

ВОЕННО-ВОЗДУШНАЯ
КРАСНОЗНАМЕННАЯ
ОРДЕНА КУТУЗОВА
АКАДЕМИЯ имени Ю. А. ГАГАРИНА

Кандидат технических наук, доцент
полковник-инженер В. Н. МЕДНИКОВ

ДИНАМИКА ПОЛЕТА И ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

УЧЕБНИК

*Утвержден
Главнокомандующим Военно-Воздушными Силами
в качестве учебника для слушателей
Военно-Воздушной академии имени Ю. А. Гагарина*

Под общей редакцией генерал-майора авиации
П. И. РЫЖОВА

МОНИНО-1976

В учебнике рассматриваются аэродинамические, взлетно-посадочные, высотно-скоростные, маневренные и пилотажные характеристики современных самолетов, а также теоретические основы пилотирования на взлете и посадке, в прямолинейном полете, при маневрировании и в особых случаях.

Большое внимание уделено методам сравнительной оценки высотно-скоростных и маневренных свойств самолетов, подходу к научному выбору рациональных приемов воздушного боя, технике пилотирования при маневрировании и анализу возможных ошибок летчика, а также обеспечению безопасности полета при максимальном использовании летно-тактических возможностей самолета.

Учебник предназначен для слушателей всех факультетов и курсов усовершенствования офицерского состава ВВА, а также может быть рекомендован командному составу строевых частей и училищ ВВС.

Автор выражает благодарность генералу П. И. Рыжову, полковникам Н. Н. Степанову, Е. П. Коломийцу, С. А. Бытко, А. М. Крылову и другим товарищам, оказавшим большую помощь при доработке рукописи.

В учебнике с согласия соответствующих лиц использованы некоторые открытые материалы научно-исследовательских и научно-методических работ, выполненных в ВВА им. Ю. А. Гагарина.



ВВЕДЕНИЕ

Прошедший в феврале–марте 1976 г. XXV съезд Коммунистической партии Советского Союза наметил новые рубежи в борьбе за дальнейший рост мощи страны, за повышение уровня жизни советских людей, за совершенствование всей нашей общественной жизни. Он выдвинул новые конкретные задачи и в области внешней политики, в борьбе за мир и международное сотрудничество, за свободу и независимость народов.

Но мирный труд советского народа должен быть гарантирован от всяких случайностей надежной обороной страны, могучими Вооруженными Силами, составной частью которых является военная авиация.

Современная военная наука отводит Военно-Воздушным Силам важнейшую роль в вооруженной борьбе. Коммунистическая партия и Советское правительство уделяют большое внимание техническому и организационному совершенствованию ВВС, требуют усиления их боеготовности и повышения безопасности полетов.

И боевой и учебно-тренировочный полеты на современном самолете требуют от летчика не только высокой морально-волевой подготовки и пилотажного мастерства, но и глубоких знаний в области авиационной техники, практической аэродинамики и тактики. Под термином «практическая аэродинамика» понимается комплекс наук, включающий теоретическую и экспериментальную аэродинамику, динамику полета самолета и теорию пилотирования.

Аэродинамика — наука, изучающая законы движения воздуха и силовое взаимодействие между воздушным потоком и обтекаемым телом. Она объясняет механизм возникновения аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет, дает методы расчета этих сил и моментов.

Динамика полета самолета — наука, изучающая законы движения самолета. Она делится на две части — динамику точки и динамику системы.

Динамика точки рассматривает движение центра масс самолета и решает следующие основные задачи: при заданных силах определяет закон движения самолета (траекторию), при заданном законе движения самолета находит необходимые силы и, наконец, при заданном экстремальном условии, т. е. при условии минимальности или максимальной какой-либо величины (например, при условии выполнения маневра в минимальное время), находит закон движения самолета и необходимые для этого силы. К динамике точки относится и аэродинамический расчет самолета, т. е. определение его летных характеристик.

Динамика системы дополнительно рассматривает движение самолета вокруг его центра масс, т. е. вопросы равновесия, устойчивости и управляемости.

Теория пилотирования — наука о законах управления самолетом и приемах пилотирования, обеспечивающих движение самолета по заданной или оптимальной траектории с учетом характера боевой задачи и создающих условия для эффективного применения оружия при соблюдении требований безопасности полета.

Знание перечисленных наук («практической аэродинамики») необходимо летчику для приобретения правильных навыков пилотирования, обеспечивающих сознательные, строго дозированные, точные действия органами управления самолетом, двигателем, оборудованием в целях максимального использования боевых возможностей самолета.

Эти знания также требуются летчику для твердого усвоения Инструкции по технике пилотирования и боевому применению, в которой обычно указывается только, что должен делать летчик в тех или иных случаях полета, но часто не даются указания о том, как это сделать, и почти никогда не приводятся причины, почему летчик должен выполнить данное действие. А без сознательного усвоения Инструкции практически невозможно обеспечить безопасность полета при максимальном исполь-

зовании летных свойств самолета.

Старые самолеты (типа И-16, Ла-5 или Пе-2) хотя и предъявляли иногда повышенные требования к точности пилотирования, но с точки зрения аэродинамики были сравнительно простыми. Такая их простота объясняется тем, что на докритических числах M все аэродинамические коэффициенты (и силовые и моментные) остаются постоянными во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

Научно-технический прогресс в авиации привел к освоению больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей и стратосферных высот, к появлению самолетов с крыльями малого удлинения, большой стреловидности, треугольной формы, с малой относительной толщиной профиля, с аэродинамической и геометрической круткой вдоль размаха, со сложными видами механизации и изменяемой в полете стреловидностью. Кроме того, качественный скачок претерпели двигательные установки, системы управления, оборудование и вооружение самолета.

В результате современный боевой самолет стал сложным не только в конструктивном, но и в аэродинамическом отношении. Все аэродинамические коэффициенты крыла, фюзеляжа, хвостового оперения и рулей резко изменяются на околозвуковых скоростях и не остаются постоянными при дальнейшем увеличении скорости полета. Одновременно коренным образом изменяются и пилотажные свойства самолета, т. е. характеристики устойчивости и управляемости, а также информационные потоки, которые должен переработать летчик в полете.

Само управление самолетом стало непрямым (через необратимые бустеры) и искусственно регулируемым. В системах управления появились различного рода автопилоты, автоматы, демпферы и прочие устройства.

Стали проявляться ранее совсем неизвестные или редко встречавшиеся неблагоприятные аэродинамические явления — такие, как «подхват» самолета, «валежка», обратная реакция по крену на скольжение и отклонение руля направления, продольная и боковая раскачка, взаимодействие продольного и бокового движений, инерционное вращение, неустойчивость по скорости и т. д. Причем интенсивность этих явлений зависит от условий эксплуатации, т. е. от веса самолета и центровки, варианта внешних подвесок, числа M и высоты полета.

Кроме того, ввиду чрезвычайно большого диапазона высот и скоростей полета современного боевого самолета появились многочисленные ограничения этого диапазона, вызванные самыми разнообразными причинами и изменяющиеся от условий эксплуатации.

Запомнить механически все многочисленные правила пилотирования невозможно, если не знать общей теории, на основе которой эти правила получены.

Но главное заключается в том, что само маневрирование в воздушном бою не может быть достаточно эффективным без знания летчиком динамики полета и теории пилотирования. На сверхзвуковом самолете ввиду некоторых особенностей его свойств конечные параметры любого маневра сильно зависят от выбранного летчиком закона управления. Неграмотное управление приводит к большим потерям энергии (скорости и высоты) на каждом маневре и к его растягиванию во времени и пространстве. Выполнив «по интуиции» два-три маневра, можно полностью растерять запас энергии самолета и оказаться в невыгодном положении по отношению к противнику даже при наличии превосходства в технике или в начальных условиях. Побеждать противника нужно не одним героизмом, но и глубокими знаниями в области динамики полета, техники пилотирования, а также умением применить их в конкретной тактической обстановке для решения поставленной боевой задачи.

Знание динамики полета и теории пилотирования поможет командиру-летчику правильно оценивать высотно-скоростные и маневренные характеристики самолета, успешно преодолевать ПВО противника, вести маневренный воздушный бой с приме-

нением современного ракетно-пушечного оружия, атаковать наземные цели. Наличие теоретических знаний улучшает также качество практического обучения летного состава, снижает сроки этого обучения, повышает безопасность полетов, позволяет находить новые приемы воздушного боя и совершенствовать технику пилотирования при маневрировании, развивает самостоятельность мышления и разумную инициативу командира-летчика. Теория раскрывает командиру-летчику природу воздушного боя, дает объективные методы оценки и сравнения иностранных и отечественных самолетов, что необходимо для выявления сильных и слабых сторон противника и выбора таких тактических приемов борьбы с ним, которые обеспечивали бы победу.

Глава I

Компоновка и аэродинамические характеристики современных самолетов

Изучение нового самолета целесообразно начинать с его компоновки и аэродинамических характеристик.

Общая компоновка самолета включает в себя аэродинамическую, объемную, весовую и конструктивную компоновки.

Аэродинамическая компоновка — это придание самолету определенной внешней геометрической формы, обеспечивающей заданное значение аэродинамических характеристик. К элементам аэродинамической компоновки можно отнести: форму профиля крыла (горизонтального и вертикального оперения), форму крыла в плане (ГО и ВО), основную форму фюзеляжа, наличие выступающих частей и подвесок, характер сочленения между собой перечисленных выше элементов.

Объемная компоновка — это вписывание в полученную геометрическую форму самолета его силового каркаса, двигательной установки, топливных баков, кабины экипажа, оборудования, вооружения и других необходимых объемов. Часто объемная компоновка вступает в противоречие с аэродинамической. Например, идеальная форма самолета нарушается наличием на нем выступающих частей (мотогондол, обтекателей шасси и пр.). Одной из форм разрешения этого противоречия является установка на самолете сбрасываемых в полете внешних подвесок.

Весовая компоновка — это такое размещение масс по объему самолета, которое обеспечивает заданное положение центра масс относительно аэродинамического фокуса, наименьшее нагружение силового каркаса, устойчивость конструкции против флаттера и других видов автоколебаний. Весовая компоновка часто находится в противоречии с объемной, т. е. часто грузы было бы выгоднее размещать там, где малы объемы (например, в крыле).

Конструктивная компоновка увязывает между собой требования аэродинамической, объемной и весовой компоновок, а также предусматривает размещение различных эксплуатационных элементов: люков, дверей, антенн и т. д.

К аэродинамическим характеристикам самолета принято относить: коэффициент подъемной силы C_y (его зависимость от угла атаки α и числа M), коэффициент безындуктивного лобового сопротивления C_{x0} (его зависимость от числа M , показатель индуктивности A (его зависимость от числа M), полярю самолета, т. е. зависимость C_x от C_y (сетку поляр при различных числах M), аэродинамическое качество k (обычно рассматривается только максимальное аэродинамическое качество k_{\max}).

Кроме того, рассматривают влияние на аэродинамические характеристики за-

крылков, щитков, подвесок, шасси и пр. Особо анализируется вопрос о влиянии на эти характеристики перестановки КИС (крыла изменяемой стреловидности).

Аэродинамические характеристики связаны с геометрической формой самолета (аэродинамической компоновкой) и существенно влияют на его летные свойства. Поэтому, изучив аэродинамические характеристики и компоновку, можно осознать, за счет каких факторов получены те или иные высотно-скоростные, маневренные и взлетно-посадочные свойства самолета. Такие знания имеют и тактическое значение: встретившись с неизвестным самолетом противника, можно только по его внешнему виду составить некоторое представление о его летных свойствах.

Изучение аэродинамических характеристик и компоновки нового самолета методически правильно проводить в сравнении с самолетом, на котором летают или летали ранее летчики данной части.

§1. Коэффициент подъемной силы C_y

1. При обтекании самолета воздушным потоком возникают местные силы *трения* (касательные к обшивке) и *давления* (перпендикулярные к обшивке). Сумма этих местных сил по всей поверхности самолета равна *полной аэродинамической силе* R .

Для удобства исследования силу R принято раскладывать по поточным осям самолета на *подъемную силу* Y , *лобовое сопротивление* Q и *боковую аэродинамическую силу* Z . Поделив каждую из перечисленных выше сил на площадь крыла S и скоростной напор q , получим соответствующие коэффициенты этих сил: C_R , C_y , C_x , C_z . Таким образом, коэффициент силы численно равен самой силе, когда $S=1 \text{ м}^2$ и $q = 1 \text{ Н/м}^2$.

2. **Подъемная сила самолета** Y есть сила давления. Создается она в основном крылом. На сверхзвуковых скоростях заметную часть подъемной силы создает и фюзеляж. Горизонтальное оперение на большинстве самолетов создает отрицательную подъемную силу. Доля остальных частей самолета в создании подъемной силы незначительна.

В литературе можно встретить два вида коэффициента C_y для самолета — *с учетом балансировки* (с учетом балансирующего отклонения руля высоты) и *без учета балансировки* (при нейтральном положении руля высоты на любом угле атаки). В данном параграфе рассматривается C_y самолета без учета балансировки.

С величиной коэффициента C_y связаны такие летно-тактические свойства самолета, как посадочная скорость и скорость отрыва, длины пробега и разбега, радиус и угловая скорость на форсированном вираже (развороте) и на других энергичных маневрах, минимальная скорость полета и пр.

3. Величина коэффициента C_y самолета зависит от следующих основных факторов: угла атаки, числа M , формы крыла в плане, формы профиля крыла, выпуска закрылков или применения другой механизации крыла (последний фактор можно отнести и к изменению формы профиля крыла). На самолетах с поршневыми или турбовинтовыми двигателями увеличение мощности приводит к росту скорости обтекания крыла воздушным потоком и, следовательно, к увеличению подъемной силы. При этом возрастает и коэффициент C_y , так как при вычислении его величины подъемную силу относят к скорости невозмущенного винтом потока.

4. От угла атаки α коэффициент C_y в пределах плавного обтекания зависит обычно линейно (рис. 1.1). Некоторая нелинейность функции C_y^α замечается у самолетов с очень малым удлинением крыла, а также на гиперзвуковых скоростях (при $M > 7-10$), однако в учебнике используются главным образом линейные зависимости C_y от α .

При увеличении угла α в некоторый момент начинаются местные срывы потока на крыле (часто сопровождаемые тряской) и линейная зависимость C_y от α нарушается. Затем после общего срыва потока с крыла величина C_y начинает падать.

На графике C_y^α интерес представляют следующие величины: α_0 — угол атаки нулевой подъемной силы, C_y^α — тангенс угла наклона прямолинейного участка функции, т. е. производная $dC_y(\alpha)/d\alpha$ на этом участке; $\alpha_{тр}$ и $C_{y_{тр}}$ — угол атаки и коэффициент подъемной силы при начале тряски (обычно в этой точке и начинает нарушаться линейность функции); $\alpha_{кр}$ и $C_{y_{макс}}$ — критический угол атаки и максимальный коэффициент подъемной силы.

На линейном участке функция C_y^α может быть выражена формулой

$$C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0) \quad (1.1)^*$$

1

Угол α_0 связан с несимметричностью профиля крыла. Если профиль симметричный (что характерно для сверхзвуковых самолетов), то $\alpha_0 = 0$ и формула (1.1) приобретает вид

$$C_y = C_y^\alpha \alpha. \quad (1.2)$$

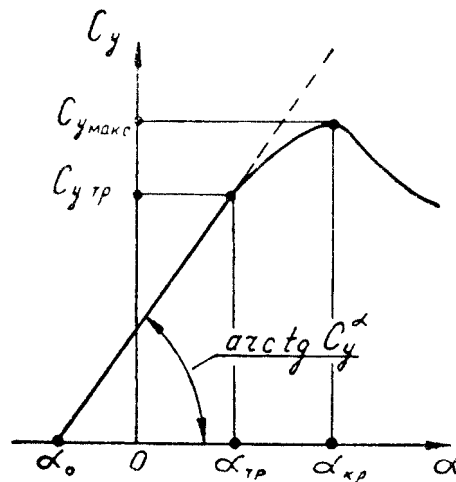


Рис. 1.1: Основные величины, характеризующие зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

5. **Производная** C_y^α на докритических скоростях зависит в основном от удлинения крыла

$$C_y^\alpha = \frac{2\pi}{1 + \frac{2(1+\tau)}{\lambda}}. \quad (1.3)$$

При уменьшении удлинения крыла λ уменьшается и производная C_y^α , так как происходит выравнивание давлений под и над крылом через его концы. При большом удлинении выравнивание давлений распространяется на относительно меньшую площадь крыла и производная C_y^α увеличивается. Из формулы 1.3) видно, что теоретический предел величины C_y^α при бесконечно большом удлинении крыла равен $2\pi = 6,28 \text{ ед/рад}$ (или $0,11 \text{ ед/град}$).

На рис. 1.2 изображены в качестве примера функции C_y^α для трех самолетов. Отличия определяются в основном разным удлинением крыла.

^{1*} В учебнике звездочкой отмечены наиболее важные формулы.

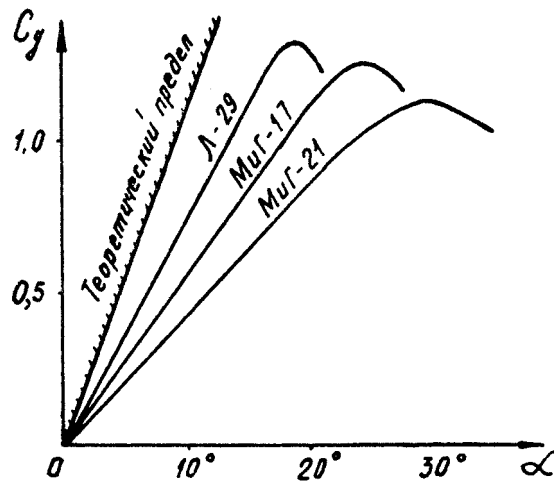


Рис. 1.2: Примеры зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки; скорость — докритическая

6. Некоторое влияние на величину производной C_y^α оказывает форма профиля крыла и форма крыла в плане. На докритических скоростях лучшим является обычный несимметричный профиль умеренной толщины с закругленной передней кромкой. Симметричный тонкий профиль или профиль с острой передней кромкой имеют меньшую величину C_y^α .

Что касается формы крыла в плане, то на докритических скоростях наилучший результат дает эллипсовидное крыло. Чем больше крыло в плане отличается от эллипса, тем меньше у него производная C_y^α при заданном удлинении λ .

Механизация крыла (закрылки, предкрылки и пр.) изменяет величины α_0 или $\alpha_{кр}$ и $C_{y\max}$, но на производную C_y^α почти не влияет.

В формуле (1.3) влияние профиля, формы крыла в плане и механизации учитывается поправочным коэффициентом τ .

7. **На сверхзвуковых скоростях** производная C_y^α зависит от удлинения крыла меньше, но зато сказывается сильное влияние числа M

$$C_y^\alpha = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (1.4)$$

Формула (1.4) справедлива только для крыла с очень тонким профилем и острой передней кромкой. При увеличенной толщине профиля или закругленной передней кромке величина C_y^α меньше, чем это следует из приведенной формулы. Кроме того, эта формула не годится для трансзвуковых и гиперзвуковых скоростей.

На рис. 1.3 в качестве теоретического примера изображены зависимости производных C_y^α от числа M для тех же трех самолетов. Из графика видно следующее: на сверхзвуковых скоростях производные C_y^α у всех самолетов примерно одинаковые, на трансзвуковых скоростях для определения величины C_y^α не годятся ни формула (1.4), ни (1.3). Последнее объясняется тем, что на трансзвуковых скоростях крыло обтекается смешанным потоком (т. е. имеются дозвуковые и сверхзвуковые зоны обтекания), скачки уплотнения и сверхзвуковые зоны быстро перемещаются по поверхности профиля, соответственно изменяется протяженность и положение зон разрежения и повышенного давления над и под крылом, что и приводит к колебательному изменению производной C_y^α при переходе через скорость звука.

При прямом толстом крыле эти колебания резкие (см. кривую самолета Л-29), при стреловидном — слабые (МиГ-17), при треугольном — почти незаметные (МиГ-21).

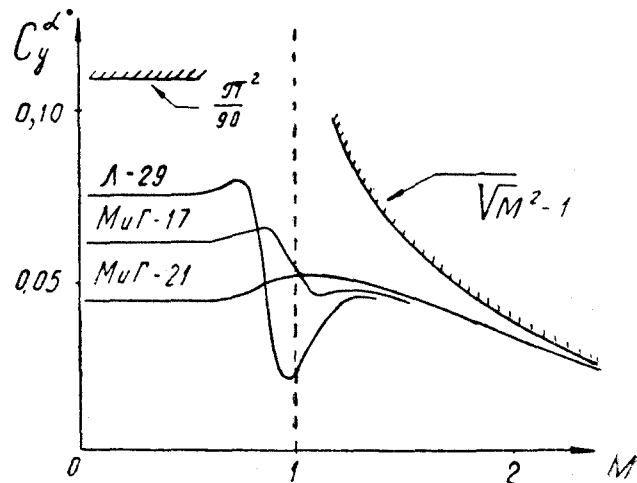


Рис. 1.3: Примеры зависимостей производной C_y^α от числа M ; α — в градусах

Колебания C_y^α особенно неблагоприятно сказываются на устойчивости и управляемости самолета. Резкое падение подъемной силы после превышения критического числа M является одной из причин опасного затягивания в пикирование.

8. Итак, на **дозвуковых скоростях** наибольшую величину производной C_y^α имеет прямое эллипсовидное или трапециевидное крыло максимального удлинения с обычным дозвуковым несимметричным профилем. Основным фактором здесь является удлинение λ , величина которого, однако, ограничивается условиями прочности и жесткости. На **трансзвуковых скоростях** для устранения нежелательных колебаний C_y^α выгодным является стреловидное или треугольное крыло малого удлинения. На больших **сверхзвуковых скоростях** форма крыла в плане на величину C_y^α почти не влияет.

9. **Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ и максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y_{макс}}$** зависят от следующих основных факторов: удлинения крыла, формы его профиля, числа M , механизации крыла.

На дозвуковых скоростях увеличению $\alpha_{кр}$ способствует толстый несимметричный профиль крыла, его малое удлинение и стреловидность, причем удлинение крыла оказывает наибольшее влияние (см. рис. 1.2).

Увеличению $C_{y_{макс}}$ способствует толстый несимметричный профиль крыла, большое удлинение и отсутствие стреловидности (см. тот же рис. 1.2).

10. **Механизация крыла** по своему влиянию на α и C_y делится на две группы:

1) *Закрылки, щитки* и другие подобные устройства, которые смещают α_0 в сторону отрицательных углов атаки (так как профиль становится как бы несимметричным). При этом на взлетно-посадочных углах атаки коэффициент C_y увеличивается в несколько раз (рис. 1.4). Однако $C_{y_{макс}}$ возрастает мало, а $\alpha_{кр}$ может даже уменьшаться. Отсюда, кстати, следует вывод о неэффективности выпуска при боевом маневрировании обычных взлетно-посадочных щитков или закрылков, так как в этом случае за счет их сопротивления получается значительный отрицательный эффект.

2) *Предкрылки* не изменяют величину C_y на малых углах атаки. Они только затягивают начало срыва потока, т. е. увеличивают $\alpha_{кр}$ и $C_{y_{макс}}$. На взлете и посадке предкрылки используются редко (Ил-76). В настоящее время их главное назначение — увеличивать маневренные возможности самолета или улучшать его противощтопорные свойства.

Системы сдува пограничного слоя обычно применяются вместе с механическими закрылками. Сдув пограничного слоя затягивает срыв потока, т. е. увеличивает $\alpha_{кр}$ и

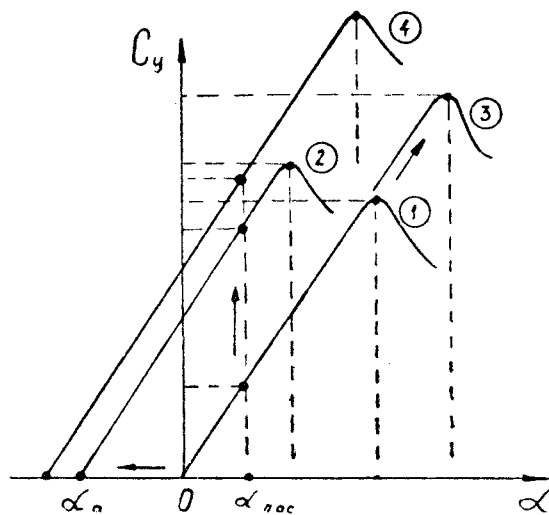


Рис. 1.4: Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для крыльев: 1 — без механизации, 2 — с закрылками; 3 — с предкрылками; 4 — с системой СПС

$C_{y \text{ макс}}$ (аналогично предкрылкам), а это позволяет отклонять закрылки на больший угол, что смещает α_0 в сторону отрицательных углов атаки. В результате коэффициент C_y на взлетно-посадочных углах атаки возрастает еще больше (рис. 1.4).

11. Влияние числа M на $C_{y \text{ макс}}$ показано на рис. 1.5 (крыло без механизации).

При увеличении числа M «пик» относительного разрежения на спинке профиля увеличивается (вследствие влияния сжимаемости воздуха); пограничный слой,двигающийся к задней кромке профиля из зоны пониженного давления в сторону повышающегося давления, останавливается раньше; раньше (по углу атаки) происходит и срыв потока.

Таким образом, увеличение числа M приводит к уменьшению $\alpha_{\text{кр}}$ и $C_{y \text{ макс}}$.

На некоторых самолетах срыву потока с крыла предшествует *предупредительная тряска* той или иной интенсивности. Причиной этой тряски являются местные срывы потока, возникающие на ограниченных участках размаха крыла (например, на концах стреловидного крыла или в районе аэродинамических перегородок). Зависимость $C_{y \text{ тр}}$ от числа M может быть самой разнообразной, на что влияют форма профиля, форма крыла в плане, наличие аэродинамических перегородок или «зуба» на передней кромке, установка турбулизаторов потока и другие причины.

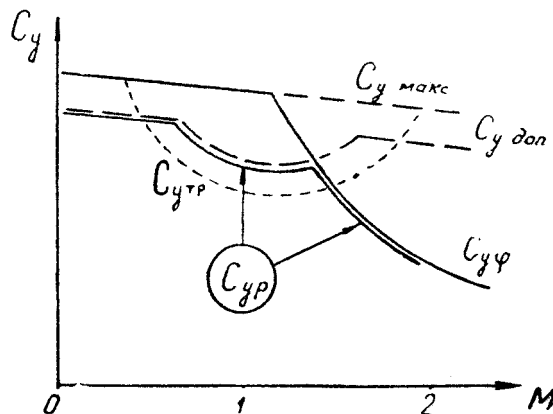


Рис. 1.5: Зависимость от числа M характерных коэффициентов подъемной силы

12. Важнейшее практическое значение имеет **допустимый коэффициент подъемной силы** $C_{y\text{доп}}$ (допустимый угол атаки $\alpha_{\text{доп}}$) и **располагаемый коэффициент подъемной силы** $C_{yр}$ (располагаемый угол атаки α_p).

$C_{y\text{доп}}$ назначается по условиям безопасности полета, а именно: по условиям сваливания (с некоторым запасом до $C_{y\text{макс}}$), тряски (с некоторым входом в область тряски), потери устойчивости или управляемости.

На сверхзвуковых скоростях продольная статическая устойчивость самолета по перегрузке (по углу атаки) сильно возрастает, а относительная эффективность руля высоты (управляемого стабилизатора) падает. Поэтому даже при полном отклонении ручки на себя самолет здесь не выходит на $C_{y\text{доп}}$, достигая только сравнительно небольшой величины $C_{y\varphi}$ по $\varphi_{\text{макс}}$ стабилизатора).

$C_{yр}$ — это наибольший коэффициент подъемной силы, который может практически использоваться в полете с соблюдением условий безопасности. Таким образом, на дозвуковых скоростях $C_{yр} = C_{y\text{доп}}$, на сверхзвуковых — $C_{yр} = C_{y\varphi}$.

По коэффициенту $C_{yр}$ вычисляются соответствующие маневренные характеристики самолета, а именно: максимальные угловые скорости и минимальные радиусы траекторий при форсированных разворотах и других энергичных маневрах.

§2. Коэффициент безындуктивного лобового сопротивления C_{x0}

1. При рассмотрении физики явления и математическом анализе лобовое сопротивление самолета Q (и его коэффициент C_x) делят на две части одним из следующих способов:

- сопротивление *трения* (образуется касательными к обшивке силами) и *давления* (образуется нормальными к обшивке силами);
- сопротивление *безындуктивное* (не связанное с подъемной силой) и *индуктивное* (добавочное сопротивление, связанное с подъемной силой);
- сопротивление *безволновое* (связанное с потерями энергии в вихрях) и *волновое* (связанное с потерями энергии в скачках уплотнения);
- сопротивление *крыла* (оно неизбежно) и *вредное* (создаваемое остальными частями самолета).

Связь между перечисленными видами сопротивления показана на рис. 1.6. Например, безындуктивное сопротивление есть сопротивление давления и трения, оно может быть безволновым и волновым, частично оно является сопротивлением крыла и частично — вредным.

2. **Безындуктивное лобовое сопротивление** Q_0 на докритических скоростях на 70–90% состоит из *сопротивления трения* и только на 10–30% — из *сопротивления давления*, причем сопротивление давления появляется за счет наличия трения в пограничном слое (при отсутствии трения лобовое сопротивление тела, не создающего подъемной силы, равно нулю — парадокс Эйлера).

Таким образом, чтобы уменьшить Q_0 на докритических скоростях, необходимо уменьшить сопротивление трения, а именно — ламинаризовать пограничный слой, чему способствуют следующие факторы:

- гладкая полированная обшивка самолета без выступающих заклепок и других деталей, без вмятин, щелей и царапин;
- специальная форма фюзеляжа, профиля крыла и других частей.

Когда обращают внимание на необходимость содержать в идеальном состоянии поверхность скоростного самолета, то некоторые летчики не верят, что простая царапина может увеличивать лобовое сопротивление. Нужно помнить, что эта царапина

увеличивает сопротивление не сама по себе, а через турбулизацию всего пограничного слоя позади цаприны.

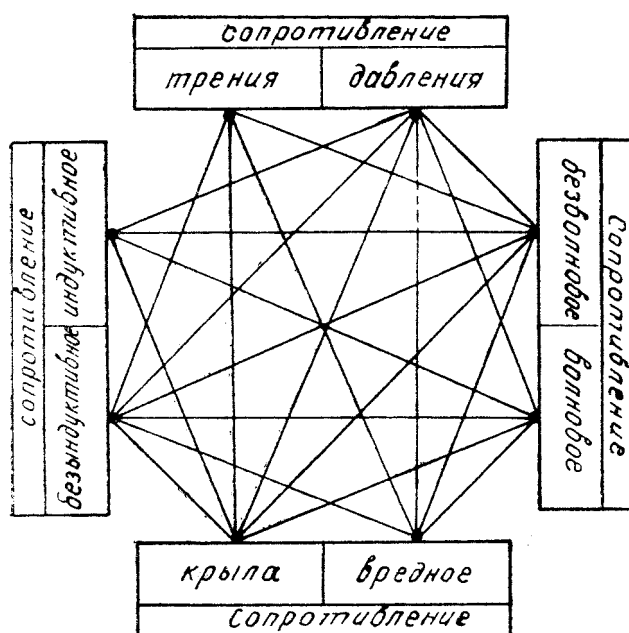


Рис. 1.6: Принцип деления сопротивления на две части и связи между этими частями

3. На рис. 1.7 изображена *оптимальная форма фюзеляжа* заданного объема, имеющего минимальное сопротивление на докритических скоростях: сечение — круг, отношение диаметра к длине — 1:6, максимальная толщина — на $\frac{1}{3}$ длины от носка, носок — закругленный, хвостик — острый. Всякое отступление от этой формы увеличивает сопротивление за счет увеличения или трения, или давления.

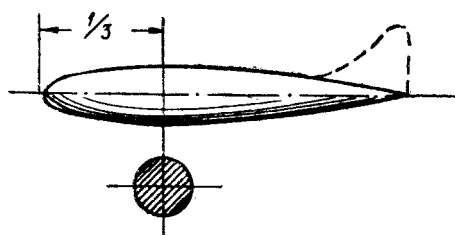


Рис. 1.7: Аэродинамически оптимальная форма фюзеляжа для докритических скоростей

Отступления могут вызываться технологическими и эксплуатационными соображениями (например, на пассажирском самолете более удобным будет фюзеляж с цилиндрической средней частью).

4. **Форма профиля крыла** (а также кия и стабилизатора) выбирается обычно из других соображений, но существуют так называемые *ламинарные профили* (рис. 1.8), специально предназначенные для уменьшения C_{x0} . Их основным признаком является смещение максимальной толщины на 50–60% хорды. Когда пограничный слой течет от носка (из области повышенного давления) к точке максимальной толщины профиля (в область самого низкого давления), то это способствует его ламинаризации. Дальше пограничный слой течет уже в сторону повышающегося давления, что приводит к его турбулизации. На ламинарном профиле как раз и увеличен участок обтекания с отрицательным градиентом давления.

Однако ламинарный профиль, уменьшая коэффициент C_{x0} , обладает худшими другими показателями и поэтому встречается в настоящее время редко.

На трансзвуковых и сверхзвуковых самолетах стали применять профили со смещенной назад максимальной толщиной совершенно по иным причинам, а именно: для увеличения критического числа M_i уменьшения волнового сопротивления. Но эти противоволновые профили одновременно оказались благоприятными и с точки зрения ламинаризации пограничного слоя, а также уменьшения силы трения и коэф-

фициента C_{x0} на докритических скоростях.

5. **Безындуктивное лобовое сопротивление** примерно на 50% состоит из *сопротивления крыла* и на 50% из *вредного сопротивления* других частей самолета. Поэтому неоднократно делались попытки построить самолет типа «летающее крыло». Наиболее удачные конструкции такого типа принадлежали советским инженерам В. Н. Беляеву (ДБКЛ-2), Б. И. Черановскому (БИЧ-14), К. А. Калинин (ВС-2) и В. А. Чижевскому (БОК-5), причем на самолете БОК-5 летчик-испытатель П. М. Стефановский выполнял весь сложный пилотаж. Из зарубежных конструкций следует отметить американский опытный шестимоторный бомбардировщик фирмы Нортроп (ХВ-35), который совершил несколько удачных полетов. Однако по различным причинам, связанным с вопросами устойчивости и объемной компоновки, все эти машины на вооружение не были приняты и серийно не строились.

6. На величину безындуктивного сопротивления влияет не только форма отдельных частей самолета, но и *характер их сочленения* друг с другом. Неудачное сочленение может привести к вихреобразованию и возрастанию C_{x0} (вредная интерференция), удачное — к уменьшению C_{x0} (полезная интерференция). Наиболее важным является характер сочленения крыла с фюзеляжем. На докритических скоростях лучший результат дает схема среднеплана. Размещение крыла по длине фюзеляжа определяется только условиями обеспечения нормального запаса центровки.

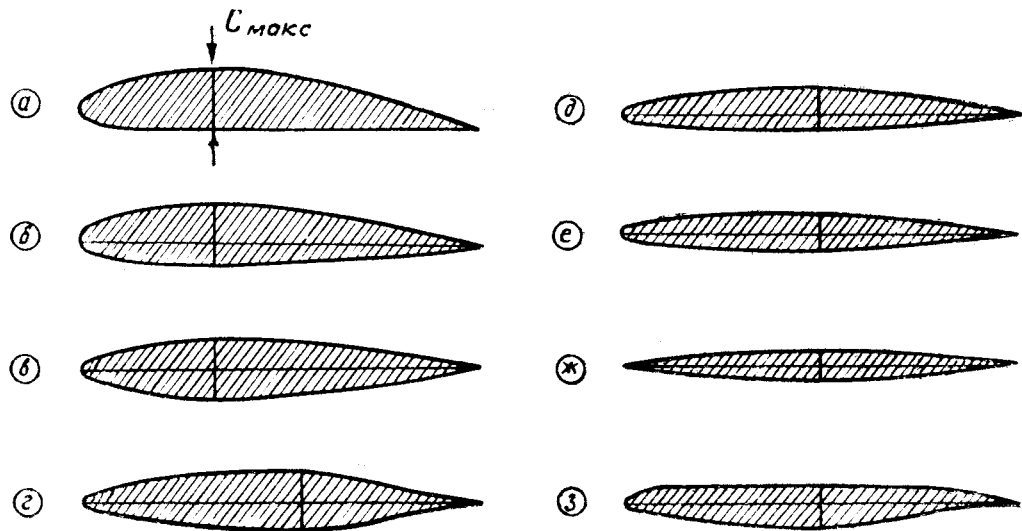


Рис. 1.8: Типичные профили крыла: *a, б, в* — обычные для докритических скоростей; *е* — ламинарный для докритических скоростей; *д, е, ж* — обычные для сверхкритических скоростей; *з* — суперкритический для трансзвуковых скоростей

7. Что касается относительной толщины профиля \bar{c} , удлинения крыла λ , стреловидности крыла χ , то эти факторы на докритических скоростях оказывают на величину C_{x0} сравнительно небольшое влияние.

8. **На закритических скоростях** безындуктивное лобовое сопротивление резко возрастает за счет увеличения разности давлений перед и за самолетом. Это добавочное сопротивление есть следствие появления сначала местных, а затем мощных головных и хвостовых скачков. При неудачной аэродинамической компоновке сопротивление давления на закритических скоростях может возрасти в несколько десятков раз (сопротивление трения обычно не растет, а даже несколько уменьшается). Поэтому вся аэродинамическая компоновка трансзвуковых и сверхзвуковых самолетов направлена в первую очередь на увеличение критического числа M_i и уменьшение волнового сопротивления.

На рис. 1.9 показаны зависимости $C_{x0}(M)$, типичные для дозвукового, околозвукового и сверхзвукового самолетов. Для последнего указаны и составляющие части безындуктивного сопротивления.

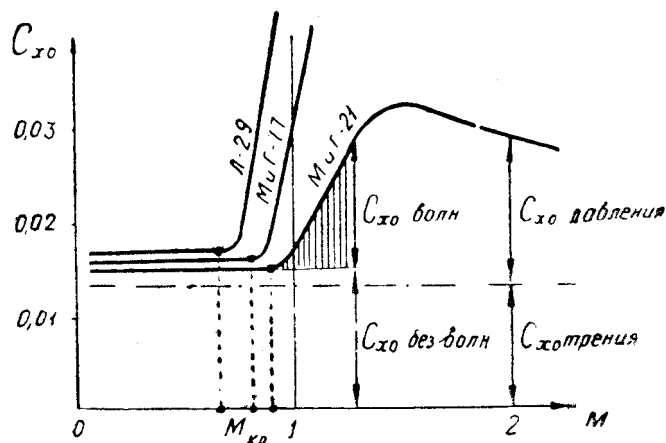


Рис. 1.9: Примеры зависимостей коэффициента безындуктивного сопротивления от числа M

9. Для уменьшения волнового сопротивления, являющегося главной частью Q_0 при $M > 1$ аэродинамическая компоновка должна обладать следующими чертами:

- фюзеляж должен иметь малую относительную толщину $\bar{c}_f = d_f : l_f$ при заданном объеме. У сверхзвуковых самолетов это отношение бывает равно 1:10 и меньше (обратная величина называется удлинением фюзеляжа $\lambda_f = l_f : d_f$). Но длинный тонкий фюзеляж имеет большую поверхность (при равном объеме), что приводит к увеличению сопротивления трения, а это невыгодно на малых скоростях;

- нос фюзеляжа должен быть острым. Однако это также увеличивает поверхность фюзеляжа, а значит, и сопротивление трения;

- площадь поперечного сечения всего самолета плоскостью, перпендикулярной к оси фюзеляжа, должна изменяться плавно, если сдвигать эту плоскость от носа к хвосту («правило площадей»). Следовательно, возле крыла фюзеляж должен быть поджат на соответствующую величину. Но это мероприятие дает отрицательный эффект и на докритических, и на больших сверхзвуковых скоростях;

- входные кромки воздухозаборника должны быть острыми. Но это ухудшает его работу на малых скоростях и поэтому некоторые сверхзвуковые самолеты (например, МиГ-19) иногда имеют воздухозаборники с закругленными входными кромками;

- профиль крыла должен иметь минимальную относительную толщину \bar{c} . У сверхзвуковых самолетов $\bar{c} = 5-8\%$ и меньше. Следует отметить, что на малых скоростях тонкий профиль обладает несколько худшими характеристиками;

- крыло может быть прямым, но тогда его передняя кромка обязательно должна быть острой, а носок крыла на больших углах атаки должен отклоняться вниз (пример — американский истребитель F-104). Профиль с острой передней кромкой имеет совершенно неудовлетворительные характеристики на малых скоростях;

- крыло может иметь и закругленную переднюю кромку, но тогда оно обязательно должно быть стреловидным (треугольным). Однако при малых скоростях стреловидность весьма отрицательно сказывается на аэродинамических характеристиках.

С величиной C_{x0} некоторым образом связаны такие летно-тактические свойства самолета, которые имеют место при полете на малых углах атаки, а именно: максимальная скорость, скороподъемность, ускорение разгона. Кроме того, коэффициент C_{x0} влияет на величину максимального аэродинамического качества самолета и на

соответствующие свойства: дальность и продолжительность полета, статический потолок, дальность и угол планирования.

§3. Показатель индуктивности A

1. При увеличении угла атаки и неизменном числе M коэффициент индуктивного сопротивления $C_{xи}$ многих самолетов на дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях увеличивается приблизительно пропорционально квадрату коэффициента подъемной силы, т. е. в этом случае будет справедлива формула

$$C_{xи} = A C_y^2, \quad (1.5)$$

где A — коэффициент пропорциональности, называемый показателем индуктивности.

С величиной A связаны показатели маневренности самолета при полете на больших углах атаки, а именно: радиусы и угловые скорости на установившихся виражах и разворотах, скорость падения или набора энергии при маневрировании с большими перегрузками и пр.

2. Для докритических скоростей показатель индуктивности A чаще записывают в следующем виде:

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{эфф}}, \quad (1.6)$$

где $\lambda_{эфф}$ — эффективное удлинение, которое равно удлинению эллипсовидного в плане крыла, имеющего при заданном C_y аналогичное с рассматриваемым крылом индуктивное сопротивление (профили — одинаковые).

Вспомним, что геометрическое удлинение крыла равно

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{l}{b_{ср}}, \quad (1.7)$$

где l — размах, S — площадь, $b_{ср}$ — средняя геометрическая хорда крыла.

Эффективное удлинение, которое определяет картину обтекания, равно геометрическому удлинению только для эллипсовидного в плане крыла (рис. 1.10). Эта форма является идеальной при докритических скоростях полета, но изготовить такое крыло сложно. Трапециевидное крыло с закругленными концами технологически более простое, а его контур достаточно близок к эллипсу, поэтому такое крыло имеет $\lambda_{эфф}$, мало отличающееся от λ .

Чем больше крыло отличается от эллипса, тем меньше $\lambda_{эфф}$ по сравнению с λ . Особенно непохожи на эллипс стреловидные и треугольные крылья, и у них $\lambda_{эфф} \ll \lambda$ (кстати, у этих крыльев мало и само геометрическое удлинение). Например, у самолета Л-29 — $\lambda = 5,36$ и $\lambda_{эфф} = 4,52$ (здесь $\lambda_{эфф}$ составляет 84% от λ); у самолета МиГ-21 — $\lambda = 2,22$ и $\lambda_{эфф} = 1,3$ (58%). Кроме формы крыла в плане на величину A влияет и форма профиля (что отражается в изменении $\lambda_{эфф}$). Обычный дозвуковой несимметричный профиль ($a, б$ — на рис. 1.8) наиболее благоприятен; тонкий профиль с острой передней кромкой приводит к увеличению показателя A и индуктивного сопротивления (при заданной форме крыла в плане).

Таким образом, на докритических скоростях элементы аэродинамической компоновки влияют одинаково благоприятно или одинаково неблагоприятно и на производную C_y^α и на показатель индуктивности A (в том смысле, что одновременно увеличивается C_y^α и уменьшается A , или наоборот).

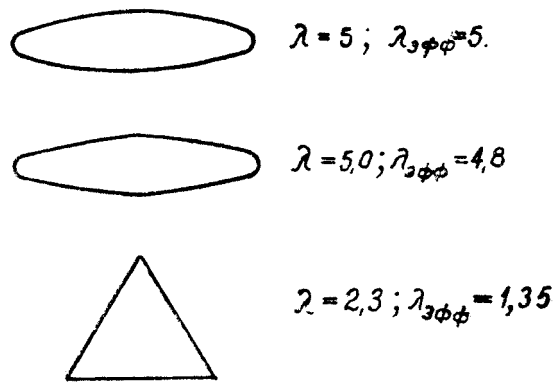


Рис. 1.10: Сравнительная величина геометрического и эффективного удлинения у различных крыльев

3. Для умеренных сверхзвуковых скоростей показатель индуктивности чаще записывают в следующем виде:

$$A = \frac{1}{C_y^\alpha} = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4} \quad (1.8)$$

(справедливо для тонкого профиля с острой передней кромкой без учета концевое эффекта).

На сверхзвуковых скоростях показатель A от удлинения крыла зависит мало, но зато он растет по числу M . Заметим, что и для сверхзвуковых скоростей справедлива формула (1.6), но в нее следует вводить переменное по числу M эффективное удлинение крыла, что делать не принято.

Показатель индуктивности A для самолета в целом несколько больше, чем для изолированного крыла, так как различные части самолета (фюзеляж и др.) также создают некоторую подъемную силу, но делают это хуже, чем крыло, т. е. образуют большее индуктивное сопротивление на единицу подъемной силы.

На рис. 1.11 приведены некоторые типичные зависимости A от числа M .

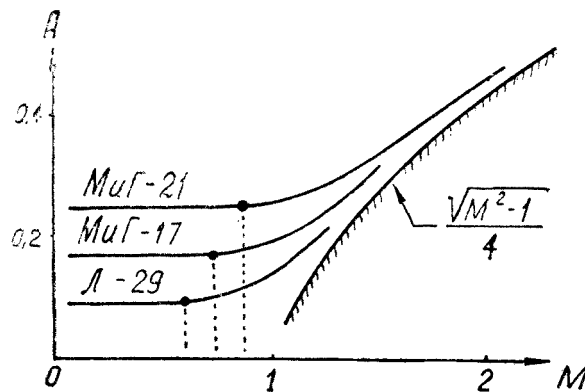


Рис. 1.11: Примеры зависимостей показателя индуктивности от числа M

4. Имея безындуктивную и индуктивную части сопротивления, можно записать:

$$C_x = C_{x0} + A C_y^2. \quad (1.9)$$

Графическое представление этой зависимости называется **параболой сопротивления** (рис. 1.12). На больших углах атаки кривая $C_x(C_y)$ после нарушения плавности обтекания отходит от теоретической параболы. Это происходит одновременно

с отходом функции $C_y(\alpha)$ от прямой линии (см. рис. 1.1 и 1.2), т. е. начиная примерно с $C_{y\text{тр}}$ (тряски). В данном случае графическое представление фактической зависимости $C_x(C_y)$ называется полярой.

По поляре можно найти следующие характерные величины: C_{x0} , $C_{y\text{нв}}$ и $C_{x\text{нв}}$, $C_{y\text{макс}}$, $k_{\text{макс}} = C_{y\text{нв}} : C_{x\text{нв}}$ или $k = C_y : C_x$ для любого угла атаки.

В некоторых случаях на поляре, используя зависимость $C_y(\alpha)$, наносят точки с обозначением углов атаки. Тогда по поляре можно найти и характерные α .

На докритических скоростях C_{x0} и A не зависят от числа M , и здесь можно пользоваться одной полярой (от числа M здесь зависит только $C_{y\text{макс}}$, т. е. высота вершины поляры).

На закритических скоростях с учетом зависимостей $C_{x0}(M)$ и $A(M)$ получаем индивидуальную поляру для каждого числа M (рис. 1.13). Этот набор кривых $C_x(C_y, M)$ называется **сеткой поляр**.

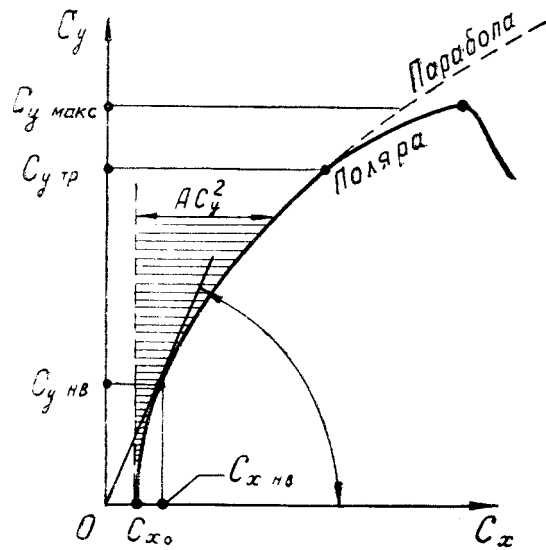


Рис. 1.12: Поляра самолета

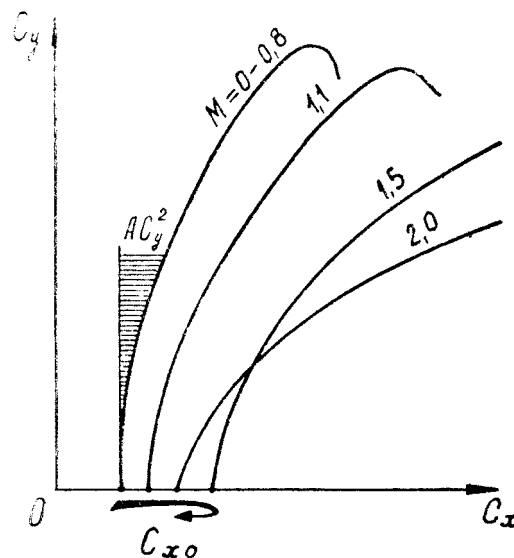


Рис. 1.13: Сетка поляр для различных чисел M (пример)

5. С использованием формулы (1.9) запишем **аэродинамическое качество** в сле-

дующем виде:

$$k = \frac{C_y}{C_{x0} + AC_y^2}.$$

Теперь сделаем с этим выражением известные операции по нахождению максимума функции ($dk/dC_y = 0$ и т. д.) и получим

$$\begin{aligned} C_{y\text{нв}} &= \sqrt{\frac{C_{x0}}{A}}; \\ C_{x\text{нв}} &= 2C_{x0}; \\ k_{\text{макс}} &= \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{AC_{x0}}}. \end{aligned}$$

Наиболее важной величиной здесь является **максимальное аэродинамическое качество** $k_{\text{макс}}$, от которого зависят такие летные характеристики самолета, как дальность и продолжительность полета, потолок, угол и дальность планирования и другие.

Выбранные нами для иллюстрации теории самолеты на докритических скоростях имеют следующие показатели:

Самолет	C_{x0}	A	$k_{\text{макс}}$
Л-29	0,020	0,08	12,5
МиГ-17	0,017	0,12	11
МиГ-21	0,016	~ 0,25	8

Примечание. Все цифры и графики, приводимые в учебнике по конкретным самолетам, в методических целях округлены и упрощены.

Во всех случаях и на всех самолетах было бы выгодно при прочих равных условиях иметь аэродинамическое качество как можно выше. Но противоречивые требования не всегда позволяют это сделать.

На докритических скоростях $k_{\text{макс}}$ зависит главным образом от показателя индуктивности A т. е. от эффективного удлинения крыла (при $M < M_{\text{кр}}$ коэффициенты C_{x0} у всех самолетов примерно одинаковы). Но величина удлинения ограничивается требованиями прочности и жесткости, а иногда и габаритами самолета по размаху. Успехи аэродинамики и авиационной строительной механики привели к тому, что современные дозвуковые летательные аппараты имеют весьма высокое аэродинамическое качество. Например, у пассажирских лайнеров и тяжелых бомбардировщиков $k_{\text{макс}} \simeq 16 - 22$, а некоторые спортивные планеры имеют $k_{\text{макс}} \simeq 50 - 54$.

На сверхзвуковых скоростях, наоборот, $k_{\text{макс}}$ зависит главным образом от коэффициента C_{x0} (при $M > 1$ у всех самолетов показатели индуктивности A примерно одинаковы). Для уменьшения безындуктивного сопротивления выгодно удлинение крыла уменьшать, что и делается, вследствие чего сверхзвуковые самолеты имеют плохое аэродинамическое качество на малых скоростях.

На рис. 1.14 показана зависимость $k_{\text{макс}}$ от числа M для некоторых самолетов. Из графика видны возникающие противоречия: один самолет хорош только на дозвуковых скоростях, другой — на сверхзвуковых.

6. Относительно поляры самолета сделаем несколько дополнительных замечаний:

— кривую $C_x(C_y)$ можно называть полярой только при одинаковых масштабах откладываемых величин по осям C_x и C_y (в этом случае кривая будет соединять концы векторов C_R). Обычно же масштабы по осям выбираются разные, так как величина C_y в 10–20 раз больше C_x . Но и эту разномасштабную кривую общепринято называть «полярой»;

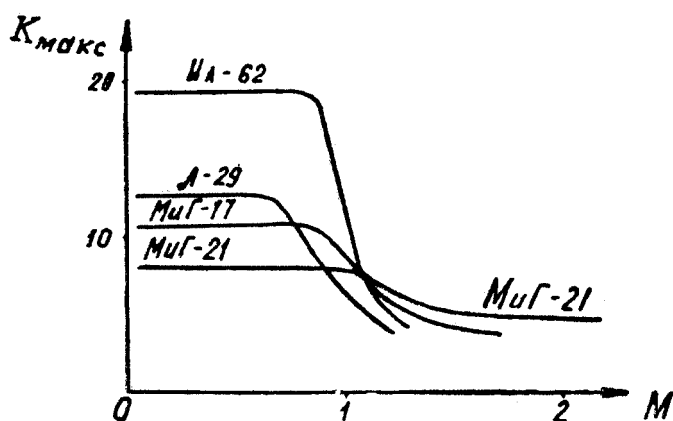


Рис. 1.14: Примеры зависимостей максимального аэродинамического качества от числа M

— у самолетов с очень малым удлинением крыла кривая $C_x(C_y)$ не является квадратичной параболой, так как при увеличении C_y индуктивное сопротивление возрастает быстрее, чем это следует из формулы $C_{xi} = AC_y^2$, а следовательно, не годятся для расчетов формулы (1.5), (1.9), (1.10), (1.11), (1.12) и вытекающие из них следствия. В этом случае теория предлагает несколько выходов: или считать параметр индуктивности A изменяющимся по C_y , тогда $C_{xi} = A(C_y)C_y^2$; или при постоянном A подобрать подходящий показатель степени при C_y , тогда $C_{xi} = AC_y^n$, где $n > 2$; или подобрать подходящий полином, более или менее удачно аппроксимирующий реальную функцию $C_x(C_y)$;

— при большом запасе центровки (например, на сверхзвуковых скоростях) имеют место так называемые *потери на балансировку*, т. е. дополнительное увеличение индуктивного сопротивления крыла и горизонтального оперения. Лучше всего это проиллюстрировать на частном примере. Пусть для полета на заданном режиме требуется иметь $C_y = +0,5$. Приняв $A = 0,1$, получим без учета балансировки $C_{xi} = 0,1 \cdot 0,5^2 = 0,025$. Но для удержания самолета в равновесии требуется отклонить ручку на себя (руль высоты — вверх), и пусть при этом $C_{y_{г.о.}} = -0,15$ (это C_y горизонтального оперения, приведенный к площади крыла). Теперь для сохранения у самолета $C_y = +0,5$ (что задано) требуется создать на крыле $C_{y_{кр}} = +0,65$. При этом индуктивное сопротивление увеличится, так как $C_{xi} = 0,1 \cdot 0,65^2 = +0,04225$.

Разность $\Delta C_{xi} = 0,04225 - 0,025 = +0,01725$ и называется потерями на балансировку (сюда для точности следовало бы добавить и индуктивное сопротивление горизонтального оперения).

Как уже говорилось, поляры иногда строятся прямо с учетом потерь на балансировку. Из физики явления видно, что эти потери увеличиваются на больших углах атаки.

§4. Особенности аэродинамической компоновки современных самолетов

1. Отдельные летные свойства самолета предъявляют разные и часто противоречивые требования к его аэродинамической компоновке.

При **компоновке дозвукового самолета** этих противоречий меньше. С точки зрения только аэродинамики фюзеляж должен быть сигарообразным (рис. 1.7), крыло — эллипсовидным или трапециевидным (рис. 1.10), профиль крыла — обычным

дозвуковым (рис. 1.8, *а, б, в*) сочленение крыла с фюзеляжем — среднепланым. Такая компоновка одинаково благоприятно влияет на все аэродинамические характеристики самолета или, во всяком случае, не оказывает ни на одну характеристику отрицательного влияния.

Основное противоречие заключается в выборе площади крыла. Например, для увеличения максимальной скорости самолета площадь крыла нужно уменьшать, а для повышения потолка и улучшения взлетно-посадочных свойств — увеличивать.

На основании изложенного оптимальная аэродинамическая компоновка дозвукового самолета должна быть такой, как изображено на рис. 1.15. Так в основных чертах выглядит большинство дозвуковых самолетов (за малыми исключениями). В конкретных случаях некоторые отличия вызываются требованиями: технологии (трапециевидное крыло, цилиндрический фюзеляж и пр.), объемной компоновки (гондолы двигателей и шасси, выступающий фонарь и пр.), эксплуатации (например, военно-транспортный самолет нельзя сделать среднепланом, иначе лонжероны крыла пройдут сквозь грузовой отсек).

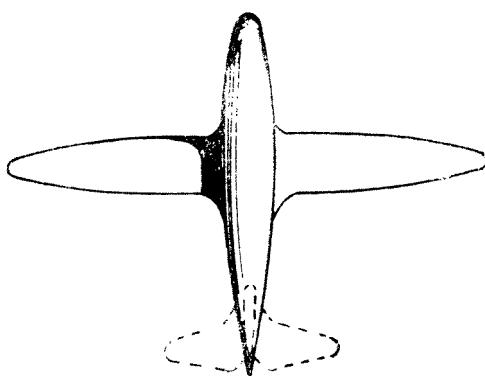


Рис. 1.15: Оптимальная аэродинамическая компоновка дозвукового самолета

2. Требования к **компоновке сверхзвукового самолета** более противоречивы. Во-первых, сверхзвуковой самолет должен летать и на малых скоростях, причем дозвуковой режим иногда является основным. Во-вторых, на закритических скоростях все аэродинамические коэффициенты значительно изменяются по числу M и форму самолета можно сделать оптимальной только для одного режима. В результате аэродинамическая компоновка сверхзвуковых самолетов может быть самой разнообразной (рис. 1.16). Однако она содержит и общие черты: удлиненный фюзеляж с острым носом, острые входные кромки воздухозаборника, тонкий профиль, крыло малого удлинения (стреловидное, треугольное или прямое). Конкретная компоновка выбирается с учетом следующего:

- является ли самолет маневренным, ограниченно маневренным или неманевренным;

- какой режим полета является основным или крейсерским — дозвуковой или сверхзвуковой;

- какому числу M соответствует крейсерский режим;

- какому числу M соответствует максимальная скорость на высоте и у земли.

Кроме того, учитываются общие требования обеспечения устойчивости и управляемости, базирования, объемной и весовой компоновки, технологии производства, эксплуатации.

3. Классическим примером разрешения диалектических противоречий, возникающих при компоновке сверхзвукового самолета, является **крыло с изменяемой в полете стреловидностью** (КИС) — рис. 1.17. Такое крыло позволяет, в принци-

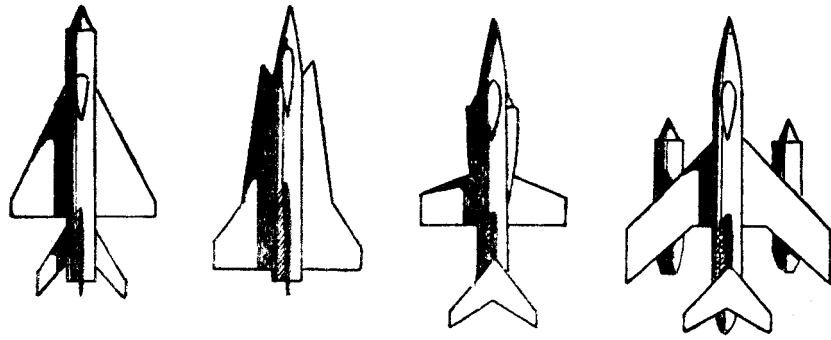


Рис. 1.16: Сверхзвуковые самолеты

пе, иметь хорошие аэродинамические характеристики уже не на каком-то одном, а на всех числах M . Для примера на рис. 1.18 показана зависимость максимального аэродинамического качества от числа M самолета с КИС.

Перечислим *преимущества* КИС. При постановке крыла в положение минимальной стреловидности на докритических скоростях существенно изменяются в благоприятную сторону все аэродинамические характеристики самолета:

- увеличивается C_y^α , что приводит к увеличению $C_{y_{отр}}$ и $C_{y_{пос}}$ и соответственно к значительному улучшению взлетно-посадочных свойств самолета. Дополнительным благоприятным фактором здесь оказывается повышение эффективности взлетно-посадочной механизации крыла при его малой стреловидности;

- увеличиваются $C_{y_{макс}}$ и C_{y_p} , что приводит к улучшению характеристик форсированных виражей и других энергичных маневров (так как увеличивается так называемая располагаемая перегрузка n_{y_p});

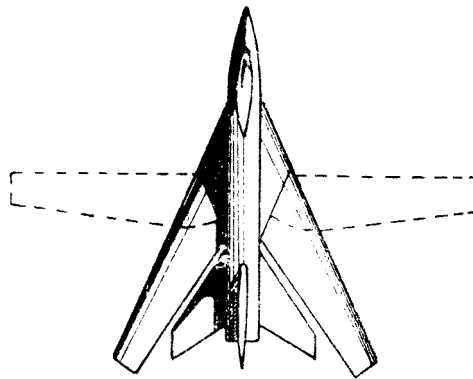


Рис. 1.17: Самолет с крылом изменяемой стреловидности (КИС)

- уменьшается показатель индуктивности A , что приводит к уменьшению индуктивного сопротивления при больших перегрузках (и увеличению так называемой предельной по тяге перегрузки $n_{y_{пр}}$), а это позволяет более энергично маневрировать без потери энергии или даже с ее набором;

- увеличивается $k_{макс}$, что приводит к пропорциональному увеличению дальности и продолжительности полета.

На сверхзвуковых скоростях КИС можно установить на угол $\chi = 70 - 80^\circ$. При этом кроме прямого эффекта большой стреловидности получается и дополнительный — за счет уменьшения относительной толщины профиля \bar{c} (если брать профиль по потоку).

В результате можно получить сравнительно небольшую величину волнового со-

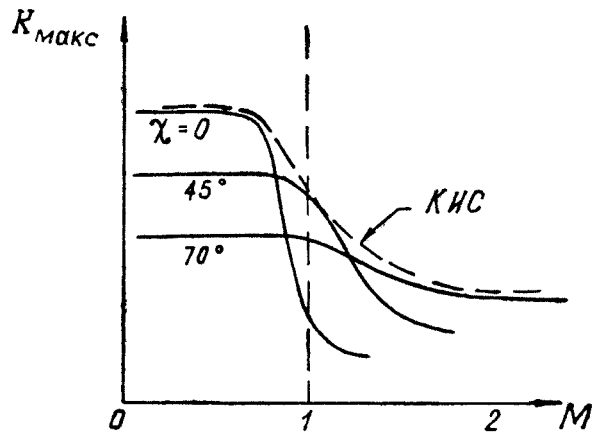


Рис. 1.18: Зависимость максимального аэродинамического качества от числа M при различной стреловидности крыла

противления и коэффициента C_{x0} и, следовательно, более высокое аэродинамическое качество k_{\max} . Соответственно возрастут и летные свойства самолета (потолок, максимальная скорость, маневренность и др.). С неподвижным крылом такого эффекта получить нельзя, так как при $\chi = 70 - 80^\circ$ самолет на малых скоростях почти не способен летать, не говоря уже о затруднениях со взлетом и посадкой.

Но самолеты с КИС обладают и существенными *недостатками*, главные из которых следующие:

- значительно усложнилась конструкция крыла и, как следствие, неизбежно снизилась его надежность;
- увеличился вес конструкции крыла при заданной прочности, или снизилась прочность при заданном весе;
- труднее стало размещать подвески под поворачивающимся крылом;
- возникли трудности с продольной балансировкой, устойчивостью и управляемостью самолета (подробнее об этом — см. гл. II).

Однако все эти трудности преодолены, и самолеты с КИС успешно осваиваются. Можно утверждать, что освоение самолетов с КИС является таким же крупным событием в истории авиации, каким в свое время было освоение сверхзвуковых самолетов.

4. Современные самолеты, особенно истребители-бомбардировщики, могут нести большое количество **внешних подвесок**, что оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики.

Подвески увеличивают коэффициент безындуктивного сопротивления самолета (иногда в 2–3 раза); это учитывается введением добавки ΔC_{x0} . Функция $\Delta C_{x0}(M)$ всегда приводится в описании самолета для всех вариантов подвесок.

Через $\Delta C_{x0}(M)$ подвески ухудшают максимальное аэродинамическое качество самолета (иногда в 1,4–1,7 раза), что видно из формулы (1.12).

В заключение коротко остановимся на некоторых последних достижениях в области аэродинамической компоновки самолетов (по материалам иностранной печати).

5. **Сверхкритический профиль** (см. рис. 1.8, з) предназначен для увеличения критического числа $M_{кр}$, следовательно, для повышения аэродинамического качества в узком диапазоне (примерно, от $M = M_{кр}$ до $M = 1$). Вне этого диапазона сверхкритический профиль во всех отношениях хуже обычного. Отличительной особенностью данного профиля является более плоская спинка.

Эффект увеличения $M_{кр}$ основан на следующих теоретических предпосылках. При обтекании верхней поверхности крыла струйки имеют минимальное сечение око-

ло максимальной толщины профиля; в этом же месте достигается минимум давления и максимум местной скорости в струйке (рис. 1.19).

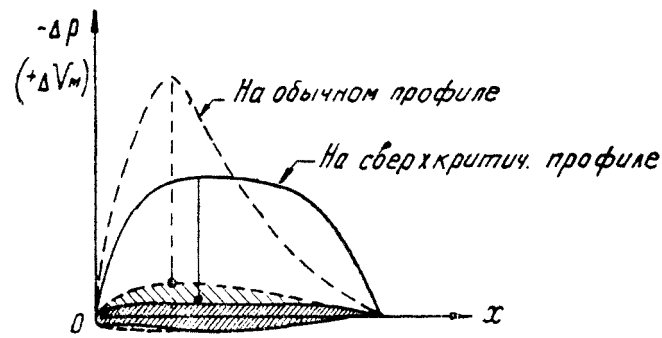


Рис. 1.19: Изменение избыточного давления (разрежения) и приращения местной скорости в струйке на спинке двух профилей

Если спинку профиля сделать более плоской, то при заданной площади эпюры давления (при заданной величине подъемной силы) «пик» разрежения и скорость в этой точке будут меньше, т. е. местная скорость в струйке достигает местной скорости звука позже (по числу M); следовательно, возрастает $M_{кр}$ и отодвигается момент начала падения аэродинамического качества.

Это позволяет повысить крейсерскую скорость и дальность полета околозвуковых самолетов.

6. Крыло с двойной кривизной (рис. 1.20) предназначено для улучшения аэродинамических характеристик самолета на сверхзвуковых скоростях. Крыло такой формы как бы «подбирает» головные скачки уплотнения под себя и ограничивает их распространение в стороны, что увеличивает подъемную силу почти без увеличения сопротивления, т. е. приводит к росту аэродинамического качества.

Если сверхзвуковой самолет с плоским крылом при больших числах M имеет $k_{макс} = 4 - 6$, то крыло двойной кривизны позволяет получить $k_{макс} = 7 - 8$ и более.

Широкому распространению такого крыла препятствуют большие технологические трудности его постройки.

7. Крыло на скачке уплотнения (рис. 1.21) до конца развивает идеи, заложенные в крыле двойной кривизны. Головной скачок уплотнения здесь совершенно не выходит за габариты крыла, поэтому такое крыло по идее должно иметь на больших сверхзвуковых скоростях весьма высокое аэродинамическое качество.

8. Самолеты вертикального взлета и посадки (СВВП) отличаются наличием технических устройств, обеспечивающих получение вертикальной тяги. Такими устройствами могут быть поворотные реактивные сопла двигателей, поворачивающиеся вместе с двигателями крыло, поворачивающиеся двигатели, специальные двигатели вертикальной тяги и пр.

Что касается чисто аэродинамических требований к компоновке СВВП, то эти требования обычные. Оригинальный вид СВВП вызывается условиями объемной и весовой компоновки, а также необходимостью установки управляющих реактивных сопел на максимальном удалении от центра тяжести самолета.

Во избежание подсосывающего эффекта на взлете и посадке СВВП не должен быть низкопланом. Нагрузка на квадратный метр крыла может быть увеличена. Взлетно-посадочная механизация крыла обычно отсутствует.

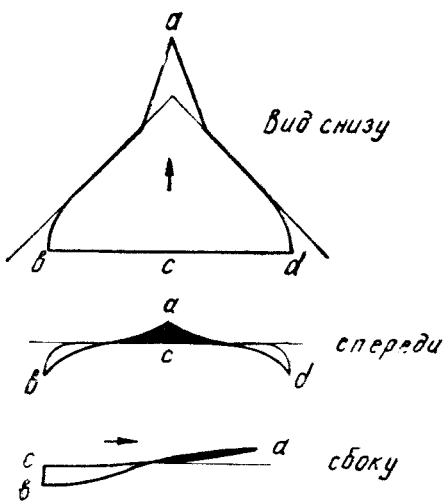


Рис. 1.20: Крыло двойной кривизны

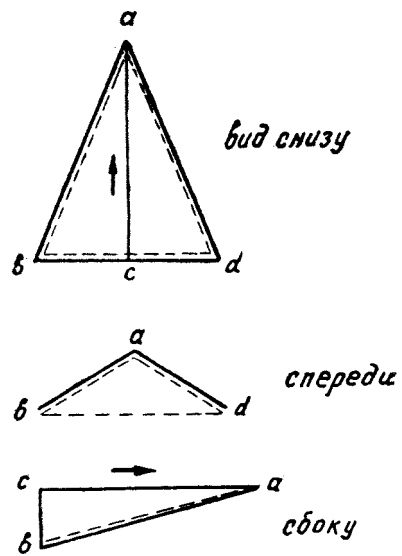


Рис. 1.21: Крыло на скачке уплотнения; скачок обведен пунктиром

Глава II

Особенности устойчивости и управляемости современных самолетов

Основные аэродинамические характеристики совместно с тяговооруженностью определяют только потенциальные летно-тактические возможности самолета. Практическая же реализация этих возможностей в полете зависит от пилотажных свойств самолета, от соответствия этих свойств машины психофизиологическим свойствам летчика.

Под *пилотажными свойствами самолета* понимают не какое-то отдельное и изолированное его качество, которое можно было бы оценить определенной цифрой, а целый комплекс качеств, включающий характеристики устойчивости и управляемости, качество пилотажно-навигационного оборудования, удобство обзора кабинного и внекабинного пространства летчиком, удобство работы с оборудованием кабины, а также интенсивность потоков информации, которую должен перерабатывать летчик при выполнении заданного маневра. Весь этот комплекс качеств самолета летчик обычно и оценивает коротко словами: «пилотажные свойства», «удобство пилотирования», «простота пилотирования» и др.

Вот два примера зависимости реальных летных характеристик самолета от его пилотажных свойств:

— тяговооруженность некоторого самолета позволяет иметь максимальную скорость, соответствующую числу $M = 2,5$. Однако по условиям устойчивости его максимальную скорость пришлось ограничить числом $M = 2,05$;

— крыло другого самолета обладает несущими свойствами, позволяющими при маневрировании на средних высотах достигнуть перегрузки $n_{y \text{ макс}} = 7$. Но по условиям продольной устойчивости («подхват») перегрузка ограничивается величиной $n_{y \text{ доп}} = 5$.

Вторая глава учебника посвящена анализу *характеристик устойчивости и управляемости*, которые являются составной частью пилотажных свойств самолета. Изучение этих характеристик является необходимым для правильного пилотирования и обеспечения безопасности полета при максимальном использовании летно-тактических возможностей самолета.

§1. Основные понятия и определения

1. **Равновесие** самолета — это такое его состояние, когда сумма действующих на самолет сил и моментов равна нулю.

2. **Балансировкой** называется приведение самолета в состояние равновесия соответствующими отклонениями рулей (рычагов управления).

3. **Устойчивостью** самолета называется его способность самостоятельно, без вмешательства летчика, возвращаться к исходному состоянию равновесия после случайных отклонений, вызываемых малыми временными возмущениями.

От устойчивого самолета не требуется, чтобы он возвращался к исходному состоянию равновесия после воздействия большого возмущения, например, после очень сильного вертикального порыва ветра, выводящего самолет на закритические углы атаки. В этом случае вернуть самолет на исходный режим может только летчик, но, естественно, на устойчивом самолете проделать это гораздо легче.

От устойчивого самолета также не требуется, чтобы он возвращался к исходному режиму при воздействии постоянного возмущения, например, после несимметричного отказа двигательной установки. Однако устойчивый самолет при таком возмущении будет от исходного режима отклоняться слабее, что облегчает действия летчика.

Устойчивость достигается или чисто аэродинамическим путем (аэродинамической компоновкой самолета), или при помощи различного рода автоматов (демпферов, автопилотов и пр.). В некоторых случаях устойчивым называют только тот самолет, который устойчив сам по себе, т. е. при выключенных автоматах.

Устойчивость самолета принято разделять на динамическую и статическую.

4. **Динамическая устойчивость** — это и есть устойчивость самолета в полном смысле слова, т. е. его способность возвращаться к исходному равновесию после временных возмущений. О динамической устойчивости самолета можно судить по переходному процессу, т. е. процессу изменения во времени параметров движения самолета. Характеристики переходного процесса можно получить или в летных испытаниях, или путем моделирования процесса на электронных машинах, или же прямым аналитическим решением системы дифференциальных уравнений возмущенного движения самолета.

5. **Статическая устойчивость** — это способность самолета при отклонениях от состояния равновесия создавать стабилизирующие статические моменты, действующие в противоположном отклонению направлении. Наличие статической устойчивости еще не говорит о том, что самолет после прекращения воздействия некоторого возмущения самостоятельно вернется к исходному состоянию равновесия. После начального импульса стабилизирующего момента в правильном направлении могут возникнуть незатухающие колебания, раскачка, сваливание или другие явления, не позволяющие самолету вернуться к исходному состоянию равновесия.

Однако изучение статических характеристик имеет важнейшее значение, так как без статической устойчивости не может быть и настоящей (динамической) устойчивости самолета, т. е. статическая устойчивость — есть необходимое, но не достаточное условие устойчивости динамической.

6. **Движение** самолета можно условно разделить на **продольное и боковое**. *Продольным* считается движение в плоскости симметрии самолета. Оно включает поступательные движения самолета вдоль осей x и y и вращательное движение вокруг оси z . Продольное движение характеризуется следующими параметрами: скоростью, высотой, углом атаки, углом тангажа. Могут использоваться и другие параметры, связанные с упомянутыми: угол наклона траектории, продольная и нормальная перегрузки и т. д.

Боковое движение — есть движение самой плоскости симметрии самолета. Оно включает поступательное движение вдоль оси z и вращательные движения вокруг осей x и y . Боковое движение характеризуется параметрами: углами крена, скольжения, рысканья (или другими параметрами, связанными с упомянутыми).

7. **Устойчивость** самолета также можно условно разделить на **продольную** и

боковую.

В продольном движении самолет способен очень быстро изменять угол атаки и перегрузку, в то время как скорость изменяется сравнительно медленно. Это служит физическим обоснованием возможности дальнейшего разделения продольной устойчивости на *устойчивость по перегрузке* и *устойчивость по скорости*.

Статическую боковую устойчивость также условно можно разделить на *поперечную* и *путевую (флюгерную)*. Динамическую же боковую устойчивость разделять на поперечную и путевую уже нельзя, так как движение крена тесно связано с движением рысканья.

У современных самолетов, имеющих длинный фюзеляж и крыло малого размаха, очень сильно сказывается *взаимодействие продольного и бокового движений*, а в некоторых случаях движение самолета приходится анализировать в целом, не разделяя его на продольное и боковое. Это усложняет как исследование, так и понимание происходящих процессов.

8. Управляемость называется способность самолета реагировать определенным образом на управляющие воздействия летчика, измеряемые отклонениями органов или рычагов управления или усилиями, прикладываемыми к рычагам.

Статическая управляемость характеризуется отклонениями органов или рычагов управления (или усилиями, прикладываемыми летчиком к рычагам) при балансировке самолета на заданном угле атаки.

Динамическая управляемость характеризуется качеством и параметрами переходного процесса, которым отвечает самолет на отклонение рулей: временем перехода к новому состоянию равновесия, забросом регулируемого параметра движения (или отсутствием заброса), периодом колебаний регулируемого параметра и скоростью затухания этих колебаний, запаздыванием движения самолета относительно движения руля и пр.

Управляемость можно разделить на *продольную, поперечную и путевую*.

9. В теории устойчивости и управляемости рассматриваются вращательные и колебательные движения самолета относительно его *связанных осей* x_1, y_1, z_1 . Эти оси выбраны потому, что они близки к главным осям инерции самолета, относительно которых задаются моменты инерции $I_{x_1}, I_{y_1}, I_{z_1}$.

По связанным осям раскладывается здесь полная аэродинамическая сила R (на составляющие Q_1, Y_1, Z_1), сила тяги P (на $P_{x_1}, P_{y_1}, P_{z_1}$) и момент M (на $M_{x_1}, M_{y_1}, M_{z_1}$). Индекс «1» при силах и моментах обычно не ставится, но подразумевается, так как вопросы устойчивости и управляемости чаще излагаются именно в связанных координатах.

Большую роль в рассматриваемом вопросе играют *понятия центра давления и аэродинамического фокуса*.

10. Общий центр давления называется точка пересечения полной аэродинамической силы R с плоскостью симметрии самолета. Действие силы тяги обычно рассматривается отдельно, т. е. общая точка приложения сил R и P не находится. Понятие общего центра давления используется редко.

Продольным центром давления (слово «продольным» иногда опускается) называется точка пересечения со средней аэродинамической хордой (САХ) проекции полной аэродинамической силы R на плоскость симметрии самолета (эту проекцию обозначим как R_c).

При симметричном обтекании (отсутствии скольжения) боковая аэродинамическая сила равна нулю ($Z = 0$), полная аэродинамическая сила вписывается в плоскость симметрии самолета ($R = R_c$) и тогда продольным центром давления можно назвать точку пересечения с САХ полной аэродинамической силы R .

Так как именно в этой точке силу R (или ее проекцию R_c) раскладывают на

составляющие Y и Q , то продольным центром давления можно называть точку пересечения с САХ подъемной силы Y .

Боковым центром давления называется точка пересечения с плоскостью симметрии самолета боковой аэродинамической силы Z .

Итак, центры давления находятся следующим образом: точка пересечения полной аэродинамической силы R с плоскостью симметрии самолета является общим центром давления. В этой точке сила R раскладывается на Z и R_c (следовательно, эта точка является и боковым центром давления). Линия действия силы R_c в плоскости симметрии самолета проводится до пересечения с САХ. Эта точка будет продольным центром давления, в ней силу R_c можно разложить на Y и Q .

11. Продольным аэродинамическим фокусом (иногда говорят просто «фокусом») называется точка в плоскости симметрии самолета, относительно которой продольный аэродинамический момент M_z остается постоянным при изменении угла атаки.

Второе определение, логически вытекающее из первого: **фокусом** называется точка, в которой пересекаются приращения ΔR_c (приращения проекции полной аэродинамической силы на плоскость симметрии самолета), вызываемые изменением угла атаки.

Если считать фокус лежащим на САХ (что часто и имеет место на практике, но в общем случае не совсем верно), то можно дать следующее определение: **фокусом** называется точка пересечения с САХ приращений подъемной силы ΔR , вызываемых изменением угла атаки.

Схема сил, вытекающая из последнего определения, и будет использоваться ниже для качественного анализа явлений устойчивости и управляемости.

Боковым аэродинамическим фокусом (боковым фокусом) называется точка на плоскости симметрии самолета, относительно которой путевой и поперечный моменты (M_y и M_x) остаются постоянными при изменении угла скольжения.

Второе определение, вытекающее из первого: **боковым фокусом** называется точка пересечения с плоскостью симметрии самолета приращения боковой аэродинамической силы ΔZ , вызываемого изменением угла скольжения.

12. При изменении углов атаки и скольжения в пределах плавного обтекания *положение фокуса не меняется*, а центр давления в общем случае перемещается.

Если в рассматриваемой плоскости обтекаемое тело симметрично, то фокус совпадает с центром давления и обе эти точки (совмещенные в одну) неподвижны. Этот случай имеет место, например, при обтекании симметричного профиля крыла (здесь совпадают неподвижные продольные фокус и центр давления) или при косом обтекании самолета с нейтральным положением руля направления и элеронов (здесь совпадают неподвижные боковые фокус и центр давления).

13. Понятия «центр давления» и «фокус» проиллюстрируем конкретным примером (рис. 2.1). При увеличении угла атаки (скорость постоянная, руль высоты неподвижен) центр давления самолета обычно смещается назад (рис. 2.1,а). Однако на хорде есть такая точка (фокус), относительно которой переменная по величине и месту приложения подъемная сила дает один и тот же кабрирующий момент: $M_z = \text{const} = M_{z0}$. Поэтому по правилам механики подъемную силу можно формально перенести в фокус, добавив при этом постоянный момент M_{z0} (рис. 2.1,б). Левая и правая схемы сил на рис. 2.1 совершенно равнозначны.

14. Правило знаков для углов, моментов, отклонений рулей, вращений самолета и других параметров запомнить легко: все, что относительно данной оси действует, отклоняется, вращается по часовой стрелке, имеет знак «плюс»; против часовой стрелки — знак «минус». Например, кабрирующий продольный момент M_z считается положительным, так как он действует по часовой стрелке, если смотреть вдоль оси

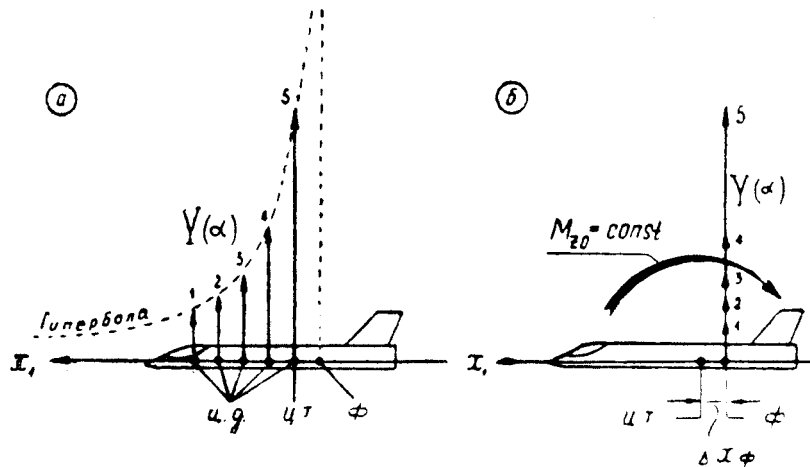


Рис. 2.1: Эквивалентные схемы: *a* — подъемная сила в центре давления; *b* — подъемная сила в фокусе и добавлен постоянный кабрирующий момент

Oz_1 ; отклонение элеронов считается отрицательным, когда левый элерон опущен, а правый поднят (против часовой стрелки, если смотреть вдоль оси Ox_1).

§2. Продольный момент и продольная балансировка

1. По аналогии с коэффициентами сил C_x, C_y, C_z введем в рассмотрение **коэффициенты моментов** m_x, m_y, m_z . Чтобы, например, от продольного момента M_z перейти к его коэффициенту m_z , нужно момент отнести к площади крыла S , скоростному напору q и средней аэродинамической хорде b_A .

Таким образом

$$\left. \begin{aligned} m_z &= \frac{M_z}{S q b_A}; \\ M_z &= m_z S q b_A. \end{aligned} \right\} \quad (2.1)$$

Последнее означает, что момент M_z пропорционален не только площади крыла и скоростному напору, но и длине хорды (момент пропорционален и силе, и плечу).

2. **Коэффициент продольного момента** m_z в пределах плавного обтекания (до возникновения тряски) примерно линейно зависит от величины коэффициента подъемной силы C_y , угла отклонения руля высоты δ_B , скорости вращения ω_z , скорости изменения угла атаки $\dot{\alpha} = d\alpha/dt$.

Примечание. Под «рулем высоты» в учебнике везде подразумевается и управляемый стабилизатор, т. е. во все формулы вместо δ_B можно подставлять $\varphi_{ст}$.

Коэффициент m_z можно представить в виде суммы

$$m_z = m_{z0} + m_z^{C_y} C_y + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \quad (2.2)$$

a) m_{z0} — это коэффициент «нулевого» (начального) момента M_{z0} , который является следствием несимметрии самолета относительно его горизонтальной плоскости. Например, при $Y = 0$ на хвостовую часть самолета может действовать местная подъемная сила -1000 Н , направленная вниз (как результат отрицательного установочного угла горизонтального оперения), а на носовую часть — местная подъемная сила $+1000 \text{ Н}$, направленная вверх (как результат разрежения над выпуклым фонарем кабины); и хотя суммарная подъемная сила при этом равна нулю, но на самолет будет действовать кабрирующий момент, называемый «нулевым» моментом M_{z0} .

б) $m_z^{C_y} C_y$ — это коэффициент той части продольного момента M_z , которую дает *подъемная сила* Y на плече Δx_ϕ относительно центра тяжести самолета. По рис. 2.1,б имеем

$$M_z = -Y \Delta x_\phi$$

или

$$m_z = -C_y \Delta \bar{x}_\phi \quad (2.3)$$

откуда производная m_z по C_y равна

$$m_z^{C_y} = -\Delta \bar{x}_\phi. \quad (2.4)$$

В этих формулах $\Delta \bar{x}_\phi = \frac{x_\phi}{b_A}$ есть расстояние между центром тяжести и фокусом в долях b_A (САХ), называемое *запасом центровки*. Если центр тяжести находится впереди фокуса, то запас центровки считается положительным ($\Delta \bar{x}_\phi > 0$), если позади фокуса — отрицательным ($\Delta \bar{x}_\phi < 0$). Обычно запас центровки дается в % от САХ, но во все формулы следует ставить соответствующую десятичную дробь.

в) $m_z^{\delta_b} \delta_b$ — коэффициент продольного момента, создаваемого отклонением *руля высоты* (управляемого стабилизатора); производная $m_z^{\delta_b} < 0$ (когда руль отклоняется вниз, т. е. $\delta_b > 0$, то это дает пикирующий момент, т. е. $m_z < 0$, и наоборот).

г) $m_z^{\omega_z} \omega_z$ — коэффициент продольного *демпфирующего* момента, возникающего при вращении самолета вокруг поперечной оси Oz_1 производная $m_z^{\omega_z} < 0$, т. е. демпфирующий момент направлен против вращения и стремится затормозить это вращение.

Производная $m_z^{\omega_z}$ является размерной величиной (в секундах), а это не соответствует понятию о коэффициентах, которые должны быть безразмерными. Поэтому в теории вводится безразмерная угловая скорость

$$\bar{\omega}_z = \omega_z \frac{b_A}{V}. \quad (2.5)$$

Тогда производная $m_z^{\bar{\omega}_z}$ и коэффициент демпфирования $m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z$ также будут безразмерными.

д) $m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha}$ — коэффициент продольного момента, вызываемого *запаздыванием скоса потока* в районе горизонтального оперения при изменении угла атаки крыла со скоростью $\dot{\alpha} = d\alpha/dt$ (если $\alpha = \text{var}$, то изменение скоса потока за крылом распространяется в сторону горизонтального оперения не мгновенно, а со скоростью V); производная $m_z^{\dot{\alpha}} < 0$, т. е. рассматриваемый момент действует аналогично демпфирующему моменту. На современных самолетах ввиду большой скорости полета V запаздывание скоса потока незначительно и производная $m_z^{\dot{\alpha}}$ имеет небольшую величину (во всяком случае она гораздо меньше производной коэффициента демпфирующего момента $m_z^{\omega_z}$).

Если в формуле (2.2) положить $\omega_z = 0$ и $\dot{\alpha} = 0$ (самолет не вращается вокруг поперечной оси), то с учетом (2.4) получим выражение для коэффициента *статического* продольного момента

$$m_z = m_{z0} - \Delta \bar{x}_\phi C_y + m_z^{\delta_b} \delta_b. \quad (2.6)$$

3. Зависимость $m_z(C_y)$ при $\omega_z = 0$, $\dot{\alpha} = 0$ и $\delta_b = 0$ (при нейтральном положении руля высоты или управляемого стабилизатора), представленная в виде графика, называется *моментной диаграммой самолета* (рис. 2.2).

Если центр тяжести самолета расположен впереди фокуса ($\Delta \bar{x}_\phi > 0$), то моментная диаграмма имеет наклон вниз, т. е. при увеличении C_y происходит приращение

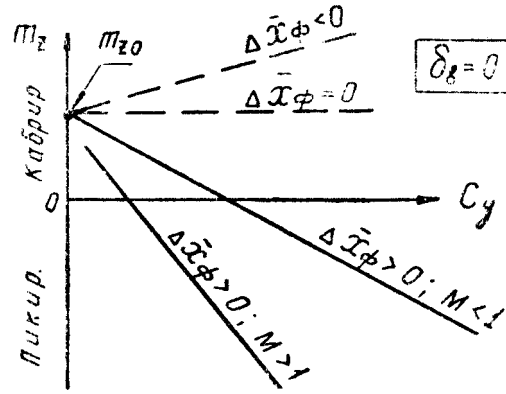


Рис. 2.2: Моментные диаграммы самолета

пикирующего момента (в большинстве случаев именно этот случай и имеет место на практике). При совпадении центра тяжести с фокусом ($\Delta\bar{x}_\phi = 0$) моментная диаграмма идет горизонтально, т. е. изменение C_y не влияет на величину продольного момента. Когда же центр тяжести расположен позади фокуса ($\Delta\bar{x}_\phi < 0$), моментная диаграмма имеет наклон вверх, т. е. по мере увеличения C_y происходит приращение кабрирующего момента (наперед заметим, что это признак продольной неустойчивости самолета).

Запас центровки $\Delta\bar{x}_\phi$ зависит как от положения центра тяжести самолета, так и от положения фокуса. На закритических скоростях фокус у всех самолетов в той или иной степени смещается назад, запас центровки при этом увеличивается и моментная диаграмма падает вниз круче. При этом величина коэффициента m_{z0} (положение начальной точки на моментной диаграмме) также изменяется, но определенной закономерности здесь нет. Характер изменения m_{z0} зависит от аэродинамической компоновки конкретного самолета.

4. Продольная балансировка самолета обеспечивается таким отклонением руля высоты δ_b , при котором суммарный продольный момент M_z (или m_z) становится равным нулю. Положив в формуле (2.2) $m_z = 0$ и учтя замену $m_z^{C_y} = -\Delta\bar{x}_\phi$, получим балансировочное отклонение руля высоты, обеспечивающее движение самолета с постоянной угловой скоростью ω_z

$$\delta_b = -\frac{1}{m_z^{\delta_b}} (m_{z0} - \Delta\bar{x}_\phi C_y + m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha}) \quad (2.7)$$

(при $m_z \neq 0$ несбалансированный самолет будет вращаться с угловым ускорением).

Балансировочное отклонение руля высоты в прямолинейном полете, т. е. при $\omega_z = 0$ и $\dot{\alpha} = 0$, будет равно

$$\delta_b = -\frac{1}{m_z^{\delta_b}} (m_{z0} - \Delta\bar{x}_\phi C_y). \quad (2.8)$$

Графическое отображение последней формулы называется балансировочной диаграммой самолета. Эту диаграмму чаще строят не по C_y , а по скорости V или числу M заменяя аргумент

$$C_y = \frac{G n_y}{S 0,7 p M^2}.$$

Подставив это соотношение в формулу (2.8), получим

$$\delta_b = -\frac{m_{z0}}{m_z^{\delta_b}} + \frac{\Delta\bar{x}_\phi G n_y}{m_z^{\delta_b} S 0,7 p M^2} \quad (2.9)$$

(здесь обычно первое слагаемое — положительное, второе — отрицательное).

На рис. 2.3 изображена типичная баланси́ровочная диаграмма дозвукового самолета в прямолинейном горизонтальном полете (т. е. при $n_y = 1$). Баланси́ровочная кривая смещается вниз (в сторону отклонения ручки на себя) при увеличении запаса центровки за счет смещения центра тяжести вперед или смещения фокуса назад, увеличении веса G или перегрузки n_y , уменьшении атмосферного давления p (увеличении высоты), уменьшении коэффициента m_{z0} . При уменьшении величины производной $-m_{z\delta}^{\delta_b}$ (относительной эффективности руля высоты) положительные и отрицательные отклонения руля абсолютно возрастают.

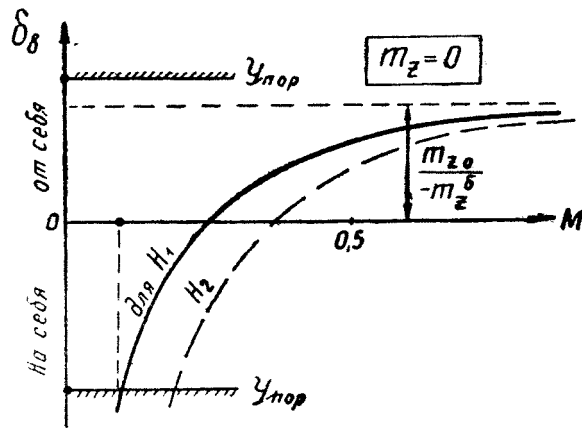


Рис. 2.3: Типичная баланси́ровочная диаграмма дозвукового самолета

Запас центровки, коэффициент нулевого момента и относительная эффективность продольного управления подбираются такими, чтобы обеспечивалась балансировка самолета на всех эксплуатационных высотах, скоростях и перегрузках, причем руль высоты на предельных режимах не должен становиться на упор. На больших скоростях и числах M это обеспечивается уменьшением кабрирующего момента m_{z0} (соответствующей аэродинамической компоновкой), увеличением $-m_{z\delta}^{\delta_b}$ (путем замены руля высоты управляемым стабилизатором) и уменьшением запаса центровки $\Delta\bar{x}_\phi$. На малых скоростях и больших высотах (а также при больших перегрузках) балансировка самолета обеспечивается уменьшением запаса центровки $\Delta\bar{x}_\phi$. Варьируя тремя указанными параметрами, конструктор добивается, чтобы баланси́ровочная диаграмма в любом случае умещалась между верхним и нижним упорами руля высоты (управляемого стабилизатора).

5. **На закритических скоростях** увеличивается запас центровки $\Delta\bar{x}_\phi$, уменьшается производная $-m_{z\delta}^{\delta_b}$, и баланси́ровочная кривая смещается вниз (рис. 2.4). Практически это означает, что при прямом переходе через скорость звука летчик должен в той или иной степени подобрать ручку на себя.

Случайное превышение критической скорости на околосзвуковом самолете может привести к тому, что даже полного отклонения ручки на себя (если у летчика для этого хватит сил) может оказаться недостаточным для балансировки самолета. По рис. 2.4 этот случай соответствует выходу кривой $\delta_b(M)$ за нижний упор.

6. **Шарнирным моментом** $M_{ш}$ называется момент аэродинамической силы руля высоты R_b относительно оси вращения (шарнира) этого руля (рис. 2.5). Шарнирный момент, стремящийся повернуть руль вверх, считается отрицательным, вниз — положительным. Приблизленно

$$M_{ш} \simeq -Y_b r_{ш}, \quad (2.10)$$

где $r_{ш}$ — расстояние от центра давления на руле до оси вращения (шарнира); эта

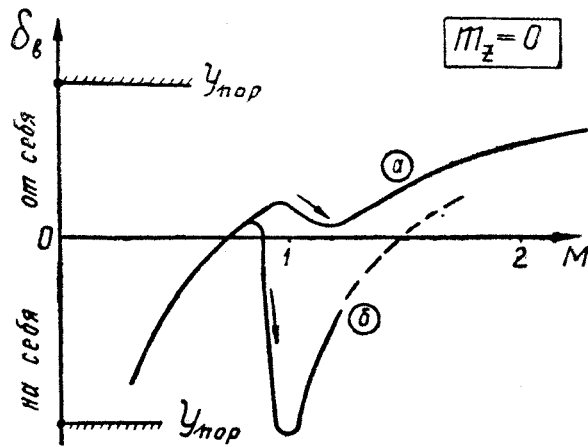


Рис. 2.4: Влияние перехода через скорость звука на протекание балансировочных диаграмм: *a* — сверхзвуковой самолет; *б* — околозвуковой самолет

величина называется шарнирным радиусом.

7. Чтобы задержать руль в отклоненном положении, нужно шарнирный момент уравновесить некоторым **усилием P^B на ручке управления** (давящее усилие считается положительным, тянущее — отрицательным). Вне зависимости от того, как устроены в безбустерной системе промежуточные механизмы, согласно законам механики должно иметь место равенство (рис. 2.6)

$$P_B dx_B + M_{ш} \delta_B = 0 \quad (2.11)$$

или

$$P_B = -M_{ш} \delta_B^{x_B} = 0. \quad (2.12)$$

где $\delta_B^{x_B} = \frac{d\delta_B}{dx_B}$ — передаточное отношение между

отклонениями руля и ручки. Максимальные отклонения ручки (штурвала) и руля высоты примерно одинаковы на всех самолетах; примерно одинаковы и передаточные отношения. Например, на самолете Л-29 $\delta_B^{x_B} = 3,5 \text{ рад/м} = 2 \text{ град/см}$; на других самолетах цифры близкие.

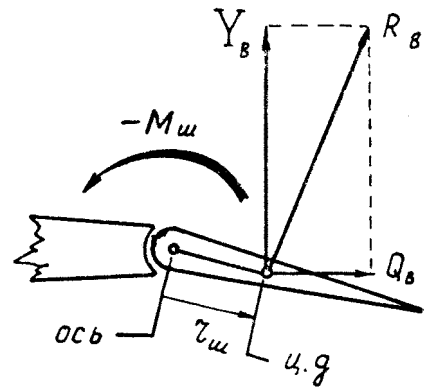


Рис. 2.5: Шарнирный момент руля

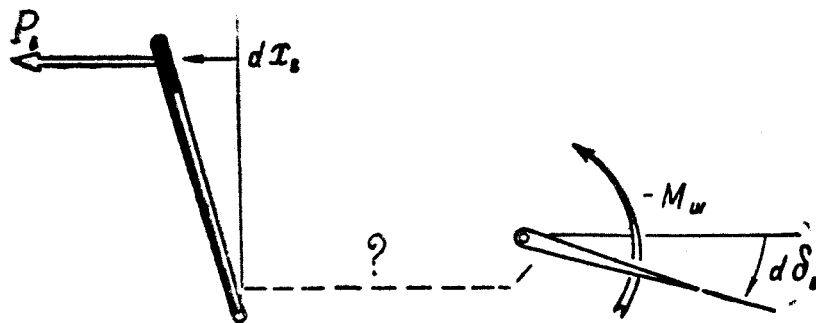


Рис. 2.6: Связь между шарнирным моментом и усилием на ручке

При полете на дозвуковых скоростях отклонение руля высоты приводит к изменению давления не только на самом руле, но и на всей поверхности горизонтального оперения. Поэтому приращение подъемной силы на горизонтальном оперении $\Delta Y_{г.о.}$ (которое создает управляющий момент ΔM_z) существенно больше приращения подъ-

емной силы на руле

$$\Delta Y_{г.о.} = k_B \Delta Y_B \quad (2.13)$$

где k_B — коэффициент усиления действия руля высоты (например, на самолете Л-29 $k_B = 1,85$). При $M > 1$ избыточное давление на руле высоты уже не приводит к изменению давления на остальной части горизонтального оперения, т. е. здесь $k_B = 1$.

Из рис. 2.7 можно получить

$$\Delta M_z = -\Delta Y_{г.о.} L_{г.о.} = -k_B \Delta Y_B L_{г.о.}$$

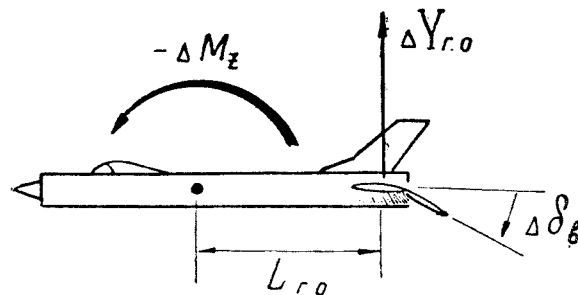


Рис. 2.7: Связь продольного момента с отклонением руля высоты

Используя формулу (2.10), заменим ΔY_B и запишем

$$\Delta M_z = -k_B \frac{\Delta M_{ш}}{r_{ш}} L_{г.о.}$$

Используя формулу (2.12), заменим $\Delta M_{ш}$ и запишем

$$\Delta M_z = -\Delta P_B \left[\frac{k_B L_{г.о.}}{r_{ш} \delta_B^{x_B}} \right]. \quad (2.14)$$

8. Размерность величины, стоящей в скобках, получается в метрах, поэтому обозначим ее как $l_{пр}$

$$l_{пр} = \left[\frac{k_B L_{г.о.}}{r_{ш} \delta_B^{x_B}} \right]. \quad (2.15)$$

откуда

$$\Delta M_z = -\Delta P_B l_{пр}. \quad (2.16)$$

Для самолета Л-29 $l_{пр} = 70$ м (рис. 2.8), т. е. когда летчик прикладывает к ручке давящее усилие 10 Н (1 кгс), руль высоты отклоняется вниз и на горизонтальном оперении появляется дополнительная подъемная сила 140 Н (14 кгс), которая на плече 5 м дает пикирующий момент 700 Нм (70 кгс·м). Если мысленно опустить все промежуточные явления, то получается, что усилием в 10 Н (1 кгс) летчик создает момент 700 Нм (70 кгс·м), т. е. как бы «работает» рычагом длиной 70 м. Поэтому параметр $l_{пр}$ и назвали **приведенным рычагом управления**.

У различных самолетов величина $l_{пр}$ составляет от десятков (истребители) до нескольких сотен (тяжелые машины) метров. В общем случае длина приведенного рычага может изменяться, однако это понятие проясняет некоторые вопросы управляемости и сокращает запись многих формул, т. е. имеет чисто методическое значение.

9. Рассчитаем **балансирующее усилие на ручке управления**. Согласно схеме на рис. 2.1, б на самолет при $\omega_z = 0$ и нейтральном положении руля высоты действует момент

$$M_z = M_{z0} - \Delta x_B Y = M_{z0} - \Delta \bar{x}_B b_A G n_y.$$

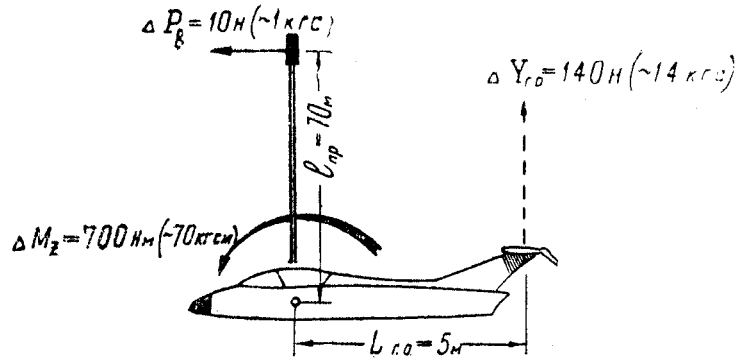


Рис. 2.8: Связь продольного момента с усилием на ручке. Приведенный рычаг управления

При балансировке самолета этот момент должен быть уравновешен моментом, создаваемым усилием на ручке P_B на плече $l_{пр}$

$$M_{z0} - \Delta \bar{x}_B b_A G n_y = P_B l_{пр},$$

откуда балансировочное усилие на ручке будет равно

$$P_B = \frac{M_{z0} - \Delta \bar{x}_B b_A G n_y}{l_{пр}}. \quad (2.17)$$

Исходя из последней формулы и имея в виду соотношение $M_{z0} = m_{z0} S \cdot 0,7 p M^2 b_A$, можно найти зависимость балансировочного усилия от числа M при $\omega_z = 0$ и постоянной перегрузке

$$P_B = \frac{b_A}{l_{пр}} (m_{z0} S \cdot 0,7 p M^2 b_A - \Delta \bar{x}_\phi G n_y). \quad (2.18)$$

При постоянных величинах $l_{пр}$, m_{z0} , p , $\Delta \bar{x}_\phi$ и n_y графическое отображение этой формулы представляет собой параболу (рис. 2.9). Зависимость $P_B(M)$ называется **балансировочной диаграммой усилий** по числу M ; обычно она строится для горизонтального полета, т. е. при $n_y = 1$.

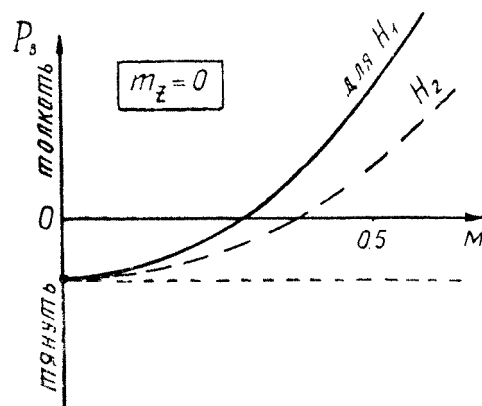


Рис. 2.9: Балансировочная диаграмма дозвукового самолета

Увеличение запаса центровки $\Delta \bar{x}_\phi$ приводит к смещению параболы вниз (в сторону увеличения тянущих усилий). По мере роста скорости и числа M тянущие усилия постепенно переходят в давящие, причем темп нарастания давящих усилий зависит от величины $+m_{z0}$. Увеличение высоты полета (уменьшение p) приводит к

уменьшению наклона параболы. Влияние других факторов также очевидно из формулы (2.18).

10. **На закритических скоростях полета**, во-первых, увеличивается запас центровки $\Delta\bar{x}_\phi$ и, во-вторых, значительно уменьшается длина приведенного рычага управления $l_{пр}$ вследствие уменьшения коэффициента усиления A и увеличения шарнирного радиуса $r_{ш}$ (см. формулу (2.15)).

В результате этого балансировочная диаграмма вблизи $M = 1$ приобретает характерный изгиб (рис. 2.10), а это практически означает, что при разгоне самолета обычное приращение давящих усилий должно в области трансзвуковых скоростей смениться на приращение тянущих усилий. На дозвуковом самолете, превысившем по неосторожности летчика ограничение по числу M балансировочные тянущие усилия в районе трансзвуковых скоростей могут достигать многих десятков килограммов.

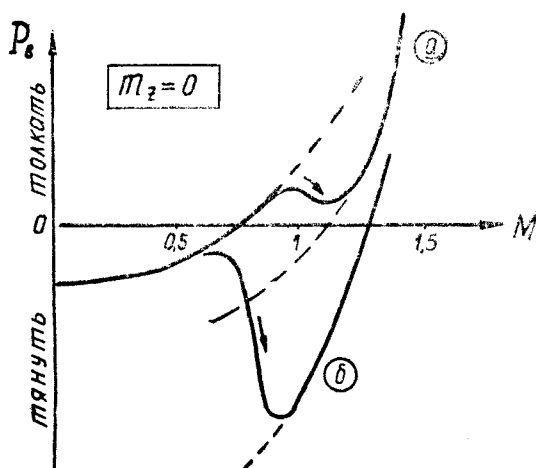


Рис. 2.10: Балансировочные диаграммы при прямом управлении: а — сверхзвукового самолета, б — дозвукового самолета

На сверхзвуковых скоростях балансировочная диаграмма снова приобретает нормальный наклон, однако здесь становятся чрезмерно большими давящие усилия.

§3. Продольная статическая устойчивость

1. Как уже было сказано в начале этой главы, некоторые физические свойства самолета позволяют условно разделить его продольную устойчивость на *устойчивость по перегрузке* и на *устойчивость по скорости*. Устойчивость по перегрузке определяет движение самолета в первый момент (десятки секунд) после воздействия возмущающего фактора, а устойчивость по скорости — последующее движение самолета (длящееся несколько минут).

2. **Самолет считается статически устойчивым по перегрузке** в том случае, если при изменении перегрузки n_y (коэффициента C_y , угла атаки α) появляется дополнительный продольный момент, направленный в противоположную сторону, т. е. если производная $m_z^{n_y} < 0$ ($m_z^{C_y} < 0, m_z^\alpha < 0$). При этом самолет будет стремиться уменьшить приращения $\Delta n_y, \Delta C_y$ и $\Delta \alpha$.

Статическая устойчивость по перегрузке обеспечивается расположением центра тяжести самолета впереди аэродинамического фокуса, т. е. положительным запасом центровки.

Если $\Delta\bar{x}_\phi > 0$, то по формуле (2.7) производная $m_z^{C_y}$ будет меньше нуля ($m_z^{C_y} = -\Delta\bar{x}_\phi < 0$), а это означает, что при случайном увеличении C_y продольный момент

изменится в сторону пикирования, а при уменьшении C_y — в сторону кабрирования. Графически этот случай соответствует отрицательному наклону моментной диаграммы на рис. 2.2, а физическая картина разъясняется на рис. 2.11,а (на рис. 2.11,б показан случай неустойчивости).

3. **При случайном увеличении угла атаки** (вращении самолета в сторону кабрирования) появляются и приращение подъемной силы ΔY (приложенное в фокусе), и демпфирующий момент M_{z_d} , направленный против вращения, т. е. в сторону пикирования. Появление пикирующего демпфирующего момента M_{z_d} эквивалентно смещению силы ΔY назад на величину $\Delta x = M_{z_d} / \Delta Y$. Таким образом, наличие демпфирования как бы смещает назад фокус самолета и увеличивает запас центровки (практически на 1–2% САХ). Влияние этого фактора определяется формулой

$$\sigma_n = \Delta \bar{x}_\phi + \frac{-m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z}{\mu}, \quad (2.19)$$

где σ_n — запас устойчивости по перегрузке (динамический запас центровки);

$\Delta \bar{x}_\phi$ — запас центровки;

$m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z$ — производная коэффициента продольного демпфирующего момента по безразмерной угловой скорости (см. формулу (2.5));

$\mu = \frac{2m}{S \rho b_A}$ — относительная массовая плотность самолета.

Второе слагаемое в формуле (2.19) обычно гораздо меньше первого. Но при наличии демфера тангажа производная $-m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z$ увеличивается и тогда даже при малом запасе центровки можно получить достаточную величину запаса устойчивости по перегрузке σ_n .

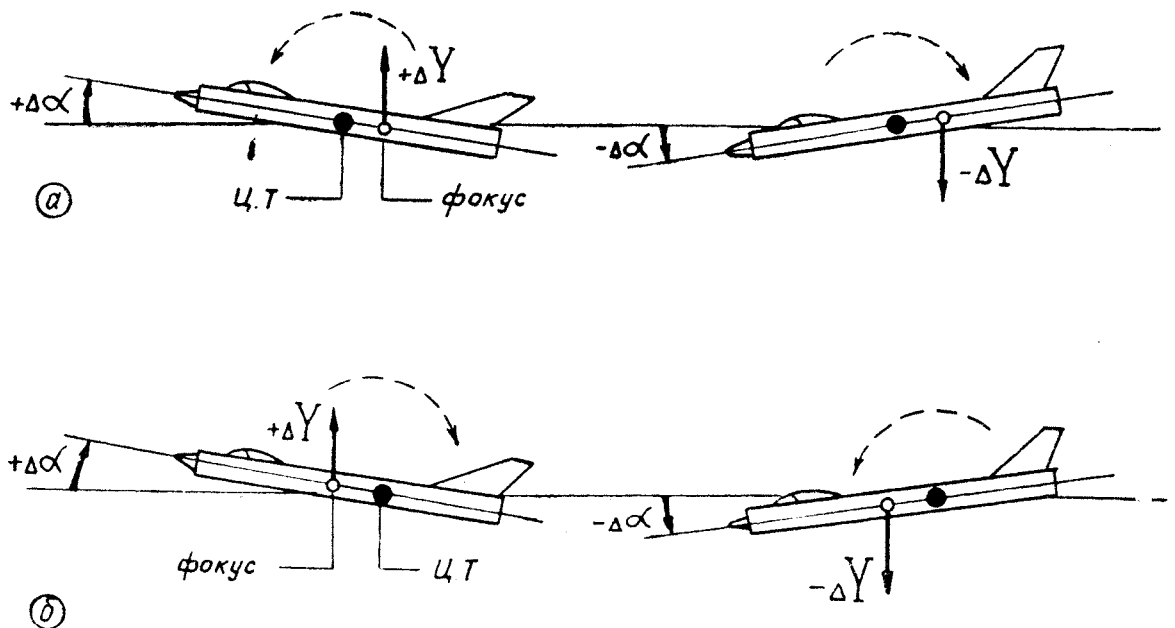


Рис. 2.11: Зависимость статической устойчивости самолета по перегрузке от взаимного положения центра тяжести и фокуса

При отрицательном запасе центровки неустойчивый по перегрузке самолет, не имеющий демфера тангажа, может выйти на недопустимо большие углы атаки за 2–3 с, поэтому такие самолеты к практической эксплуатации не допускаются, хотя при известной ловкости летать на них иногда удается.

При переходе на сверхзвуковые скорости статическая устойчивость по перегрузке у всех самолетов возрастает и, как правило, становится излишне большой. Это происходит вследствие смещения фокуса назад и соответствующего увеличения запаса центровки.

На величину и характер смещения фокуса влияют форма профиля, форма крыла в плане, взаимное расположение частей самолета, деформации крыла и другие факторы.

4. Влияние на $\Delta \bar{x}_f(M)$ формы профиля крыла. Профиль крыла дозвукового самолета характерен несимметричностью, большой относительной толщиной, смещением максимальной толщины вперед, закругленной передней кромкой. На докритических скоростях приращение давления Δp , вызванное приращением $\Delta \alpha$, распределяется вдоль профиля таким образом (рис. 2.12,а), что фокус располагается ближе к носку, примерно в 25% от начала хорды. На сверхкритических скоростях приращение Δp перераспределяется таким образом, что фокус смещается назад, примерно к 50% от начала хорды. Это приводит, во-первых, к появлению мощного пикирующего момента (нарушению равновесия) и, во-вторых, к увеличению запаса центровки (увеличению устойчивости по перегрузке).

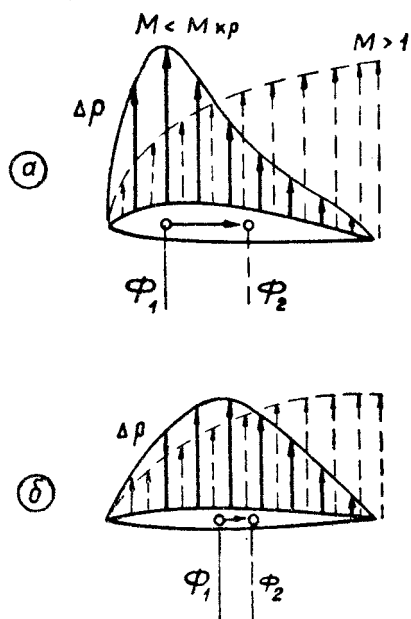


Рис. 2.12: Перераспределение воздушной нагрузки вдоль хорды крыла при переходе через скорость звука

На докритических скоростях приращение давления Δp , вызванное приращением $\Delta \alpha$, распределяется вдоль профиля таким образом (рис. 2.12,а), что фокус располагается ближе к носку, примерно в 25% от начала хорды. На сверхкритических скоростях приращение Δp перераспределяется таким образом, что фокус смещается назад, примерно к 50% от начала хорды. Это приводит, во-первых, к появлению мощного пикирующего момента (нарушению равновесия) и, во-вторых, к увеличению запаса центровки (увеличению устойчивости по перегрузке).

Профиль крыла сверхзвукового самолета более симметричный, имеет малую относительную толщину, максимальная толщина смещена назад (иногда за 50% хорды), передняя кромка более острая. На докритических скоростях приращение Δp , (от $\Delta \alpha$) вдоль профиля распределено таким образом, что фокус уже смещен несколько назад (рис. 2.12,б). Поэтому на сверхкритических скоростях приращение Δp на тонком профиле перераспределяется меньше, чем на толстом, фокус смещается назад в меньшей степени, затыгивание в пикирование происходит слабее и самолет можно удерживать в режиме горизонтального полета, хотя устойчивость по перегрузке и возрастает. Таким образом, кроме уменьшения волнового сопротивления тонкий профиль несколько облегчает балансировку самолета на сверхкритических скоростях.

5. Влияние на $\Delta \bar{x}_f(M)$ формы крыла в плане. Стреловидность крыла служит для уменьшения волнового сопротивления. Кроме того, стреловидность несколько улучшает условия балансировки и характеристики устойчивости и управляемости при полете на закритических скоростях.

Рассмотрим распределение по размаху стреловидного крыла приращений Δp (и местных ΔC_y), вызванных приращением $\Delta \alpha$. При увеличении угла атаки на докритических скоростях стреловидное крыло дополнительно отклоняет воздушный поток не только вниз, но и в стороны, т. е. к концам крыла. За счет этого струйки, обтекающие центральную часть крыла, несколько расширяются (рис. 2.13), скорость в струйках уменьшается, разрежение над профилем также уменьшается, местная подъемная сила в центральной части крыла падает (вернее, увеличивается меньше, чем на прямом крыле). Это явление называется *срединным эффектом* стреловидного крыла.

Струйки, обтекающие концы крыла, несколько поджимаются, скорость в струйках увеличивается, разрежение также увеличивается, местная подъемная сила на концах крыла дополнительно возрастает. Это явление называется *концевым эффектом*

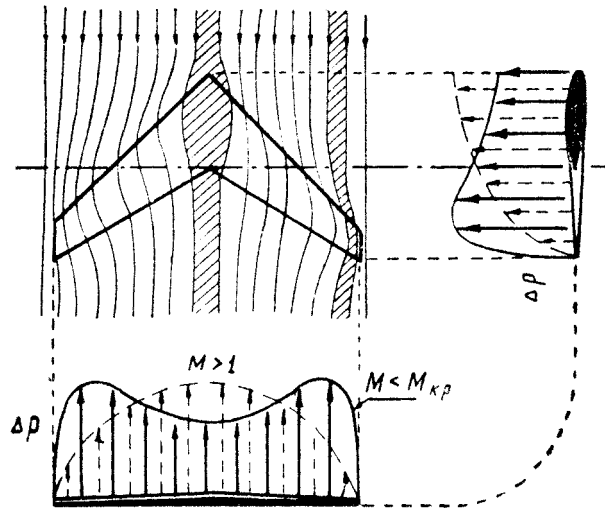


Рис. 2.13: Перераспределение воздушной нагрузки вдоль размаха крыла при переходе через скорость звука

стреловидного крыла. В итоге получается, что на докритических скоростях концы стреловидного крыла (расположенные позади центра тяжести самолета) загружаются при увеличении угла атаки относительно больше, чем центральная часть крыла (расположенная впереди центра тяжести).

При $M > 1$ крыло по размаху загружается более равномерно, т. е. при переходе через скорость звука часть воздушной нагрузки перераспределяется с концов стреловидного крыла на его середину (следовательно, и вперед), что приводит к меньшему смещению фокуса назад и к меньшему увеличению запаса центровки, чем это имеет место на прямом крыле.

Таким образом, на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях стреловидность (наряду с тонким сверхзвуковым профилем) еще более ослабляет явление затягивания в пикирование, улучшает характеристики продольной устойчивости и управляемости, а также продольной балансировки.

Специально для уменьшения избыточного запаса центровки применяют или «наплыв» крыла в корневой его части, или крыло с переменной стреловидностью передней кромки, называемое «готическим» (напоминает арку готической архитектуры).

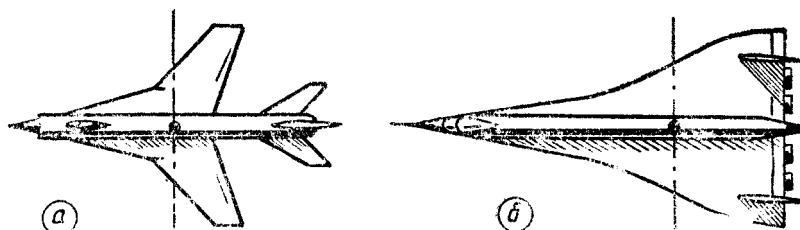


Рис. 2.14: Формы крыльев, предотвращающие чрезмерное смещение фокуса при переходе через скорость звука

«Наплыв» (рис. 2.14,а) почти не создает подъемной силы при $M < 1$, так как поток перетекает снизу вверх через его переднюю кромку. При $M > 1$ «наплыв» вступает в работу и создает на единицу площади почти такую же подъемную силу, как и остальное крыло, что приводит к смещению фокуса в сторону «напыла», т. е. к меньшему смещению фокуса назад.

«Готическое» крыло (рис. 2.14,б) в этом отношении работает примерно так же,

как и крыло с «наплывом».

Однако во всех перечисленных случаях при переходе на закритические скорости фокус в сумме все же смещается назад (рис. 2.15). Возникающий при этом небольшой пикирующий момент легко парируется на современных сверхзвуковых самолетах небольшим взятием ручки на себя, т. е. продольное равновесие восстанавливается сравнительно легко.

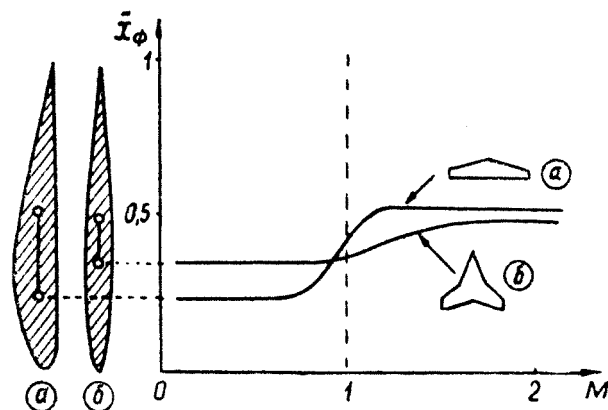


Рис. 2.15: Зависимость положения фокуса от числа M

Увеличение запаса центровки и продольной устойчивости по перегрузке приводит к уменьшению реакции самолета по углу атаки и по перегрузке на отклонение ручки, т. е. к уменьшению фактических маневренных возможностей самолета. В то же время потенциальные маневренные свойства самолета при $M > 1$ остаются высокими и поэтому принимаются различные конструктивные меры по уменьшению запаса центровки на сверхзвуковых скоростях до нормальной величины (до 3–5% САХ). К таким мерам можно отнести перекачку топлива из передних баков в задние, установку носового дополнительного горизонтального оперения или дестабилизатора (при $M < 1$ убирается, при $M > 1$ выпускается), сокращение площади крыла позади центра тяжести самолета (на американском самолете ХВ-70 концы крыла, расположенные позади центра тяжести, при $M > 1$ отгибаются вниз на 90° и превращаются в дополнительные кили) и т. д.

6. Но в отдельных случаях при полете на докритических скоростях стреловидное крыло влияет на продольную устойчивость самолета *отрицательно*. При увеличении угла атаки свыше некоторой величины самолет со стреловидным крылом иногда становится неустойчивым по перегрузке, что на моментной диаграмме $m_z(C_y)$ отражается характерным изгибом типа «ложки» (рис. 2.16), а в полете проявляется в виде неожиданного увеличения перегрузки при неподвижной ручке управления. Это есть **«подхват» самолета на больших углах атаки** или **срывной «подхват»**.

Причиной «подхвата» на больших углах атаки является *концевой эффект* стреловидного крыла (рис. 2.13). На концах такого крыла местный C_y имеет самую большую величину, поэтому при увеличении угла атаки именно здесь C_y раньше достигает своего максимального значения, здесь же происходят срыв потока и падение подъемной силы. Преждевременному срыву потока на концах стреловидного крыла дополнительно способствует перетекание пограничного слоя по размаху (от корня к концам), что сопровождается увеличением толщины («набуханием») пограничного слоя и возрастанием его неустойчивости.

Нетрудно сообразить, что падение подъемной силы на концах стреловидного крыла (позади центра тяжести) приведет к появлению кабрирующего момента, к дальнейшему увеличению угла атаки, к еще большему развитию срыва потока и т. д.

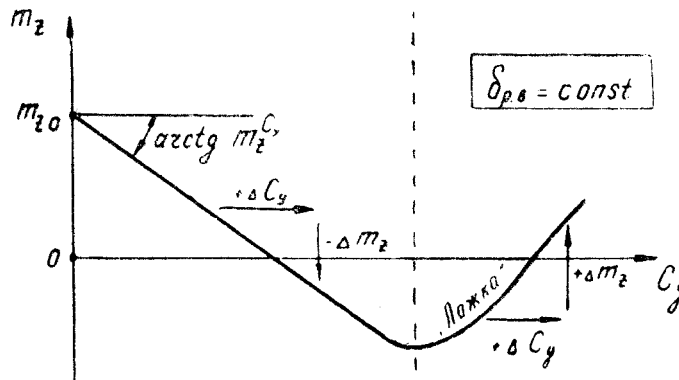


Рис. 2.16: Моментная диаграмма самолета со стреловидным крылом (пример)

Меры, устраняющие «подхват» самолета на больших углах атаки, должны быть направлены против конечного срыва. Это достигается: постановкой препятствий перетеканию пограничного слоя вдоль размаха, увеличением на концах крыла местного $C_{y\text{ макс}}$ или уменьшением местного угла атаки α .

Перетекание пограничного слоя можно задержать аэродинамическими *перегородками* или при помощи *вихреобразователей*. Принцип действия перегородок очевиден. Вихреобразователи («запилы» передней кромки крыла, уступы по передней кромке, лопатки специального профиля и пр.) создают вихрь, который как бы подметает пограничный слой, не позволяя ему течь к концам крыла. Но эти способы увеличивают сопротивление, поэтому по возможности стараются обходиться без них (например, на треугольном крыле).

Увеличение местного $C_{y\text{ макс}}$ на концах крыла достигается установкой в этом месте предкрылков или более несущих профилей. Изменение формы профилей по размаху называется *аэродинамической кривкой* крыла.

Уменьшение на концах крыла местного угла атаки α достигается *геометрической кривкой*, т. е. уменьшением установочных углов атаки от корня к концам крыла.

Удачное применение перечисленных выше мер приводит к тому, что при увеличении угла атаки «подхват» не возникает, а только появляется тряска, как результат небольших местных срывов потока. При достижении угла атаки, на котором происходит общий срыв потока по всему размаху крыла, самолет валится на нос с креном или без крена, как и обычный самолет с прямым крылом.

7. Самолет считается статически устойчивым по скорости в том случае, когда при неподвижной ручке увеличение скорости приводит к увеличению подъемной силы (уменьшение скорости — к уменьшению подъемной силы), что математически записывается так:

$$\frac{dY}{dV} > 0 \quad (2.20^*)$$

(обратите внимание, что здесь записана *полная* производная Y по V , т. е. производная с учетом изменения всех факторов, влияющих на подъемную силу).

Действительно, если при случайном увеличении скорости подъемная сила увеличится, то самолет начнет набирать высоту, сбрасывая излишек скорости; если же при случайном уменьшении скорости подъемная сила начнет уменьшаться, то самолет перейдет на снижение, набирая недостающую скорость. Это и имеет место на докритических скоростях, на которых изменение скорости (при неподвижной ручке) не приводит к перемещению фокуса и центра давления, к изменению угла атаки и коэффициента C_y . В этом случае подъемная сила Y пропорциональна квадрату скорости и самолет по скорости *статически устойчив*.

Если при случайном увеличении скорости подъемная сила уменьшится, то самолет перейдет на снижение, набирая еще большую скорость; если при случайном уменьшении скорости произойдет увеличение подъемной силы, то самолет начнет набирать высоту, теряя скорость еще больше. Такой случай соответствует *неустойчивости по скорости*, что математически записывается так:

$$\frac{dY}{dV} < 0 \quad (2.21)$$

Это и имеет место на трансзвуковых скоростях, на которых изменение скорости (при неподвижной ручке) приводит к перемещению фокуса и центра давления, к изменению угла атаки и коэффициента C_y .

Физическая картина развития неустойчивости по скорости выглядит так:

— пусть самолет на трансзвуковой скорости (например, при $M = 1$ сбалансирован в прямолинейном горизонтальном полете, т. е. $P = Q$, $Y = G$ и $M_z = 0$ (подъемная сила Y приложена в центре давления, совпадающем с центром тяжести самолета);

— пусть теперь скорость случайно возросла;

— при этом перестроится система скачков уплотнения на крыле, центр давления (точка приложения силы Y сместится назад на величину $\Delta x_{ц.д.}$, появится пикирующий момент $-\Delta M_z = Y \Delta x_{ц.д.}$, угол атаки начнет уменьшаться;

— но самолет по перегрузке остался устойчивым, так как запас центровки даже увеличился из-за смещения фокуса назад, и при уменьшении угла атаки в фокусе (позади центра тяжести) появится отрицательное приращение подъемной силы ΔY , дающее кабрирующий момент $+\Delta M_z = -Y \Delta x_{ф.}$;

— наконец, самолет самосбалансируется по моментам на таком уменьшенном угле атаки, на котором пикирующий момент (вызванный увеличением скорости и смещением подъемной силы назад) уравнивается кабрирующим моментом (вызванным уменьшением угла атаки), и самосбалансируется по силам на угле пикирования $\Theta_{п.}$, на котором $Y - \Delta Y = G \cos \Theta_{п.}$, и на такой скорости V , на которой $P + G \sin \Theta_{п.} = Q$ (эта скорость на современном самолете очень велика и практически никогда не достигается).

Описанное выше явление называется «затягиванием в пикирование» на трансзвуковых скоростях.

Следует обратить внимание на то, что при неустойчивости по скорости самолет обладает *повышенной устойчивостью по перегрузке*, т. е. он пикирует устойчиво, стремясь сохранить перегрузку $n_y = \cos \Theta_{п.}$ и сопротивляясь всяким случайным или управляющим воздействиям, направленным на изменение перегрузки и траектории пикирования.

О статической устойчивости или неустойчивости по скорости можно судить по балансировочным диаграммам, построенным по скорости V или числу M (рис. 2.3, 2.4, 2.9 и 2.10).

Если балансировочная диаграмма имеет нормальный *наклон вверх* ($\delta_B^M > 0$ или $P_B^M > 0$), то при увеличении скорости полета появляется кабрирующий момент и самолет стремится перейти в набор, а летчик для сохранения режима горизонтального полета должен отклонять ручку от себя. Такой самолет по скорости *статически устойчив*.

Если же балансировочная диаграмма имеет *наклон вниз* ($\delta_B^M < 0$ или $P_B^M < 0$), то при увеличении скорости полета появляется пикирующий момент и самолет стремится войти в пикирование, а летчик для сохранения режима горизонтального полета должен отклонять ручку на себя. Такой самолет по скорости *неустойчив*.

Большинство сверхзвуковых самолетов в диапазоне трансзвуковых скоростей ($M \simeq 0,9 - 1,2$) имеет незначительную неустойчивость по скорости, что находит отражение

на балансировочной кривой в виде некоторого изгиба вниз, в полете проявляется как тенденция самолета при разгоне перейти на снижение (что парируется небольшим отклонением ручки на себя), а при торможении — к набору высоты (что соответственно парируется некоторым отклонением ручки от себя).

Самолет, аэродинамически не приспособленный для преодоления звукового барьера, при достижении и превышении критической скорости начинает затягиваться в пикирование очень сильно, и в большинстве случаев полного взятия ручки на себя — даже если летчик сможет это сделать — бывает недостаточно для вывода самолета в горизонтальный полет.

На дозвуковых самолетах превышать ограничение по числу M категорически не следует ни при каких условиях.

§4. Продольная статическая управляемость

1. **Продольная статическая управляемость** характеризуется связями между управляющими воздействиями летчика и ответными реакциями самолета.

К *управляющим воздействиям* относят ΔP_B — приращение продольного усилия на ручке, Δx_B — приращение продольного перемещения ручки, $\Delta \delta_B$ — приращение отклонения руля высоты (управляемого стабилизатора), $\Delta \delta_{РУД}$ — приращение перемещения рычага управления двигателем.

Ответными реакциями самолета будут $\Delta \alpha$ — приращение угла атаки, ΔC_y — приращение коэффициента подъемной силы, Δn_y — приращение перегрузки, ΔV — приращение скорости (здесь имеются в виду конечные или статические приращения параметров полета, которые имеют место при уравнивании продольных моментов, т. е. при $M_z = 0$).

Четыре управляющих воздействия и четыре ответные реакции можно связать между собой шестнадцатью прямыми и шестнадцатью обратными отношениями: $\Delta P_B / \Delta \alpha$, $\Delta \alpha / \Delta P_B$ и т. д.

Для летчика наибольший интерес представляют следующие отношения или производные:

$$P_B^{n_y} = \frac{\Delta P_B}{\Delta n_y} \text{ — расход (градиент) усилия на ручке по перегрузке;}$$

$$x_B^{n_y} = \frac{\Delta x_B}{\Delta n_y} \text{ — расход (градиент) перемещения ручки по перегрузке;}$$

$$P_B^V = \frac{\Delta P_B}{\Delta V} \text{ — расход (градиент) усилия на ручке по скорости;}$$

$$x_B^V = \frac{\Delta x_B}{\Delta V} \text{ — расход (градиент) перемещения ручки по скорости.}$$

Последние четыре производных являются важнейшими характеристиками управляемости самолета, которые в значительной степени определяют пилотажные свойства («удобство пилотирования»), порядок переключения внимания, безопасность полета и возможность вести маневренный воздушный бой, не глядя на пилотажные приборы.

2. Вспомним полученную ранее формулу (2.18) и подставим в нее вместо запаса центровки $\Delta \bar{x}_\phi$ запас устойчивости по перегрузке σ_n

$$P_B = \frac{b_A}{l_{пр}} (m_{z0} S \cdot q - \sigma_n G n_y). \quad (2.22)$$

откуда производная по n_y будет равна

$$P_B^{n_y} = -\frac{b_A \sigma_n G}{l_{пр}}. \quad (2.23)$$

Таким образом, для дозвукового самолета, у которого все параметры в правой части формулы (2.23) не зависят от скорости, *градиент усилия на ручке по перегрузке* при прямом управлении должен быть одинаковым на любой высоте и скорости. Например, для создания перегрузки $\Delta n_y = +2$ нужно и на скорости 600, и на скорости 300 км/ч приложить к ручке дополнительное тянущее усилие 50 Н (5 кгс).

Для каждого типа самолета величина градиента $P_B^{n_y}$ должна быть определенной, наиболее удобной для летчика. Так для истребителя наиболее удобно, когда $P_B^{n_y} = -20 \div -60 \text{ Н/1}$ ($-2 \div -6 \text{ кгс/1}$). Для тяжелых самолетов этот градиент может быть больше.

На углах атаки, приближающихся к критическому, градиент $P_B^{n_y}$ немного увеличивается, что объясняется некоторым смещением фокуса назад при начале срывных явлений на крыле (это приводит к увеличению $\Delta \bar{x}_\phi$) и увеличением шарнирного радиуса $r_{ш}$ вследствие смещения назад центра давления на руле высоты.

Итак, для дозвукового самолета зависимости ΔP_B от n_y и $P_B^{n_y}$ от V_H имеют вид, изображенный на рис. 2.17.

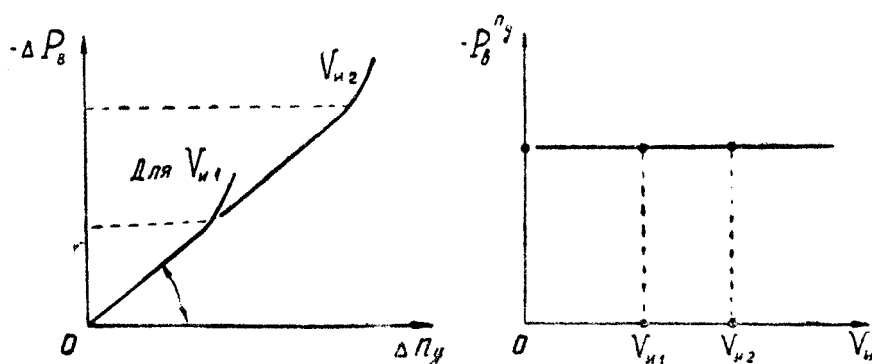


Рис. 2.17: Связь усилий на ручке с перегрузкой на дозвуковом самолете с прямым управлением

Такой характер протекания кривых приобретает для пилотирования особое значение. Удобно, что при одинаковых усилиях летчик в любом случае получает одинаковые приращения перегрузки. Полезно также, что вблизи критического угла атаки усилия, потребные для увеличения перегрузки, несколько возрастают (причем это иногда сопровождается предупредительной тряской ручки).

При прямом управлении желаемую величину градиента $P_B^{n_y}$ конструктор получает выбором соответствующего шарнирного радиуса $r_{ш}$, влияющего на длину приведенного рычага $l_{пр}$. Запас центровки в данном случае выбирается из условия обеспечения нормальной устойчивости по перегрузке, т. е. этот параметр, хотя и влияет на усилия на ручке, но выбирается из других соображений. Если градиент $P_B^{n_y}$ не удастся привести в норму только шарнирным радиусом, то иногда применяют в системе управления балансирные грузы, которые при создании перегрузки помогают или препятствуют отклонению ручки.

3. Теперь перейдем к анализу *градиента отклонения ручки по перегрузке*. Вспомним формулу (2.9), заменим в ней $\Delta \bar{x}_\phi$ через σ_n учтем равенство $\delta_B = \delta_B^{x_B} x_B$ и получим

$$x_B = -\frac{m_z 0}{m_z^{\delta_B} \delta_B^{x_B}} + \frac{\sigma_n G n_y}{m_z^{\delta_B} \delta_B^{x_B} S q} \quad (2.24)$$

откуда производная по n_y будет равна

$$x_B^{n_y} = \frac{\sigma_n G}{m_z^{\delta_B} \delta_B^{x_B} S q} \quad (2.25)$$

Таким образом, у дозвукового самолета градиент x_B^{ny} обратно пропорционален скоростному напору. Зависимости Δx_B от n_y и x_B^{ny} от $V_{и}$ имеют вид, изображенный на рис. 2.18. Такой характер протекания кривых позволяет летчику по отклонениям ручки чувствовать скорость. Следует обратить внимание и на тот положительный факт, что выход на какой-либо характерный угол *атаки* происходит в любом случае при одном и том же отклонении ручки.

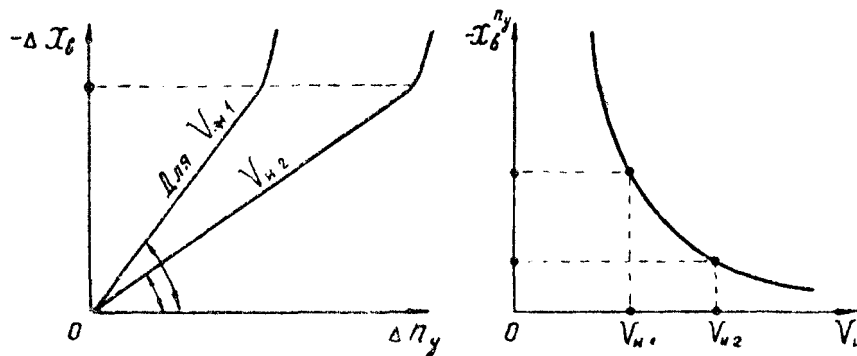


Рис. 2.18: Связь перемещения ручки с перегрузкой на дозвуковом самолете с прямым управлением

4. Итак, сочетание *законов изменения усилий и перемещений*, изображенных на рис. 2.17 и 2.18, позволяет летчику на основе только кинестатических ощущений иметь представление о скорости, перегрузке, угле атаки, запасе до срыва, моменте выхода на опасный угол атаки. Приведенные законы изменения усилий и отклонений наиболее удобны по своей форме, и при оптимальных величинах градиентов P_B^{ny} и x_B^{ny} летчик считает, что самолет обладает отличными пилотажными свойствами.

Не следует думать, что эти законы хороши только потому, что к ним летчики привыкли на учебных самолетах. И если, мол, выполнить систему управления с другими законами изменения усилий и отклонений (или вовсе без них, с какими-либо кнопками), то летчики через некоторое время будут считать такое управление также удобным. Это неверно.

Как это ни удивительно, но приведенные выше законы изменения усилий и отклонений, отработанные в процессе эволюции авиации, так сказать, методом «естественного отбора», получились почти оптимальными и с точки зрения новейших данных эргономики. Поэтому всякое непродуманное изменение естественных характеристик управляемости приводит к нарушению обратных связей в системе «летчик—самолет—летчик», уменьшению точности пилотирования и безопасности полета, необходимости больше смотреть в кабину на всякие указатели скорости, угла атаки, перегрузки и пр.).

5. Несколько меньшее, но все же существенное значение имеют *градиенты усилий и перемещений по индикаторной скорости*. Запишем формулу (2.22), учтем, что $q = 0,5\rho_0 V_{и}^2$, и возьмем производную по $V_{и}$, при $n_y = \text{const}$:

$$P_B^{V_{и}} = \frac{b_A m_{z0} S \rho_0 V_{и}}{l_{пр}}. \quad (2.26)$$

Графическое изображение функций P_B от $V_{и}$ и $P_B^{V_{и}}$ от $V_{и}$ для дозвукового самолета с прямым управлением дано на рис. 2.19. Следует обратить внимание на то, что градиент усилий по индикаторной скорости не зависит от перегрузки n_y .

6. Теперь запишем формулу (2.24), введем в нее $q = 0,5\rho_0 V_{и}^2$ и возьмем произ-

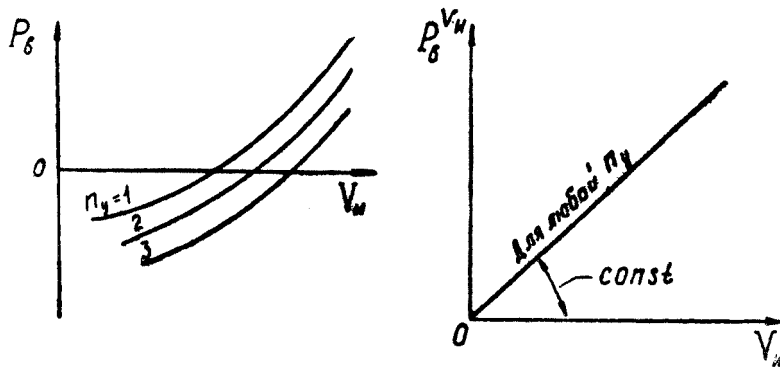


Рис. 2.19: Изменение усилий на ручке по индикаторной скорости на дозвуковом самолете с прямым управлением

водную по $V_{н}$ при $n_y = \text{const}$:

$$x_B^{V_{н}} = -\frac{4\sigma_n G n_y}{m_z^{\delta_B} \delta_B^{x_B} S \rho_0 V_{н}^3}. \quad (2.27)$$

Графическое изображение функций x_B от $V_{н}$ и $x_B^{V_{н}}$ от $V_{н}$ дано на рис. 2.20, из которого видно, что летчик хорошо чувствует скорость не только по усилиям, но и по перемещению ручки.

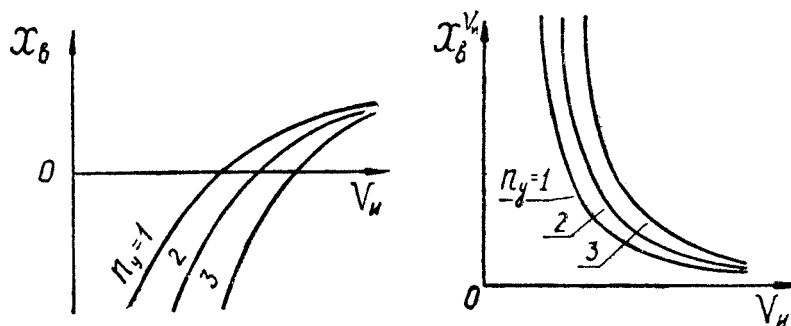


Рис. 2.20: Перемещение ручки по индикаторной скорости на дозвуковом самолете с прямым управлением

7. При переходе через скорость звука параметры, входящие в формулы (2.23) и (2.25), изменяются следующим образом:

- возрастает в несколько паз запас устойчивости по перегрузке σ_n (вследствие смещения назад аэродинамического фокуса);
- уменьшается длина приведенного рычага управления $l_{пр}$ (вследствие роста шарнирного радиуса $r_{ш}$ и уменьшения коэффициента усиления руля k_B);
- уменьшается относительная эффективность руля высоты, выражаемая производной $-m_z^{\delta_B}$.

Эффективность обычного руля высоты падает особенно резко, так как его отклонение при сверхзвуковом обтекании уже не приводит к изменению давления по всей площади горизонтального оперения, как это имеет место при обтекании дозвуковом. Эта же причина приводит к уменьшению эффективности элеронов и руля направления (рис. 2.21).

В результате перечисленных изменений градиенты усилий и перемещений по перегрузке примут вид, изображенный на рис. 2.22 (имеется в виду самолет с прямым

управлением без бустера). Еще более сложную форму приобретают градиенты усилий и перемещений по скорости (рис. 2.23).

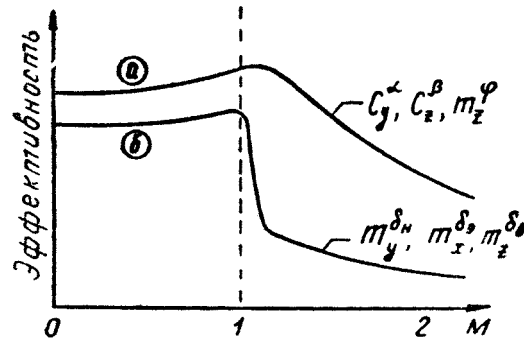


Рис. 2.21: Изменение по числу M относительной аэродинамической эффективности: а — крыла, киля, управляемого стабилизатора; б — руля направления, элеронов, руля высоты

8. Все сказанное выше справедливо и для самолетов с *обратимым бустером*, который пропорционально уменьшает шарнирный момент, передаваемый на ручку (например, 80% шарнирного момента бустер принимает на себя и 20% передает на ручку управления). При этом рычаг $l_{пр}$ увеличивается в соответствующее количество раз. Следовательно, все приведенные выше формулы и графики справедливы и для случая с обратимым бустером (при увеличенном $l_{пр}$).

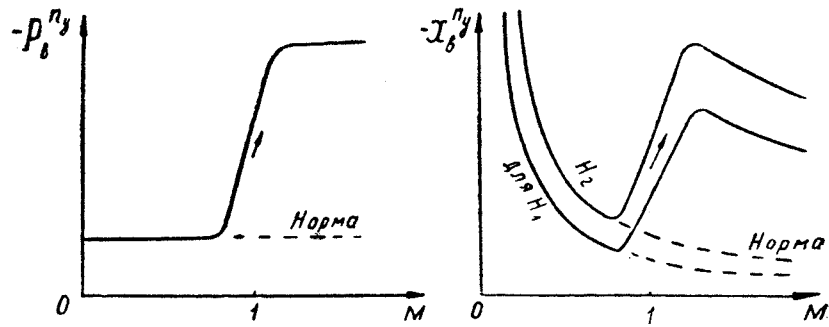


Рис. 2.22: Градиенты усилий и перемещений по перегрузке на сверхзвуковом самолете с прямым управлением

Однако обратимые бустеры на сверхзвуковых самолетах применяются редко, так как трудно подобрать процент обратимости, одинаково подходящий для всех скоростей и высот полета. Пусть, например, при прямом управлении градиент усилий по перегрузке изменялся бы в диапазоне от 60 до 1000 $H/1$ (от 6 до 100 $кгс/1$); если этот градиент уменьшить в 2 раза, то вторая цифра останется чрезмерно большой, а если в 20 раз, то первая цифра станет чрезмерно малой. Кроме того, при переходе через скорость звука центр давления на руле высоты (на управляемом стабилизаторе) перемещается по сложному закону, что приводит к сложному изменению величины и знака шарнирного момента, а при обратимом бустере — к соответствующему сложному изменению усилий на ручке. Все это могло бы полностью запутать летчика.

Поэтому перешли на *необратимые бустеры*, которые воспринимают на себя весь шарнирный момент. Без дополнительных устройств для любого отклонения ручки здесь потребовались бы ничтожные усилия со стороны летчика (для преодоления трения в системе проводки и в золотниковой паре бустера). Управлять самолетом при этом было бы почти невозможно. При необратимом бустере ручка зажимается

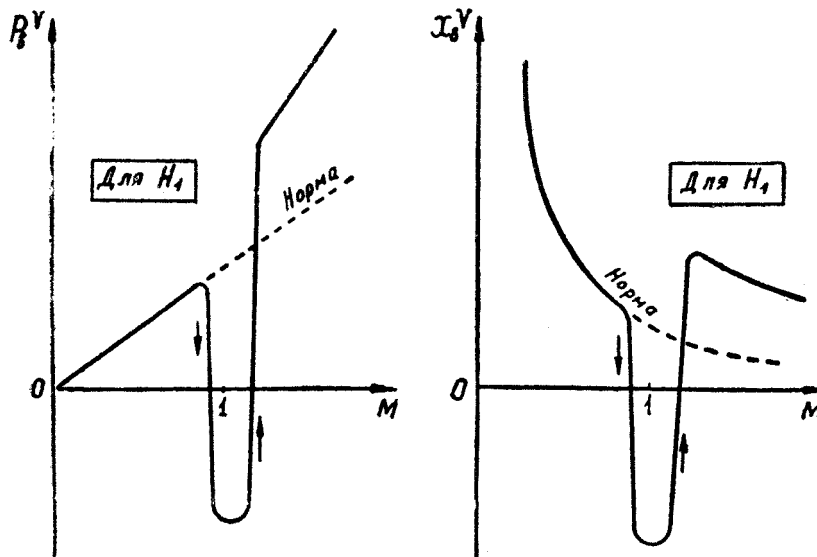


Рис. 2.23: Градиенты усилий и перемещений по скорости на сверхзвуковом самолете с прямым управлением

загрузочными пружинами, имитирующими аэродинамический шарнирный момент руля. Но здесь возникает следующая проблема. При прямом безбустерном управлении естественные усилия для отклонения ручки пропорциональны и отклонению ручки, и скоростному напору. При необратимом бустере усилия зависят только от отклонения ручки и в простейшем случае они связаны с отклонением ручки линейно

$$P_B = k_{\text{пруж}} x_B, \quad (2.28)$$

где $k_{\text{пруж}}$ — жесткость пружины.

Чтобы вычислить *балансирующие усилия* на ручке и их *градиенты* для случая необратимого бустера без АРУ, нужно в формулы (2.24), (2.25), (2.27) подставить

$$x_B = \frac{P_B}{k_{\text{пруж}}}; \quad x_B^{n_y} = \frac{P_B^{n_y}}{k_{\text{пруж}}}; \quad x_B^{V_{и}} = \frac{P_B^{V_{и}}}{k_{\text{пруж}}}. \quad (2.29)$$

Таким образом, *балансирующие кривые усилий* и *кривые градиентов усилий* будут напоминать по форме балансирующие кривые отклонений ручки и кривые градиентов этих отклонений. А это не соответствует естественным усилиям на ручке управления и требованиям эргономики об оптимальном построении системы управления.

На рис. 2.24 представлены усилия, близкие к оптимальным, и усилия при необратимом бустере с линейными нагрузочными пружинами без АРУ. Из рисунка видно, что здесь не соответствуют оптимуму не только величины усилий, но и сам ход кривых (кривые изогнуты не в ту сторону). Различные системы АРУ, АРЗ и прочие и служат для того, чтобы подогнать характеристики бустерного управления к соответствующим характеристикам прямого управления. Если эта работа выполнена неудачно, то летчик будет вынужден пилотировать по приборам, что для истребителя очень неудобно как с точки зрения обеспечения безопасности полета, так и при боевом применении (увеличивается вероятность перетягивания ручки и сваливания, не полностью используются потенциальные маневренные возможности самолета, ухудшается осмотровость). На ограниченно маневренных самолетах нерегулируемые бустерные системы управления допустимы, хотя пилотажные свойства при этом также ухудшаются.

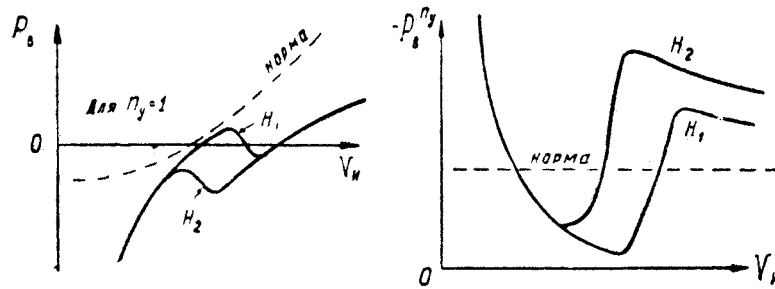


Рис. 2.24: Усилия на ручке и градиент усилий по перегрузке на сверхзвуковом самолете с необратимым бустером без АРУ

При исправлении характеристик бустерной системы конструктор может ввести регулирование только двух параметров: жесткости пружины $k_{\text{пруж}}$ и передаточного отношения $\delta_B^{x_B}$. Эти два регулируемых параметра позволяют в принципе полностью исправить характеристики управления как по усилиям, так и по перемещениям. Однако полное исправление характеристик потребовало бы применения сложных систем регулирования, поэтому чаще производится неполное исправление при помощи более простых систем (АРЗ, АРУ и пр.).

9. В заключение проанализируем **работу триммера**. И аэродинамический триммер, и механизм триммерного эффекта совершенно не влияют на балансировочные отклонения руля высоты и ручки и, естественно, на градиенты этих отклонений по перегрузке и скорости. Если, например, для балансировки самолета на скорости 1000 км/ч руль высоты должен быть отклонен вниз на 5° , а ручка — вперед на 2,5 см, то эти отклонения и обеспечивают балансировку при любом положении триммера.

При помощи триммера можно только *сместить нейтральную точку по усилиям*, т. е. снять усилие при одном заданном режиме полета (не изменяя при этом положения ручки и руля высоты). Градиент усилий по перегрузке при этом также не изменяется. Пусть, например, в горизонтальном полете усилие $P_B = 0$, а для создания перегрузки $n_y = +2$ потребовалось приложить к ручке тянущее усилие $P_B = -50 \text{ Н}$ (-5 кгс). Триммером это усилие можно снять, но тогда для обратного перехода от $n_y = +2$ к $n_y = +1$ потребовалось бы приложить к ручке давящее усилие $P_B = +50 \text{ Н}$ ($+5 \text{ кгс}$).

Однако *аэродинамический триммер* не только смещает нейтральное по усилиям положение ручки, но и влияет на градиент усилий по скорости (индикаторной скорости).

При отклонении триммера, например, вниз (рычаг триммера — на себя) возникает дополнительный шарнирный момент, стремящийся повернуть руль высоты вверх; естественно, что аэродинамический шарнирный момент пропорционален скоростному напору q . Теперь, чтобы удержать руль высоты в прежнем положении, летчик должен приложить к ручке дополнительное давящее усилие (также пропорциональное скоростному напору).

Итак, при отклонении триммера вниз ($+\delta_{\text{тр}}$) к ручке необходимо прикладывать дополнительное давящее усилие $+\Delta P_B$ (уменьшенное тянущее усилие), а при отклонении триммера вверх ($-\delta_{\text{тр}}$) — дополнительное тянущее усилие $-\Delta P_B$ (уменьшенное давящее усилие).

На рис. 2.25 для иллюстрации приведены балансировочные кривые усилий на ручке управления по приборной скорости для самолета Л-29 при различных положениях триммера (масса самолета 3000 кг, запас центровки 10%, горизонтальный полет). По рисунку можно сделать следующие замечания, которые при других цифровых данных справедливы для всех самолетов с аэродинамическим триммером:

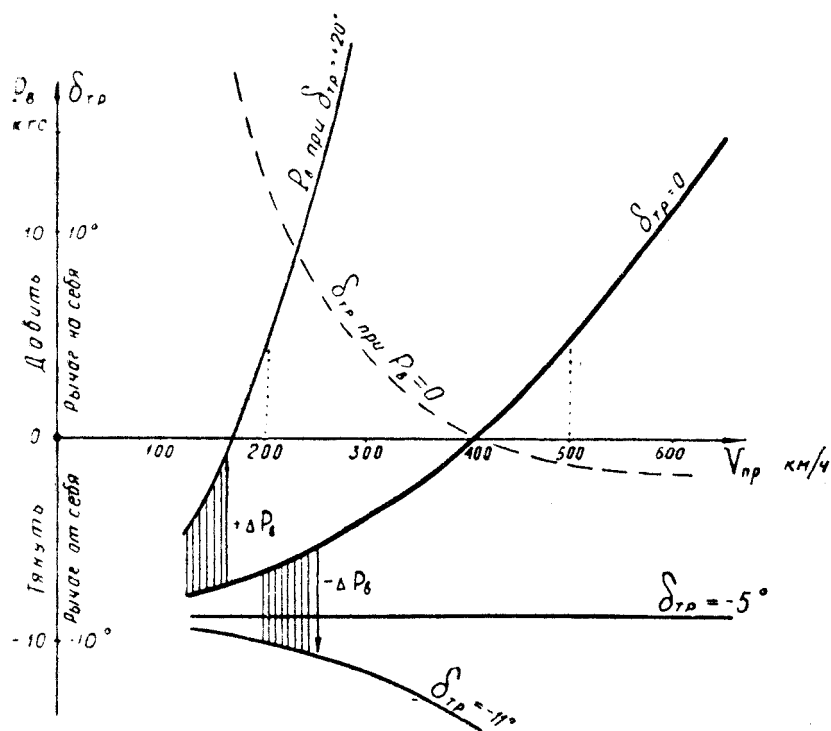


Рис. 2.25: Балансировка самолета Л-29

— самолет можно сбалансировать триммером (сделать $P_B = 0$) на любой скорости горизонтального полета более 170 км/ч;

— для балансировки на скорости менее 400 км/ч триммер необходимо отклонять вниз (рычаг триммера — на себя). Градиент усилий по индикаторной скорости $P_B^{V_{ин}}$ при этом значительно возрастает, т. е. летчик по изменению усилий лучше чувствует абсолютное изменение скорости. Устойчивость самолета по скорости при этом увеличивается;

— для балансировки на скорости более 400 км/ч триммер необходимо отклонять вверх (рычаг триммера — от себя).

Градиент $P_B^{V_{ин}}$ при этом уменьшается, и летчик хуже чувствует абсолютное изменение скорости, устойчивость самолета по скорости также уменьшается;

— однако градиент усилий по относительной индикаторной скорости при балансировке самолета триммером остается постоянным, т. е. равные относительные приращения скорости приводят к равным изменениям усилий на ручке. Например, если скорость увеличится от 170 до 204 км/ч (на 20%), то давящее усилие возрастет на +4 кгс (см. рис. 2.25); если же скорость увеличится от 400 до 480 км/ч (на 20%), то давящее усилие возрастет также на +4 кгс. Таким образом, при отклонении на 1% от той скорости, на которой самолет сбалансирован триммером, усилие на ручке изменяется на 0,2 кгс. Для летчика наиболее удобно, когда эта цифра для истребителя находится в пределах 0,15–0,30 кгс, для фронтового бомбардировщика — в пределах 0,4–0,6 кгс, для тяжелого самолета — в пределах 1,0–1,5 кгс;

— если на повышенных скоростях самолет перебалансировать, т. е. излишне отклонить рычаг триммера от себя, то самолет может стать *нейтральным по скорости* ($P_B^{V_{ин}} = 0$). Летчик при этом лишается возможности судить об изменении скорости по усилиям на ручке (по рис. 2.25 это произойдет при $\delta_{тр} = -5^\circ$). Если рычаг триммера отклонить от себя еще больше, то самолет по скорости становится *неустойчивым*, а градиент $P_B^{V_{ин}}$ меняет знак и становится отрицательным, т. е. при увеличении ско-

рости летчику придется увеличивать тянущие усилия (отпуская при этом ручку от себя), а при уменьшении скорости — ослаблять их (одновременно с выбором ручки на себя). Такое сочетание усилий и перемещений может запутать летчика, поэтому при маневрировании пользоваться аэродинамическим триммером следует весьма осторожно. Балансировку самолета рекомендуется производить только в горизонтальном полете и, по возможности, не трогать триммер в процессе выполнения фигуры пилотажа или какого-либо другого энергичного маневра.

10. Механизм триммерного эффекта в системе управления с необратимым бустером только сдвигает загрузочную пружину в ту или иную сторону, сдвигая тем самым и нейтральное по усилиям положение ручки. Балансировочная кривая $P_B(V_H)$ при работе механизма триммерного эффекта сдвигается или вверх (в сторону увеличения давящих усилий), или вниз (на увеличение тянущих усилий), но наклон этих кривых не изменяется (рис. 2.26). Следовательно, не изменяется градиент $P_B^{V_H}$ и устойчивость самолета по скорости. Однако производить балансировку самолета механизмом триммерного эффекта также рекомендуется только в прямолинейном полете.

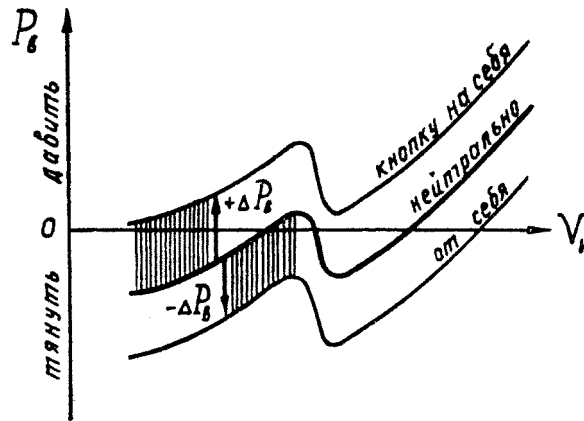


Рис. 2.26: Влияние механизма триммерного эффекта в системе управления с необратимым бустером на усилия на ручке

11. Для понимания пилотажных свойств самолета наиболее важное значение имеют характеристики продольной устойчивости и управляемости. Поэтому перед освоением нового самолета летчик (командир) должен внимательно изучить на моментной диаграмме этого самолета зависимость m_z от C_y (пример которой дан на рис. 2.16), обратив внимание на наклон кривой и наличие или отсутствие «ложки» (отгиба диаграммы вверх); изучить по балансировочной диаграмме зависимость усилий от числа M и высоты, обратив внимание на величину изгиба кривой на трансзвуковых скоростях и на тянущие усилия при переходе через скорость звука (отсюда можно сделать вывод о целесообразности использования триммера при разгоне и торможении); изучить изменение по числу M и высоте градиента усилий по перегрузке $P_B^{n_y}$, обратив внимание на величину изменения этого градиента при переходе через скорость звука (отсюда можно сделать вывод о возможности скоростного «подхвата» самолета при обратном переходе через скорость звука и о целесообразности энергичного маневрирования на трансзвуковых скоростях). Изучив эти графики, нужно сравнить их с обычными графиками дозвукового самолета и с соответствующими графиками того самолета, на котором производились полеты до переучивания, проконсультироваться у специалистов, сделать предварительные выводы об особенностях устойчивости, управляемости и пилотирования нового самолета, учесть эти особенности в полете.

§5. Продольная динамическая устойчивость и управляемость

1. Статическая устойчивость и управляемость рассматривает равновесные **статические состояния** самолета. Динамическая устойчивость и управляемость рассматривает **динамические процессы** прихода самолета к состоянию равновесия (или отхода от этого состояния).

Статические состояния самолета описываются алгебраическими уравнениями (типа приведенных в предыдущих параграфах учебника), динамические процессы — дифференциальными уравнениями.

Ниже на простейших примерах будет раскрыта сущность математической теории динамической устойчивости и управляемости. Без понимания этой теории невозможно сознательно усвоить принципы работы и регулировки автопилотов, демпферов и автоматов устойчивости, разобраться в динамических свойствах современного самолета, применить рациональные приемы пилотирования с включенной и выключенной автоматикой, правильно использовать различные тренажеры и моделирующие устройства.

Во всех современных учебниках и трудах по динамике полета перечисленные выше вопросы анализируются методами решения или исследования соответствующих дифференциальных уравнений, поэтому летчик-командир должен иметь хотя бы общее представление об этих методах. Приводимые ниже формулы и математические выкладки *запоминать не надо*. Но следует внимательно разобраться в *принципах* решения задачи и вытекающих из решения практических выводов.

2. **Запишем систему дифференциальных уравнений** продольного движения самолета (уравнения — общеизвестные, и их происхождение здесь не рассматривается)

$$m \frac{dV}{dt} = P - Q - G \sin \Theta \quad (2.30/1)$$

(произведение массы на касательное ускорение равно суммарной касательной силе);

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = Y - G \cos \Theta \quad (2.30/2)$$

(произведение массы на центростремительное ускорение равно суммарной центростремительной силе);

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z \quad (2.30/3)$$

(произведение момента инерции на угловое ускорение равно суммарному продольному моменту).

Кроме того, запишем два вспомогательных уравнения

$$\vartheta = \Theta + \alpha \quad (2.30/4)$$

(угол тангажа равен сумме угла наклона траектории и угла атаки, считая установочный угол крыла равным нулю);

$$\omega_z = \frac{d\vartheta}{dt}, \quad \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{d^2\vartheta}{dt^2} \quad (2.30/5)$$

(угловая скорость равна производной от угла тангажа, производная угловой скорости равна второй производной от этого угла).

Записанная система дифференциальных уравнений аналитически не решается, так как в правых частях имеются существенно нелинейные функции: $P(V, \rho)$, $Q(V, \rho, \alpha)$, $\sin \Theta$, $Y(V, \rho, \alpha)$, $\cos \Theta$, $M_z(V, \rho, \alpha, \omega_z, \delta_B)$.

3. Для возможности аналитического решения уравнений (2.30) их следует предварительно преобразовать к *линейному виду* (линеаризовать), применив *метод малых возмущений*, который излагается ниже.

Будем считать, что в процессе возмущенного движения неизвестные V , ρ , α , Θ и ϑ отклоняются от своих исходных значений V_0 , ρ_0 , α_0 , Θ_0 и ϑ_0 на сравнительно малую величину ΔV , $\Delta\rho$, $\Delta\alpha$, $\Delta\Theta$ и $\Delta\vartheta$. Тогда эти неизвестные можно записать в виде: $V = V_0 + \Delta V$, $\rho = \rho_0 + \Delta\rho$ и т. д.

Любую нелинейную функцию $y = y(x)$ при малых приращениях Δx можно записать в линейном виде: $y = y_0 + y' \Delta x + \dots$ (здесь, по существу, записаны два первых члена разложения функции в ряд Тейлора).

На рис. 2.27 изображены как пример нелинейные функции: а) $y = \sin x$; б) $P = P(V)$ — изменение тяги по скорости; в) $C_y = C_y(\alpha)$.

а) в небольшом интервале вблизи исходного значения аргумента x_0 можно допустить, что $y' = \cos x \simeq \text{const}$ (это производная функции по аргументу или тангенс угла наклона кривой в точке с координатами x_0, y_0) и $y = \sin x_0 + \cos x_0 \Delta x$;

б) в небольшом интервале вблизи исходной скорости V_0 можно допустить, что $P^V \simeq \text{const}$ (это производная тяги по скорости или тангенс угла наклона кривой в точке с координатами V_0, P_0) и $P = P_0 + P^V \Delta V$;

в) функцию $C_y(\alpha)$ на докритических углах атаки мы всегда записывали в линейном виде $C_y = C_y^\alpha \alpha$.

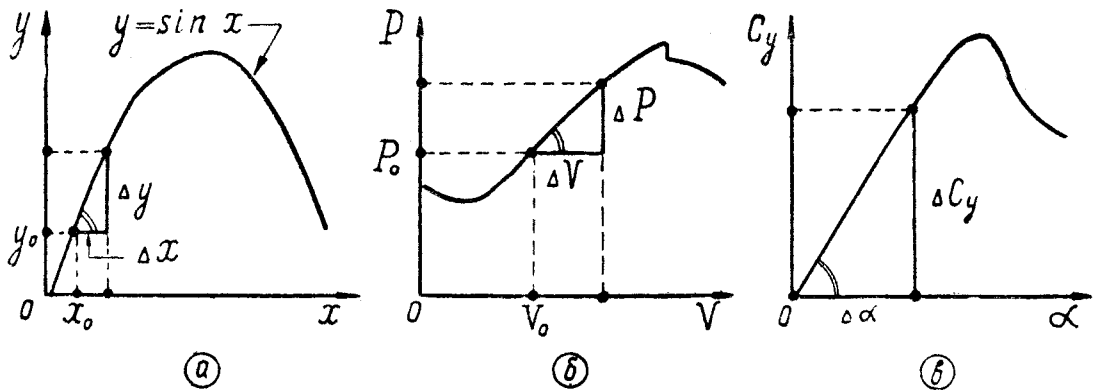


Рис. 2.27: К примерам линеаризации функций

Приведем к *линейному виду* первое уравнение системы (2.30)

$$1) \quad m \frac{dV}{dt} = P - Q - G \sin \Theta.$$

Без особых пояснений

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{d(V_0 + \Delta V)}{dt} = \frac{d\Delta V}{dt}; \\ P &= P_0 + P^V \Delta V + P^\rho \Delta\rho; \\ Q &= Q_0 + Q^V \Delta V + Q^\rho \Delta\rho + Q^\alpha \Delta\alpha. \\ \sin \Theta &= \sin \Theta_0 + \cos \Theta_0 \Delta\Theta. \end{aligned}$$

Произведем замену $\Delta\Theta = \Delta\vartheta - \Delta\alpha$, откуда

$$\sin \Theta = \sin \Theta_0 + \cos \Theta_0 \Delta\vartheta - \cos \Theta_0 \Delta\alpha.$$

Подставим все эти линеаризованные функции в первое уравнение

$$m \frac{d\Delta V}{dt} = P_0 + P^V \Delta V + P^\rho \Delta \rho - \\ - Q_0 - Q^V \Delta V - Q^\rho \Delta \rho - Q^\alpha \Delta \alpha - \\ - G \sin \Theta_0 - G \cos \Theta_0 \Delta \vartheta + G \cos \Theta_0 \Delta \alpha.$$

Примем, что до начала возмущенного движения самолет находился в равновесии, т. е. $P_0 - Q_0 - G \sin \Theta_0 = 0$. Затем разделим все на массу m , перенесем влево, сгруппируем по неизвестным:

$$\frac{d\Delta V}{dt} + \left(\frac{Q^V - P^V}{m} \right) \Delta V + \left(\frac{Q^\alpha - G \cos \Theta_0}{m} \right) \Delta \alpha + \\ + (g \cos \Theta_0) \Delta \vartheta + \left(\frac{Q^\rho - P^\rho}{m} \right) \Delta \rho = 0.$$

Только для сокращения дальнейших записей и преобразований сделаем следующее:

— выражения, стоящие в круглых скобках, обозначим буквами $n_{11}, n_{12}, n_{13}, n_{14}$;

— введем формальное обозначение производной $\frac{d}{dt} = p$, т. е. $\frac{d\Delta V}{dt} = p\Delta V$.

С учетом этого первое уравнение примет вид:

$$1) \quad (p + n_{11}) \Delta V + n_{12} \Delta \alpha + n_{13} \Delta \vartheta + n_{14} \Delta \rho = 0.$$

4. Прделав аналогичные операции со вторым и третьим уравнениями системы (2.30), получим систему *линейных* дифференциальных уравнений, описывающих продольное возмущенное движение самолета

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad (p + n_{11}) \Delta V + n_{12} \Delta \alpha + n_{13} \Delta \vartheta + n_{14} \Delta \rho = 0 \\ 2) \quad n_{21} \Delta V - (p - n_{22}) \Delta \alpha + (p + n_{23}) \Delta \vartheta + n_{24} \Delta \rho = 0 \\ 3) \quad n_{31} \Delta V + n_{32} \Delta \alpha + (p^2 + n_{35} p) \Delta \vartheta + n_{34} \Delta \rho = n_{36} \Delta \delta_B. \end{array} \right\} \quad (2.31)$$

Коэффициенты, стоящие при неизвестных в этих уравнениях, раскрыты в табл. 2.1:
Таблица 2.1

	1-е уравнение	2-е уравнение	3-е уравнение
1	$n_{11} = \frac{Q^V - P^V}{m}$	$n_{21} = -\frac{Y^V}{m V_0}$	$n_{31} = -\frac{M_z^V}{I_z}$
2	$n_{12} = \frac{Q^\alpha - G \cos \Theta_0}{m}$	$n_{22} = \frac{Y^\alpha - G \sin \Theta_0}{m V_0}$	$n_{32} = -\frac{M_z^\alpha}{I_z}$
3	$n_{13} = g \cos \Theta_0$	$n_{23} = -\frac{g \sin \Theta_0}{V_0}$	
4	$n_{14} = \frac{Q^\rho - P^\rho}{m}$	$n_{24} = -\frac{Y^\rho}{m V_0}$	$n_{34} = -\frac{M_z^\rho}{I_z}$
5			$n_{35} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{I_z}$
6			$n_{36} = -\frac{M_z^{\delta_B}}{I_z}$

Заметим, что при помощи уравнений (2.31) нельзя рассчитать, например, петлю Нестерова или какой-либо другой маневр, на котором происходит значительное изменение неизвестных V, ϑ, ρ , и приращения $\Delta V, \Delta \vartheta, \Delta \rho$ уже нельзя считать малыми.

Эти уравнения позволяют рассчитать и проанализировать только *малые* возмущения в движении самолета, например, его реакцию на вертикальный порыв ветра или на небольшое, отклонение руля высоты и пр.

5. Динамическая устойчивость по перегрузке. Малое (коротко-периодическое) продольное возмущенное движение самолета. Рассмотрим движение самолета в начальный отрезок времени после возмущения, когда *быстро* изменяются угол атаки и перегрузка, а скорость и высота еще близки к исходным величинам.

Сделаем следующие допущения и соответствующие упрощения системы уравнений (2.31):

— $V = V_0 = \text{const}$. Поэтому первое уравнение, описывающее изменение скорости, опускаем. Кроме того, везде $\Delta V = 0$;

— $\rho = \rho_0 = \text{const}$, $\Delta \rho = 0$ поэтому опускаем соответствующие слагаемые во втором и третьем уравнениях;

— за исходный режим полета перед возмущением возьмем прямолинейный горизонтальный полет, поэтому $\Theta_0 = 0$, $\sin \Theta_0 = 0$, $\cos \Theta_0 = 1$, коэффициент $n_{23} = 0$ и соответственно изменятся коэффициенты n_{12} , n_{13} , n_{22} ;

— рассмотрим, для начала, реакцию самолета на внешнее возмущение без вмешательства летчика, т. е. примем $\delta_b = 0$.

С учетом этих допущений система уравнений (2.31) примет вид

$$\left. \begin{array}{l} 1) \text{ опускаем;} \\ 2) -(p - n_{22})\Delta\alpha + p \Delta\vartheta = 0; \\ 3) n_{32} \Delta\alpha + (p^2 + n_{35} p) \Delta\vartheta = 0. \end{array} \right\} \quad (2.32)$$

Это система линейных дифференциальных уравнений, описывающих собственные динамические свойства самолета в малом продольном движении (в малом отрезке времени после возмущения).

Решить систему (2.32) — значит найти закон изменения углов атаки и тангажа по времени, т. е. найти функции $\Delta\alpha(t)$ и $\Delta\vartheta(t)$.

Решение:

— из второго уравнения находим

$$p \Delta\vartheta = (p - n_{22}) \Delta\alpha;$$

— подставляем это значение $p \Delta\vartheta$ в третье уравнение

$$n_{32} \Delta\alpha + (p + n_{35})(p - n_{22})\Delta\alpha = 0;$$

— раскрываем скобки

$$n_{32} \Delta\alpha + p^2 \Delta\alpha - n_{22} p \Delta\alpha + n_{35} p \Delta\alpha - n_{22} n_{35} \Delta\alpha = 0;$$

— группируем по степеням производной

$$p^2 \Delta\alpha + (n_{35} - n_{22})p \Delta\alpha + (n_{32} - n_{22} n_{35})\Delta\alpha = 0;$$

— вводим обозначения

$$(n_{35} - n_{22}) = 2\xi\Omega_0, \quad (n_{32} - n_{22} n_{35}) = \Omega_0^2;$$

— и, наконец, записываем уравнение в виде

$$p^2 \Delta\alpha + 2\xi\Omega_0 p \Delta\alpha + \Omega_0^2 \Delta\alpha = 0. \quad (2.33)$$

Это линейное дифференциальное уравнение второго порядка без правой части, полученное из системы (2.32) и описывающее те же свойства самолета (напомним, что

$$p^2 \Delta\alpha = \frac{d^2 \Delta\alpha}{dt^2} \text{ и } p \Delta\alpha = \frac{d\Delta\alpha}{dt}.$$

Величины, входящие в уравнение (2.33), имеют следующие названия:

ξ — относительный коэффициент (или декремент) затухания;

Ω_0 — угловая частота собственных колебаний (или опорная частота). Смысл этих величин станет ясным ниже.

Продолжаем решение:

— составляем так называемое характеристическое уравнение

$$x^2 + 2\xi\Omega_0 x + \Omega_0^2 = 0$$

(общий принцип составления характеристического уравнения ясен, если сравнить его с исходным дифференциальным уравнением (2.33));

— находим корни характеристического уравнения

$$x_{1-2} = -\xi\Omega_0 \pm \sqrt{\xi^2 \Omega_0^2 - \Omega_0^2}; \quad (2.34)$$

— и, наконец, записываем решение исходного дифференциального уравнения (2.33)

$$\Delta\alpha = C_1 e^{x_1 t} + C_2 e^{x_2 t} \quad (2.35)$$

П р и м е ч а н и е. Решение линейного дифференциального уравнения n -го порядка без правой части представляет собой сумму из n слагаемых вида $C_i e^{x_i t}$, где $i = 1, 2, 3, \dots$; $x_i = x_1, x_2, x_3, \dots, x_n$ корни характеристического уравнения n -й степени; $C_i = C_1, C_2, C_3, \dots$ — постоянные интегрирования.

Для анализа полученного решения (2.35) раскроем первоначальное содержание условных обозначений $\xi\Omega_0$ и Ω_0^2 :

$$2\xi\Omega_0 = n_{35} - n_{22} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{I_z} + \frac{Y^\alpha}{m V_0}; \quad (2.36)$$

$$\Omega_0^2 = n_{32} - n_{22} n_{35} = -\frac{M_z^\alpha}{I_z} - \frac{Y^\alpha M_z^{\omega_z}}{m V_0 I_z}. \quad (2.37)$$

Если в последнем выражении развернуть производные M_z^α и $M_z^{\omega_z}$, вынести за скобку сомножитель при $\Delta\bar{x}_\phi$, учесть выражения (2.5) и (2.29), то можно получить

$$\Omega_0^2 = \frac{Y^\alpha b_A \sigma_n}{I_z}, \quad (2.38)$$

где σ_n — запас устойчивости по перегрузке, одновременно учитывающий и запас центровки, и поправку на демпфирование.

Ниже будет рассматриваться поведение самолета только на докритических углах атаки, когда $Y^\alpha > 0$ (увеличение и сопровождается увеличением Y и $M_z^{\omega_z} < 0$ (демпфирующий момент направлен против вращения). Что касается производной M_z^α , то будут рассмотрены два случая: $M_z^\alpha < 0$ при положительном запасе центровки и $M_z^\alpha > 0$ при отрицательном запасе центровки.

6. При анализе решения (2.35) можно встретить следующие случаи:

а) Запас центровки отрицательный, демпфирование слабое, самолет по перегрузке статически неустойчив.

В этом случае один корень характеристического уравнения будет отрицательный ($x_1 < 0$), а другой — положительный ($x_2 > 0$). Функция $\Delta\alpha(t)$ после воздействия на самолет какого-либо внешнего возмущения, давшего начальное приращение

$\Delta\alpha_0$, изображена на рис. 2.28, из которого видно, что угол атаки сначала несколько уменьшается за счет подбрасывания самолета вверх возросшей подъемной силой (это учитывается отрицательным корнем), а затем энергично возрастает за счет поворота неустойчивого самолета вокруг поперечной оси Oz_1 в сторону кабрирования (это учитывается положительным корнем).

Это может иметь место при $\Omega_0^2 < 0$, т. е. при таком отрицательном запасе центровки, который приводит к отрицательному запасу устойчивости по перегрузке σ_n .

б) *Запас центровки положительный, демпфирование очень сильное.* В данном случае оба корня характеристического уравнения будут отрицательными ($x_1 < 0, x_2 < 0$). Функция $\Delta\alpha(t)$ будет иметь вид, изображенный на рис. 2.29. Приращение угла атаки монотонно (апериодически) убывает до нуля, т. е. угол атаки возвращается к его исходному значению.

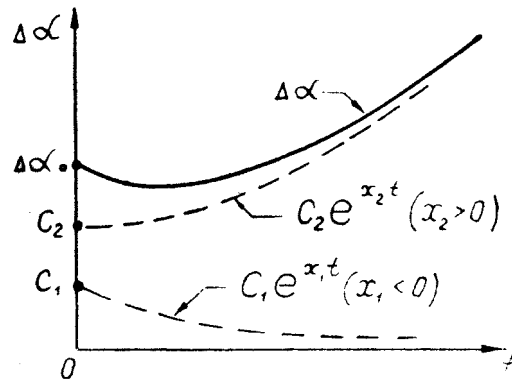


Рис. 2.28: Изменение угла атаки после начального возмущения на неустойчивом по перегрузке самолете

Математически этот случай возможен при $\Omega_0^2 > 0$ и при $\xi\Omega_0 > \Omega_0$ (т. е. при $\xi > 1$, что соответствует большой величине производной $-M_z^{\omega_z}$), а практически — только при полете с включенным демпфером тангажа или автопилотом.

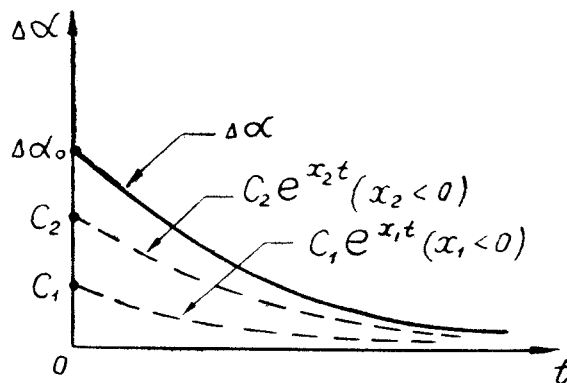


Рис. 2.29: Изменение угла атаки после начального возмущения на устойчивом по перегрузке самолете при сильном демпфировании

в) *Запас центровки положительный, демпфирование умеренное.* Здесь будем иметь $\Omega_0^2 > 0$ и при $\xi\Omega_0 < \Omega_0$ (или $\xi < 1$). При этом корни характеристического уравнения будут **комплексными сопряженными** (первое слагаемое корня — действительное число, второе слагаемое — мнимое). Запишем эти корни в виде

$$x_{1-2} = -\xi\Omega_0 \pm i\sqrt{\Omega_0^2 - \xi^2\Omega_0^2};$$

где $i = \sqrt{-1}$.

Решение исходного дифференциального уравнения и здесь можно записать в стандартном виде

$$\Delta\alpha = C_1 e^{x_1 t} + C_2 e^{x_2 t}$$

но довольно трудно вообразить, какой вид имеет функция e^{xt} если x — комплексное число.

7. Воспользуемся формулой Эйлера

$$\cos x = \frac{e^{ix} + e^{-ix}}{2}$$

и после некоторых несущественных преобразований запишем решение в виде

$$\Delta\alpha = C_1 e^{-\xi\Omega_0 t} \sin [(\Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2})t + C_2]$$

(здесь постоянные C_1 и C_2 другие, чем в решении (2.35)).

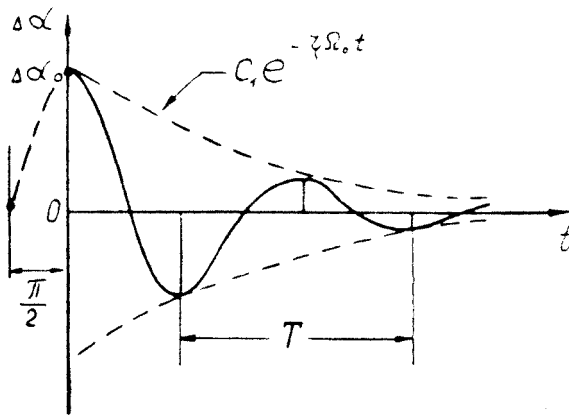


Рис. 2.30: Изменение угла атаки после начального возмущения на устойчивом по перегрузке самолете при умеренном демпфировании

Графическое изображение решения (2.39) дано на рис. 2.30 (синусоида с убывающей амплитудой). Величины, входящие в решение, имеют следующий смысл:

C_1 — начальная амплитуда колебаний при $t = 0$, т. е. $C_1 = \Delta\alpha_0$; $C_1 e^{-\xi\Omega_0 t}$ — текущая амплитуда колебаний;

C_2 — начальная фаза колебаний при $t = 0$, обычно $C_2 = \frac{\pi}{2}$; $\Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2} = \omega$ (рад/с) — угловая частота колебаний (видно, что при отсутствии демпфирования, т. е. при $\xi = 0$, угловая частота колебаний ω была бы равна угловой частоте собственных колебаний самолета Ω_0).

Вместо угловой частоты иногда применяют более понятную величину — *период колебаний*

$$T = \frac{2\pi}{\omega} \quad (2.40)$$

Скорость затухания амплитуды колебаний определяется величиной $\xi\Omega_0$. Численно скорость затухания характеризуется временем $t_{\text{зат}}$, в течение которого амплитуда уменьшается в 20 раз

$$C_1 e^{-\xi\Omega_0 t_{\text{зат}}} = \frac{1}{20} C_1,$$

откуда

$$t_{\text{зат}} = \frac{\ln 20}{\xi\Omega_0} \simeq \frac{3}{\xi\Omega_0}.$$

Иногда скорость затухания характеризуют количеством полных колебаний $n_{\text{зат}}$ до момента уменьшения амплитуды в 20 раз

$$n_{\text{зат}} = \frac{t_{\text{зат}}}{T} \simeq 0,5 \sqrt{\frac{1}{\xi^2} - 1}.$$

8. **Анализ решения (2.39).** Период колебаний и скорость затухания этих колебаний оказывают большое влияние на технику пилотирования, безопасность полета и боевое применение самолета. Если проанализировать формулы (2.38), (2.37) и (2.36), то можно заключить, что на период и скорость затухания колебаний влияют следующие эксплуатационные факторы: скоростной напор q (индикаторная скорость V_H), скорость полета V (число M), масса самолета m (момент инерции I_z).

Период колебаний уменьшается (частота увеличивается), если:

- увеличивается запас центровки $\Delta \bar{x}_\phi$ (рис. 2.31), который влияет на σ_n (или на M_z^α) и на опорную частоту колебаний Ω_0 . Практически значительное увеличение запаса центровки в полете происходит при переходе через скорость звука. Менее вероятный случай — неправильное размещение грузов и топлива;

- увеличивается скоростной напор q , входящий сомножителем в производные M_z^α , Y^α , $M_z^{\omega_z}$, от которых зависит Ω_0 ;

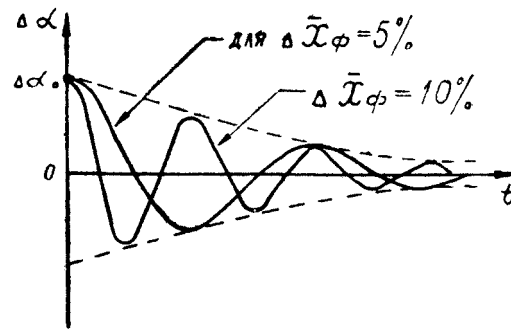


Рис. 2.31: Влияние запаса центровки на период колебаний

- уменьшается масса самолета m (уменьшается момент инерции I_z), что также влияет на Ω_0 .

Таким образом, **наименьший период колебаний** может наблюдаться при полете на сверхзвуковой скорости на малых и средних высотах, так как здесь велики и запас центровки, и скоростной напор. Положение может усугубиться при отказе демпфера тангажа.

Если период колебаний будет менее 1,0–1,5 с, то полет становится опасным, так как летчик, пытаясь парировать ручкой эти высокочастотные колебания, опаздывает с реакцией на полпериода и раскачивает самолет до опасных перегрузок и углов атаки.

При возникновении продольной раскачки ручку следует зажать в нейтральном положении и проверить включение демпфера тангажа.

Затухание колебаний ухудшается (увеличивается $t_{\text{зат}}$) если:

- уменьшается скоростной напор q , входящий сомножителем в производные $M_z^{\omega_z}$ и Y^α , от которых зависит величина $\xi \Omega_0$;

- увеличивается скорость полета V при постоянном скоростном напоре q (при увеличении высоты), что приводит к уменьшению производной $-m_z^{\omega_z} = -m_\alpha^{\bar{\omega}_z} \frac{b_A}{V}$;

- происходит переход через скорость звука (уменьшаются производные $-m_z^{\bar{\omega}_z}$ и C_y^α ;

— увеличиваются масса самолета m и момент инерции I_z .

Физическое действие перечисленных эксплуатационных факторов математически отражается через уменьшение декремента затухания ξ (рис. 2.32).

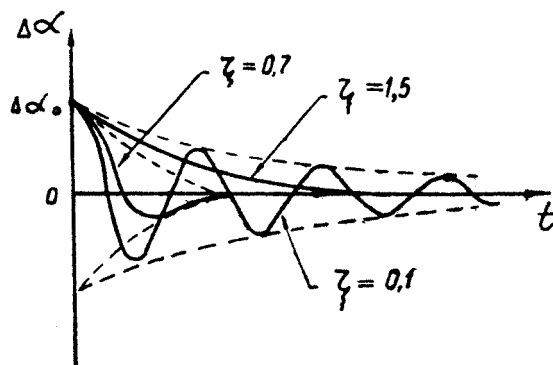


Рис. 2.32: Влияние величины декремента затухания на характер колебаний

Исходя из сказанного выше, **наихудшее затухание колебаний** может наблюдаться при полете на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях на больших и стратосферных высотах.

Слабое затухание колебаний затрудняет пилотирование и прицеливание, а также бесполезно загружает внимание летчика непрерывным парированием случайных возмущений режима полета. Работа летчика еще более усложняется, если недостаточное демпфирование совмещается с большой частотой колебаний.

Практически можно допустить такую скорость затухания, при которой амплитуда уменьшается в 20 раз не более чем за 5 колебаний ($n_{\text{зат}} \leq 5$). Если это не достигается аэродинамическим путем, то устанавливается демпфер тангажа или автопилот.

9. Ознакомимся на **частном примере** с порядком величин, входящих в выведенные выше теоретические уравнения и формулы.

Дано: самолет Л-29, $H_0 = 0$, $V_0 = 100$ м/с (360 км/ч), скоростной напор $q = 6130$ Н/м² (625 кгс/м²), запас центровки $\Delta \bar{x}_\Phi = 0,1$ (10% САХ), масса $m = 3000$ кг; величины остальных параметров и коэффициентов будут даны по ходу вычислений.

Итак,

$$\begin{aligned}
Y^\alpha &= C_y^\alpha S q = 4,1 \cdot 19,8 \cdot 6130 = 500\,000 \text{ Н/рад}; \\
m_z^\alpha &= m_z^{C_y} C_y^\alpha = -\Delta \bar{x}_\phi C_y^\alpha = -0,1 \cdot 4,1 = -0,41; \\
M_z^\alpha &= m_z^\alpha S q b_A = -0,41 \cdot 19,8 \cdot 6130 \cdot 2,04 = -102\,000 \text{ Нм/рад}; \\
m_z^{\omega_z} &= m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_A}{V_0} = -2,5 \cdot (2,04 : 100) = -0,051; \\
M_z^{\omega_z} &= m_z^{\omega_z} S q b_A = -0,051 \cdot 19,8 \cdot 6130 \cdot 2,04 = -12\,600 \text{ Нм/рад/с}; \\
n_{22} &= -\frac{Y^\alpha}{m V_0} = -500\,000 : (3000 \cdot 100) = -1,67; \\
n_{32} &= -\frac{M_z^\alpha}{I_z} = 102\,000 : 12\,000 = 8,5; \\
n_{35} &= -\frac{M_z^{\omega_z}}{I_z} = 12\,600 : 12\,000 = 1,05; \\
2 \xi \Omega_0 &= n_{35} - n_{22} = 1,05 + 1,67 = 2,72; \quad \xi \Omega_0 = 1,36; \\
\Omega_0^2 &= n_{32} - n_{22} n_{35} = 8,5 + 1,67 \cdot 1,05 = 10,25; \quad \Omega_0 = 3,2 \text{ рад/с}; \\
\xi &= 0,425; \\
\omega &= \Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2} = 3,2 \sqrt{1 - 0,425^2} = 2,9 \text{ м/рад/с}; \\
T &= \frac{2\pi}{\omega} = 6,28 : 2,9 = 2,2 \text{ с}; \\
n_{\text{зат}} &= 0,5 \sqrt{\frac{1}{\xi^2} - 1} = 0,5 \sqrt{1 : 0,425^2 - 1} = 1,06
\end{aligned}$$

(т. е. уменьшение амплитуды в 20 раз происходит примерно за одно колебание).

10. Из примера видно, что $\omega \simeq \Omega_0$ и $\Omega_0^2 \simeq n_{32} = -\frac{M_z^\alpha}{I_z}$.

Поэтому **период малых продольных колебаний** самолета можно приближенно оценить по формуле

$$T \simeq \frac{2\pi}{\Omega_0} \simeq 2\pi \sqrt{-\frac{I_z}{M_z^\alpha}}. \quad (2.41)^*$$

в которой $M_z^\alpha = -C_y^\alpha \Delta \bar{x}_\phi S q b_A$, характер изменения по числу M производной C_y^α и запаса центровки $\Delta \bar{x}_\phi$ хорошо известен (см. рис. 1.3 и 2.15).

11. Динамическая устойчивость по скорости. Большое (длиннопериодическое) продольное возмущенное движение самолета. После воздействия какого-либо внешнего возмущения, давшего начальное приращение скорости (ΔV_0) или угла наклона траектории ($\Delta \Theta_0$), самолет начинает движение по сильно вытянутой (волнообразной) траектории с периодическим изменением скорости V , угла Θ и высоты H .

Случайное приращение ΔV_0 может появиться в результате продольного (встречного или попутного) порыва ветра. Приращение $\Delta \Theta_0$ обычно появляется к концу малого продольного возмущенного движения, вызванного вертикальным порывом ветра. Длиннопериодическое продольное движение может начаться и под влиянием других возмущающих причин.

12. Рассчитаем величину *периода* T указанных больших колебаний и условия их *затухания*.

Вспомним систему линейных дифференциальных уравнений (2.31), описывающих продольное возмущенное движение самолета, и примем следующие допущения:

— в процессе всего движения считаем самолет сбалансированным ($M_z = 0$), поэтому опускаем третье уравнение, описывающее вращательное движение самолета под действием момента M_z ;

— так как самолет сбалансирован, то $\alpha = \text{const} = \alpha_0$ и $\Delta\alpha = 0$, поэтому опускаем соответствующие слагаемые в первом и втором уравнениях;

— будем считать, что хотя самолет совершает движение по волнообразной траектории, но $\rho = \text{const}$ и $\Delta\rho = 0$, и опускаем соответствующие слагаемые в первом и втором уравнениях (это допущение не совсем справедливо, но без него пришлось бы решать характеристическое уравнение третьей степени, что сильно затруднило бы анализ при незначительном увеличении точности);

— за исходный режим примем горизонтальный полет, т. е. $\Theta_0 = 0$, $\sin \Theta_0 = 1$, $\cos \Theta_0 = 1$, поэтому $n_{23} = 0$ и $n_{13} = g$.

С учетом этих допущений система уравнений (2.31) примет вид

$$\left. \begin{array}{l} 1) (p + n_{11})\Delta V + n_{13} \Delta\vartheta = 0; \\ 2) n_{21} \Delta V + p \Delta\vartheta = 0; \\ 3) (\text{опускаем}), \end{array} \right\} \quad (2.42)$$

13. Решая систему (2.42) изложенным выше методом, получим

$$2\xi\Omega_0 = n_{11} = \frac{Q^V - P^V}{m}, \quad \Omega_0^2 = -n_{13} n_{21} = g \frac{Y^V}{mV_0}.$$

При $Y^V < 0$ (случай неустойчивости по скорости) решение записывается в виде

$$\Delta V = C_1 e^{x_1 t} + C_2 e^{x_2 t}, \quad (2.43)$$

где $x_1 < 0$ и $x_2 > 0$ — корни характеристического уравнения. Движение самолета здесь будет аperiodическим с непрерывным нарастанием отклонения ΔV (рис. 2.33).

При $Y^V > 0$ (случай статической устойчивости по скорости) корни характеристического уравнения получаются комплексными сопряженными и решение записывается в виде

$$\Delta V = C_1 e^{-\xi\Omega_0 t} \sin [(\Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2})t + C_2],$$

где C_1 — начальная амплитуда колебаний скорости;

C_2 — начальная фаза этих колебаний;

$\Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2} = \omega$ — угловая частота колебаний.

Движение самолета здесь будет происходить по волнообразной траектории с периодическими колебаниями скорости, высоты и угла наклона вектора V .

14. **Угловая частота** колебаний примерно равна опорной частоте, так как большие продольные колебания демпфируются слабо

$$\omega = \Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2} \simeq \sqrt{g \frac{Y^V}{mV_0}},$$

откуда после некоторых формальных преобразований можно получить величину периода колебаний

$$\Omega_0 = \sqrt{2} \frac{g}{V_0}, \quad T \simeq \frac{2\pi}{\Omega_0} \simeq 0,45 V_0;$$

если скорость выразить в километрах в час, то

$$T(c) \simeq \frac{1}{8} V_0 \text{ (км/ч)}. \quad (2.45)^*$$

Таким образом, *период больших колебаний* на докритических режимах полета зависит только от величины *истинной скорости*. Например, при $V_0 = 80 \text{ км/ч}$ получим $T = 10 \text{ с}$; при $V_0 = 1000 \text{ км/ч}$ — $T = 120 \text{ с}$ или 2 мин . Для закритических скоростей формула (2.45) непригодна, так как при изменении скорости (числа M) не остаются постоянными различные аэродинамические коэффициенты (C_y^α и другие), что являлось необходимым допущением при выводе последней формулы.

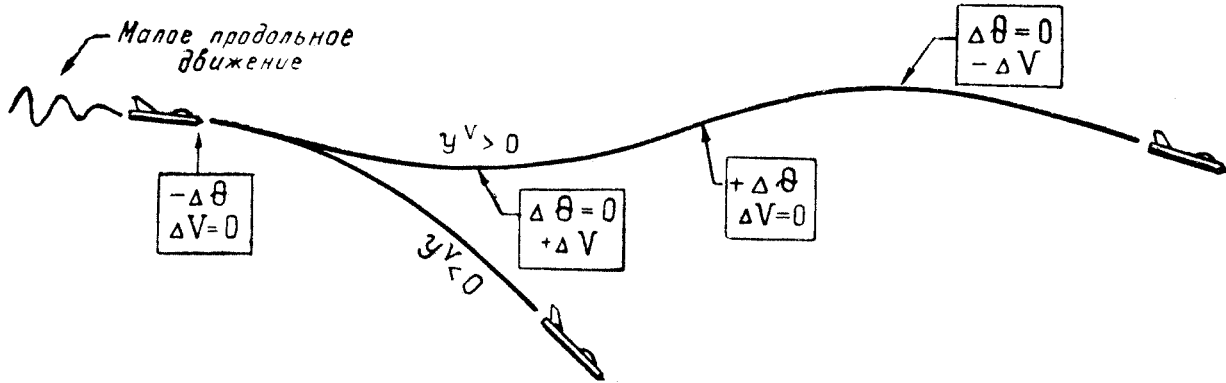


Рис. 2.33: Траектории неустойчивого и устойчивого по скорости самолетов в большом продольном движении после начального возмущения

Ввиду очень большого периода колебаний характеристики этого вида движения самолета на пилотирование влияют мало. Летчик, управляя самолетом, даже не замечает его склонности к полету по волнообразной траектории (это было заметно, когда скорости полета составляли $50\text{--}60 \text{ км/ч}$).

Демпфирование больших колебаний зависит от величины

$$\xi \Omega_0 = \frac{Q^V - P^V}{2m},$$

т. е. от соотношения наклона кривых $Q(V)$ и $P(V)$, причем здесь имеется в виду зависимость $Q(V) = C_x S 0,5 \rho V^2$ при $C_x = \text{const}$ (в отличие от обычной кривой Жуковского, которая представляет собой зависимость $Q_r(V)$ при $n_y = 1$ и $C_x = \text{var}$).

Если $Q^V > P^V$, то большие колебания должны в конце концов затухнуть (при невмешательстве летчика).

Случай $Q^V < P^V$ на практике не встречается.

15. Продольная динамическая управляемость самолета.

Рассмотрим динамическую реакцию самолета на ступенчатое отклонение руля высоты (на $\Delta \delta_b = \text{const}$) и найдем переходный процесс $\Delta \alpha(t)$. Если $\Delta \delta_b \neq 0$, то система дифференциальных уравнений, описывающих малое продольное движение самолета, примет вид

$$\left. \begin{array}{l} 1) \text{ (опускаем);} \\ 2) - (p - n_{22}) \Delta \alpha + p \Delta \vartheta = 0; \\ 3) n_{32} \Delta \alpha + (p^2 + n_{35}p) \Delta \vartheta = n_{36} \Delta \delta_b \end{array} \right\} \quad (2.46)$$

(сравните с системой уравнений (2.32), вспомните ее происхождение и принятые допущения).

Систему (2.46) указанным ранее путем можно преобразовать в одно уравнение

$$p^2 \Delta \alpha + 2 \xi \Omega_0 p \Delta \alpha + \Omega_0^2 \Delta \alpha = n_{36} \Delta \delta_b. \quad (2.47)$$

Это линейное дифференциальное уравнение второго порядка с правой частью.

Решение такого дифференциального уравнения согласно теории представляет собой сумму общего решения этого же уравнения без правой части ($\Delta \alpha_1$) и какого-либо частного решения с правой частью ($\Delta \alpha_2$)

Общее решение уравнения без правой части нами было получено ранее (см. формулу 2.39). А одним из частных решений уравнения с правой частью, например, будет

$$\Delta \alpha_2 = \frac{n_{36} \Delta \delta_B}{\Omega_0^2}.$$

Частное решение подбирается в форме, напоминающей правую часть дифференциального уравнения; для проверки подставьте записанное частное решение в уравнение (2.47), имея в виду, что $p \Delta \alpha_2 = 0$ и $p^2 \Delta \alpha_2 = 0$, так как $\Delta \alpha_2$ не зависит от времени.

Итак, после ступенчатого отклонения руля высоты на постоянную величину $\Delta \delta_B$ самолет изменяет угол атаки следующим образом:

$$\Delta \alpha = \Delta \alpha_1 + \Delta \alpha_2 = C_1 e^{-\xi \Omega_0 t} \sin [(\Omega_0 \sqrt{1 - \xi^2}) t + C_2] + \frac{n_{36} \Delta \delta_B}{\Omega_0^2}. \quad (2.48)$$

График этой функции представлен на рис. 2.34 (при $\Delta \delta_B < 0$, т. е. при отклонении руля высоты вверх и ручки — на себя). Здесь имеем C_1 — начальная амплитуда и C_2 — начальная фаза колебаний при $t = 0$. Из графика и формулы видно, что

$$C_2 = \frac{3}{2} \pi \quad (\sin C_2 = -1),$$

$$C_1 = \frac{n_{36} \Delta \delta_B}{\Omega_0^2}.$$

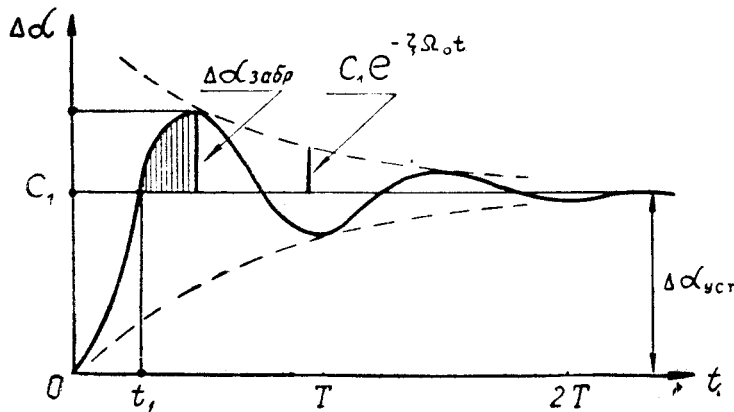


Рис. 2.34: Изменение угла атаки после отклонения ручки на себя

Переходный процесс $\alpha \Delta(t)$ характеризуется теми же параметрами, которыми характеризовался переходный процесс в собственном возмущенном движении самолета: периодом колебаний — T ;

амплитудой колебаний — $C_1 e^{-\xi \Omega_0 t}$;

временем затухания колебаний — $t_{зат}$;

количеством колебаний до затухания — $n_{зат}$.

Влияние различных факторов на эти параметры было проанализировано раньше.

16. Рассмотрим новые параметры:

$\Delta \alpha_{уст}$ — установившееся, или конечное приращение угла атаки, которое получает самолет по завершении переходного процесса;

$\Delta \alpha_{\text{забр}}$ — заброс угла атаки, наибольшее увеличение угла атаки относительно $\Delta \alpha_{\text{уст}}$;
 t_1 — время срабатывания, время от начала процесса до первого достижения величины $\Delta \alpha_{\text{уст}}$.

17. Определим величину **установившегося приращения угла атаки** $\Delta \alpha_{\text{уст}}$. При $t \rightarrow \infty$ получаем $e^{-\xi \Omega_0 t} \rightarrow 0$, откуда

$$\Delta \alpha_{\text{уст}} = \frac{n_{36} \Delta \delta_B}{\Omega_0^2} = \frac{M_z^{\delta_B}}{I_z} \cdot \frac{I_z}{Y^\alpha b_A \sigma_n} \Delta \delta_B,$$

или после сокращений

$$\Delta \alpha_{\text{уст}} = \frac{m_z^{\delta_B}}{C_y^\alpha \sigma_n} \Delta \delta_B, \quad (2.49)^*$$

т. е. конечное приращение угла атаки пропорционально отклонению руля высоты ($\Delta \delta_B$) и относительной эффективности этого руля (производной $m_z^{\delta_B}$), обратно пропорционально относительным несущим свойствам крыла (производной C_y^α), и запасу устойчивости по перегрузке (σ_n).

Соответствующее приращение перегрузки будет равно

$$\Delta n_{y \text{уст}} = \frac{C_y^\alpha \Delta \alpha_{\text{уст}} S q}{G}.$$

При увеличении запаса центровки $\Delta \bar{x}_\phi$ возрастают запас устойчивости по перегрузке σ_n и частота колебаний ω (уменьшается период T), уменьшается конечное приращение угла атаки $\Delta \alpha_{\text{уст}}$ (и перегрузки), медленнее нарастает угол атаки — рис. 2.35 (отклонения руля высоты одинаковые при двух центровках).

Однако, если при большем запасе центровки летчик увеличит отклонение ручки на себя так, чтобы в обоих случаях самолет выходил на один и тот же угол атаки (на одну и ту же перегрузку), то сравниваемые переходные процессы будут иметь вид, как на рис. 2.36. При увеличении запаса центровки угол атаки здесь нарастает быстрее, но увеличивается и заброс угла атаки (перегрузки) на первой полуволне.

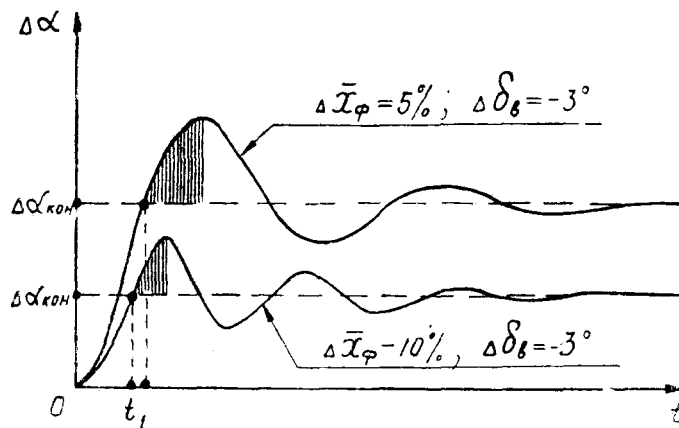


Рис. 2.35: Влияние запаса центровки на переходный процесс после отклонения ручки на себя (отклонения руля высоты одинаковые)

Увеличение продольного демпфирования (естественного или при помощи демпфера тангажа) приводит к увеличению также и *запаса устойчивости по перегрузке* σ_n , так как

$$\sigma_n = \Delta \bar{x}_\phi + \frac{-m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu}.$$

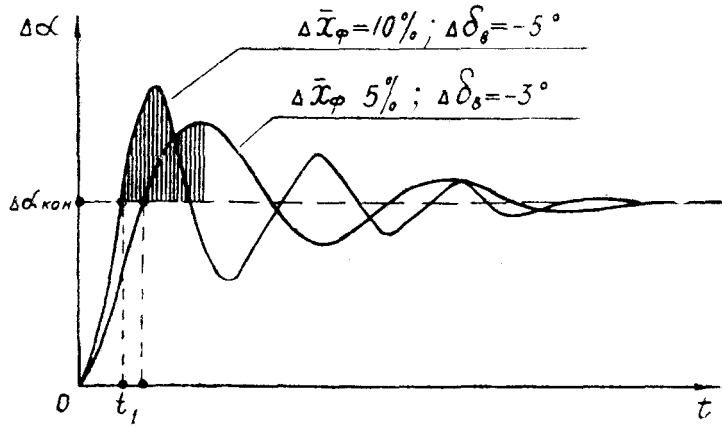


Рис. 2.36: Влияние запаса центровки на переходный процесс после отклонения ручки на себя (отклонения руля высоты разные, обеспечивающие одинаковый прирост угла атаки)

Но увеличение производной $-m_z^{\bar{\omega}_z}$ не эквивалентно по своему действию увеличению запаса центровки $\Delta\bar{x}_\phi$, так как $\Delta\bar{x}_\phi$ влияет только на Ω_0^2 , а $-m_z^{\bar{\omega}_z}$ влияет и на Ω_0^2 , и на декремент затухания ξ .

На рис. 2.37 и 2.38 изображены три переходных процесса после отклонения ручки на себя:

- 1) $\Delta\bar{x}_\phi = 0,05$; $-m_z^{\bar{\omega}_z} \mu = 0,02$; $\sigma_n = 0,07$.
- 2) $\Delta\bar{x}_\phi = 0,12$; $-m_z^{\bar{\omega}_z} \mu = 0,02$; $\sigma_n = 0,14$.
- 3) $\Delta\bar{x}_\phi = 0,05$; $-m_z^{\bar{\omega}_z} \mu = 0,09$; $\sigma_n = 0,14$.

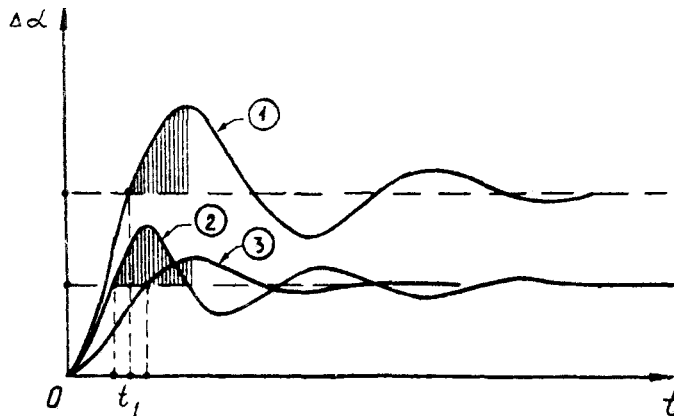


Рис. 2.37: Влияние увеличения или запаса центровки (2), или демпфирования (3) на переходный процесс после отклонения ручки на себя (отклонения руля высоты одинаковые)

Из рисунков видно, что увеличение как $\Delta\bar{x}_\phi$, так и $-m_z^{\bar{\omega}_z}$ одинаково уменьшает конечное приращение $\Delta\alpha_{уст}$, но динамика переходного процесса получается различной. Увеличение $\Delta\bar{x}_\phi$ ускоряет первоначальное нарастание угла атаки (уменьшает t_1). Однако при этом возрастает величина заброса угла атаки на первой полуволне. Увеличение же $-m_z^{\bar{\omega}_z}$ уменьшает заброс и ускоряет затухание колебаний, но замедляет первоначальное нарастание угла атаки (увеличивает t_1).

18. Как видно из рисунков и из физического смысла явления, *первый проход* через $\Delta\alpha = \Delta\alpha_{уст}$ происходит примерно через четверть волны; таким образом, $t_1 \simeq$

$\frac{1}{4}T$.

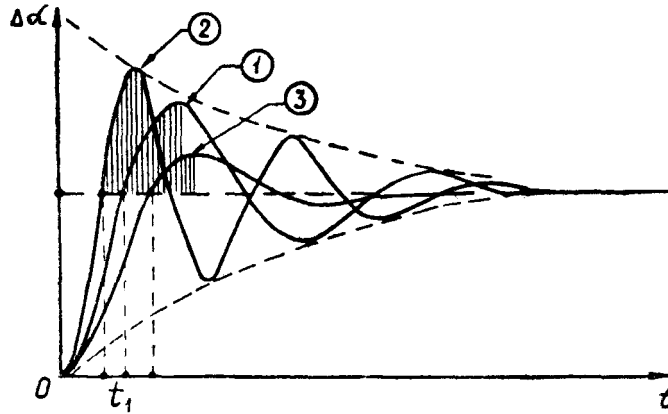


Рис. 2.38: Влияние увеличения или запаса центровки (2), или демпфирования (3) на переходный процесс после отклонения ручки на себя (отклонения руля высоты разные, обеспечивающие одинаковый прирост угла атаки)

19. Наибольший **заброс угла атаки и перегрузки** происходит на первой половине примерно через время $t \simeq 0,5T$ от начала процесса. Таким образом,

$$\Delta \alpha_{\text{забр}} \simeq \Delta \alpha_{\text{уст}} e^{-\xi \Omega_0 0,5T}. \quad (2.50)$$

20. В систему продольного управления можно ввести устройство, которое автоматически (без вмешательства летчика, т. е. без отклонения ручки в кабине) отклоняло бы руль высоты по закону

$$\Delta \delta_{\text{в}} = k_{\alpha} \Delta \alpha + k_{\omega} p \Delta \alpha \quad (2.51)$$

(т. е. руль отклоняется против приращения угла атаки и против вращения самолета).

Регулируя величину коэффициентов усиления k_{α} и k_{ω} , можно в любую сторону изменить динамические характеристики устойчивости и управляемости самолета: период колебаний T , время затухания колебаний $t_{\text{зат}}$, заброс $\Delta \alpha_{\text{забр}}$ и др.

Запишем уравнение (2.47) с учетом (2.51)

$$p^2 \Delta \alpha + 2 \xi \Omega_0 p \Delta \alpha + \Omega_0^2 \Delta \alpha = n_{36} (k_{\alpha} \Delta \alpha + k_{\omega} p \Delta \alpha).$$

Перенесем все в левую часть и соберем члены по степеням производной

$$p^2 \Delta \alpha + (2 \xi \Omega_0 - k_{\omega} n_{36}) p \Delta \alpha + (\Omega_0^2 - k_{\alpha} n_{36}) \Delta \alpha = 0.$$

Введем принятые обозначения коэффициентов дифференциального уравнения, стоящих в скобках при $p \Delta \alpha$ и $\Delta \alpha$,

$$2 \xi_A \Omega_{0A} = 2 \xi \Omega_0 - k_{\omega} n_{36}; \quad (2.52)$$

$$\Omega_{0A}^2 = \Omega_0^2 - k_{\alpha} n_{36}, \quad (2.53)$$

где ξ_A — относительный коэффициент затухания и

Ω_{0A} — опорная частота колебаний самолета с учетом работы автоматики.

Итак, величину Ω_{0A} можно регулировать изменением коэффициента усиления k_{α} , а величину $\xi_A \Omega_{0A}$ — изменением коэффициента усиления k_{ω} . Тем самым регулируются период T , время затухания $t_{\text{зат}}$ и другие параметры переходного процесса.

Если руль высоты отклоняется автоматом по закону

$$\Delta \delta_B = k_\alpha \Delta \alpha \text{ (или } \Delta \delta_B = k_\vartheta \Delta \vartheta, \text{ или } \Delta \delta_B = k_n \Delta n_y),$$

то такое техническое устройство можно было бы называть *автоматом устойчивости*. В чистом виде автоматы устойчивости применяются чрезвычайно редко.

Если же руль высоты отклоняется автоматом по закону

$$\Delta \delta_B = k_\omega p \Delta \alpha \text{ (или } \Delta \delta_B = k_\omega p \Delta \vartheta, \text{ или } \Delta \delta_B = k_\omega p \Delta n_y),$$

то такое устройство называется *демпфером*. Обычно на самолете устанавливается так называемый *демпфер тангажа*, отклоняющий руль высоты по закону

$$\Delta \delta_B = k_\omega p \Delta \vartheta = k_\omega \omega_z.$$

Автопилот обычно выполняет функции и автомата устойчивости, и демпфера. Законы управления рулем высоты здесь могут быть самыми разнообразными. Простейший автопилот отклоняет руль высоты по закону

$$\Delta \delta_B = k_\vartheta \Delta \vartheta + k_\omega \omega_z,$$

В более сложных автопилотах для улучшения стабилизации заданного режима полета, ускорения переходных процессов, предотвращения забросов перегрузки и пр. могут применяться законы управления с реагированием на угол атаки, перегрузку, высоту, скорость нарастания перегрузки, вертикальную скорость и т. д. Например, один из таких автопилотов управляет рулем высоты по закону

$$\Delta \delta_B = k_\vartheta \Delta \vartheta + k_\omega \omega_z + k_{\dot{\omega}} \dot{\omega}_z - k_p \Delta p,$$

где p — атмосферное давление и $\dot{\omega}_z$ — угловое ускорение, или вторая производная от угла тангажа.

В еще более сложных автопилотах вводится автоматическое регулирование величин самих коэффициентов усиления ($k_\vartheta, k_\omega, k_p$ и других) в зависимости от режима полета и состояния атмосферы, чем обеспечивается оптимальность динамических характеристик самолета во всем диапазоне высот и скоростей полета.

Любой автопилот сам по себе только стабилизирует заданный режим полета (в том числе, например, и режим разворота), а задавать и изменять этот режим, т. е. управлять самолетом, должен при этом летчик.

Однако автопилот может подключаться к системам автоматического управления полетом (бортовым или наземным), и тогда летчик выполняет следующие функции: контролирует работу системы автоматического управления, принимает решение и вмешивается в управление в непредвиденных ситуациях, управляет самолетом на начальном этапе взлета и конечном этапе посадки.

§6. Боковые моменты и боковая балансировка

Теорию боковой устойчивости и управляемости рассмотрим более сжато, опираясь на ранее полученные сведения.

1. Боковые аэродинамические силы и моменты:

а) боковая аэродинамическая сила

$$Z = C_z S q,$$

где C_z — коэффициент боковой аэродинамической силы;

б) путевого (или флюгерный) момент

$$M_y = m_y S q l,$$

где m_y — коэффициент путевого момента и l — размах крыла (боковые моменты не принято относить к аэродинамической хорде b_A);

в) поперечный (или кренящий) момент

$$M_x = m_x S q l,$$

где m_x — коэффициент поперечного момента.

Коэффициент боковой аэродинамической силы C_z в пределах плавного обтекания зависит от угла скольжения β и угла отклонения руля направления δ_n примерно линейно и поэтому его можно записать в виде

$$C_z = C_{z0} + C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_n} \delta_n, \quad (2.54)$$

где C_{z0} — коэффициент боковой силы, вызванный какой-либо несимметрией самолета; чаще всего $C_{z0} = 0$.

Коэффициент путевого момента m_y в пределах плавного обтекания примерно линейно зависит от угла скольжения β , угла отклонения руля направления δ_n , угла отклонения элеронов δ_ε (за счет разности сопротивлений полукрыльев с поднятым и опущенным элеронами), угловой скорости рысканья ω_y (это — путевое демпфирование), угловой скорости накренения ω_x (при накренении у полукрыльев получаются разные углы атаки и, следовательно, различное сопротивление). Итак,

$$m_y = m_{y0} + m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^{\delta_\varepsilon} \delta_\varepsilon + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\omega_x} \omega_x. \quad (2.55)$$

Первые четыре слагаемых относятся к *статическим* характеристикам, последние два — к *динамическим*; коэффициент m_{y0} появляется только при несимметрии, например, при отказе одного двигателя на многодвигательном самолете и пр.; в обычных условиях $m_{y0} = 0$.

Коэффициент поперечного момента m_x в пределах плавного обтекания линейно зависит от угла скольжения β , угла отклонения элеронов δ_ε , угла отклонения руля направления δ_n (за счет того, что руль расположен выше продольной оси самолета), угловой скорости накренения ω_x (это — поперечное демпфирование), угловой скорости рысканья ω_y (при ω_y полукрылья идут с разной скоростью и, следовательно, имеют различную подъемную силу). Итак,

$$m_x = m_{x0} + m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_\varepsilon} \delta_\varepsilon + m_x^{\delta_n} \delta_n + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y. \quad (2.56)$$

Первые четыре слагаемых относятся к *статическим* характеристикам, последние два — к *динамическим*; коэффициент m_{x0} появляется только при несимметрии, например, при выходе только одного посадочного закрылка и пр.; в обычных условиях $m_{x0} = 0$. Следует обратить внимание на отсутствие слагаемого m_x^γ т. е. поперечный момент от крена непосредственно не зависит. Зависимость m_x от крена появляется только при полете на высоте 0–2 м на взлете и посадке.

Большинство производных в формулах (2.54–2.56) — отрицательные. Однако существуют отдельные исключения.

Так при высоком аэродинамическом качестве крыла производная $m_y^{\omega_x}$ может (быть положительной (при $+\omega_x$ получаем $+m_y$) но для самолетов с малым удлинением крыла это нехарактерно (обычно $m_y^{\omega_x} \simeq 0$); на закритических углах атаки могут быть положительными производные $m_x^{\omega_x}$ (авторотация вместо демпфирования)

и $m_x^{\delta_3}$ (обратное действие элеронов); при высоком расположении руля направления производная $m_x^{\delta_n}$ тоже больше нуля (обратная реакция по крену на дачу ноги).

2. **Моментная диаграмма** — это зависимость коэффициентов статических боковых моментов от угла скольжения. Обычно она строится для симметричного самолета (m_{x0}, m_{y0}) при нейтральном положении рулей. На рис. 2.39 приведен пример такой диаграммы.

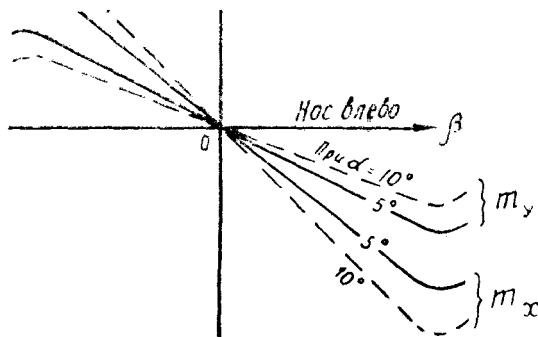


Рис. 2.39: Боковая моментная диаграмма самолета

3. Рассмотрим условия бокового статического равновесия самолета в прямолинейном горизонтальном полете со скольжением.

Условие поперечного равновесия

$$m_x = m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_3} \delta_3 + m_x^{\delta_n} \delta_n = 0. \quad (2.57/1)$$

Условие путевого равновесия

$$m_y = m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^{\delta_3} \delta_3 = 0. \quad (2.57/2)$$

Но этого недостаточно. Появляющаяся при скольжении боковая аэродинамическая сила Z будет искривлять траекторию самолета, Для сохранения прямолинейности полета силу Z необходимо уравновесить составляющей силы веса $G \sin \gamma$, для чего самолет накрениют в противоположную силе Z сторону (рис. 2.40). Крен должен быть таким, чтобы выполнялось равенство

$$Z + G \sin \gamma = 0$$

или

$$C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_n} \delta_n + \frac{G \sin \gamma}{S q} = 0 \quad (2.57/3)$$

(схему сил на рис. 2.40 не следует путать со схемой сил на вираже!).

В приведенных трех уравнениях имеется три неизвестных: δ_3 , δ_n и γ . Отыскание этих неизвестных — есть отыскание балансирующих отклонений рулей $\delta_3(\beta)$ и $\delta_n(\beta)$, обеспечивающих равновесие поперечных и путевых моментов, а также балансирующего крена $\gamma(\beta)$, обеспечивающего равновесие сил вдоль оси Oz_1 и прямолинейность траектории. Пример решения представлен на рис. 2.41 в виде так называемых балансирующих диаграмм самолета.

Приближенное решение вопроса можно получить, если второстепенные производные посчитать равными нулю:

$$m_x^{\delta_n} = 0, \quad m_y^{\delta_3} = 0, \quad C_z^{\delta_n} = 0.$$

Тогда условия равновесия можно сразу записать в явном виде:

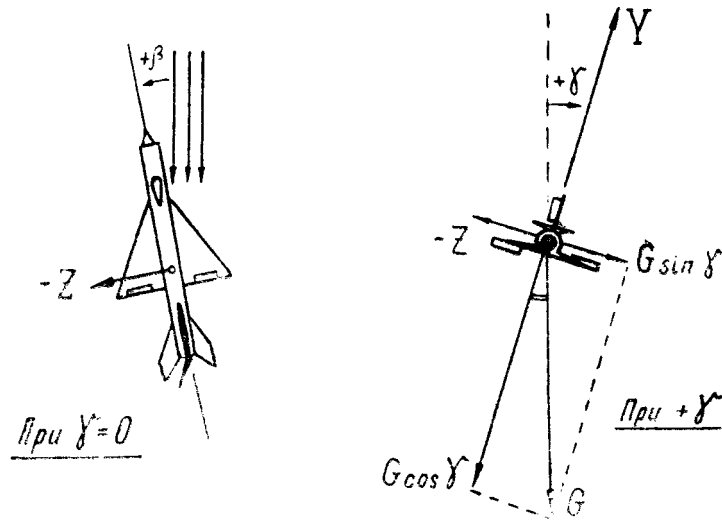


Рис. 2.40: Обеспечение равновесия самолета при полете со скольжением

$$\left. \begin{aligned}
 1) \delta_3 &= -\frac{m_x^\beta}{m_{x\beta}} \beta; \\
 2) \delta_H &= -\frac{m_y}{m_{y\delta_H}} \beta; \\
 3) \sin \gamma &= -\frac{C_z^\beta S q}{G} \beta.
 \end{aligned} \right\} \quad (2.58)$$

4. Если имеется **боковая несимметрия** самолета, то в уравнения (2.57) следует добавить соответствующий «нулевой» коэффициент C_{z0} , m_{x0} или m_{y0} .

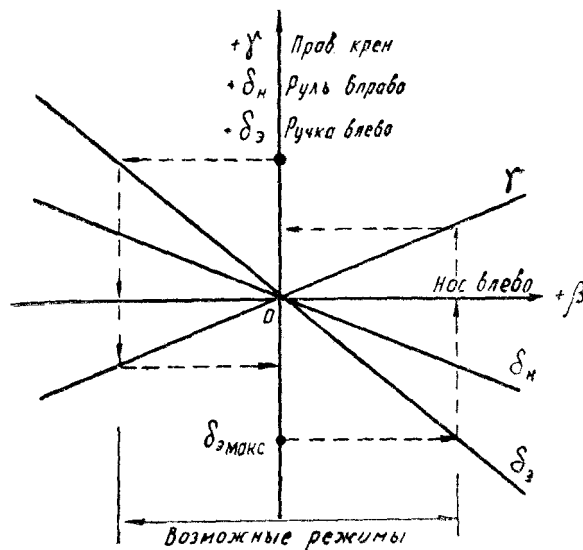


Рис. 2.41: Балансировочные диаграммы самолета

Пусть, например, несимметрия вызвана *отказом левого двигателя*. В этом случае несимметричный «нулевой» путевой момент будет равен

$$M_{y0} = (P_{\text{прав}} + Q_{\text{лев}}) z_{\text{дв}},$$

где $z_{\text{дв}}$ — расстояние от оси двигателя до центра тяжести самолета;

Коэффициент этого момента

$$m_{y0} = \frac{M_{y0}}{S q l},$$

где l — размах крыла.

Подставив этот коэффициент в уравнение (2.57/2), можно теперь найти балансировочные отклонения рулей и балансировочный крен для случая полета с несимметричной тягой.

Этот вопрос будет рассмотрен подробнее в 10 главе, посвященной особым случаям полета.

5. На балансировочные диаграммы большое влияние оказывают **угол атаки и число M** .

При увеличении угла атаки абсолютные величины производных, входящих в уравнения (2.57), изменяются следующим образом: $-m_y^\beta$ и $-m_x^{\delta_a}$ уменьшаются, $-m_x^\beta$ увеличивается (но на трансзвуковых скоростях может и уменьшаться), изменение остальных производных особой роли не играет.

На докритических скоростях изменение числа M на величине упомянутых производных практически не сказывается.

На сверхзвуковых скоростях увеличение числа M приводит к следующему: $-m_y^\beta$ постепенно уменьшается до нуля; $-m_x^\beta$ на трансзвуковых скоростях сначала резко падает, затем резко возрастает, а на сверхзвуковых скоростях — постепенно уменьшается; $-m_x^{\delta_a}$ и $-m_y^{\delta_n}$ при переходе через скорость звука резко падают, а затем плавно уменьшаются; остальные коэффициенты аэродинамических сил и моментов и их производные имеют тенденцию к уменьшению.

Таким образом, при изменении угла атаки и числа M наклон балансировочных диаграмм становится другим, что приводит к изменению диапазона возможных режимов полета со скольжением. Этот диапазон, например, сужается на больших углах атаки и на сверхзвуковых скоростях.

6. **Усилия на педалях и ручке.** Отклонение руля направления обычно линейно связано с отклонением педалей;

$$\delta_n = \delta_n^{x_n} x_n,$$

где $\delta_n^{x_n}$ — передаточное отношение между отклонениями руля и педалей.

Если в системе путевого управления установлен *необратимый бустер*, то усилия на педалях пропорциональны их отклонению и жесткости пружины

$$P_n = k_{\text{пруж}} x_n = \frac{k_{\text{пруж}}}{\delta_n^{x_n}} \delta_n.$$

Имея балансировочные отклонения руля направления $\delta_n(\beta)$ (рис. 2.41), можно, используя последнюю формулу, построить *диаграммы балансировочных усилий на педалях* $P_n(\beta)$.

Если система путевого управления *п р я м а я*, то усилия на педалях пропорциональны не только отклонению руля направления, но и скоростному напору. На сверхзвуковых скоростях эти усилия дополнительно возрастают из-за увеличения шарнирного радиуса $r_{\text{ш}}$ — расстояния от оси вращения руля до центра давления на руле. В результате при прямой системе управления для создания даже небольшого скольжения на сверхзвуковых скоростях требуется приложить к педалям большое усилие. Кажется бы, ничего плохого в этом нет. Но при появлении случайного скольжения (например, в результате несимметрии самолета или уменьшения путевой устойчивости) также пришлось бы прикладывать к педалям большое усилие для возвращения самолета в нормальное положение.

Отклонение элеронов связано с боковым отклонением ручки соотношением

$$\delta_{\text{э}} = \delta_{\text{э}}^{z_{\text{э}}} z_{\text{э}},$$

где $\delta_{\text{э}}^{z_{\text{э}}}$ — передаточное отношение.

Часто передаточное отношение делают нелинейным: вблизи нейтралей уменьшают отклонение элеронов при заданном отклонении ручки, а в остальном диапазоне отклонение элеронов увеличивают. Это устраняет раскачку самолета при мелких и случайных движениях ручкой.

Если в системе поперечного управления установлен *необратимый бустер*, то боковое усилие на ручке пропорционально ее боковому отклонению

$$P_{\text{э}} = k_{\text{пруж}} z_{\text{э}} = \frac{k_{\text{пруж}}}{\delta_{\text{э}}^{z_{\text{э}}}} \delta_{\text{э}},$$

т. е. *балансировочные диаграммы* $P_{\text{э}}(\beta)$ пройдут аналогично диаграммам $\delta_{\text{э}}(\beta)$.

При *прямом* управлении боковое усилие на ручке пропорционально отклонению элеронов (отклонению ручки) и скоростному напору. На сверхзвуковых скоростях усилие дополнительно возрастает из-за увеличения шарнирного радиуса $r_{\text{ш}}$ на элероне, при этом затрудняется поперечная балансировка самолета при полете со скольжением или при парировании несимметрии.

§7. Боковая статическая устойчивость и управляемость

Боковая статическая устойчивость делится на *путевую и поперечную*.

1. **Путевой статической устойчивостью** называется такое свойство самолета, когда при скольжении появляется путевой статический момент $M_y = M_y^{\beta} \beta$ (коэффициент $m_y = m_y^{\beta} \beta$), направленный против скольжения, т. е. в сторону уменьшения угла β . Математически этот случай соответствует отрицательной производной M_y^{β} (или m_y^{β}) и отрицательному наклону моментной диаграммы $m(\beta)$ — как на рис. 2.39.

Заметим, что путевая устойчивость не есть устойчивость пути. Она обеспечивает только разворот самолета носом против встречного потока воздуха, поэтому путевую устойчивость иногда называют **флюгерной** устойчивостью, что больше соответствует физическому смыслу явления.

Физически статическая путевая (флюгерная) устойчивость обеспечивается расположением бокового фокуса позади центра тяжести самолета, что, в свою очередь, обеспечивается достаточной величиной произведения площади киля на его плечо до центра тяжести самолета. Появляющаяся при скольжении боковая аэродинамическая сила, приложенная в боковом фокусе, и разворачивает самолет в сторону уменьшения угла β .

Компоновка старых поршневых самолетов была такова, что основные грузы располагались впереди, а длинный и пустой фюзеляж овального сечения сам по себе выполнял роль киля (рис. 2.42), поэтому вертикальное оперение имело небольшие размеры.

На современных сверхзвуковых самолетах весь внутренний объем занят грузами, поэтому центр тяжести находится в середине фюзеляжа и даже ближе к хвосту (так как впереди располагается сравнительно «пустая» кабина экипажа). Развитая носовая часть создает дестабилизирующий флюгерный момент, для парирования которого приходится ставить достаточно большой киль.

Но на *сверхзвуковых скоростях* и этот киль постепенно теряет свою относительную эффективность, флюгерная устойчивость падает и при некотором числе

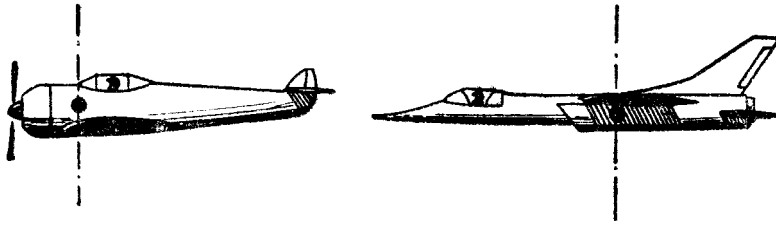


Рис. 2.42: Связь между развитием носовой части фюзеляжа и величиной киля

M становится равной нулю, после чего начинается область неустойчивости (рис. 2.43). По этой причине на некоторых самолетах устанавливается ограничение максимальной скорости по числу M .

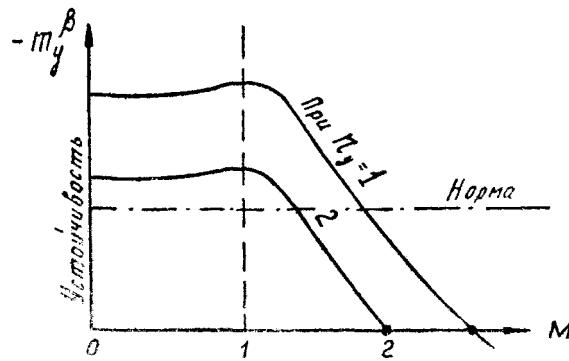


Рис. 2.43: Зависимость флюгерной устойчивости от числа M и перегрузки

При увеличении угла атаки (перегрузки) киль работает хуже, так как, во-первых, увеличивается его стреловидность относительно потока и, во-вторых, он попадает в аэродинамическую тень фюзеляжа. Поэтому потеря флюгерной устойчивости при маневре с перегрузкой наступает на меньших числах M , чем в горизонтальном полете, что следует учитывать при пилотировании.

Для сохранения флюгерной устойчивости до более высоких чисел M применяют следующие методы:

- увеличивают площадь киля. Но это приводит к увеличению лобового сопротивления и к чрезмерной флюгерной устойчивости на малых скоростях;
- на сверхзвуковых скоростях концы стреловидного или треугольного крыла отклоняют вверх или вниз на 90° , превращая эти концы в дополнительные кили (как на ХВ-70);
- устанавливают автомат устойчивости (автопилот), который устраняет случайное рыскание противоположным отклонением руля направления без вмешательства летчика.

2. Поперечная статическая устойчивость — это такое свойство самолета, когда при скольжении появляется кренящий статический момент $M_x = M_x^\beta \beta$ (коэффициент $m_x = m_x^\beta \beta$), направленный в противоположную скольжению сторону. Математически этот случай соответствует отрицательной производной M_x^β (или m_x^β) и отрицательному наклону моментной диаграммы $m_x(\beta)$ — как на рис. 2.39.

Заметим, что самолет непосредственно на крен не реагирует. Реакция самолета на крен осуществляется только через скольжение. Например, если появился случайный правый крен ($+\gamma$), то под действием составляющей силы тяжести самолет «соскальзывает» вправо ($+\beta$) и появляется поперечный момент влево ($-M_x$), в результате чего правый крен начинает уменьшаться.

Но если самолет летит без крена, то случайное скольжение при наличии поперечной устойчивости приводит к нарушению поперечного равновесия и энергичному накренению; причем, чем больше «поперечная устойчивость», тем энергичнее кренится самолет при скольжении.

Статическая поперечная устойчивость обеспечивается расположением бокового фокуса выше центра тяжести самолета. В этом случае боковая аэродинамическая сила будет кренить самолет в сторону, противоположную скольжению. Физически поперечный момент M_x , возникающий при скольжении одновременно с боковой силой Z образуется в основном за счет разности подъемных сил на полукрыльях. Но это эквивалентно смещению бокового фокуса вверх на величину $y = M_x : Z$ (силу и момент можно заменить одной силой).

Поперечная статическая устойчивость увеличивается (т. е. при скольжении или поднимается боковой фокус, или увеличивается поперечный момент, что равнозначно) при увеличении поперечного « V » крыла, стреловидности крыла (только при $C_y > 0$) и высоты киля, так как все три фактора поднимают боковой фокус вверх. Высокий киль и стреловидность сами по себе уже дают чрезмерную поперечную устойчивость, и ее приходится уменьшать до нормы приданием крылу отрицательного « V ».

3. Рассмотрим подробнее вопрос о влиянии на поперечную устойчивость киля и стреловидности крыла.

Киль делается большим для путевой устойчивости, но большой киль приходится делать высоким, а это существенно сказывается на характеристиках поперечной устойчивости и управляемости.

Пусть, например, появилось случайное скольжение на правое крыло (рис. 2.44). Поперечно устойчивый самолет должен при этом крениться влево, но боковая аэродинамическая сила вертикального оперения будет кренить самолет также влево, т. е. реакция креном на скольжение увеличивается, что говорит об увеличении поперечной устойчивости. По этой причине иногда придают отрицательное « V » даже прямокрылу (самолет F-104 и др.).

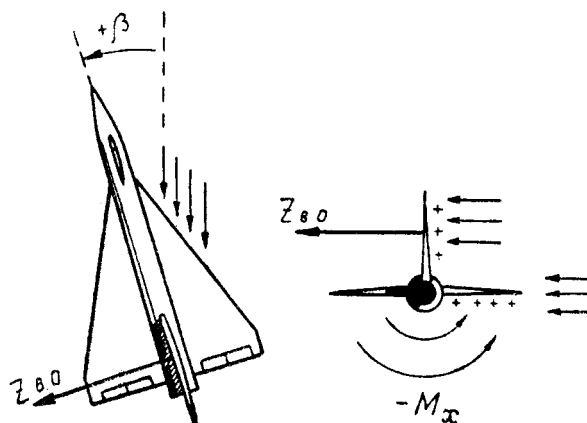


Рис. 2.44: Влияние высоты киля на поперечную устойчивость

Стреловидное крыло на положительных углах атаки обладает повышенной поперечной устойчивостью, т. е. оно энергично реагирует обратным креном на скольжение. Объясняется это тем, что при скольжении полукрылья по отношению к потоку имеют различную стреловидность. Из рис. 2.45 видно, что выдвинутое вперед правое полукрыло имеет как бы меньшую стреловидность $(\chi - \beta)$, а отстающее левое — большую $(\chi + \beta)$. В I главе было показано, что при одинаковых углах атаки увеличение стреловидности приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы крыла

(см. рис. 1.2, 1.3). Следовательно, при скольжении на отстающем левом полукрыле подъемная сила будет меньше, а на выдвинутом вперед правом полукрыле — больше, т. е. появится поперечный момент — M_x , что свидетельствует о поперечной устойчивости. Из рис. 2.45 также видно, что при скольжении разность между подъемными силами на полукрыльях увеличивается с ростом угла атаки, поперечная устойчивость при этом также увеличивается (рис. 2.46).

Излишнюю поперечную устойчивость стреловидного крыла можно снизить, если придать крылу обратное поперечное «V». Но для каких углов атаки подбирать «V»? Если «V» сделать нулевым (плоское крыло), то на малых углах атаки поперечная устойчивость будет нормальной, а на больших углах атаки — чрезмерной. Такой самолет на больших α будет энергично раскачиваться с крыла на крыло при малейшем внешнем возмущении. Обычно отрицательное «V» подбирают таким, чтобы сделать самолет нормально устойчивым на каких-то средних углах атаки; при этом на малых углах атаки устойчивость будет недостаточной (что совершенно неопасно), а на больших углах атаки — чуть больше нормы (что тоже допустимо).

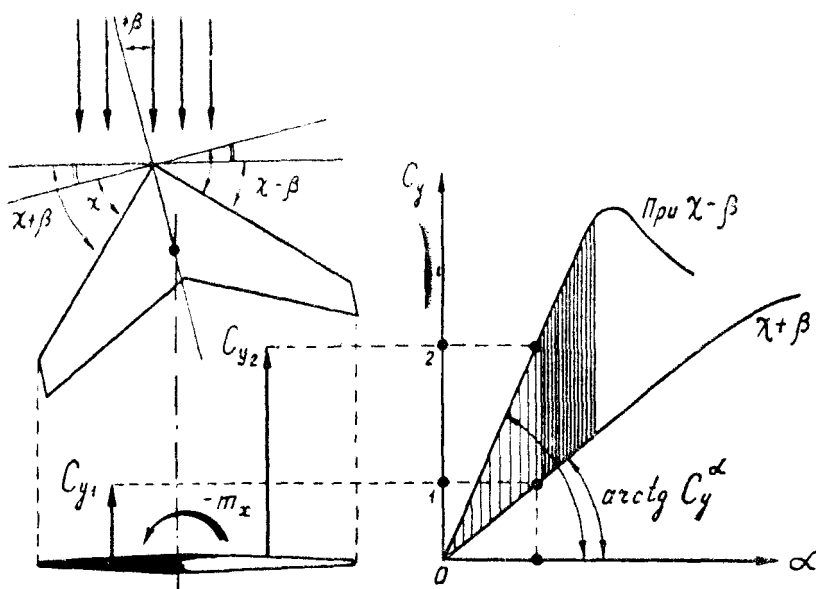


Рис. 2.45: Появление поперечного момента при скольжении стреловидного крыла

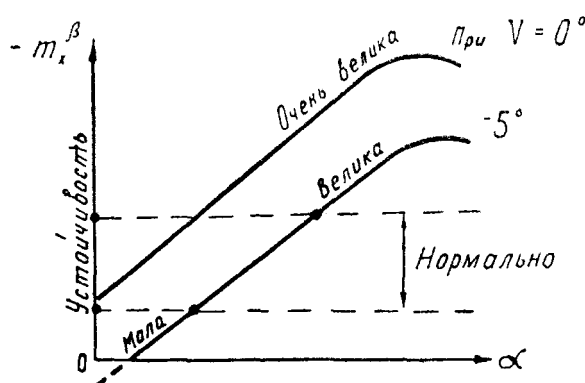


Рис. 2.46: Зависимость поперечной устойчивости от угла атаки и поперечного «V» стреловидного крыла

4. Неприятное **изменение степени поперечной устойчивости** самолета со стре-

ловидным крылом происходит не только при изменении угла атаки, но и при *переходе через скорость звука* (при $M \simeq 0,9 - 1,2$).

Несущие свойства крыла малой стреловидности, характеризуемые производной C_y^α , при переходе через «звуковой барьер» сначала резко падают, затем так же резко возрастают (вследствие быстрого перемещения скачков уплотнения по верхней и нижней поверхностям профилем), а затем постепенно уменьшаются (рис. 2.47).

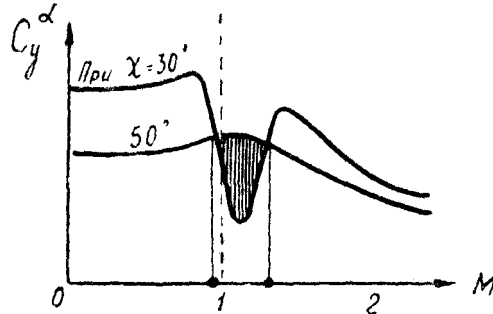


Рис. 2.47: Зависимость несущих свойств крыла от числа M и стреловидности

Несущие свойства стреловидного крыла на трансзвуковых скоростях изменяются более плавно.

А теперь предположим, что в полете на самолете со стреловидностью крыла $\chi = 40^\circ$ появилось скольжение с углом $\beta = +10^\circ$ (правым полукрылом вперед). Тогда относительно набегающего потока правое полукрыло будет иметь стреловидность 30° , а левое — 50° . И, как это видно из рис. 2.47, в некотором трансзвуковом диапазоне чисел M (заштриховано) подъемная сила на правом полукрыле будет меньше, чем на левом; а это приведет к появлению поперечного момента $+M_x$, действующего вправо, т. е. здесь производная $m_x^\beta > 0$, что и является признаком поперечной неустойчивости.

Это явление называется *обратной реакцией по крену на скольжение*.

Разумеется, не у всех самолетов дело доходит до выраженной обратной реакции, но некоторое *уменьшение* степени поперечной устойчивости на трансзвуковых скоростях наблюдается почти всегда (рис. 2.48). Заметим, что даже поперечно устойчивый самолет здесь может стать неустойчивым при наличии некоторых больших подвесок или при создании большой перегрузки, поэтому энергичное маневрирование с переходом скорости звука на таких самолетах нежелательно, особенно при наличии подвесных баков.

5. Статическая путевая управляемость характеризуется отношением равновесного (конечного) приращения угла скольжения $\Delta\beta$ или боковой перегрузки Δn_z к приращению отклонения руля направления $\Delta\delta_n$, педалей Δx_n или усилия на педалях ΔP_n . Таким образом, путевая управляемость может характеризоваться величиной производных: β^{δ_n} , $n_z^{\delta_n}$ и т. д. Можно рассматривать обратные отношения и производные: δ_n^β , $\delta_n^{n_z}$ и т. д.

Для летчика наибольший интерес представляют производные x_n^β и P_n^β — градиент отклонения педалей и градиент усилий на педалях по углу скольжения.

Рассчитаем градиент x_n^β . Без особых пояснений

$$m_y \simeq m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n = 0,$$

откуда

$$\delta_n^\beta = -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_n}};$$

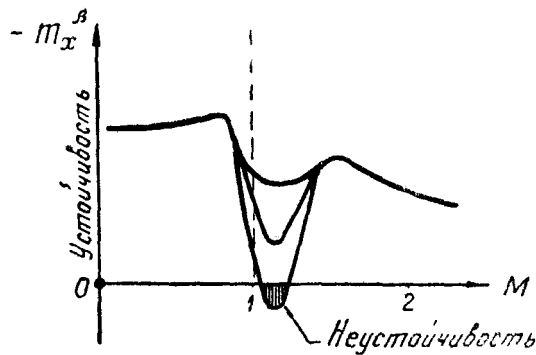


Рис. 2.48: Зависимость поперечной устойчивости трех самолетов от числа M

$$\text{но } \delta_n = \delta_n^{x_n} x_n,$$

откуда

$$x_n^\beta = -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_n} \delta_n^{x_n}}. \quad (2.59)$$

На докритических скоростях производные m_y^β и $m_y^{\delta_n}$ остаются примерно постоянными, откуда и градиент $x_n^\beta \simeq \text{const}$. Это удобно, так как определенному положению педалей здесь соответствует всегда один и тот же угол скольжения.

При переходе через скорость звука относительная эффективность руля направления ($-m_y^{\delta_n}$) падает скачком, следовательно, скачком увеличивается градиент $-x_n^\beta$ и необходимое отклонение педалей для создания скольжения. По мере дальнейшего увеличения сверхзвуковой скорости постепенно уменьшается до нуля путевая статическая устойчивость ($-m_y^\beta$), а следовательно, постепенно падает до нуля и градиент $-x_n^\beta$. Если $x_n^\beta = 0$, то скольжение может образоваться и при нейтральных педалях.

При заданном отклонении педалей и руля направления усилия на педалях P_n пропорциональны скоростному напору и шарнирному радиусу руля. Следовательно, при увеличении докритической скорости градиент усилий на педалях по углу скольжения $-P_n^\beta$ будет возрастать пропорционально скоростному напору q , что не позволяет летчику резко отклонять руль направления на больших индикаторных скоростях. При переходе через скорость звука градиент $-P_n^\beta$ резко возрастает — как из-за падения относительной эффективности руля направления ($-m_y^{\delta_n}$), так и из-за роста шарнирного радиуса. В случае дальнейшего увеличения сверхзвуковой скорости градиент $-P_n^\beta$ сначала еще больше возрастает (так как рост квадрата скорости влияет больше, чем уменьшение путевой статической устойчивости), а затем градиент $-P_n^\beta$ внезапно падает до нуля (при $m_y^\beta = 0$).

Таким образом, без бустера на сверхзвуковых скоростях или трудно отклонить педали и создать скольжение, или скольжение появляется самопроизвольно с уводом педалей. Летчик должен помнить об этих явлениях, не воспринимая их за отказы в системе управления («заклинило управление», «отсоединилась тяга» и пр.).

6. Отметим еще одну **особенность работы руля направления**, связанную с большой величиной килля на современном самолете.

Высокое расположение руля направления может изменить обычную реакцию самолета по крену на дачу ноги, т. е. изменить знак производной $m_x^{\delta_n}$. При отклонении руля направления появляются два поперечных (кренящих) момента M_x . Один возникает за счет того, что боковая аэродинамическая сила отклоненного руля направления расположена выше продольной оси самолета; этот момент действует первым и в «неправильную» сторону ($M_x^{\delta_n} > 0$), т. е. против дачи ноги (рис. 2.49; дана

левая нога). Затем появляется скольжение и соответствующий поперечный момент, направленный в «правильную» сторону ($M_x^\beta < 0$).

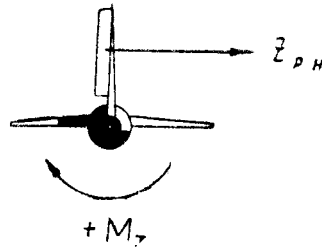


Рис. 2.49: Обратная реакция по крену на дачу ноги при высоком расположении руля направления

На малых углах атаки или на трансзвуковых скоростях, когда поперечная устойчивость самолета со стреловидным крылом уменьшается, первоначальная *обратная реакция по крену на дачу ноги* может стать заметной и даже преобладающей реакцией. Эту причину не следует путать с явлением, описанным несколько ранее (рис. 2.47), а именно: с обратной реакцией на скольжение при наличии поперечной неустойчивости.

7. Статическую поперечную управляемость часто связывают с поперечной балансировкой самолета в прямолинейном полете со скольжением, т. е. используют производные: δ_3^β — градиент отклонения элеронов, z_3^β — градиент бокового отклонения ручки и P_3^β — градиент бокового усилия на ручке по углу скольжения β .

Без пояснений

$$m_x \simeq m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_3} \delta_3 = 0,$$

откуда

$$\delta_3^\beta \simeq -\frac{m_x^\beta}{m_x^{\delta_3}};$$

но $\delta_3 = \delta_3^{z_3} z_3$, откуда

$$z_3^\beta \simeq -\frac{m_x^\beta}{m_x^{\delta_3} \delta_3^{z_3}}. \quad (2.60)$$

Изменение докритической скорости непосредственно не сказывается на градиентах δ_3^β и z_3^β , так как m_x^β и $m_x^{\delta_3}$ здесь от скорости не зависят. При увеличении угла атаки поперечная устойчивость ($-m_x^\beta$) возрастает, а относительная эффективность элеронов ($-m_x^{\delta_3}$) падает; градиенты $-\delta_3^\beta$ и $-z_3^\beta$ при этом значительно возрастают. При переходе через скорость звука относительная эффективность элеронов ($-m_x^{\delta_3}$) падает, так как изменение давления на отклоненном элероне здесь не распространяется вперед, на прилегающую площадь крыла; поэтому при $M > 1$ градиенты $-\delta_3^\beta$ и $-z_3^\beta$ увеличиваются.

Градиент боковых усилий на ручке $-P_3^\beta$ пропорционален градиенту отклонений ручки $-z_3^\beta$ и скоростному напору q .

Градиент $-P_3^\beta$ резко возрастает при переходе через скорость звука из-за увеличения градиента $-z_3^\beta$ и шарнирного момента.

При установке в систему поперечного управления *необратимого бустера* без АРУ градиент усилий пропорционален градиенту отклонений и непосредственно от скоростного напора не зависит.

8. Поперечная управляемость при полете без скольжения характеризуется отношением (прямым или обратным) установившейся скорости накренения ω_x к отклонениям элеронов или ручки, или к усилию на ручке.

Если нет деформаций крыла, то увеличение индикаторной скорости при прямом управлении приводит к некоторому увеличению производной $-P_3^{\omega_x}$; т. е. для создания крена с заданным темпом на большей скорости летчик должен приложить к ручке большее боковое усилие P_3 , хотя необходимое отклонение ручки z_3 при этом и уменьшается (рис. 2.50).

При установке *необратимого бустера* без АРУ градиент усилий $-P_3^{\omega_x}$ (пропорциональный градиенту отклонений $-z_3^{\omega_x}$) по индикаторной скорости уменьшается, за исключением его временного увеличения в диапазоне трансзвуковых скоростей.

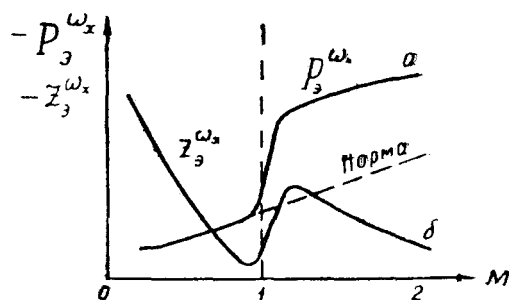


Рис. 2.50: Боковое усилие на ручке, потребное для создания определенной скорости накренения: *a* — без бустера, *б* — с необратимым бустером без АРУ

Из рис. 2.50 видно, что при бустерном управлении элеронами изменение усилий по скорости совершенно не соответствует их естественному ходу при прямом управлении. Особенно чувствуется избыточная легкость поперечного управления на больших скоростях у земли, когда незначительное боковое отклонение ручки может привести к резкому накренению самолета, т. е. здесь возможна *поперечная раскачка*, инициатором которой является сам летчик. В случае возникновения такой раскачки (как и любой другой) нужно немедленно зажать ручку неподвижно в нейтральном положении.

При отключении бустера элеронов на сверхзвуковых скоростях даже прямолинейный полет выполняется с большим трудом из-за чрезмерных боковых усилий на ручке управления, потребных для парирования тенденции к накренению, которая возникает вследствие случайной геометрической несимметрии самолета. Несимметрия самолета компенсируется небольшим отклонением элеронов и ручки в соответствующую сторону, что при наличии бустера для летчика почти незаметно.

При абсолютно жестком крыле и $M < 1$ компенсирующее отклонение элеронов не зависит от скорости (кренящий момент от несимметрии пропорционален квадрату скорости, но и противоположный момент элеронов увеличивается в той же степени). На сверхзвуковых скоростях относительная эффективность элеронов падает, и это отклонение надо несколько увеличить (рис. 2.51). При необратимом бустере боковые усилия на ручке пропорциональны отклонениям элеронов или ручки, но так как компенсирующие отклонения малы, то малы и усилия, идущие на небольшое поджатие пружин, загружающих ручку.

При отключении бустера аэродинамическая нагрузка с элеронов (пропорциональная квадрату индикаторной скорости) передается на ручку, поэтому и боковое усилие на ручке сначала увеличивается пропорционально квадрату скорости, а при переходе через скорость звука увеличивается еще быстрее, достигая нескольких десятков килограммов.

Если в системе путевого управления имеется бустер, то тенденцию к накренению самолета можно парировать обратным скольжением. Например, когда самолет кренится влево и отклонять ручку вправо очень трудно, можно небольшой дачей правой

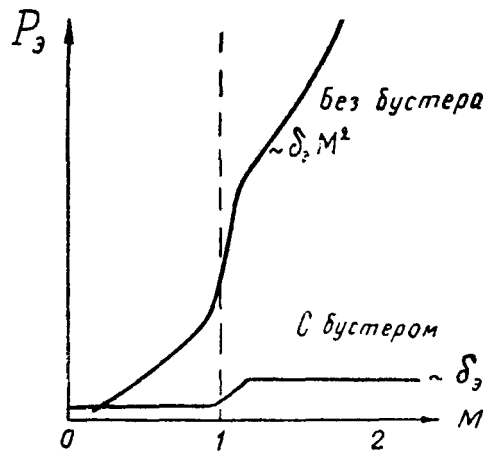


Рис. 2.51: Боковые усилия на ручке, необходимые для парирования кренящего момента от случайной несимметрии самолета

ноги (скольжением на левое крыло) парировать это произвольное кренение. Если же бустер в системе путевого управления отсутствует, то отклонять руль направления еще труднее, чем элероны. Кроме того, этот способ совершенно непригоден в диапазоне скоростей обратной реакции по крену на скольжение (т. е. при наличии поперечной неустойчивости самолета, рис. 2.48) или в диапазоне обратной реакции на отклонение руля направления (рис. 2.49). Теоретически здесь можно бы давать ногу в сторону крена, но рекомендовать это летчику нельзя. Единственно верное решение при отказе бустера элеронов — срочно уменьшить скорость полета.

§8. Боковая динамическая устойчивость и управляемость

1. **Боковая динамическая устойчивость** обеспечивается наличием путевой и поперечной статической устойчивости и правильным соотношением между ними, а также соответствующими характеристиками путевого и поперечного демпфирования.

При случайных боковых возмущениях (например, при боковом порыве ветра) самолет испытывает колебания по углу скольжения и по крену (рис. 2.52). Для численного анализа изображенного на рисунке движения (называемого малым или короткопериодическим боковым возмущенным движением самолета) нужно составить, решить и проанализировать соответствующую систему дифференциальных уравнений, подобно тому, как это проделывалось в § 2.5 при изучении возмущенного продольного движения. Здесь мы будем опираться на аналогии.

Так как угол крена непосредственно не влияет на величину каких-либо аэродинамических сил и моментов, то ведущим фактором в боковом движении является угол скольжения β , влияющий и на боковую силу Z , и на путевой момент M_y , и на поперечный момент M_x .

2. **Период колебаний угла скольжения** β зависит в основном от степени путевой статической устойчивости и от момента инерции I_y

$$T \simeq \frac{2\pi}{\Omega_0} \simeq 2\pi \sqrt{-\frac{I_y}{M_y^\beta}} \quad (2.61)^*$$

(аналогия с формулой (2.41) из § 5 главы II).

Вспомнив, что $M_y^\beta = m_y^\beta S q l$, можно сделать следующий вывод: при увеличении индикаторной скорости период колебаний T уменьшается; на сверхзвуковых скоро-

стях этот период сначала продолжает уменьшаться, а затем начинает увеличиваться, когда производная $-m_y^\beta$, характеризующая путевую статическую устойчивость, приближается к нулю (рис. 2.43). Таким образом, наименьший период колебаний (наибольшая частота) имеет место при полете у земли на околозвуковых и трансзвуковых скоростях.

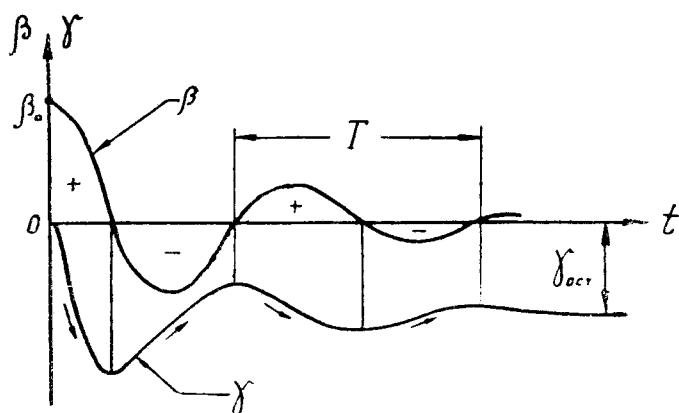


Рис. 2.52: Изменение углов скольжения и крена в боковом возмущенном движении самолета

Затухание колебаний угла скольжения связано с величиной

$$2\xi \Omega_0 = -\frac{M_y^{\omega_y}}{I_y} - \frac{Z^\beta}{m V_0}$$

(аналогия с формулой (2.36) в § 5, главы II).

Главным фактором здесь является производная демпфирующего момента

$$M_y^{\omega_y} = m_y^{\omega_y} S q l.$$

Следовательно, демпфирование колебаний улучшается при увеличении индикаторной скорости; но на сверхзвуковых скоростях при прочих равных условиях демпфирование ухудшается из-за уменьшения $-m_y^{\omega_y}$. Для исправления характеристик малого бокового движения устанавливается *демпфер рыскания*, автоматически отклоняющий руль направления против путевых колебаний.

3. Как это ни парадоксально, но наличие поперечной устойчивости приводит при случайных возмущениях к появлению **колебаний самолета по крену**.

Рассмотрим рис. 2.52. Здесь начальный угол скольжения $+\beta_0$ был вызван боковым порывом ветра справа. Самолет после такого возмущения начнет разворачиваться вправо, навстречу набегающему потоку воздуха, сбрасывая случайный угол скольжения. Но пока в течение $1/4$ периода поток набегаёт на правое полукрыло, самолет все это время кренится влево. Затем в течение $1/2$ периода поток набегаёт на левое крыло (это $-\beta$), и самолет убирает левый крен. Затем в течение $1/2$ периода имеет место $+\beta$, и левый крен снова увеличивается и т. д. Таким образом, крен, являясь следствием скольжения, испытывает колебания с тем же периодом T , который был получен в формуле (2.61). Затухание колебаний крена также идет параллельно затуханию колебаний угла скольжения.

Но, как это видно из рис. 2.52, фаза колебаний крена отстает от колебаний скольжения на $\frac{\pi}{2}$ (на 90°). Этот график построен при $I_x = 0$; фактически же, если учесть момент инерции I_x , то движение крена будет проскакивать точку, в которой текущий угол $\beta = 0$ (например, при переходе через ноль от $+\beta$ к $-\beta$ левый крен

некоторое время по инерции продолжает увеличиваться), т. е. отставание крена по фазе будет равно не 90° , а $70\text{--}80^\circ$. Чем меньше момент инерции I_x , тем ближе последняя цифра к 90° .

К концу малого бокового движения самолет летит с остаточным левым креном (по рис. 2.52), сбившись с курса несколько вправо. Таким образом, после каждого бокового порыва ветра летчик должен убирать крен и исправлять курс.

4. Особое внимание следует обратить на возможную **амплитуду колебаний крена**. Если амплитуда колебаний β определяется начальным возмущением $\beta_0 = \frac{\Delta u}{V}$, то амплитуда колебаний γ может быть любой — в зависимости от степени поперечной устойчивости самолета. Чем больше поперечная устойчивость $-m_x^\beta$, тем больше амплитуда колебаний крена. При чрезмерной величине поперечной устойчивости любое мелкое изменение угла скольжения приводит к сильной раскачке самолета по крену, что чрезвычайно неудобно при пилотировании и даже опасно.

Так как у самолетов со стреловидным или треугольным крылом поперечная устойчивость ($-m_x^\beta$) увеличивается по углу атаки, то раскачка у таких самолетов наиболее вероятна или на малых скоростях (например, в процессе выравнивания при посадке), или при больших перегрузках (например, на выводе из переворота). Самолеты, склонные к опасной поперечной раскачке, к практической эксплуатации не допускаются.

Отношение амплитуд (угловых скоростей) колебаний крена и рыскания обозначается параметром $\chi = \omega_{x \text{ макс}} / \omega_{y \text{ макс}}$. Как показывает подробный анализ решения дифференциального уравнения малого бокового движения самолета, параметр χ пропорционален $\frac{m_x^\beta I_y}{I_x m_x^\beta}$. Удовлетворительные характеристики бокового движения получаются, если $\chi \simeq 1\text{--}2,5$; это условие и выполняется на дозвуковых самолетах с прямым крылом. Сверхзвуковой самолет с крылом малого удлинения и вытянутым фюзеляжем имеет малый момент инерции I_x и большой I_y , поэтому $I_y / I_x = 10\text{--}15$. Кроме того, на больших углах атаки поперечная устойчивость ($-m_x^\beta$) самолета со стреловидным крылом увеличивается, а путевая ($-m_y^\beta$) — уменьшается; поэтому $-m_x^\beta \gg -m_y^\beta$. В итоге, параметр χ может стать равным $20\text{--}30$ (и более); т. е. и здесь выявляется необходимость применения автоматики, улучшающей динамические свойства самолета.

5. В боковом движении несколько своеобразно **действие автоматических средств**. *Демпфер рыскания*, как это и положено демпферу, устраняет колебания по углу скольжения (рис. 2.53). При этом устраняются и колебания по крену. Но так как в процессе устранения скольжения самолет летит все время (до $\beta = 0$) правым полукрылом вперед, то к моменту устранения скольжения образуется очень большой остаточный левый крен. Впрочем, этот крен легко устраняется летчиком. Автоматически этот крен парируется креновым автопилотом.

6. Остающийся к концу малого бокового движения крен (или вообще любой случайный крен) является причиной дальнейшего возмущенного движения самолета, называемого **большим аperiодическим**. При правильном сочетании величин путевой и поперечной статической устойчивости самолета ($\chi = 1\text{--}2,5$) остаточный крен постепенно устраняется. При чрезмерной величине путевой статической устойчивости ($-m_y^\beta \gg -m_x^\beta$) может наблюдаться так называемая *спиральная динамическая неустойчивость*. Движение в последнем случае развивается следующим образом. Например, если имеется остаточный или случайный левый крен ($-\gamma$), то под действием составляющей силы веса $G \sin \gamma$ самолет «соскальзывает» влево ($-\beta$) и за счет большой путевой устойчивости быстро разворачивается также влево, навстречу воздушному потоку ($+\omega_y$). При этом правое крыло идет с большей скоростью, чем

левое, появляется поперечный момент ($m_x = m_x^{\omega_y} \omega_y$), направленный влево, и левый крен увеличивается. Самолет снова «соскальзывает» влево и т. д., т. е. происходит постепенное затягивание в левую спираль.

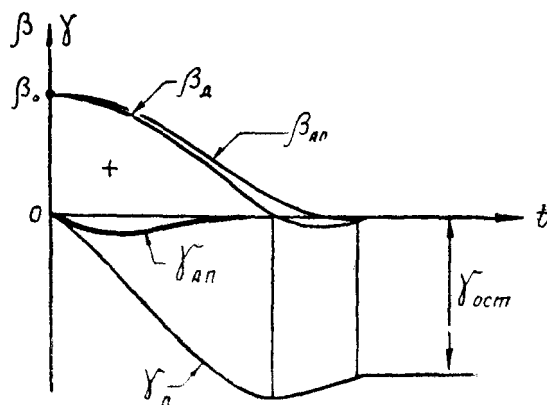


Рис. 2.53: Влияние демпфера рыскания (Д) и автопилота (АП) на боковое возмущенное движение самолета

Почти все сверхзвуковые самолеты на больших индикаторных скоростях полета (вернее, на малых углах атаки) обладают в той или иной степени спиральной неустойчивостью. Но это не имеет никакого практического значения, так как процесс затягивания в спираль происходит очень медленно, и летчик, непрерывно управляя самолетом, даже не замечает этого свойства.

7. Боковая динамическая управляемость характеризуется процессом изменения во времени параметров бокового движения самолета ($\gamma, \omega_x, \beta, \omega_y$ и др.) после отклонения руля направления и элеронов.

После отклонения элеронов на величину $-\delta_\epsilon$ (ручка вправо) движение крена развивается примерно так, как это показано на рис. 2.54. За время регулирования здесь принимается условное время, в течение которого достигается $\omega_x = 0,95 \omega_{x \text{уст}}$.

Процесс развития движения крена определяется из решения дифференциального уравнения

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} = M_x^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon + M_x^{\omega_x} \omega_x, \quad (2.62)$$

из которого видно, что процесс ускоряется при уменьшении I_x и $-M_x^{\omega_x}$ и при увеличении $-M_x^{\delta_\epsilon}$ (с учетом знаков!).

Предел, к которому стремится угловая скорость ω_x , есть $\omega_{x \text{уст}}$. Этот предел можно найти из уравнения (2.62) при условии, что $d\omega_x/dt = 0$

$$\omega_{x \text{уст}} = -\frac{m_x^{\delta_\epsilon}}{m_x^{\omega_x}} \delta_\epsilon. \quad (2.63)$$

После отклонения руля направления на величину $-\delta_\eta$ (руль влево, левая педаль вперед) движение рыскания развивается примерно так, как это показано на рис. 2.55. Переходный процесс характеризуется периодом колебаний, временем затухания колебаний и забросом регулируемого параметра. Перечисленные характеристики связаны со свойствами самолета таким же образом, что и характеристики возмущенного движения, так как отклонение руля направления также является для самолета возмущающим фактором.

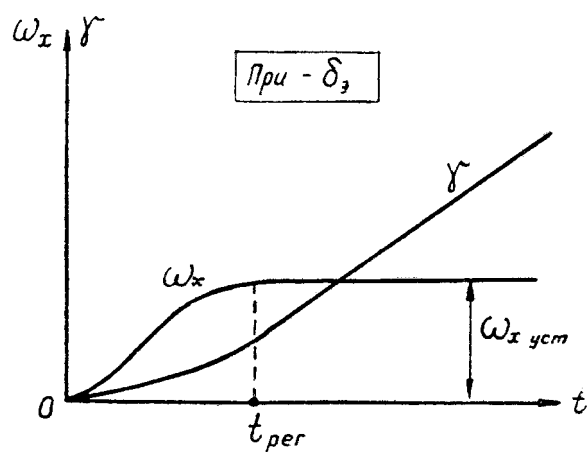


Рис. 2.54: Движение крена после отклонения элеронов

Если держать элероны нейтрально, то отклонение руля направления приводит к накренению самолета, так как появляется поперечный момент

$$M_x = M_x^{\delta_n} \delta_n + M_x^{\beta} \beta,$$

где $\delta_n = \text{const}$, а угол $\beta = \beta(t)$ — как на рис. 2.55.

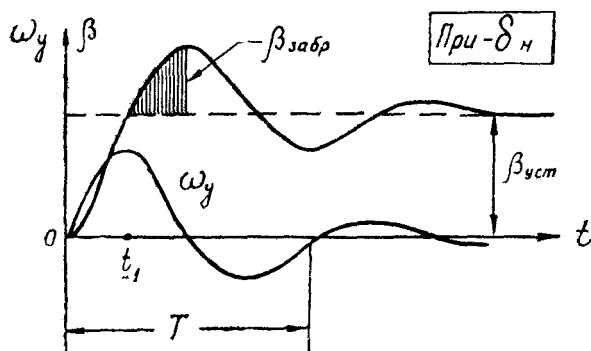


Рис. 2.55: Движение рыскания после отклонения руля направления

Пример такого движения изображен на рис. 2.56. Первоначальное «неправильное» изменение крена происходит из-за высокого расположения руля направления (обратная реакция по крену на отклонение руля направления).

§9. Некоторые особенности устойчивости и управляемости современных самолетов

1. Особенности устойчивости самолета с крылом изменяемой в полете стреловидности (самолета с КИС). На самолете с КИС основные затруднения связаны с обеспечением продольного равновесия и балансировки при изменении положения подвижных консолей крыла. При перестановке консолей назад, в положение максимальной стреловидности, фокус крыла также смещается назад на значительную величину, что приводит к появлению мощного пикирующего момента, который без специальных мероприятий невозможно бы было парировать даже полным отклонением ручки на себя.

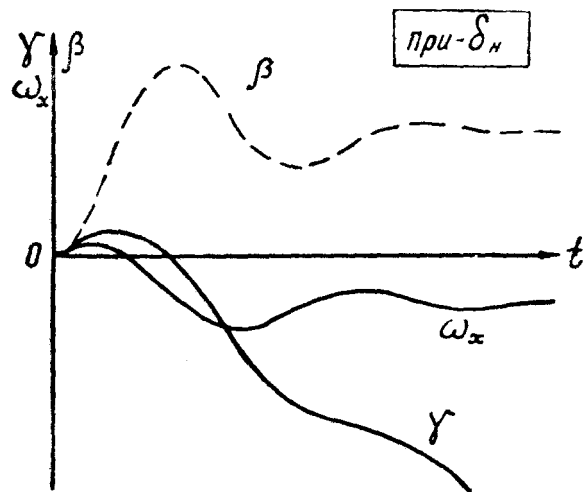


Рис. 2.56: Движение крена после отклонения руля направления

При перестановке консолей на максимальную стреловидность *фокус смещается назад* по следующим причинам:

— смещается назад геометрический центр площади крыла, что приводит к соответствующему смещению фокуса (рис. 2.57);

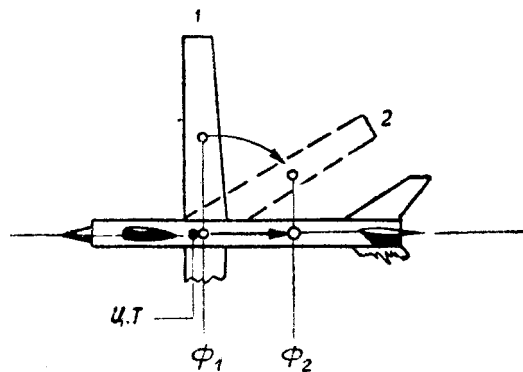


Рис. 2.57: Смещение фокуса при перестановке КИС

— при малой стреловидности подъемная сила распределяется вдоль размаха таким образом, что середина крыла нагружена больше, чем его концы. При большой стреловидности, наоборот, концы крыла нагружены больше, чем его середина (рис. 2.13). Следовательно, при перестановке консолей на увеличение стреловидности фокус смещается назад еще больше;

— при увеличении стреловидности крыла его относительная несущая способность (C_y^α) уменьшается. Следовательно, увеличивается относительная доля горизонтального оперения в создании общей подъемной силы самолета, что также приводит к дополнительному смещению фокуса назад (здесь не имеются в виду самолеты типа «утка»).

Но предположим, что каким-то образом удалось сбалансировать такой самолет, т. е. парировать пикирующий момент. Однако из-за очень большого запаса центровки устойчивость по перегрузке при $\chi_{\text{макс}}$ достигнет чрезмерной величины, и маневренные возможности самолета окажутся весьма ограниченными. Таким образом, все преимущества самолета с КИС (малая длина разбега и пробега, большая дальность и продолжительность полета и т. д.) с лихвой перекрылись бы его недостатками. По-

этому такие самолеты и не находили широкого применения до тех пор, пока не были найдены эффективные методы, обеспечивающие нормальную балансировку, устойчивость и управляемость при любом положении подвижных консолей крыла.

Для предотвращения чрезмерного смещения назад центра давления и фокуса при перестановке консолей на максимальную стреловидность могут применяться следующие способы:

- передвижение всего крыла вперед по специальным рельсам. Этот способ пытались использовать американские конструкторы еще в 50-х годах (самолеты Белл Х-5, Грумман ХФ-10ф и др.), но тогда ничего не получилось из-за громоздкости и ненадежности механизмов передвижения и поворота крыла;

- размещение на тяжелых самолетах в крыле максимального количества грузов. В данном случае при перемещении консолей на увеличение стреловидности центр тяжести будет смещаться назад вслед за фокусом (правда, в меньшей степени), что несколько уменьшает чрезмерный запас центровки;

- установка неподвижного центроплана большой стреловидности, называемого «наплывом» (рис. 2.58). В настоящее время этот метод считается наиболее эффективным.

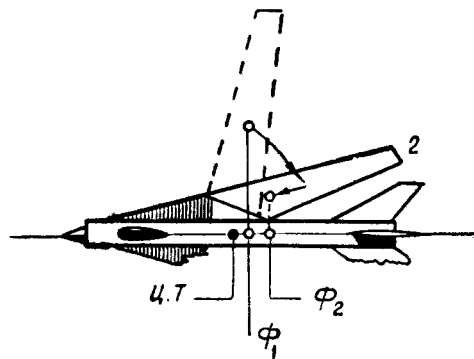


Рис. 2.58: Влияние «напльва» на смещение фокуса при перестановке КИС

При малой стреловидности консолей относительная доля стреловидного «напльва» в создании общей подъемной силы незначительна. При перестановке консолей в положение максимальной стреловидности эффективность «напльва» сравнивается с эффективностью основного крыла, так как C_y^c на консолях падает. Поэтому относительная доля «напльва» в создании общей подъемной силы возрастает, что приводит к значительному смещению центра давления и аэродинамического фокуса вперед и к почти полной компенсации смещения этих точек назад по рассмотренным ранее причинам.

При достаточно большой относительной площади «напльва» можно добиться такого положения, что при перемещении консолей на максимальную стреловидность (75–80°) центр давления и фокус возвратятся на прежнее нормальное место (рис. 2.59).

Итак, «наплыв» удовлетворительно решает вопросы балансировки и запаса центровки самолета с КИС. Но при установке консолей на минимальную стреловидность «наплыв» может приводить к преждевременному местному срыву потока с крыла, так как в этом случае поток, перетекающий снизу вверх через переднюю кромку «напльва», приводит к увеличению местного угла атаки в сечениях консолей, примыкающих к «наплыву».

При перестановке консолей очень сильно *изменяются характеристики поперечной устойчивости и управляемости*. При максимальной стреловидности поперечная статическая устойчивость чрезмерно большая (самолет энергично реагирует накрениением на скольжение), а поперечная управляемость слабая вследствие малого плеча и

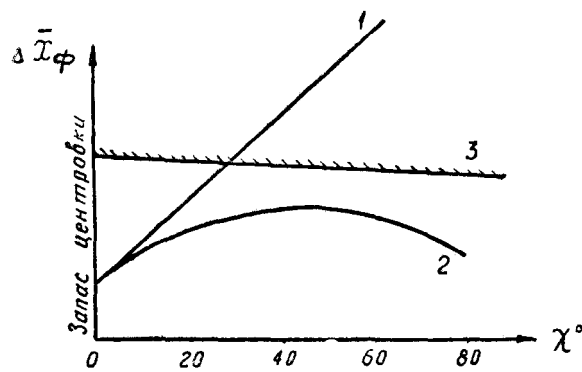


Рис. 2.59: Изменение запаса центровки при перестановке КИС: 1 — крыло без «наплыва»; 2 — крыло с «наплывом»; 3 — граница, за которой не обеспечивается продольная балансировка

косоугольного обдува элеронов. Для улучшения поперечной управляемости вместо элеронов (или дополнительно к ним) применяют другие устройства: интерцепторы на крыле, дифференциальное отклонение половинок стабилизатора и пр.

Проблемы возникают также в связи с концевым срывом потока и возможностью «подхвата» самолета на больших углах атаки при установке консолей на большую стреловидность. Обычные аэродинамические перегородки по конструктивным причинам применить нельзя, и для ликвидации «подхвата» приходится изыскивать другие методы.

2. Влияние нежесткости конструкции самолета. Современные самолеты могут летать на таких скоростях, при которых величина скоростного напора достигает $70\,000\text{--}100\,000\text{ Н/м}^2$ ($7\,000\text{--}10\,000\text{ кгс/м}^2$). Крыло и оперение самолетов стали тонкими и часто стреловидными, фюзеляж также стал относительно тоньше и длиннее. Все эти факторы способствуют увеличению деформаций конструкции, сопровождаемых соответствующим изменением характеристик устойчивости и управляемости самолета.

Рассмотрим наиболее характерные случаи влияния деформаций самолета на его устойчивость и управляемость.

3. Реверс элеронов. Снижение эффективности элеронов на упругом (нежестком) прямом крыле происходит вследствие его *кручения*, а на стреловидном — вследствие его *кручения и изгиба*. Изгиб прямого крыла на эффективность элеронов не влияет.

Рассмотрим сечение крыла в районе элерона (рис. 2.60). От отклонения элерона (например, вниз) происходит приращение подъемной силы, которое обозначим $+\Delta Y_3$. Естественно, что эта аэродинамическая сила пропорциональна скоростному напору и углу отклонения элерона:

$$\Delta Y_3 = k_1 q \delta_3,$$

где для простоты влияние всех остальных факторов обозначено условным коэффициентом k_1 .

Сила ΔY_3 приложена позади центра жесткости (центра кручения), и крыло закручивается в сторону уменьшения угла атаки на величину, которая пропорциональна закручивающей силе

$$-\Delta\alpha = \frac{1}{k_2} \Delta Y_3 = \frac{k_1}{k_2} l \delta_3,$$

где условным коэффициентом k_2 обозначено влияние прочих факторов (жесткости крыла на кручение и пр.).

При уменьшении угла атаки произойдет пропорциональное уменьшение подъемной силы крыла

$$\Delta Y_{\text{кр}} = k_3 \Delta \alpha q = -\frac{k_1 k_3}{k_2} q^2 \delta_3,$$

где условным коэффициентом k_3 отражена вся аэродинамика крыла и влияние других факторов.

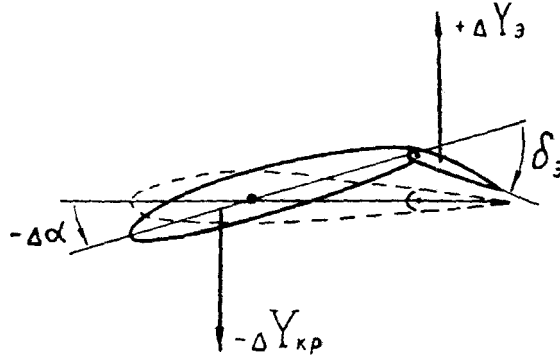


Рис. 2.60: Уменьшение управляющего воздействия элерона вследствие кручения крыла

Итак, при отклонении элерона появляется полезная управляющая сила $+\Delta Y_3$, пропорциональная квадрату скорости. Но из-за кручения крыла появляется и вредная для управления сила $-\Delta Y_{\text{кр}}$, пропорциональная V^4 , поэтому, когда вторая сила при какой-то скорости (величина которой зависит от жесткости крыла) сравняется с первой силой, эффективность элеронов станет равной нулю. (В приведенных выше рассуждениях для простоты принято, что плечи сил ΔY_3 и $\Delta Y_{\text{кр}}$ относительно продольной оси самолета одинаковы).

Критической скоростью реверса называется скорость, при которой управляющий поперечный момент при отклонении элеронов становится равным нулю. Используя полученные выше соотношения, найдем эту скорость (с допущением равенства плеч двух сил). Условие реверса

$$\Delta Y_3 + \Delta Y_{\text{кр}} = 0 \text{ или } k_1 \delta_3 - \frac{k_1 k_3}{k_2} q^2 \delta_3 = 0,$$

откуда

$$q_{\text{рев}} = \frac{k_2}{k_3} \text{ или } V_{\text{рев}} = \sqrt{\frac{2 k_2}{k_3 \rho}}.$$

Последняя формула и дает величину критической скорости реверса. Индикаторная критическая скорость реверса будет соответственно равна

$$V_{\text{и рев}} = \sqrt{\frac{2 k_2}{k_3 \rho_0}}.$$

Критическая индикаторная скорость реверса уменьшается при уменьшении жесткости крыла на кручение (k_2) и некоторым образом зависит от аэродинамики крыла (k_3). При $M > 1$ критическая индикаторная скорость реверса уменьшается вследствие смещения центра давления крыла назад и уменьшения относительной эффективности элеронов. Например, если у земли реверс наступает при $V_{\text{и}} = 1000 \text{ км/ч}$ ($V = 1000 \text{ км/ч}$, $M = 0,81$), то на высоте 10 км он может наступить уже при $V_{\text{и}} = 900 \text{ км/ч}$, ($V = 1550 \text{ км/ч}$, $M = 1,43$).

Этот вывод в основном справедлив и для других видов деформаций самолета, которые также прямо пропорциональны скоростному напору, дополнительно увеличиваются при $M > 1$ и обратно пропорциональны жесткости конструкции.

Изгиб стреловидного крыла способствует реверсу элеронов, т. е. при прочих равных условиях критическая скорость реверса для такого крыла меньше, чем для прямого.

Рассмотрим работу стреловидного крыла, абсолютно жесткого на кручение, но способного к некоторому изгибу. При отклонении элерона вниз появляется приращение подъемной силы, которое приводит к изгибу данного полукрыла вверх (рис. 2.61). Обратим внимание на то, что на рисунке изображен чистый изгиб, хотя на первый взгляд крыло кажется и закрученным. Действительно, если посмотреть вдоль оси жесткости $O—O$, то можно убедиться, что точка A находится на одной высоте с точкой C , т. е. хорда $A—C$ относительно оси $O—O$ не закручена.

Но профиль с хордой $A—B$ относительно потока работает на уменьшенном угле атаки, причем, чем дальше от борта фюзеляжа, тем местные углы атаки полукрыла будут меньше.

Итак, при отклонении элерона вниз полукрыло отгибается вверх, что приводит к уменьшению углов атаки на конце стреловидного полукрыла, в результате чего управляющее воздействие элерона уменьшается и может наступить чисто изгибный реверс. Совместное же влияние изгиба и кручения стреловидного крыла приводит к заметному снижению эффективности элеронов на больших индикаторных скоростях, и в некоторых случаях по этой причине вводится соответствующее ограничение максимальной скорости самолета.

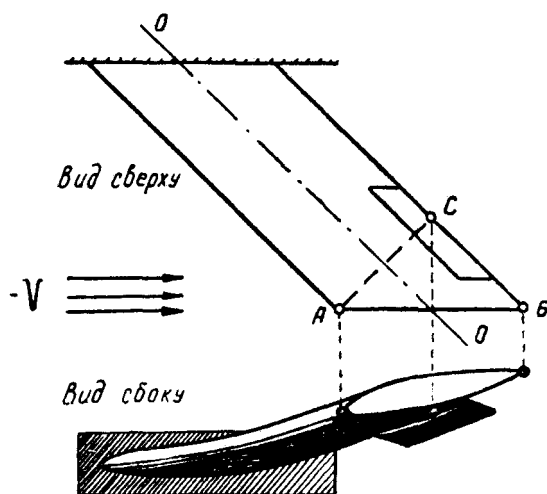


Рис. 2.61: Уменьшение угла атаки сечения AB при чистом изгибе стреловидного крыла

Выше, для конкретности рассуждений, рассматривалось полукрыло с опущенным элероном. Эффективность действия поднятого элерона при кручении и изгибе крыла уменьшается аналогичным образом.

Мероприятия, повышающие критическую скорость реверса и увеличивающие поперечную управляемость самолета на больших приборных скоростях, могут быть такими:

— увеличение жесткости крыла на кручение и изгиб путем применения крыла малого удлинения и малой стреловидности (если это допустимо, исходя из других требований), а также путем использования в конструкции крыла многослойных панелей с наполнителем;

— расположение элеронов не на концах крыла, а ближе к фюзеляжу, где жесткость на кручение и изгиб максимальная. При этом уменьшение плеча элеронов относительно продольной оси самолета с избытком перекрывается уменьшением вредных деформаций. Иногда применяют две секции элеронов, одна из которых размещается на концах крыла (эффективна на малых скоростях из-за большого плеча), а другая — ближе к фюзеляжу (эффективна на больших скоростях из-за малых деформаций);

— применение так называемых интерцепторов, т. е. отклоняемых в поток пластин, напоминающих по форме и принципу действия очень узкие щитки. Интерцепторы чаще размещают на верхней поверхности крыла; при их отклонении происходит падение подъемной силы на данном полукрыле. Если интерцепторы применяются параллельно с элеронами, то они выпускаются только после отклонения элеронов более чем на полхода (чтобы не увеличивать сопротивление при мелких отклонениях элеронов);

— дифференциальное отклонение половинок управляемого стабилизатора;

— дифференциальное отклонение взлетно-посадочных закрылков на малый угол.

В этом случае силовой привод и прочность закрылков должны быть рассчитаны на большой скоростной напор.

4. Кручение и изгиб крыла при создании перегрузки. При увеличении перегрузки концы крыла отгибаются вверх. Если крыло стреловидное, то такой изгиб приводит к уменьшению углов атаки на концах крыла (рис. 2.61) и к падению подъемной силы в этом месте (на двух полукрыльях). А так как концы стреловидного крыла находятся позади центра тяжести, то это приводит к приращению кабрирующего момента, уменьшению устойчивости по перегрузке и к возможности «подхвата» самолета. В отличие от аэродинамического «подхвата», рассмотренного ранее (концевой срыв потока на больших углах атаки, «ложка» на моментной диаграмме и т. д.), деформационный «подхват» в аэродинамической трубе при продувке модели не улавливается и проявляется только в полете при создании перегрузки на больших приборных скоростях у земли (при $M < 1$). На рис. 2.62 приведен пример зависимости запаса центровки от числа M и от перегрузки при жестком и гибком крыле. *На жестком крыле* при переходе через скорость звука фокус, как известно, сдвигается назад и запас центровки увеличивается. *На гибком крыле* имеет место то же явление, но фокус дополнительно смещается вперед при создании перегрузки (за счет отгиба концов крыла); причем это смещение тем больше, чем больше скоростной напор и перегрузка. Наименьший запас центровки, как видно из рисунка, получается на околосвуковой скорости. При недостаточной жесткости крыла кривая $\Delta \bar{x}_\phi(M)$ может опуститься ниже горизонтальной оси, что будет указывать на отрицательный запас центровки, неустойчивость по перегрузке и возможность «подхвата».

Увеличение перегрузки при маневре приводит не только к изгибу крыла, но и к его закручиванию, так как линия фокусов в общем случае не совпадает с осью жесткости крыла.

На докритических числах M фокусы располагаются ближе к носку крыла, обычно впереди оси жесткости, и увеличение перегрузки (приращение подъемной силы в фокусе) приводит к закручиванию крыла на увеличение угла атаки, что дает благоприятный эффект на стреловидном крыле (парируется уменьшение угла атаки от изгиба).

На сверхзвуковых скоростях линия местных фокусов отодвигается назад, обычно за ось жесткости. В этом случае увеличение перегрузки приводит к закручиванию крыла на уменьшение углов атаки, что складывается с уменьшением угла атаки от изгиба.

Заметим, что все изложенное выше относится к стреловидному крылу сравнительно большого удлинения. Если на самолете установлено, например, треугольное крыло, то деформации кручения и изгиба незначительны даже при больших пере-

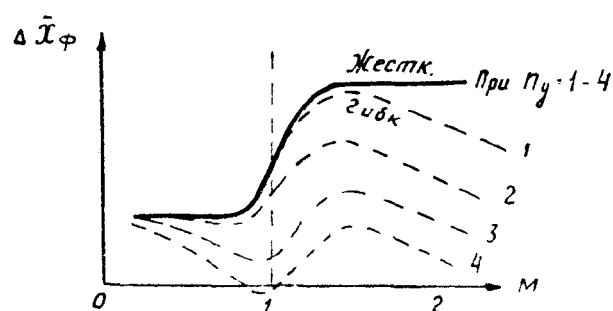


Рис. 2.62: Зависимость запаса центровки от числа M и перегрузки при жестком и гибком крыльях

грузках, и явления реверса элеронов или деформационного «подхвата» не возникают. Критическая скорость реверса существует и для такого крыла, но она значительно больше максимально допустимой скорости, ограниченной по другим причинам.

5. Деформации кия и стабилизатора. Деформация кия при отклонении руля направления напоминает деформацию крыла при отклонении элерона: киль изгибается и закручивается таким образом, что при увеличении скоростного напора свыше некоторого предела эффект отклонения руля направления может упасть до нуля. Но критическая скорость реверса руля направления обычно больше критической скорости реверса элеронов и не является причиной каких-либо ограничений режимов полета.

Деформация стабилизатора при его отклонении напоминает деформацию крыла при создании перегрузки: изгиб приводит к уменьшению управляющего воздействия, а закручивание — в зависимости от числа M — может действовать в сторону увеличения или уменьшения управляющего воздействия отклоненного стабилизатора.

6. Деформация фюзеляжа. На характеристики устойчивости и управляемости самолета влияет, главным образом, изгиб фюзеляжа в вертикальной плоскости при отклонении руля высоты (стабилизатора) или при изменении угла атаки и перегрузки. При отклонении управляемого стабилизатора например, вниз (рис. 2.63) появляется сила $+Y_{ст}$, дающая относительно центра тяжести самолета управляющий пикирующий момент.

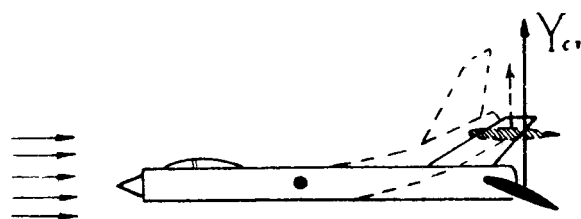


Рис. 2.63: Уменьшение управляющего воздействия стабилизатора вследствие изгиба фюзеляжа

Но эта же сила приводит к изгибу фюзеляжа вверх, что вызывает уменьшение угла атаки стабилизатора, уменьшение силы $Y_{ст}$ и управляющего момента. Таким образом, деформация изгиба фюзеляжа, если рассматривать ее изолированно от других деформаций, приводит к уменьшению управляемости самолета. Это явление также проявляется только при больших скоростных напорах.

Аналогичную картину изгиба фюзеляжа можно наблюдать и при увеличении угла атаки всего самолета: фюзеляж изгибается вверх, угол атаки стабилизатора умень-

шается, фокус самолета сдвигается вперед, происходит уменьшение запаса центровки и устойчивости по перегрузке.

Деформации фюзеляжа при скольжении самолета или при отклонении руля направления соответственно уменьшают путевую устойчивость и управляемость.

Заметим, однако, что на большинстве самолетов деформации фюзеляжа незначительны и на характеристики устойчивости и управляемости влияют мало.

7. Деформации проводки управления всегда приводят к уменьшению отклонения рулей, т. е. к уменьшению управляемости самолета. Эти деформации могут быть весьма большими, так как, во-первых, современные самолеты имеют значительные размеры, и, во-вторых, усилия, развиваемые бустерами, измеряются десятками тысяч ньютонов (тысячами кгс). Перечислим *основные мероприятия*, направленные на ослабление или полную ликвидацию указанного неблагоприятного явления. К ним относятся:

- уменьшение длины силовых тяг, т. е. максимальное приближение бустеров к рулям. Например, на французском истребителе Дассо Мираж-IIIА бустера присоединены непосредственно к качалкам рулей без всяких промежуточных тяг;

- замена несилowych тяг до бустеров электропроводкой (электроуправление золотниками бустеров), так как и эти тяги могут произвольно перемещаться под влиянием деформаций крыла и фюзеляжа;

- замена несилowych тяг вращающимися валами, так как деформации самолета на угол поворота валов влияют меньше;

- полный переход на электроуправление рулями.

В заключение заметим, что вопросы *аэроупругости* для современных самолетов приобретают решающее значение — не меньшее, чем вопросы классической аэродинамики. Иногда в интересах обеспечения достаточной жесткости конструкторам приходится отказываться от более выгодных аэродинамических форм самолета (например, от тонкого стреловидного крыла большого удлинения) или от более экономичных конструктивных решений.

Летчик должен знать особенности устойчивости и управляемости своего самолета, вызываемые его упругими деформациями.

8. Влияние взаимодействия продольного и бокового движений самолета. На старых дозвуковых самолетах вследствие особенностей их аэродинамической и весовой компоновки между продольным и боковым движениями существовала довольно слабая связь, поэтому эти движения в большинстве случаев можно было рассматривать изолированно друг от друга. На современных самолетах отдельно рассматривать эти два движения можно только условно, а некоторые явления в полете прямо связаны со взаимодействием бокового и продольного движений. Виды взаимодействия: *аэродинамическое, кинематическое, инерционное*.

Аэродинамическое взаимодействие — это зависимость продольных сил и моментов от параметров бокового движения и, наоборот, зависимость боковых сил и моментов от параметров продольного движения. Примеры:

- производная m_x^β , характеризующая поперечную статическую устойчивость, у самолета со стреловидным или треугольным крылом зависит от угла атаки α , являющегося параметром продольного движения;

- производная m_y^β , характеризующая путевую статическую устойчивость, также зависит от α ;

- отклонение управляемого стабилизатора (относится к продольному движению) приводит при наличии скольжения к появлению дополнительного кренящего момента (относится к боковому движению), так как половинки стреловидного стабилизатора создают при скольжении разную подъемную силу.

Кинематическое взаимодействие — это чисто геометрическое явление, заклю-

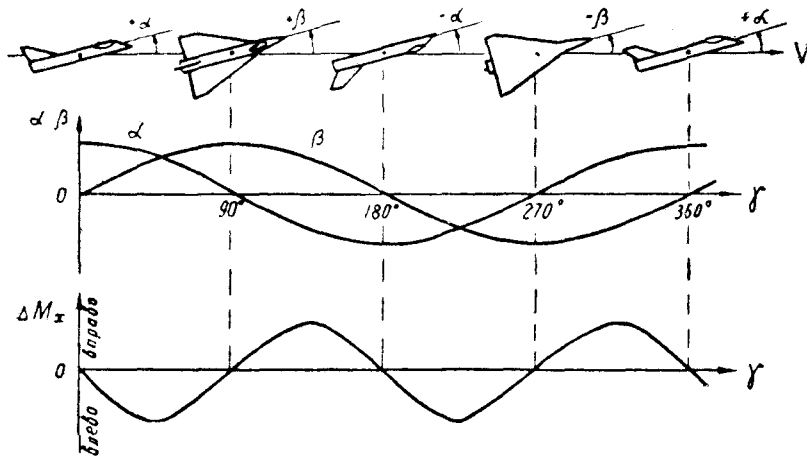


Рис. 2.64: Изменение углов атаки и скольжения и поперечного момента при вращении самолета вокруг продольной оси

чающееся в изменении тех или иных углов, характеризующих положение самолета относительно воздушного потока, когда самолет вращается. Наиболее характерным примером кинематического взаимодействия является изменение углов атаки и скольжения при вращении самолета вокруг продольной оси. При быстром вращении продольная ось самолета стремится сохранить свое положение в пространстве, так как моменты инерции I_y и I_z велики, а момент инерции I_x сравнительно мал. Вращение вокруг оси, не совпадающей с вектором скорости, приводит к периодическому изменению углов атаки (относится к продольному движению) и скольжения (относится к боковому движению), что видно из рис. 2.64. А изменение α и β приводит к соответствующему изменению продольных, путевых и поперечных моментов. В результате при неизменном положении элеронов скорость накренения самолета может неожиданно для летчика или замедляться, или возрастать.

Инерционное взаимодействие заключается в появлении инерционных моментов относительно некоторых осей при вращении самолета вокруг других осей. Наиболее характерным случаем является вращение вокруг оси, близкой к вектору скорости (рис. 2.65). При таком вращении массы хвостовой и носовой частей фюзеляжа описывают окружности, что приводит к появлению центробежных сил $F_{цб}$, которые, как это видно из рисунка, дают дестабилизирующие инерционные моменты $M_{z ин}$ и $M_{y ин}$, стремящиеся увеличить углы атаки и скольжения.

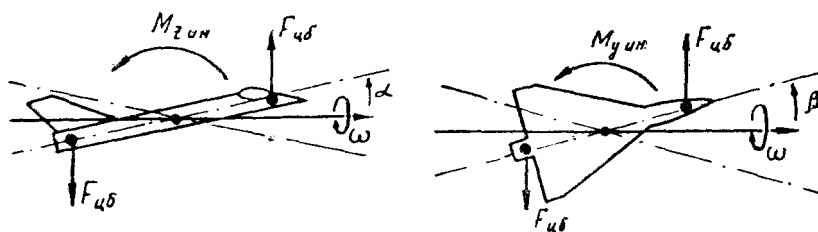


Рис. 2.65: Появление дестабилизирующих инерционных моментов при вращении вокруг оси, не совпадающей с продольной осью самолета

Инерционным моментам противостоят аэродинамические моменты продольной и флюгерной устойчивости самолета, препятствующие увеличению α и β . Но так как центробежные силы пропорциональны квадрату скорости вращения, то при увеличении ω инерционные моменты возрастают довольно быстро и могут стать больше

стабилизирующих аэродинамических моментов.

В последнем случае самолет теряет продольную или путевую устойчивость и резко выходит на большие углы атаки и скольжения.

Скорость вращения ω , при которой дестабилизирующие инерционные моменты становятся больше стабилизирующих аэродинамических моментов и самолет теряет устойчивость по углу атаки или по углу скольжения, называется *критической скоростью вращения*.

Продольная устойчивость по углу атаки теряется при

$$\omega_{кр\alpha} = \sqrt{\frac{-M_z^\alpha}{I_y - I_x}}, \quad (2.64)$$

а путевая устойчивость по углу скольжения — при

$$\omega_{кр\beta} = \sqrt{\frac{-M_z^\beta}{I_z - I_x}}, \quad (2.65)$$

У старых самолетов ввиду большого размаха крыла моменты инерции относительно всех трех осей были примерно равны, откуда $I_y - I_x \simeq 0$ и $I_z - I_x \simeq 0$, поэтому критические скорости вращения были очень большими и в полете не достигались.

У некоторых современных самолетов (чаще у истребителей) крыло имеет малые вес и размах и основная масса сосредоточена в фюзеляже (МиГ-21, F-104 и др.), поэтому момент инерции I_x значительно меньше двух других, т. е. $I_y - I_x \simeq I_y$ и $I_z - I_x \simeq I_z$. В результате величина $\omega_{кр}$ стала небольшой и практически достижимой в полете (для МиГ-21 несколько больше 90° в секунду, для F-104 и «Фантома» около $60-70^\circ$ в секунду).

Как это видно из приведенных формул, величина критической скорости вращения зависит также от степени продольной и путевой устойчивости самолета (от M_z^α и M_z^β). Так как стабилизирующие аэродинамические моменты пропорциональны скоростному напору, то при увеличении скорости полета $\omega_{кр}$ имеет тенденцию к росту. При переходе через скорость звука $-M_z^\alpha$ дополнительно увеличивается за счет смещения фокуса назад и увеличения запаса центровки; соответственно увеличивается и $\omega_{кр\alpha}$. Наоборот, $-M_z^\beta$ на сверхзвуковых скоростях постепенно падает до нуля, соответственно уменьшается $\omega_{кр\beta}$.

На рис. 2.66 показана примерная зависимость $\omega_{кр\alpha}$ и $\omega_{кр\beta}$ от числа M .

Там же изображена зависимость от числа M максимальной скорости вращения ω_{\max}^3 , достижимой в полете при полном отклонении элеронов. Видно, что элеронами самолет можно довести до критической скорости вращения только в определенном диапазоне чисел M (заштриховано). Причем при $M < 1$ самолет теряет устойчивость прежде всего *по углу атаки*, а при $M > 1$ — *по углу скольжения*.

9. Влияние подвесок. На продольную устойчивость самолета подвески влияют через смещение центра тяжести и продольного аэродинамического фокуса. Иногда центр тяжести всех подвесок удается разместить точно под центром тяжести самолета, но и в этом случае отдельные подвески могут располагаться впереди или позади общего центра тяжести (особенно под стреловидным крылом). Тогда при последовательном сбросе подвесок запас центровки может увеличиваться или уменьшаться, что приводит к соответствующему изменению устойчивости по перегрузке и продольной управляемости.

Кроме того, известно, что при $M < 1$ аэродинамический фокус любого обтекаемого тела (крыла, фюзеляжа, подвесного бака) расположен ближе к носку. Следовательно, аэродинамический фокус подвески расположен впереди ее центра тяжести (который обычно находится посередине подвески) и впереди центра тяжести самолета,

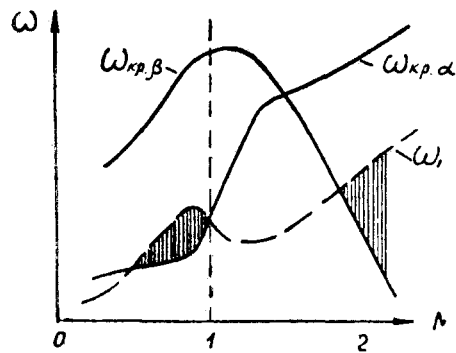


Рис. 2.66: Зависимость критической скорости вращения от числа M

что приводит к смещению фокуса самолета вперед, к уменьшению запаса центровки и степени статической устойчивости по перегрузке (рис. 2.67).

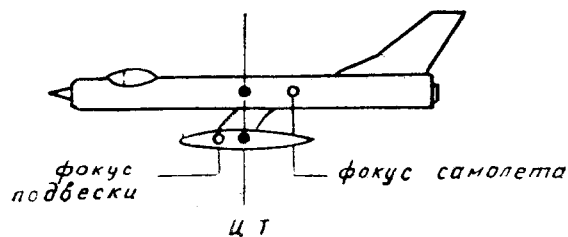


Рис. 2.67: Влияние подвески на положение фокуса самолета

На флюгерную устойчивость самолета подвески влияют аналогичным образом, т. е. уменьшают запас статической флюгерной устойчивости, так как и боковой фокус подвески располагается впереди ее центра тяжести. На дозвуковых скоростях запас флюгерной устойчивости самолета излишне большой, и подвески оказывают положительное влияние, уменьшая этот запас. На сверхзвуковых скоростях запас флюгерной устойчивости постепенно падает до нуля, и наличие дестабилизирующих подвесок приводит к более раннему наступлению флюгерной неустойчивости (рис. 2.68) и к новому ограничению максимальной скорости по числу M . Например, самолет МиГ-21 без подвесок имеет достаточный запас флюгерной устойчивости до $M = 2,05$, а с подвесным баком — только до $M = 1,60$.

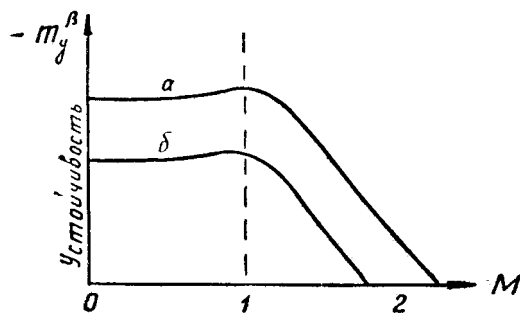


Рис. 2.68: Зависимость флюгерной устойчивости самолета от числа M : a — без подвесок, b — с подвесным баком

Малая жесткость крепления подвески, люфт в замке или малая жесткость самой подвески могут привести на больших приборных скоростях к явлению дивергенции подвески, когда ее носовая часть заворачивается потоком воздуха несколько в сторо-

ну (на рис. 2.69 это явление преувеличено), что приводит к нарушению симметрии и путевого равновесия самолета, к тенденции самолета лететь со скольжением. Особенно это заметно на больших числах M , когда понижаются и флюгерная устойчивость самолета, и относительная эффективность руля направления.

На поперечную устойчивость самолета подвески влияют двояким образом. На рис. 2.70 изображен самолет, летящий от нас со скольжением на правое крыло. Под правым крылом создается более высокое давление, чем обычно (без подвески), так как подвеска притормаживает поток, перетекающий под фюзеляжем справа налево. За счет дополнительного увеличения подъемной силы на правом полукрыле самолет будет при скольжении крениться влево энергичнее, чем обычно. Следовательно, поперечная устойчивость самолета за счет этого фактора (называемого «высокопланным эффектом») *повышается*.

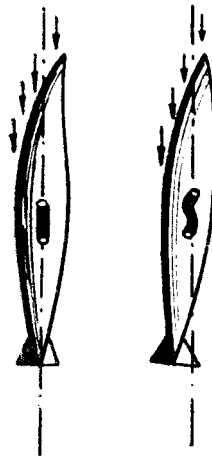


Рис. 2.69: Дивергенция из-за недостаточной жесткости бака или узла его подвески

Но а то же время на самой подвеске при скольжении появляется боковая аэродинамическая сила $Z_{\text{подв}}$, которая стремится наклонить самолет вправо (в данном примере), т. е. за счет этого фактора поперечная устойчивость *уменьшается*. Каков будет суммарный эффект, зависит от конкретной компоновки самолета и подвесок, от угла атаки и числа M . При $M > 1$ второй фактор может стать преобладающим.

Несимметричное расположение подвесок приводит к нарушению как *путевого* равновесия (вследствие несимметрии лобового сопротивления), так и *поперечного* равновесия (вследствие весовой несимметрии и нарушения путевого равновесия). Равновесие восстанавливается соответствующими отклонениями элеронов и руля направления.

Следует отметить, что на сверхзвуковых скоростях лобовое сопротивление каждой подвески сильно возрастает, и их несимметричное расположение приводит здесь к значительному нарушению путевого равновесия, тем более, что при $M > 1$ уменьшается путевая устойчивость самолета и относительная эффективность руля направления. В этом случае путевое равновесие достигается при полете с большим остаточным скольжением.

10. Влияние расположения горизонтального оперения. Крыло, создающее подъемную силу, отбрасывает воздушный поток вниз. Угол скоса потока за крылом ε прямо пропорционален коэффициенту подъемной силы и обратно пропорционален эффективному удлинению крыла.

$$\varepsilon = \frac{C_y}{\pi \lambda_{\text{эфф}}}. \quad (2.66)$$

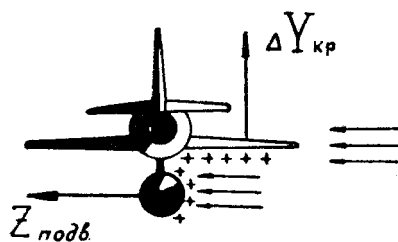


Рис. 2.70: Влияние подвески на поперечную устойчивость самолета

У стреловидного или треугольного крыла эффективное удлинение мало и скос потока может быть значительным, особенно на больших углах атаки.

Если при увеличении угла атаки (перегрузки) горизонтальное оперение попадает в зону максимального скоса потока (действующего на горизонтальное оперение сверху вниз), то появляется дополнительный кабрирующий момент, способствующий дальнейшему увеличению перегрузки без отклонения ручки на себя. На моментной диаграмме $m_z(C_y)$ это отражается в виде «ложки», а в полете проявляется как «подхват» самолета на больших углах атаки (аналогия с «подхватом» при концевом срыве потока на стреловидном крыле).

Горизонтальное оперение должно находиться выше или ниже зоны максимального скоса при полете на больших углах атаки (рис. 2.71); попадание низко расположенного горизонтального оперения в зону скоса при полете на малых углах атаки неопасно, так как здесь мал сам скос.



Рис. 2.71: Правильное (1 и 3) и неправильное (2) расположение горизонтального оперения

Аэродинамическая компоновка самолета, разумеется, исключает возможность такого рода «подхвата» в нормальных условиях эксплуатации. Однако при случайном выходе на очень большие, недопустимые в нормальных условиях углы атаки самолет с высоким расположением горизонтального оперения в редких случаях может достигнуть режима «подхвата».

11. Влияние расположения двигателей. Расположение воздухозаборника ТРД по длине самолета влияет на *устойчивость самолета по перегрузке*. С увеличением угла атаки воздушный поток при входе в воздухозаборник поворачивается на угол $\Delta\alpha$ (рис. 2.72), отдавая на стенки канала импульс, равный $\Delta Y_{дв} = m_c V \Delta\alpha$, где m_c — секундный расход воздуха через двигатель.

Сила $\Delta Y_{дв}$ смещает фокус самолета в соответствующую сторону. Если воздухозаборник и сила $\Delta Y_{дв}$ находятся *впереди* центра тяжести (МиГ-21, Су-7 и т. п.), то фокус самолета за счет этого фактора смещается вперед, запас центровки и устойчивость по перегрузке *уменьшаются*. Если же воздухозаборник и сила $\Delta Y_{дв}$ находятся *позади* центра тяжести (Ил-62 и т. п.), то фокус самолета за счет этого фактора смещается назад, запас центровки и устойчивость по перегрузке *увеличиваются*.

Величина силы $\Delta Y_{дв}$ зависит от секундного расхода m_c , т. е. от тяги двигателя. Таким образом, увеличение тяги приводит к снижению устойчивости по перегрузке на самолетах с передним расположением воздухозаборника и к росту устойчивости при его заднем расположении.

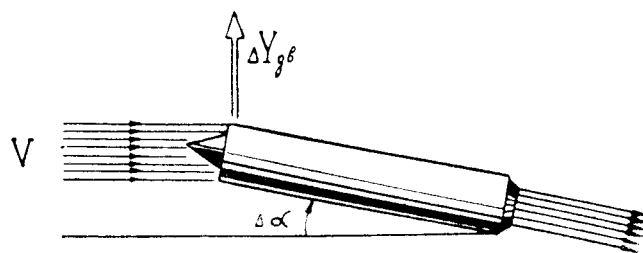


Рис. 2.72: Возникновение подъемной силы на входе в воздухозаборник при повороте потока

Расположение оси двигателя по высоте самолета влияет на *устойчивость самолета по скорости*. Рассмотрим самолет с *низким* расположением ТРД (рис. 2.73). Пусть кабрирующий момент от двигателей уравновешен пикирующим моментом от дополнительно отклоненного руля высоты (стабилизатора). При увеличении скорости тяга P и соответствующий кабрирующий момент изменяются сравнительно мало (при $M < 1$), а пикирующий аэродинамический момент возрастает пропорционально квадрату скорости. Таким образом, увеличение скорости при неподвижной ручке управления будет приводить к появлению дополнительного пикирующего момента, что и говорит о *снижении* устойчивости самолета по скорости.

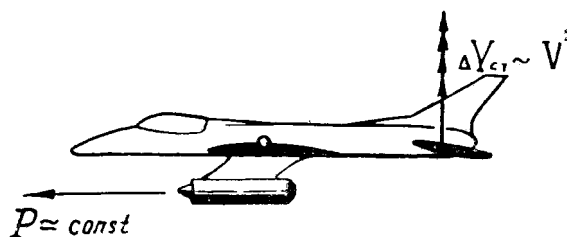


Рис. 2.73: К пояснению влияния расположения двигателей на устойчивость самолета по скорости

Обычно на таких самолетах имеет место именно снижение устойчивости, но в некотором диапазоне малых скоростей может появиться и неустойчивость. Однако никакой опасности это не представляет.

Аналогичным путем можно доказать, что *высокое* расположение двигателей (например, на гидросамолетах) приводит к *увеличению* устойчивости по скорости.

12. **«Подхват» самолета.** Явление «подхвата» уже неоднократно упоминалось ранее, параллельно с рассмотрением устойчивости и управляемости самолета. В заключение дадим общий обзор этого явления, имеющего важное практическое значение для летчика (рис. 2.74).

Собственно «подхватом» самолета называется самопроизвольное увеличение нормальной перегрузки вследствие потери самолетом продольной устойчивости, причем здесь имеется в виду такое явление, когда при увеличении угла атаки (перегрузке) самолет из устойчивого вдруг становится неустойчивым. Причинами такого «подхвата» могут быть: концевой срыв потока на стреловидном крыле (это наиболее распространенная причина), попадание высокого горизонтального оперения в зону максимального скоса потока за крылом, упругие деформации стреловидного крыла, упругие деформации тонкого и длинного фюзеляжа. Рассмотренное явление называется «подхватом на больших углах атаки».

Однако явление «подхвата» можно трактовать шире, а именно: как самопроизвольное увеличение нормальной перегрузки при неподвижной ручке управления. Сю-

да можно отнести так называемый «скоростной подхват» — увеличение нормальной перегрузки при торможении самолета с обратным переходом через скорость звука. Заметим, что самолет при этом по перегрузке устойчив, только степень этой устойчивости уменьшается.

Летчики «подхватом» называют вообще всякое неожиданное и резкое увеличение перегрузки, не соответствующее привычному отклонению ручки.

Например, если на самолете-истребителе при индикаторной скорости 1000 км/ч АРУ станет на «большое плечо», а летчик этой неисправности не заметит и при вводе в разворот потянет ручку с небольшим усилием 0,5 кгс, то в ответ на это самолет резко и с большим забросом выйдет на перегрузку $n_y = +8$. Такое явление можно условно также называть «подхватом».

Другой пример. На одном самолете нормальный запас центровки равен 3% САХ. Но однажды случилось, что в результате неблагоприятного редкого сочетания многих факторов запас центровки уменьшился до 1% САХ (сняли в носовой части какой-то элемент оборудования или вооружения, в задние баки заправили чуть больше топлива, из передних баков выработка идет чуть быстрее и т. д.). Летчик взлетает на этом самолете и на заданной скорости легким движением ручки на себя собирает перевести самолет в набор. Топливо при этом во всех баках чуть отливает назад, запас центровки становится вообще равным нулю и самолет вместо того, чтобы плавно перейти в набор, резко увеличивает угол атаки и выходит на режим сваливания. Можно сказать, что и здесь случился «подхват». (Интересно отметить, что в последующих полетах на этом же самолете ничего подобного можно и не обнаружить.)

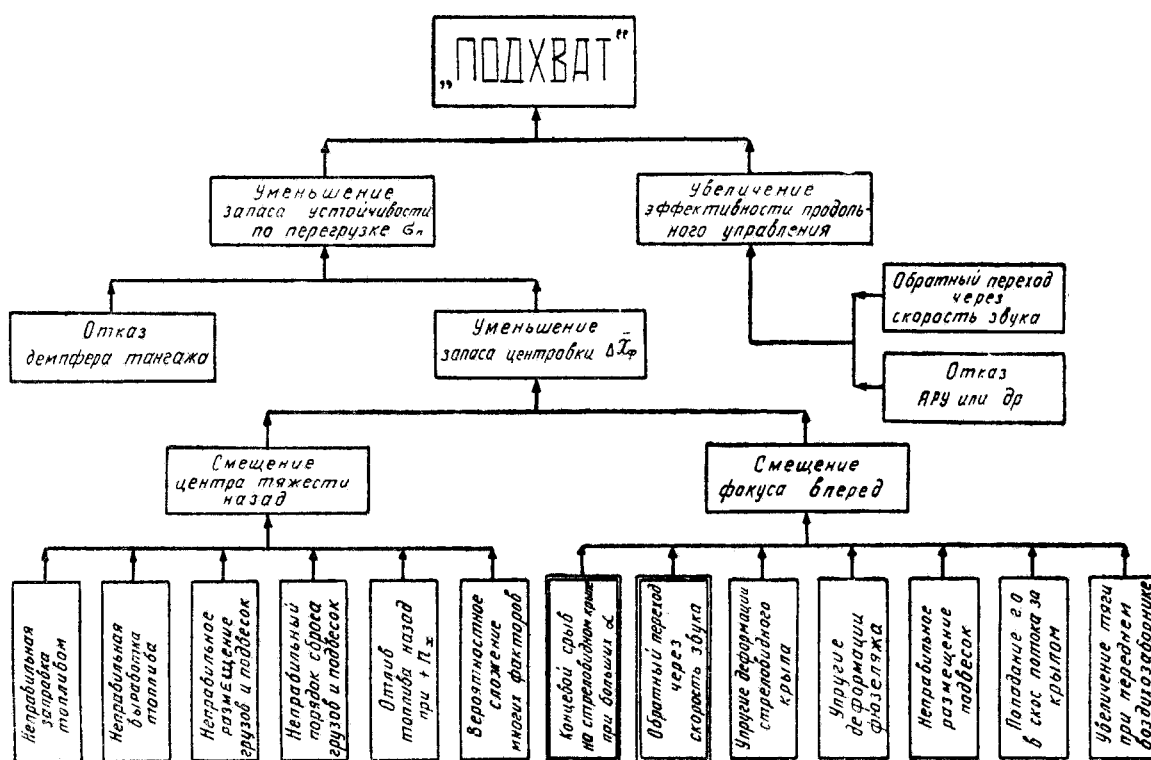


Рис. 2.74: Причины, способствующие возникновению «подхвата» самолета

К «подхвату» рассмотренного в примерах типа может привести все, что уменьшает запас устойчивости самолета по перегрузке или необычно увеличивает эффективность продольного управления (см. рис. 2.74).

Как правильно реагировать на «подхват» самолета? Если «подхват» начался при

неподвижной ручке управления, то летчик должен немедленно отдать ручку (штурвал) от себя, сообразуя темп и величину отклонения ручки с характером «подхвата». Если же «подхват» начался после некоторого взятия ручки на себя (например, на величину -5 см), то летчик должен сначала энергично отдать ручку от себя на двойную величину (на $+10\text{ см}$), а затем поставить в исходное положение (взять на себя на -5 см).

Итак, «подхват» парируется отдачей ручки о т с е б я. Казалось бы, все просто. Но вспомним, что при начале продольной раскочки летчик должен зажать управление, т. е. держать ручку н е п о д в и ж н о. Пусть, например, летчик взял ручку на себя на -5 см , а самолет отреагировал необычно быстрым увеличением угла атаки. Как тут мгновенно сообразить, что начинается — «подхват» или раскочка, что делать — отдавать ручку от себя или держать ее неподвижно? Поэтому летчик должен четко представлять физику этих явлений и твердо знать режимы полета, на которых возможны или «подхват», или раскочка (обычно эти явления происходят на совершенно различных режимах).

Из-за трудности быстрого анализа поведения самолета в некоторых инструкциях рекомендуется задержать ручку и при «подхвате». Но для других самолетов такое действие может оказаться недостаточным. Тогда инструкция предусматривает отдачу ручки от себя, предоставляя летчику инициативу в определении характера неблагоприятного явления.

Глава III

Основы авиационной эргономики

Эргономика — наука, изучающая психофизиологические возможности человека в процессе его взаимодействия с техникой, а также закономерности функционирования системы «человек—машина».

Эргономика определяет роль человека в автоматизированных системах, а также принципы создания оптимальных систем управления, включающих людей и автоматы и обеспечивающих максимальную эффективность управления с учетом ограничений, накладываемых возможностями техники и человека. Эргономика исследует вопросы передачи человеку информации в наиболее приспособленной для восприятия форме в целях принятия своевременных и правильных решений, определяет характер процесса переработки информации человеком, скорость этого процесса с учетом допустимых нагрузок на человека и оптимального разделения функций между человеком и автоматом.

Наиболее остро все эти вопросы встали в авиации, как самой передовой и сложной отрасли современной техники. Какое оптимальное количество приборов и индикаторов должно быть в кабине самолета? Какое количество кнопок и рычагов управления? В каком виде выдавать летчику информацию о параметрах полета? Как разделить функции по управлению самолетом между летчиком, автоматами и наземными службами? Как летчик должен переключать внимание в обычной и чрезвычайной обстановке, чтобы выполнить задание при наименьшем количестве перерабатываемой информации?

На все эти вопросы должна отвечать **авиационная эргономика** — составная часть общей эргономики как науки о системах «оператор — машина — среда».

Основная задача авиационной эргономики — оптимизация системы «летчик — самолет — среда» по определенному критерию с учетом ограничений, накладываемых на элементы системы.

Можно утверждать, что без понимания и учета психофизиологических свойств летчика и его морально-политического сознания нельзя полностью использовать летно-тактические возможности самолета, заложенные в его конструкции, нельзя научно организовать обучение летного состава на всех ступенях, обеспечить безопасность полетов без упрощения заданий, выявить истинные причины летных происшествий и наметить действенные меры по их предупреждению.

Ниже излагается не вся авиационная эргономика, являющаяся большой и сложной наукой, а только ее отдельные вопросы, непосредственно связанные с пилотированием.

§1. Система «летчик—самолет»

1. **Пилотирование самолета** — это действия летчика, обеспечивающие преднамеренное движение самолета в полете.

С точки зрения теории управления самолет является *объектом регулирования*, а летчик — *регулятором*. При этом система управления «летчик — самолет» является *замкнутой*, т. е. летчик при помощи различных рычагов воздействует на самолет (это *прямые связи* от регулятора к объекту регулирования), а положение и перемещение самолета в пространстве контролируется летчиком при помощи органов чувств, в том числе — с привлечением приборов (это *обратные связи* от объекта регулирования к регулятору). В принципе структура ручной системы управления самолетом не отличается от системы управления с автоматическим регулятором, т. е. с автопилотом (рис. 3.1).

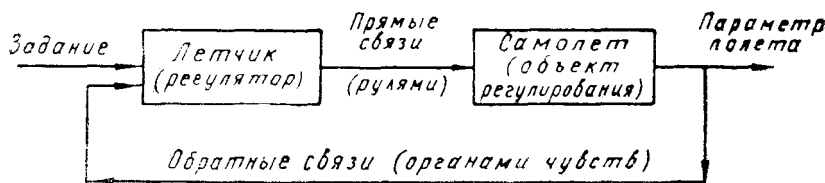


Рис. 3.1: Принципиальная схема системы «летчик—самолет—летчик»

2. **При регулировании**, ручном или автоматическом, любого параметра движения самолета (крена, тангажа, скорости, высоты и пр.) летчик (или регулятор) должен реагировать не только на *величину отклонения* параметра от заданного значения, но и на *величину первой производной* параметра по времени, т. е. на скорость изменения величины этого параметра.

Например, если в горизонтальном полете требуется лететь без крена, то летчик отклоняет элероны не только с учетом величины случайного крена γ , но и с учетом скорости изменения крена, т. е. с учетом величины производной $\dot{\gamma}$ (рис. 3.2). Разумеется, ни о каких производных летчик в полете не думает, но анализ показывает, что поступает он именно указанным выше способом: образовался случайный левый крен — летчик реагирует на левый крен $-\gamma$, отклоняя ручку вправо; самолет с ускорением начинает вращаться вправо — летчик, убирая крен, отклоняет ручку влево, реагируя на $+\dot{\gamma}$; самолет останавливается ($\dot{\gamma} = 0$) при нулевом крене ($\gamma = 0$) — летчик ставит элероны нейтрально. А все эти словесные рассуждения сводятся к тому, что летчик отклоняет элероны по математическому закону

$$\delta_y = -k_1 \gamma - k_2 \dot{\gamma}.$$

3. **Самолет перемещается в трехмерном пространстве**, и положение его центра тяжести определяется *тремя линейными координатами*: x , y и z (это или географическая широта, обычная высота полета и географическая долгота или координаты, связанные с аэродромом или другой точкой на земле или в воздухе).

Кроме того, самолет может вращаться вокруг своих трех осей и его положение в этом отношении определяется *тремя угловыми координатами*: углом крена γ , углом разворота φ и углом тангажа ϑ .

Итак, для самолета имеется шесть основных параметров движения. Но для их регулирования необходимо реагировать рулями еще и на шесть производных, т. е. на три линейные и на три угловые скорости: $\dot{x} = V_x$, $\dot{y} = \dot{H} = V_y$, $\dot{z} = V_z$, $\dot{\gamma}$, $\dot{\varphi}$ и $\dot{\vartheta}$ (рис. 3.3).

Таким образом, по каналам обратных связей автомат или летчик должен пропускать уже не менее двенадцати величин. Фактически же их будет больше, так

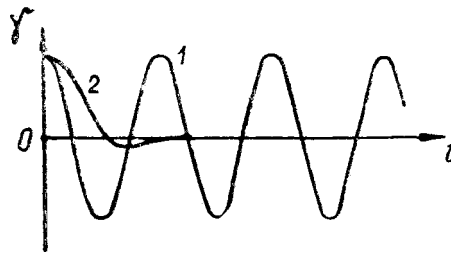


Рис. 3.2: Изменение крена при реакции летчика: 1 — только на крен, 2 — на крен и его производную

как, например, для регулирования скорости V_x требуется реагировать и на ее производную \dot{V}_x , т. е. на вторую производную от координаты самолета. Заметим для сравнения, что водитель трамвая регулирует только одну координату x (расстояние вдоль рельсов) и ее производную $\dot{x} = V_x$ (скорость); водитель автомобиля регулирует уже две координаты со своими производными (может перемещаться по двум осям координат); а для мотоциклиста добавляется еще и крен.

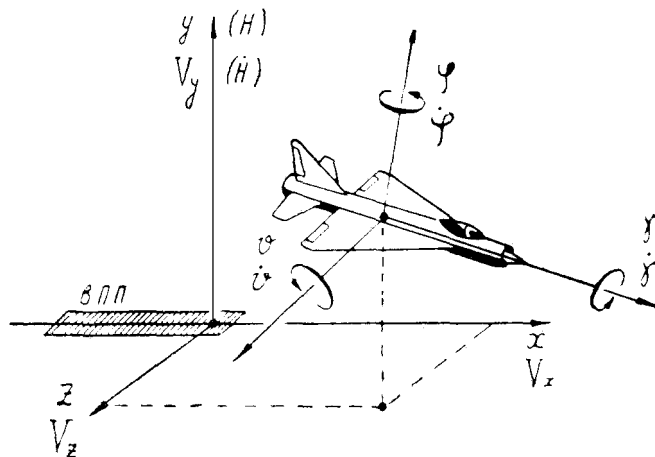


Рис. 3.3: Основные параметры полета, подлежащие регулированию

4. **Прямые связи** (от летчика к самолету), т. е. реакции самолета на отклонение рулей, были рассмотрены в предыдущей главе.

Обратные связи (от самолета к летчику) осуществляются через органы чувств человека, об основных свойствах которых здесь коротко упомянем.

Зрением летчик воспринимает свыше 90% информации о полете. Глаз человека в среднем различает около 570 градаций силы света (от полной темноты до непереносимой яркости), около 130 градаций цвета (от фиолетового до красного), около 200 000 000 отдельных точек в окружающей сферической картине (две точки различаются отдельно, если они видны под углом не менее одной угловой минуты). Ни один даже самый совершенный прибор не может сравниться с глазом по объему и качеству информации, извлекаемой из картины окружающего мира.

Слухом летчик воспринимает характер работы двигателя, шум потока воздуха, указания руководителя полетов и сообщения других членов экипажа, появление посторонних звуков, звуковую сигнализацию и т. д. Человек различает звук по силе и высоте тона. Информационная емкость звукового канала неизмеримо меньше канала зрения.

Вестибулярным аппаратом (расположенным в среднем ухе) летчик воспринимает

ет положение тела в кабине относительно кажущейся вертикали, а также линейные и угловые ускорения. Перемещение или вращение самолета с постоянной скоростью никакими органами чувств непосредственно не улавливается. Отсюда вытекает невозможность «слепого» полета без приборов. Никаким «птичьим» чувством даже самый талантливый летчик не обладает. (Кстати, такого чувства нет и у птицы. Она с завязанными глазами или в тумане лететь не может и срывается в самый настоящий штопор).

Мышечно-суставным чувством летчик определяет перемещение рычагов управления и усилия на них, вибрации, перегрузки. Для пилотирования это второе по важности чувство.

§2. Переработка летчиком информации о полете

Распространено мнение, что трудности управления современным сверхзвуковым самолетом связаны с недостатками органов чувств человека. Но это не совсем правильно. Органы чувств пока со своими обязанностями по восприятию информации о полете справляются вполне удовлетворительно.

Действительные трудности связаны с ограниченными возможностями головного мозга человека по *переработке поступающего через органы чувств потока информации* в целях выработки решения на перемещение рычагов управления самолетом.

Рассмотрим **основные свойства летчика** как звена в системе управления самолетом, а именно: его возможности по переработке поступающей информации.

1. Летчик может перерабатывать поступающую информацию о полете только **последовательно**, путем **переключения внимания**. Одновременно осмысливать несколько сигналов и одновременно вырабатывать решения для выполнения нескольких параллельных действий мозг не в состоянии. Способность человека выполнять «одновременно» несколько осмысленных операций — это есть не что иное, как способность к быстрому переключению внимания и к интерполяции поступающих сигналов.

2. **Переключение внимания** с одного сигнала (параметра, прибора, объекта) на другой может происходить за время 0,02–0,03 с. Летчик может за 1 мин выполнить до 120 переключений внимания с одного прибора на другой, уделяя каждому из них около 0,5 с (сюда входит 0,03 с на переключение внимания и 0,47 с на поворот глаз и на осмысливание показания прибора). Переключение внимания (что происходит «внутри» головы) не следует путать с переносом взгляда.

3. Летчик имеет **пороги нечувствительности** (зоны нечувствительности) по отношению к величине поступающих сигналов. Это означает, что достаточно малый сигнал или малое изменение величины больших сигналов не улавливается сознанием. Величина порога нечувствительности часто зависит от силы сигнала. Например, летчик хорошо различает изменение нагрузки на ручке управления от 1 до 2 кгс, но не может уловить различия между нагрузками 21 и 22 кгс.

В большинстве случаев величина порога нечувствительности равна цене наименьшего деления на шкале соответствующего прибора.

4. Летчик **запаздывает** с реакцией на дискретный сигнал (загорелась лампочка — нажми кнопку!) на 0,2–0,3 с.

5. Летчик может правильно реагировать на сигналы, поступающие с частотой не более 3–5 Гц (3–5 сигналов в секунду). Это является причиной возникновения раскочки при попытке летчика парировать рулями высокочастотные колебания самолета.

6. Летчик способен величину сигнала **интерполировать** во времени. Интерполяция — это восстановление величины сигнала во время перерыва наблюдения за ним (мысленное заполнение промежутков).

7. Летчик способен величину поступающего сигнала **экстраполировать во времени**. Экстраполяция — это предвидение величины сигнала в ближайшем будущем по динамике предыдущего процесса. Например, наблюдая за увеличением скорости (500... 520... 540 км/ч), летчик мысленно (часто подсознательно) распространяет динамику увеличения скорости на ближайшее будущее (считает, что после «540» следует «541—542—543—544—...») и предпринимает в связи с таким предположением те или иные действия.

8. Летчик, наблюдая за величиной сигнала, **может оценить его первую и вторую производные**, т. е. определить как скорость изменения величины сигнала, так и скорость изменения этой скорости (т. е. ускорение).

Например, оценивая при посадке высоту H , летчик одновременно оценивает скорость приближения земли $V_y = \dot{H}$, а также характер изменения вертикальной скорости $\dot{V}_y = \ddot{H}$.

9. Летчик может **интегрировать** величину поступающего сигнала. Например, определив после отклонения элеронов скорость накрена самолета $\dot{\gamma}$, летчик подсознательно прикидывает, какой крен будет через определенный промежуток времени. А это и есть интегрирование, так как $\gamma = \int \dot{\gamma} dt$.

10. Летчик может **перерабатывать** поступающую информацию о полете со скоростью около 5 бит/с. Это есть самое важное для управления самолетом свойство головного мозга человека.

В литературе по инженерной психологии можно встретить цифры 20, 50 и даже 100 бит/с. Но эти цифры для скорости различного вида *пассивного восприятия* информации, а не для скорости ее *переработки в целях принятия решения* на какое-либо активное действие рычагами управления.

§3. Скорость переработки информации

1. **Информация** (в математическом смысле) — это группа физических сигналов (внешних раздражителей), побуждающая их получателя к определенному поведению.

Информацию можно измерить. *Единицей измерения* является бит (сокращение от англ. binary digit — двоичное число). **Бит** — это количество информации, равнозначное той, которую можно получить при помощи слов «да» или «нет». Если наблюдаемая система (индикатор, прибор и пр.) может находиться только в двух *равновероятных* состояниях (лампочка горит или нет, стрелка индикатора — вправо или влево, переключатель — вверх или вниз и пр.), то полная информация о состоянии такой системы и содержит только 1 бит.

При *неравной вероятности* двух состояний системы количество информации уменьшается (становится меньше 1 бита). Например, перегоревшая лампочка уже не может дать никакой информации (0 бит), так как вероятность того, что она загорится, равна нулю. Чтобы для начала не усложнять вопроса, далее будем рассматривать только равновероятные сигналы.

2. Итак, если система может находиться в двух равновероятных состояниях, то она несет 1 бит информации. Если система может находиться в m равновероятных состояниях, то она несет информацию, равную

$$J = \text{ld } m,$$

где J — количество информации в битах;

$\text{ld } m$ — логарифм m при основании 2, т. е. $\text{ld } m = \log_2 m$.

В соответствии с определением логарифма должно быть справедливым и такое равенство:

$$2^J = m.$$

Для наглядности дадим краткую таблицу:

m	1	2	3	4	8	16	32	64	128	256
J	0	1	1,6	2	3	4	5	6	7	8

3. **Пример.** Пусть на каком-то этапе полета стрелка прибора скорости может в результате ошибок летчика с равной вероятностью занимать любое положение между 400 и 560 км/ч и пусть летчик замечает изменение скорости только на величину не менее 5 км/ч (это порог нечувствительности, равный в данном случае цене наименьшего деления на шкале прибора). Итак, в указанном диапазоне скоростей летчик может различать $(560 - 400) : 5 = 32$ разных положения стрелки (более мелкие перемещения уже не улавливаются), т. е. наблюдаемая система может находиться в $m = 32$ различных состояниях, и летчик, взглянув на прибор скорости, снимает с него $\text{ld } 32 = 5$ бит информации, на осмысливание которой нужно затратить около 1 с.

Опытный летчик, давая вероятностную оценку различным ситуациям и параметрам полета (разумеется, подсознательно), пилотирует на основе **меньшего** количества информации по сравнению с летчиком неопытным, привлекающим для пилотирования много **и з б ы т о ч н о й** информации.

Например, при подходе к верхней точке полупетли неопытный летчик, собираясь взглянуть на указатель скорости, подсознательно ожидает увидеть стрелку между цифрами «200» и «520» (64 деления шкалы по 5 км/ч); взглянув на прибор, этот летчик снимает $\text{ld } 64 = 6$ бит информации, на осмысливание которой уходит 1,2 с (скорость переработки информации, как уже указывалось, равна 5 бит/с).

Опытный летчик в той же ситуации, подсознательно оценивая характер протекания фигуры с учетом статистики предыдущего летного опыта, ожидает увидеть стрелку в более узком диапазоне, например, между цифрами «400» и «440» (8 делений по 5 км/ч); взглянув на прибор, этот летчик снимает $\text{ld } 8 = 3$ бита информации, на осмысливание которой уходит 0,6 с. Очень часто опытный летчик вообще не оценивает величину того или иного параметра полета, а только смотрит, в нормальных ли пределах заключена эта величина («да» или «нет»), на что уходит 0,2 с.

4. Как же образуется тот **поток информации**, который летчик должен перерабатывать для успешного выполнения задания? Покажем это на примере выполнения прямолинейного горизонтального полета. (В примере введены значительные допущения и упрощения).

Для определения информации, которую должен как минимум перерабатывать летчик при выполнении прямолинейного горизонтального полета, следует проделать следующую работу:

— определить *главные параметры*, без регулирования которых выполнение данного режима невозможно. Для установившегося горизонтального полета такими параметрами будут: крен γ , тангаж ϑ , скорость V , высота H и курс φ ;

— назначить (пока произвольно) *порядок и период переключения внимания*. Пусть $T_{п.в} = 6$ с. Это означает, что через каждые 6 с летчик один раз проверяет (и исправляет при необходимости) величину крена, тангажа, скорости, высоты и курса в перечисленном порядке. Заметим, что величину периода и порядок переключения внимания можно вычислить, исходя из условия минимума информации, привлекаемой для выполнения полета с заданной точностью;

— установить (теоретически или в летных испытаниях) *величину возможных отклонений параметров полета* на неуправляемом самолете за время $T_{п.в} = 6$ с (т. е. за то время, когда летчик не наблюдает за данным параметром). Пусть за 6 с крен может измениться на $\pm 20^\circ$ (8 делений по 5° на авиагоризонте, или 3 бита), тангаж — на $\pm 10^\circ$ (4 деления по 5° на авиагоризонте, или 2 бита), скорость — на ± 15 км/ч (6 делений по 5 км/ч на указателе скорости, или 2,6 бита), высота — на

± 80 м (16 делений по 10 м на высотомере, или 4 бита), курс — на $\pm 5^\circ$ (5 делений по 2° на компасе, или 2,3 бита):

— *просуммировать информацию*, снимаемую летчиком каждые 6 с. Это будет $3 + 2 + 2,6 + 4 + 2,3 = 13,9$ бита информации, на переработку которой летчик должен затратить время, равное $13,9 : 5 = 2,78$ с. Если сюда приплюсовать время на пять переключений внимания, равное $0,03 \cdot 5 = 0,15$ с, то в итоге получим, что каждые 6 с непосредственно на управление самолетом идет $2,78 + 0,15 = 2,93$ с. Это составляет долю от общего времени, равную $2,93 : 6 = 0,49$ (49%). Остальные 51% времени летчик может уделить другим приборам, осмотру воздушного пространства и пр.

5. Относительное время, затрачиваемое непосредственно на управление самолетом, называется *коэффициентом напряженности полета* $k_{н.п.}$. В разобранный выше примере было получено $k_{н.п.} = 0,49$, но практически в горизонтальном полете коэффициент напряженности гораздо меньше.

Завышенная цифра (0,49) получилась в результате грубых *допущений*, которые были сделаны для максимального упрощения примера;

— не был вычислен *оптимальный период* переключения внимания, а произвольно назначен $T_{п.в.} = 6$ с;

— не определен *оптимальный порядок* переключения внимания, а назначен произвольный (крен — тангаж — скорость — высота — крен — тангаж —...);

— не учтена так называемая *корреляция*, т. е. взаимная связь между отдельными параметрами полета (например, скорость изменяется не произвольно, а в некоторой зависимости от изменения тангажа и высоты);

— не учтено, что возможные приращения параметров полета за период $T_{п.в.}$ являются *случайными* величинами.

6. **Трудности пилотирования** на современном самолете связаны в основном с увеличением среднего значения коэффициента напряженности полета $k_{н.п.}$, что является результатом увеличения потока информации, которую летчик должен перерабатывать для выполнения с заданной точностью того или иного этапа полета.

При увеличении потока информации свыше 5 бит/с летчик не успевает ее перерабатывать и наступает так называемое *состояние стресса*. В такой ситуации летчик или судорожно замирает, зажимая управление, или развивает бурную (но бессмысленную) деятельность, беспорядочно отклоняя рычаги управления в разные стороны. Увеличение потока информации свыше 5 бит/с ($k_{н.п.} > 1$) чаще всего происходит в аварийной ситуации или в усложнившихся условиях полета (например, в «слепом» заходе на посадку при погоде, ухудшившейся ниже минимума, и при сильном боковом ветре). Если анализ происшествий покажет, что для выхода из создавшегося положения летчик должен был работать при $k_{н.п.} > 1$, то вину с него следует снять.

7. **Порядок переключения внимания** на основных этапах полета и в типичных особых случаях должен быть научно обоснован, а не назначаться произвольно. Летчик должен примерно придерживаться этого оптимального порядка переключения внимания, так как в противном случае $k_{н.п.}$ резко возрастает (без увеличения точности пилотирования), т. е. увеличивается время, которое необходимо затрачивать непосредственно на управление самолетом. При беспорядочном переключении внимания все время уходит на пилотирование ($k_{н.п.} = 1$) и для других действий не остается никакого резерва.

Однако нельзя установить и оттренировать какой-то один жесткий порядок переключения внимания (и к этому не следует стремиться!), так как этот порядок зависит от многих случайных факторов. Как показывает эксперимент, даже один и тот же летчик на одном и том же этапе полета переключает внимание не всегда одинаково. Это не означает, что никакого порядка переключения внимания нет. Он существует, но не в виде строгой последовательности, а в виде определенных принципов, главные

из которых следующие:

— *чаще* контролировать быстро изменяющиеся параметры полета, *реже* — медленно изменяющиеся. *Период* контроля должен быть таким, чтобы за время отсутствия наблюдения данный параметр не вышел за допустимые пределы (по условиям безопасности или выполнения задания). Слишком частый контроль увеличивает поток перерабатываемой информации и бесполезно загружает внимание летчика;

— параметры **собрать** примерно в три группы и установить три периода контроля. Первая группа параметров контролируется *«непрерывно»*, т. е. просматривается через несколько секунд (на разных этапах полета сюда можно отнести крен, тангаж, перегрузку, прицел и пр.). Вторая группа параметров контролируется *реже*, но тоже достаточно часто (это, например, высота, скорость, курс и пр.). Третья группа — *еще реже* (время полета, запас топлива, давление в кабине и пр.). При этом *цикл переключения внимания* по группам будет выглядеть примерно следующим образом: 1—1—2—1—1—2—1—1—3—... Заметим, что на различных этапах полета параметры могут попадать в разные группы (например, на посадке высота переходит в первую группу и контролируется «непрерывно»);

— *не контролировать* те параметры, которые не играют роли на данном этапе полета или на величину которых летчик в данный момент никак повлиять не может. Например, на вводе в петлю Нестерова бесполезно смотреть на высотомер и вариометр, так как неизвестно, каким образом можно использовать их показания для управления самолетом.

8. Для снижения потока перерабатываемой летчиком информации и коэффициента напряженности полета служат:

— *полуавтоматические системы управления* самолетом (летчик изменяет режим полета, автоматика его сохраняет);

— *автоматические системы управления* (весь полет, за исключением взлета и посадки, производится автопилотом по командам бортовой или наземной ЭВМ, летчик контролирует и вмешивается в управление лишь в непредвиденных случаях);

— *директорные приборы* (летчик делает то, что указывает прибор без переосмысливания его показаний);

— *прямолинейные шкалы приборов* (вертикальные или горизонтальные); причем сами приборы устанавливаются группами с таким расчетом, чтобы в нормальных условиях все индексы находились на одной линии. В этом случае с группы приборов летчик обычно снимает только 1 бит информации (на одном уровне индексы — «да», не на одном — «нет»);

— *специальные сигнализаторы*, воздействующие на органы зрения, слуха или осязания и позволяющие вообще не следить за показаниями соответствующих приборов, пока они находятся в допустимых пределах;

— *комбинированные приборы* (самым старым комбинированным прибором, очевидно, является известный указатель поворота и скольжения);

— *упрощенная индикация* пилотажных и навигационных параметров полета (не в виде циферблатов со стрелками, а в виде наглядных картинок);

— световая индикация важнейших в данный момент параметров полета *на лобовом стекле фонаря*;

— *интегральные приборы* (все данные о параметрах полета вводятся в бортовую ЭВМ, которая обрабатывает эти данные и выдает летчику в виде интегральной, удобной для обозрения картины). Например, в интегральном приборе индикаторной скорости (рис. 3.4) ее величина показывается в виде горизонтальной светящейся стрелы, длина которой изменяется вместе со скоростью. У конца стрелы высвечивается цифра — величина индикаторной скорости. Впереди стрелы в виде красной черты показывается ограничение скорости, причем положение этой отметки зависит

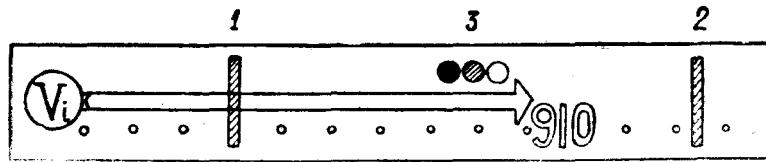


Рис. 3.4: Интегральный указатель индикаторной скорости: 1 — минимально допустимая скорость (при условиях и перегрузке в данный момент), 2 — максимально допустимая скорость (в данный момент), 3 — индикатор ускорения (на рисунке — опасно быстрое падение скорости)

от высоты полета, атмосферных условий, веса самолета, подвесок и других условий, вводимых в ЭВМ. Сама стрела скорости пересекается другой красной чертой, показывающей скорость сваливания, причем положение этой отметки зависит от высоты полета, числа M , веса самолета и перегрузки. В виде особых отметок, здесь же наглядно показывается темп нарастания или убывания скорости;

— *упрощение кабины* путем простого изъятия лишних приборов, лампочек, рычагов и кнопок, которые могут понадобиться чрезвычайно редко (или вообще никогда), но постоянно отвлекают внимание летчика от важнейших параметров и замедляют принятие решения в сложной ситуации. Из кабины, безусловно, изымается оборудование, служащее для наземных проверок самолетных систем, и переносится в специальные эксплуатационные люки.

Летчик должен быть готов к тому, что в результате научно-технической революции кабины самолетов в самое ближайшее время примут совершенно новый и непривычный вид. При этом следует учитывать, что новейшие интегральные и прочие системы информации значительно облегчают пилотирование только высокообразованному летчику, понимающему основные принципы работы системы «летчик—самолет» и передачи информации.

§4. Два типа летчиков

1. **По восприятию положения самолета в пространстве летчиков можно разделить на два типа.** *Первые* психологически изолируются от окружающего пространства, рассматривая кабину самолета и себя той исходной точкой, относительно которой как бы перемещается и вращается все остальное. Им кажется, что на вираже горизонт становится боком, на штопоре и бочке вращается земля, на пикировании земля надвигается на самолет и т. д. Такие летчики пилотируют как бы в связанной с самолетом системе координат.

Летчики второго типа психологически связывают себя с окружающим пространством (с землей), рассматривая себя и самолет как бы со стороны. Они непосредственно представляют перемещение и вращение именно самолета относительно земли, а не земли относительно самолета. Такие летчики пилотируют как бы в земной системе координат.

2. На рис. 3.5 в качестве примера условно показано, как представляется положение самолета на левом вираже летчиками первого и второго типа. (Любопытно отметить, что в методической литературе встречаются картинки и первого и второго вида. Это, очевидно, зависит от того, какого типа летчик работал над текстом и иллюстрациями.)

В истребительной авиации предпочтительней *летчики второго типа*, так как они затрачивают меньше времени на переработку информации о положении самолета в пространстве. *Летчики первого типа* для суждения о положении самолета

должны предварительно проделать мысленный переход к земной системе координат: «земля вращается влево, следовательно, самолет вращается вправо», — на что уходит дополнительное время.

Психологией первого типа обычно обладают курсанты на первоначальных этапах обучения, но иногда (и довольно часто) такие особенности восприятия закрепляются надолго и замечаются даже у опытных летчиков.

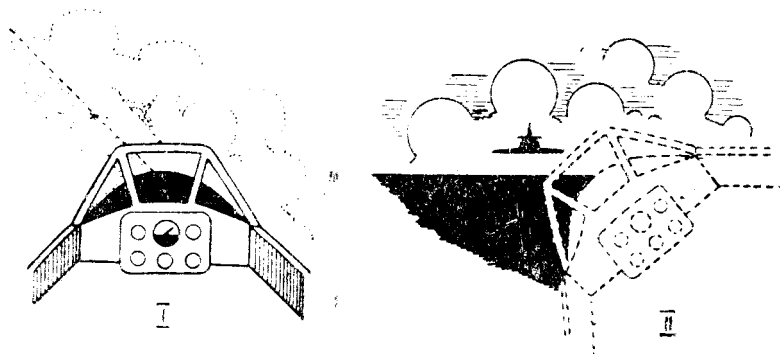


Рис. 3.5: Положение самолета на левом развороте в представлении различных летчиков (впереди виден другой самолет)

3. **Выработке нецелесообразного восприятия первого типа** способствуют: закрытая кабина (чтобы такое восприятие не вырабатывалось, курсанта раньше заставляли в начале обучения летать с открытым фонарем), излишнее внимание приборам (особенно вредно приучаться пилотировать по авиагоризонту при наличии хорошей визуальной видимости), боязнь полета и мышечная скованность, ближняя фокусировка зрения.

4. Последнее поясним подробнее. Зрение можно сфокусировать (сосредоточить) на ближних предметах (на приборах, прицеле, носовой части самолета), но тогда дальние предметы (земля, другие самолеты и пр.) будут видны расплывчато (рис. 3.5, I). Зрение можно сфокусировать (сосредоточить) на дальних предметах, но тогда будут расплывчато видны ближние предметы (рис. 3.5, II). Летчик, привыкший выполнять пилотаж только по приборам, невольно и всегда фокусирует в полете зрение на близкой точке — даже тогда, когда он смотрит, как ему кажется, вдаль. При этом, например, другой самолет может быть обнаружен только на сравнительно малом расстоянии.

Летчик-истребитель должен выполнять пилотаж, уделяя основную часть внимания внекабинному пространству, и периодически проверять дальнюю фокусировку зрения, сосредоточивая для этого взгляд на каких-либо отдаленных объектах: облаках, наземных ориентирах и пр.

§5. Отклонения самолета и ошибки летчика

1. В полете самолет может отклоняться от заданной траектории как в результате ошибок летчика, так и в случае отказов авиатехники или действия непреодолимых внешних возмущений.

Отклонением называется отличие фактических параметров полета от заданных.

Ошибкой называется неправильное, несоразмерное, некоординированное или несвоевременное перемещение (или неперемещение) летчиком рычагов управления самолетом.

Причиной ошибки называется явление или обстоятельство, предшествовавшее этой ошибке и непосредственно вызвавшее ее возникновение. В случае отказов авиатехники или появления непреодолимых внешних возмущений, при которых любые действия летчика не могут исправить положение, причина непосредственно вызывает отклонение самолета. Но в большинстве случаев *причинно-следственная цепочка* выглядит так: причина — ошибка летчика — отклонение самолета.

В соответствии с марксистско-ленинским пониманием причинно-следственных связей между явлениями командир, анализируя полеты, должен установить ту причину, которая явилась началом цепочки «причина — ошибка — отклонение».

Кроме анализа отклонений, ошибок и их причин, разбор должен содержать правильный способ **исправления отклонения** (что летчик должен был сделать в полете) и мероприятия по **предупреждению ошибок** в будущих полетах.

2. При разборе и анализе полетов не следует путать отклонения с ошибками и их причинами. Следует помнить, что ошибку делает летчик, а отклонение — самолет (самолет ошибаться не может). Неправильно, например, говорить, что «на посадке имела место ошибка — высокое выравнивание». Высокое выравнивание — это не ошибка, а отклонение самолета от заданной траектории посадки, которое произошло в результате каких-то ошибочных действий летчика рычагами управления.

Искусство командира и состоит в том, чтобы установить истинную причину ошибки летчика. Если причина найдена, то мероприятия по предупреждению ошибки будут очевидными и эффективными. Если же причина не найдена, то мероприятия окажутся бесполезными.

3. **Отклонения самолета** могут быть различными по своей величине. На малые отклонения обычно много внимания не обращается. Большое отклонение называют предпосылкой к летному происшествию, что уже становится предметом разбора. Очень большое отклонение может привести к летному происшествию (поломке, аварии, катастрофе), которое неизбежно тщательно расследуется. Однако необходимо анализировать не только предпосылки и уже случившиеся летные происшествия, но и тенденцию развития малых («неопасных») отклонений.

4. В соответствии с марксистско-ленинской философией **закономерность** явлений есть диалектическое единство **необходимости** и **случайности**. Энгельс писал: «То, что утверждается как необходимое, слагается из чистых случайностей, а то, что считается случайным, представляет собой форму, за которой скрывается необходимость». (К. Маркс и Ф. Энгельс. Соч., т. 21. стр. 303).

Необходимое (закономерное) явление при данных условиях неизбежно, т. е. оно должно обязательно произойти. *Случайное* явление при данных условиях может произойти, а может и не произойти. Но случайные явления и процессы также подчиняются своим закономерностям.

Если, например, на взлете в конце разбега самолета произойдет полный отказ двигателя и при этом откажут еще и тормоза, то самолет неизбежно выкатится за пределы ВПП на грунт (в соответствии с закономерностями динамики полета). Но при данных условиях дело может закончиться или без последствий, или поломкой, или аварией, или катастрофой (в соответствии с закономерностями теории вероятностей).

Случайность есть объективная характеристика явлений, не зависящая от нашего сознания. Однако случайность не равнозначна беспричинности. Все случайности имеют свои причины. Но случайные явления и их причины должны исследоваться соответствующими методами.

Отклонения самолета при пилотировании относятся к категории случайных явлений и должны исследоваться соответствующими математическими методами, а именно: методами *теории вероятностей*.

5. **Случайное** (но небеспричинное) отклонение самолета при пилотировании в большинстве случаев подчиняется **нормальному закону распределения**, который далее и возьмем за основу, чтобы показать, как математические методы можно использовать для анализа качества полетов. Случаи, когда отклонения самолета подчиняются другим законам распределения, для простоты опустим.

Нормальный закон распределения характеризуется двумя величинами: *положением центра рассеивания* ($x_{ц.р}$) и *вероятным отклонением* ($\Delta x_{в.о}$). Центр рассеивания — это точка на оси x относительно которой отклонения распределены в обе стороны поровну (по 50%). Вероятное отклонение — это отрезок оси рядом с центром рассеивания, в который попадает 25% отклонений (с той или другой стороны от центра рассеивания).

Нормальный закон распределения состоит в том, что если определено вероятное отклонение, т. е. первый отрезок на оси x рядом с центром рассеивания, в который попадает 25% отклонений, то в следующий такой же отрезок с наибольшей вероятностью попадет 16,13% всех отклонений, в третий отрезок — 6,72% отклонений, в четвертый отрезок — 1,8% отклонений, в пятый отрезок — 0,3% отклонений и т. д. (Правда, после пятого отрезка нормальный закон распределения обычно нарушается и должен заменяться другим законом.)

Для наглядности нормальный закон отобразим в таблице, в которой, кроме процентов, дана для удобства и соответствующая простая дробь (приближенная):

Номер отрезка по порядку от ЦР (ширина каждого отрезка равна 1 ВО)	1	2	3	4	5	6
Вероятность попадания отклонений в данный отрезок	25%	16,13%	6,72%	1,8%	0,3%	0,03%
	1/4	1/6	1/15	1/55	1/330	1/3300

6. **Пример.** При анализе нескольких десятков полетов в данной части определено, что на посадке центр рассеивания точек приземления находится на расстоянии 200 м от начала ВПП ($x_{ц.р} = 200$ м), т. е. 50% приземлений произошло до этой точки и 50% — за ней. Кроме того, было определено, что 50% лучших (по точности приземления) посадок произошло в полосе ± 50 м от центра рассеивания, т. е. 25% лучших посадок произошло в полосе 150–200 м от начала ВПП и 25% — в полосе 200–250 м. Таким образом, вероятное отклонение $\Delta x_{в.о} = 50$ м. На основе этих наблюдений можно сделать прогноз (рис. 3.6):

- в будущих полетах 16,13% приземлений (1 из 6) вероятнее всего произойдет в полосе 100–150 м от начала ВПП;
- 6,72% приземлений (1 из 15) — в полосе 50–100 м от начала ВПП;
- 1,8% приземлений (1 из 55) — в полосе 0–50 м;
- 0,3% приземлений (1 из 330) — до начала ВПП на грунт (если быть точным, то на грунт попадает 0,3%+0,03% +... приземлений, т. е. 1 из 300).

Заметим, что каждая из указанных выше цифр в свою очередь является вероятностной величиной. Например, при предполагаемом количестве будущих полетов (1000) можно с различной вероятностью ожидать, что при установленном законе распределения в пятую полосу (т. е. на грунт) может попасть и три, и два, и пять, и даже десять приземлений. Но вероятность появления каждого случая будет различной. Наиболее вероятно, что в пятую полосу попадет именно три приземления, а вероятность попадания в эту полосу десяти приземлений практически равна нулю, хотя теоретически соответствующую цифру можно вычислить.

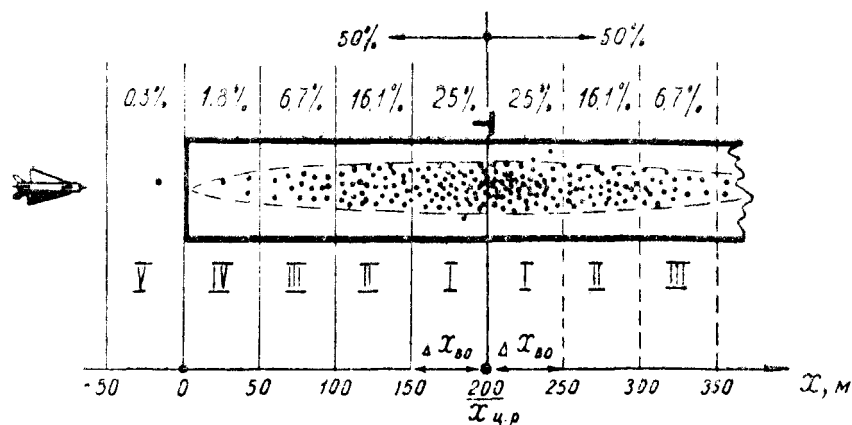


Рис. 3.6: Пример распределения по нормальному закону точек приземления на посадке

7. Таким образом, на основании сравнительно небольшого количества наблюдений можно установить закон распределения отклонений ($x_{ц.р}$ и $\Delta x_{в.о}$), а затем сделать прогноз относительно ожидаемой вероятности появления отклонений той или иной величины, в том числе и о вероятности появления предпосылок к летным происшествиям и самим происшествиям.

В нашем первом примере вероятность появления предпосылки к летному происшествию (посадки до ВПП) оказалась равной $0,3\% + 0,03\% + \dots = 0,33\%$.

8. **Пример.** На четвертом развороте летчики данной части в среднем выдерживают скорость 450 км/ч (это будет являться центром рассеивания скоростей т. е. здесь $x_{ц.р} = 450 \text{ км/ч}$); а 50% лучших — по точности выдерживания скорости — разворотов укладывается в диапазон $450 \pm 20 \text{ км/ч}$, т. е. 25% разворотов укладывается в скорость $430\text{--}450 \text{ км/ч}$ и 25% — в скорость $450\text{--}470 \text{ км/ч}$ (следовательно, вероятное отклонение здесь равно $\Delta x_{в.о} = 20 \text{ км/ч}$). На основании этих наблюдений можно сделать прогноз на сваливание:

- 16,13% разворотов (1 из 6) вероятнее всего будет выполнено на скорости $410\text{--}430 \text{ км/ч}$;
- 6,72% (1 из 15) — на скорости $390\text{--}410 \text{ км/ч}$;
- 1,8% (1 из 55) — на скорости $370\text{--}390 \text{ км/ч}$ и т. д.

Предположим, на четвертом развороте сваливание самолета в штопор должно теоретически произойти при потере скорости ниже 310 км/ч ; тогда при имеющейся точности пилотирования вероятность сваливания из-за ошибок летчика практически равна нулю. Если сваливание все же произошло, то с большой достоверностью можно утверждать, что причиной происшествия явилась не ошибка в технике пилотирования, а что-то другое, редкое, исключительное (потеря сознания, столкновение в воздухе с посторонним предметом или др.).

9. В ы в о д ы:

— Необходимо анализировать не только предпосылки и летные происшествия, но и закон распределения малых отклонений.

— Закон распределения отклонений при пилотировании можно с достаточной точностью установить на основе анализа сравнительно небольшого количества полетов (нескольких десятков), а затем сделать прогноз на будущее, т. е. рассчитать математическое ожидание аварийных отклонений. Таким образом, предпосылки и летные происшествия поддаются научному (математическому) прогнозированию.

— Математическое прогнозирование ни в коем случае не означает фатальной неизбежности летных происшествий. Однако следует считаться с тем, что при пло-

хом качестве полетов всегда имеется определенная вероятность через некоторое количество полетов получить предпосылку или происшествие. Наоборот, задавшись как угодно малой вероятностью больших отклонений (равносильных предпосылке или происшествию), можно найти необходимую точность пилотирования, которая и обеспечит желаемый уровень безопасности полетов.

В первом примере точность, пилотирования на посадке обеспечивала в 50% случаев приземление на расстоянии 200 ± 50 м от начала ВПП и один случай из 300 приводился на приземление до ВПП (до ВПП были пятая и последующие полосы от центра рассеивания).

Если точность пилотирования увеличить совсем немного, например, так, чтобы 50% посадок приходилось в полосу 200 ± 40 м от начала ВПП, то непосредственно за пределами ВПП будет находиться уже не пятая, а шестая полоса (здесь $\Delta x_{в.о} = 40$ м), на которую приходится только один случай из 3300.

Итак, увеличив среднюю точность приземления с ± 50 до ± 40 м, можно уменьшить вероятность предпосылки более чем в 10 раз.

Даже самое незначительное улучшение качества и точности пилотирования приводит к резкому снижению вероятности летных происшествий из-за ошибок в технике пилотирования.

— Принимать меры по поводу *отдельных* отклонений бесполезно, если только эти отклонения укладываются в закон распределения (не имеются в виду случаи сознательного нарушения летной дисциплины). Мероприятия должны носить *всеобщий* характер и иметь целью или *уменьшение вероятного отклонения*, или *смещение центра рассеивания* в безопасную сторону.

Смещение центра рассеивания делается просто (приказом, директивой, указанием и пр.), а уменьшение вероятного отклонения достигается вдумчивой, кропотливой и сравнительно длительной работой по обучению и воспитанию летчиков.

Пример. На самолете «М» в определенных условиях полета при перегрузке $n_y = 7$ наступает явление «подхвата», а летчики данной части при маневрировании выдерживают заданную перегрузку в среднем с точностью $\Delta n_y = \pm 0,5$ (это и будет вероятным отклонением перегрузки). Если при этих условиях командир даст задание выполнять маневр с перегрузкой $n_y = 6$ (это, наверное, и будет центром рассеивания перегрузки), то вероятнее всего ожидать, что один случай из четырех придется на перегрузку 6–6,5, один из шести — на перегрузку 6,5–7, один из пятнадцати — на перегрузку 7–7,5 и т. д. Таким образом, «подхват» будет происходить с частотой $1/15 + 1/55 + 1/330 + \dots = 1/11$.

Если в этом примере командир даст задание выполнять маневр с перегрузкой $n_y = 5$ (т. е. сместит центр рассеивания вниз на два вероятных отклонения), то на перегрузку начала «подхвата» $n_y = 7 - 7,5$ будет приходиться уже не третья, а пятая полоса и частота появления «подхвата» при маневре снизится до $1/300$. Однако снижение вероятности появления предпосылки здесь было достигнуто ограничением маневренных возможностей самолета, т. е. снижением директивной перегрузки с 6 до 5.

Пусть теперь кропотливой методической работой командир добился, что летчики его части при маневрировании выдерживают заданную перегрузку в среднем с точностью $\Delta n_y = \pm 0,25$ (т. е. вероятное отклонение уменьшилось в 2 раза). Если в этих условиях командир даст задание выполнять маневр с перегрузкой $n_y = 6$, то перегрузка начала «подхвата» $n_y = 7 - 7,25$ придется на пятую полосу и частота появления «подхвата» в полете снизится до $1/300$ без ограничения маневренных возможностей самолета.

— Выводить закон распределения отклонений можно как для *отдельных летчиков*, так и для *подразделений, частей и соединений*.

— Смещение центра рассеивания от заданной величины говорит об *ошибочной методике* обучения (например, скорость на вираже должна быть 600 км/ч, а она получается у летчиков в среднем 560 ± 10 км/ч, т. е. здесь учат «крепко», но не тому, чему следует).

— Большое вероятное отклонение говорит о *слабой методической подготовке* инструкторов, о *слабой подготовке* обучаемых (скорость на вираже равна в среднем 600 ± 50 км/ч, т. е. здесь учат тому, чему следует, но плохо).

— Беспорядочный характер отклонений, не укладывающихся ни в какой закон распределения, говорит о *неспособности* обучаемого к летному делу.

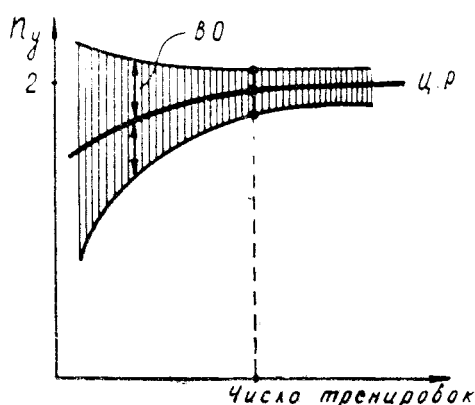


Рис. 3.7: Пример изменения центра рассеивания и вероятного отклонения при отработке виража с креном 60°

— В процессе летного обучения (способного курсанта), а также в процессе боевой подготовки в строевой части центр рассеивания величин обрабатываемого элемента должен *асимптотически приближаться* к заданному значению, а вероятное отклонение — к некоторому пределу. На рис. 3.7 дана примерная картина изменения точности пилотирования (по перегрузке) в зависимости от количества выполненных виражей с креном 60°. Видно, что после некоторого количества тренировок точность пилотирования улучшается медленно и можно установить разумный предел количества тренировок при отработке того или иного элемента полета.

В заключение заметим, что не только отклонения самолета при пилотировании, но и сами характеристики самолета, оборудования и вооружения, параметры фигур и маневров, действия летчиков и командных пунктов, предпосылки и летные происшествия, учебные полеты и воздушные бои — все носит, с одной стороны, *необходимый* (детерминированный), а с другой — *случайный* (статистический) характер.

Следовательно, изучение теории вероятностей, отражающей диалектическое единство необходимости и случайности, является обязательным элементом подготовки современного летчика-командира.

Глава IV

Прямолинейный полет

В настоящей главе будут рассмотрены основы пилотирования в *установившемся прямолинейном полете*, т. е. в таком полете, когда вектор скорости не изменяется ни по величине, ни по направлению. Частные случаи — установившиеся *горизонтальный полет, подъем и снижение (планирование)*.

Режим установившегося прямолинейного полета является основным для ДА и ВТА. В меньшей степени это относится к ФБА, ИБА и ИА. Однако в ряде случаев (перелет, сопровождение, патрулирование, дальний перехват) и этим родам авиации приходится встречаться с такими режимами.

§1. Силы, действующие на самолет в прямолинейном полете

1. В **установившемся прямолинейном полете** должны соблюдаться следующие условия (без учета вертикальной составляющей тяги):

- 1) $P = Q + G \sin \Theta$ (обеспечивает $V = \text{const}$);
- 2) $Y = G \cos \Theta$ (обеспечивает $\Theta = \text{const}$);
- 3) $\gamma = 0$ (обеспечивает $\varphi = \text{const}$).

В частном случае установившегося горизонтального полета получим: 1) $P = Q_r$, 2) $Y = G$; 3) $\gamma = 0$.

2. **Величина силы тяги** P зависит от положения РУД (от оборотов и форсажа), высоты (давления p) и числа M . Некоторое влияние на величину тяги оказывает угол атаки или скольжения (на больших α и β работа воздухозаборника и воздушного винта ухудшается и тяга немного падает).

Эти вопросы в полном объеме изучаются в курсе теории двигателей. Для напоминания на рис. 4.1 приводится пример скоростных характеристик ТРД и ТВД на двух высотах (взяты двигатели примерно одинаковых размерностей).

Несколько замечаний:

— характеристики ТВД иногда связывают с мощностью N , но мощность всегда можно перевести в тягу по формуле

$$P = \frac{N}{V} \eta,$$

где P — тяга в ньютонах, N — мощность в ваттах (1 л.с. = 735 Вт), V — скорость в м/с, η — к. п. д. винта;

— двухконтурные ТРД (ДТРД) по своим характеристикам занимают промежуточное положение между ТВД и обычными ТРД, приближаясь к первым или вторым в зависимости от относительного расхода воздуха через второй контур двигателя;

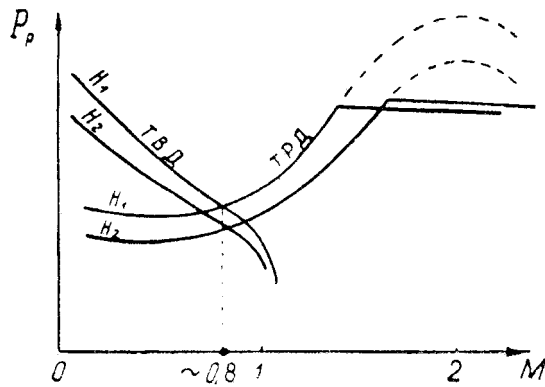


Рис. 4.1: Пример скоростных характеристик ТРД и ТВД

— на высотах 11–25 км температура воздуха в стандартной атмосфере постоянна (216,5°K) и тягу в первом приближении считают пропорциональной давлению p или плотности ρ ;

— до 11 км температура с высотой падает и тяга уменьшается медленнее, чем атмосферное давление;

— различные конкретные особенности тяговых характеристик ТРД и ТВД могут быть вызваны принятыми законами регулирования оборотов, ступенчатым или плавным перемещением конуса (клина) воздухозаборника, принятым законом регулирования шага воздушного винта, открытием — закрытием лент или клапанов перепуска воздуха в компрессоре, ограниченной производительностью топливных насосов и т. д.

3. **Лобовое сопротивление** самолета определяется по формуле

$$Q = C_x S q. \quad (4.2)^*$$

в которой скоростной напор можно записать в двух видах:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ или } q = 0,7 p M^2.$$

В некоторых случаях удобнее использовать формулу

$$Q = \frac{Y}{k} = \frac{G n_y}{k}. \quad (4.3)^*$$

Порядок расчета сопротивления для случая горизонтального полета следующий:

$$G \rightarrow C_y = \frac{G}{S q} \text{ (по поляре)} \rightarrow k = \frac{C_y}{C_x} \rightarrow Q_\Gamma = \frac{G}{k}.$$

Если поляры являются квадратичными парабололами, т. е. $C_x = C_{x0} + A C_y^2$, то можно получить новую формулу

$$Q_\Gamma = C_{x0} S q + \frac{A G^2}{S q}. \quad (4.4)^*$$

Заметим, что в этой и во всех последующих формулах вместо веса самолета G можно подставлять «кажущийся вес» $G n_y$.

Графическое изображение зависимости $Q_\Gamma(V)$ или $Q_\Gamma(M)$ называется кривой Жуковского для сопротивления — рис. 4.2; в некоторых случаях на этой кривой производится разметка углов атаки.

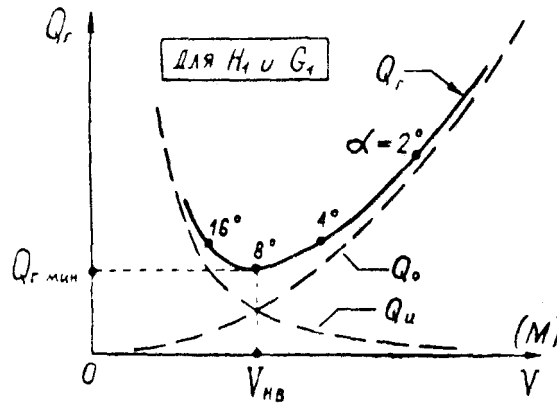


Рис. 4.2: Кривая Жуковского на докритических скоростях

Из формулы (4.4) видно, что на докритических скоростях (когда $C_{x0} = \text{const}$ и $A = \text{const}$) безындуктивное сопротивление Q_0 прямо пропорционально скоростному напору q , а индуктивное сопротивление Q_i обратно пропорционально q .

Суммарное сопротивление Q_r минимально на *наивыгоднейшей скорости* $V_{нв}$, на которой имеют место следующие соотношения:

$$k = k_{\text{макс}}, \quad Q_0 = Q_i, \quad Q_r = 2Q_0. \quad (4.5)$$

4. Характер протекания **кривой Жуковского** $Q_r(V)$ зависит от высоты полета и веса самолета. Если не учитывать влияния сжимаемости воздуха, то при *увеличении высоты* каждая точка кривой Жуковского смещается вправо в одинаковой пропорции $V_2 : V_1 = \sqrt{\rho_1 : \rho_2}$, (рис. 4.3). Действительно, при полете с заданным аэродинамическим качеством (с заданным углом атаки α , считая $C_y^\alpha = \text{const}$) не должны изменяться ни сопротивление $Q = G : k$, ни скоростной напор, т. е. $q = \frac{1}{2} \rho V^2$, откуда и вытекает приведенная выше пропорция. При увеличении высоты возрастает и наивыгоднейшая скорость $V_{нв}$, но сопротивление $Q_{r\text{мин}}$ остается постоянным.

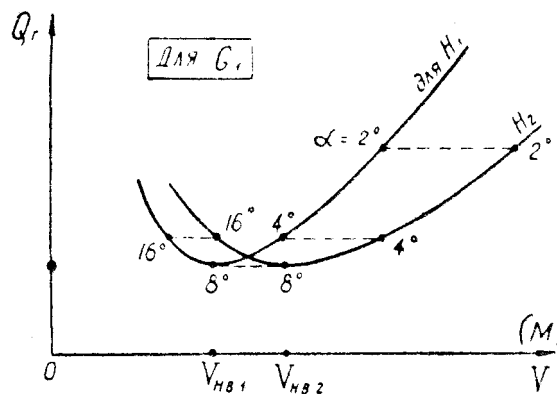


Рис. 4.3: Кривые Жуковского для двух высот, $H_2 > H_1$

Если по горизонтальной оси графика отложить не V , а индикаторную скорость $V_{и}$, то для всех высот будет существовать одна кривая Жуковского, что следует из равенства $q = \frac{1}{2} \rho_0 V_{и}^2 = \text{const}$.

Увеличение веса также не влияет на аэродинамическое качество при заданном угле атаки, поэтому кривая Жуковского перестраивается с веса G_1 на вес G_2 следующим образом (рис. 4.4): каждая точка поднимается вверх (опускается вниз) в

одинаковой пропорции $Q_{Г2} : Q_{Г1} = G_2 : G_1$ (так как $Q_{Г} = G : k$, а $k = \text{const}$) и сдвигается вправо в одинаковой пропорции $V_2 : V_1 = \sqrt{G_2 : G_1}$ (так как $G = C_y S 0,5 \rho V^2$, а $\rho = \text{const}$ и $C_y = \text{const}$). Аналогичным образом перестраивается кривая с перегрузки $n_{y1} = 1$ на перегрузку n_{y2} (в общем случае прямолинейного полета $n_y = \cos \Theta$).

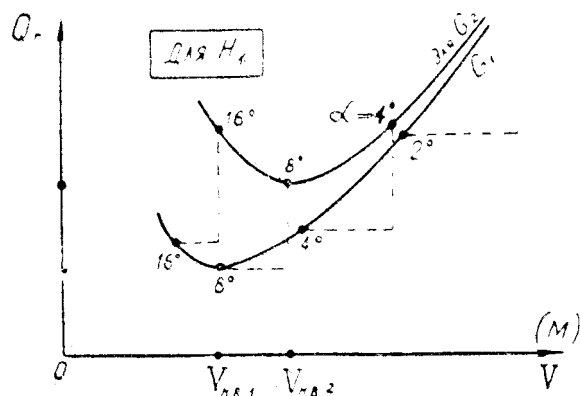


Рис. 4.4: Кривые Жуковского для различного веса самолета, $G_2 > G_1$

Волновое сопротивление учитывается путем введения в формулу (4.4) переменных величин C_{x0} и $A(M)$. В результате кривая $Q_{Г}(V)$ принимает своеобразный вид (рис. 4.5), отличающийся от классической кривой Жуковского.

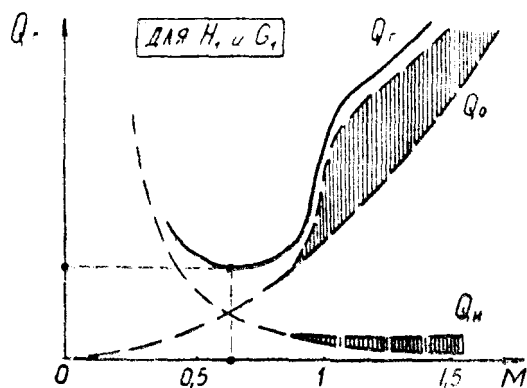


Рис. 4.5: Кривая Жуковского сверхзвукового самолета, заштриховано волновое сопротивление

На рис. 4.6 построена серия кривых Жуковского для четырех высот с учетом волнового сопротивления. Резкий подъем кривой $Q_{Г}(V)$ на трансзвуковых скоростях называется «волновым барьером». Следует обратить внимание на возрастание $Q_{Г\text{мин}}$ при переходе через скорость звука, что является следствием падения $k_{\text{макс}}$.

5. Имея серию кривых Жуковского (рис. 4.6) и скоростных характеристик двигателя (рис. 4.1) для всех высот, можно легко определить летно-тактические характеристики самолета в прямолинейном полете. Заметим, что если кривые тяги нанесены на одном графике с кривыми сопротивления, то они также называются кривыми Жуковского (для тяги).

§2. Диапазон высот и скоростей полета самолета

1. **Высотно-скоростные свойства** дозвукового самолета можно с достаточной полнотой охарактеризовать максимальной скоростью и потолком. Вообще говоря, до-

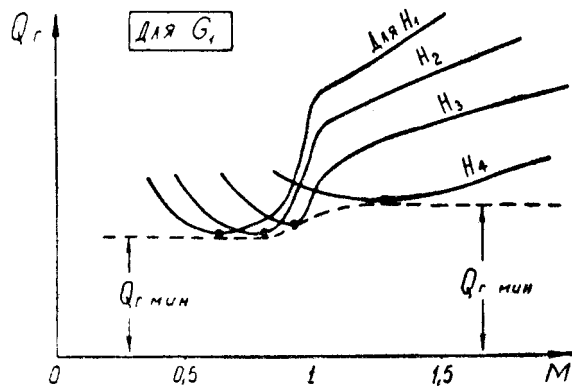


Рис. 4.6: Сетка кривых Жуковского сверхзвукового самолета для различных высот

статочно знать только максимальную скорость (например, в 1943 г. истребитель Ме-109 имел максимальную скорость 620 км/ч, а истребитель Як-3М — 700 км/ч, и эти две цифры уже позволяли достоверно сравнивать самолеты).

О высотно-скоростных свойствах современного сверхзвукового самолета можно составить правильное представление только по полному диапазону высот и скоростей полета, изображаемому графически в координатах $H(V)$ или $H(M)$ (рис. 4.7).

Проанализируем содержание этого графика.

2. Линия $a-b-v-g-d$ является **границей горизонтального полета**. Выше этой границы невозможен даже неустановившийся горизонтальный полет, так как предполагаемая подъемная сила здесь меньше веса самолета (из-за малого скоростного напора).

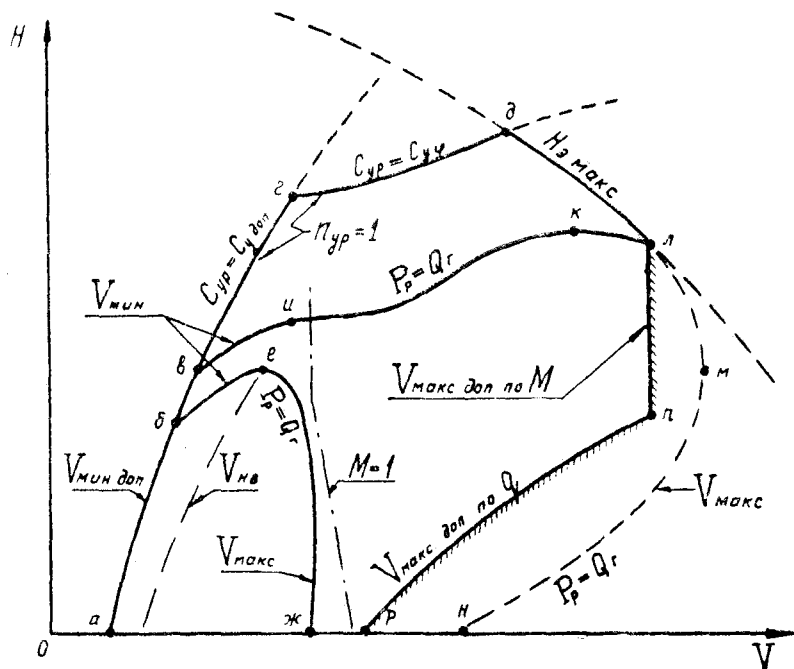


Рис. 4.7: Диапазон высот и скоростей полета

Граница горизонтального полета строится следующим образом: задается последовательный ряд чисел M ; по графику $C_y(M)$ для каждого числа M находится соответствующий коэффициент подъемной силы $C_{yр}$ (это будет или $C_{y доп}$ или $C_{y ф}$, пример графика см. на рис. 1.5); из формулы $G = C_{yр} S 0,7 \rho M^2$ находится для каждого

числа M соответствующее атмосферное давление p , а затем и высота H (по таблице стандартной атмосферы); если необходимо, то число M можно пересчитать на скорость по формуле $V = aM$; получив последовательный ряд точек с координатами V и H , можно построить кривую $a-b-v-g-d$. Эта граница будет проходить тем выше (что желательно), чем больше коэффициент C_{yP} и меньше удельная нагрузка на крыло G/S .

Левый участок границы горизонтального полета ($a-b-v$) обычно называют границей по *минимально допустимой скорости* $V_{\text{мин.доп}}$. Иногда здесь наносят и дополнительные скорости: $V_{\text{зв}}$ — эволютивную скорость, $V_{\text{нв}}$ — наивыгоднейшую скорость и др.

Верхний участок границы горизонтального полета ($v-g-d$) иногда называют границей по *располагаемой высоте* горизонтального полета, а иногда — линией (высотой) динамических потолков.

3. Линия $v-u-k-l-m-n$ на рис. 4.7 является **границей установившегося горизонтального полета**. Правее и выше этой границы горизонтальный полет возможен только с торможением, а полет на постоянной скорости — только со снижением. Наибольшая высота установившегося горизонтального полета называется *статическим потолком* (по рисунку — точка k). Иногда отдельно различают *сверхзвуковой* статический потолок (точка k) и *дозвуковой* статический потолок (точка u). У некоторых самолетов, снабженных двигателями с высоконапорными компрессорами, дозвуковой статический потолок может быть выше сверхзвукового.

Граница установившегося горизонтального полета строится путем определения скоростей, на которых кривые располагаемой тяги $P_p(V)$ пересекаются с кривыми лобового сопротивления $Q_r(V)$.

При работе двигателей на максимальном режиме (без форсажа) аналогичным путем строится соответствующая граница установившегося горизонтального полета $b-e-j$ (в большинстве случаев эта граница не заходит за скорость звука).

Верхний отрезок границы установившегося горизонтального полета ($v-u-k-l$) иногда называют *предельной по тяге высотой* горизонтального полета, *высотой потолков режимов* и пр., правый отрезок границы ($l-m-n$) — *максимальной скоростью по тяге* $V_{\text{макс}}$, левый отрезок ($v-u$) — *минимальной скоростью по тяге* $V_{\text{мин}}$.

4. Линия $l-p$ на рис. 4.7 является **ограничением максимальной скорости самолета по максимально допустимому числу M** — по $M_{\text{макс.доп}}$. Хотя тяга двигателей и позволяет лететь с большей скоростью (соответствующей линии $l-m-u$), но делать это запрещается по условиям безопасности полета (нарушение устойчивости или управляемости, чрезмерный аэродинамический нагрев, нарушение работы входного устройства двигателя или др.). Летчик должен знать, какой причиной вызвано ограничение максимальной скорости по числу M на его самолете (желательно — и на самолете противника), чтобы, в самом крайнем случае принять грамотное решение о возможности или невозможности временного выхода за $M_{\text{макс.доп}}$.

5. Линия $n-p$ на рис. 4.7 является **ограничением максимальной скорости самолета по максимально допустимому скоростному напору** — по $q_{\text{макс.доп}}$. В большинстве случаев это ограничение назначается по прочности самолета (по прочности обшивки, фонаря, лючков, подвесок и крепящих их деталей). В некоторых случаях ограничение назначается из-за реверса элеронов, флаттера и пр. Летчик должен знать, какими причинами вызвано и это ограничение максимальной скорости. Например, если ограничение назначено по прочности, то в безвыходном положении его можно немного превысить, рискуя при этом прилететь со смятой обшивкой и без части заклепок. Если же ограничение назначено по флаттеру, то превышать его нельзя в любой ситуации, так как флаттер почти мгновенно разрушает самолет и у экипажа

остаются минимальные шансы даже на катапультирование.

6. На современных самолетах в целях более полного использования их возможностей вместо одной максимально допустимой скорости вводят две: разрешаемую достигать *кратковременно* и разрешаемую в *длительном* полете.

Кроме того, ограничения максимальной скорости в значительной степени зависят от конфигурации самолета: положения КИС (крыла изменяемой стреловидности), типа внешних подвесок, положения шасси и пр.

7. Линия $л—д$ является **границей по максимальной энергетической высоте**, за которую самолет не может вообще попасть из-за недостатка энергии (даже если отбросить все ограничения). Строят эту границу следующим образом: находят максимальную энергетическую высоту $H_{э\text{ макс}}$, определяя ее по высоте и скорости полета в правой верхней части области установившегося горизонтального полета (на рис. 4.7 это будут H и V в точке $л$); затем, задаваясь последовательным рядом скоростей, находят соответствующий ряд высот при заданной энергии

$$H = H_{э\text{ макс}} - \frac{V^2}{2g}. \quad (4.6)$$

(скорость меньше — высота больше).

8. Перейдем к рассмотрению вопроса о **влиянии эксплуатационных факторов на диапазон высот и скоростей полета** самолета. Под эксплуатационными факторами будем понимать: полетный вес самолета, его внешнюю конфигурацию и атмосферные условия.

9. **Влияние веса.** Граница горизонтального полета ($а—б—в—г—д$ на рис. 4.7) определяется из условия $G = C_{yр} S 0,7 p M^2$. Таким образом, атмосферное давление p на этой границе будет прямо пропорционально весу самолета G . Например, при увеличении веса на 1% должно увеличиваться на 1% и давление p на всей границе, что по стандартной атмосфере соответствует уменьшению высоты на 64 м. Следовательно, можно записать пропорцию

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{G_2}{G_1}, \quad (4.7)^*$$

где p_2 и p_1 — давления на границе горизонтального полета при заданном числе M .

На границе установившегося горизонтального полета ($в—и—к—л$) должны соблюдаться равенства

$$P_p = Q_r = \frac{G}{k} \text{ и } G = C_y S 0,7 p M^2.$$

При полете на определенных числе M и высоте H увеличение веса G приведет к необходимости увеличить угол атаки и коэффициент C_y , что в свою очередь увеличит лобовое сопротивление Q_r и нарушит равенство продольных сил ($P_p < Q_r$). Если же при увеличении веса G , например, на 1% снизить высоту полета на 64 м, то в этом случае атмосферное давление p возрастет на 1%, коэффициент C_y и аэродинамическое качество k останутся прежними, лобовое сопротивление $Q_r = \frac{G}{k}$ возрастет на 1%, но возрастет на 1% и располагаемая тяга P_p и восстановится равновесие сил $P_p = Q_r$.

Следовательно, и здесь справедлива пропорция

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{G_2}{G_1}, \quad (4.6)^*$$

где p_2 и p_1 — давления на границе установившегося горизонтального полета при заданном числе M .

Положение границы по $M_{\text{макс.доп}}$ ($л-п$) обычно от веса самолета не зависит. Граница по $q_{\text{макс.доп}}$ ($п-р$) при увеличении веса иногда сдвигается влево, в сторону меньших скоростей (но последнее чаще относится к тяжелым самолетам).

10. Влияние внешних подвесок. Наличие подвесок приводит, во-первых, к увеличению полетного веса самолета, что уже рассмотрено выше. Во-вторых, подвески увеличивают *безындуктивную* часть лобового сопротивления, что дополнительно *снижает границу установившегося горизонтального полета* ($в-и-к-л$), так как нужно восстановить равенство $P_p = Q_r$.

Что касается *границы горизонтального полета* ($а-б-в-г-д$), то увеличение безындуктивного сопротивления на ее положение непосредственно *не влияет*, так как высота этой границы определяется подъемной силой, а не сопротивлением.

Наибольшее тактическое значение имеет характер влияния подвесок на *ограничения максимальной скорости*. Некоторые большие подвески (баки, бомбы, крупные ракеты) приводят к значительному смещению влево, т. е. на меньшие скорости, как границы по $M_{\text{макс.доп}}$ (по условиям устойчивости и управляемости), так и границы по $q_{\text{макс.доп}}$ (по условиям прочности самих подвесок, замков их крепления, возникновения колебаний типа флаттера и пр.). Например, некоторые большие подвесные баки перегоночного варианта иногда вообще не позволяют выходить на сверхзвуковые скорости.

11. Влияние положения КИС. Условно будем считать, что диапазон высот и скоростей полета на рис. 4.7 соответствует установке крыла в положение максимальной стреловидности. Тогда перестановка крыла на минимальную стреловидность приведет к следующим изменениям (рис. 4.8):

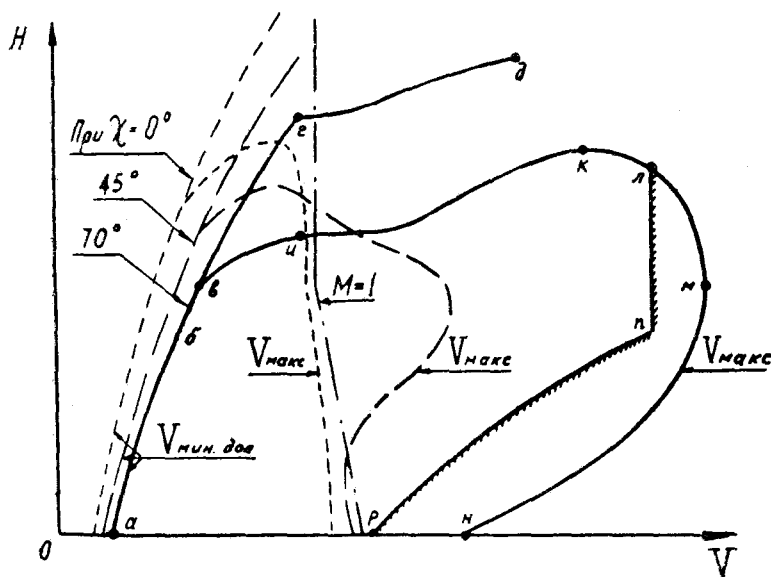


Рис. 4.8: Влияние перестановки КИС на диапазон высот и скоростей полета

— на дозвуковых скоростях увеличится $C_{yр} = C_{y\text{доп}}$ и соответственно уменьшится $V_{\text{мин.доп}}$ (линия $а-б-в-г$ отодвинется влево);

— на дозвуковых скоростях увеличится аэродинамическое качество и уменьшится лобовое сопротивление Q_r . Соответственно поднимется граница установившегося горизонтального полета (линия $в-и$);

— на сверхзвуковых скоростях, наоборот, лобовое сопротивление Q_r сильно возрастет и аэродинамическое качество упадет. Соответственно опустится граница установившегося горизонтального полета ($и-к-л-м$) и уменьшится максимальная по тяге скорость (линия $л-м-н$ отодвинется влево). Чаще всего самолет с КИС в по-

ложении минимальной стреловидности становится дозвуковым, т. е. граница $л-м-н$ отодвигается влево до $M < 1$.

12. Влияние атмосферных условий. На диапазон высот и скоростей полета самолета влияет только изменение *температуры*. Изменение давления не учитывается, так как высота определяется именно по давлению. Например, если при каких-то условиях атмосферное давление окажется равным $54\,000\text{ Н/м}^2$ (5508 кгс/м^2), то при расчете летных характеристик высоту считают равной 5 км вне зависимости от истинной высоты над пролетаемой местностью.

Увеличение температуры по сравнению со стандартной для данного давления приводит к следующему:

- увеличивается скорость звука $a = 20\sqrt{T}$, соответственно отодвигается вправо, т. е. на большие скорости, граница по $M_{\text{макс.доп}}$ (линия $л-н$), так как $V = aM$;

- уменьшается плотность воздуха ρ и сдвигается вправо, т. е. на большие скорости, граница по $q_{\text{макс.доп}}$ (линия $н-р$) и граница горизонтального полета (линия $а-б-в-г-д$);

- уменьшается располагаемая тяга двигателя P_p и снижается граница установившегося горизонтального полета (линия $в-и-к-л$).

Заметим, что если график диапазона скоростей и высот полета построить в координатах $H - M$, то при увеличении температуры все границы остаются на своих местах, за исключением снижения границы установившегося горизонтального полета (линии $в-и-к-л$).

Если же на самолете установлены двигатели с программой регулирования $n_{\text{прив}} = \text{const}$, то изменение температуры не влияет и на эту границу, т. е. диапазон $H - M$ здесь полностью независим от атмосферных условий.

Параметр подобия, называемый *приведенными оборотами*, равен

$$n_{\text{прив}} = n \sqrt{\frac{288}{T(1 + 0,2M^2)}},$$

где n — физические обороты ротора двигателя. Таким образом, при $n_{\text{прив}} = \text{const}$ и росте температуры T должны возрастать физические обороты n и тяга при этом почти не изменяется.

Итак, температурные условия оказывают некоторое влияние на высотно-скоростные характеристики самолета. Но при планировании и ведении воздушного боя между самолетами с однопоточными двигателями это можно не учитывать, так как аналогичное влияние сказывается и на характеристиках самолета противника, т. е. пропорции между свойствами двух самолетов примерно сохраняются при любой температуре.

Неблагоприятным случаем здесь является ведение воздушного боя в жаркую погоду на самолете с двигателями, регулируемым по $n = \text{const}$ (по физическим оборотам), против самолета противника с двигателями, регулируемым по $n_{\text{прив}} = \text{const}$ (по приведенным оборотам).

§3. Характеристики установившегося набора и снижения

1. **Угол наклона траектории** Θ в установившемся полете можно получить из первого уравнения системы (4.1)

$$\sin \Theta = \frac{P - Q}{G}. \quad (4.9)^*$$

Эта формула имеет универсальный характер: при $P > Q$ получаем $\Theta > 0$ (набор); при $P = Q$ получаем $\Theta = 0$ (горизонтальный полет); при $P < Q$ получаем $\Theta < 0$ (снижение).

Вертикальная скорость V_y определяется из треугольника скоростей:

$$V_y = V \sin \Theta,$$

откуда

$$V_y = \frac{P - Q}{G} V. \quad (4.10)^*$$

И эта формула универсальна, т. е. справедлива для набора, горизонтального полета и снижения.

2. Когда речь идет о характеристиках набора высоты, то обычно имеется в виду полет с располагаемой тягой P_p (или на форсаже, или на максимале). При этом угол набора и вертикальную скорость можно найти с использованием кривых Жуковского (рис. 4.9), считая, что в наборе $\cos \Theta \simeq 1$, $Y \sim G$ и $Q \simeq Q_r$.

Следует обратить внимание на то, что $\Theta_{\text{макс}}$ и $V_{y\text{макс}}$ получаются на разных скоростях полета, т. е. эти два характерных режима набора не совпадают друг с другом.

Максимальный угол набора $\Theta_{\text{макс}}$ получается при максимальной избыточной тяге, т. е. при $(P_p - Q)_{\text{макс}}$, что имеет место примерно на наивыгоднейшей скорости $V_{\text{нв}}$. Режим набора с $\Theta_{\text{макс}}$ практического значения не имеет. Даже если требуется перелететь через высокое препятствие, то выгоднее разогнать самолет до большей скорости, а затем сделать горку.

Максимальная вертикальная скорость $V_{y\text{макс}}$ (максимальная скороподъемность) получается при максимуме произведения избыточной тяги на скорость полета (при максимуме избыточной мощности), т. е. при $[(P_p - Q)V]_{\text{макс}}$, что имеет место на скорости больше наивыгоднейшей. Обозначим эту оптимальную скорость набора $V_{\text{наб.опт}}$, в отличие от произвольной скорости набора $V_{\text{наб}}$, на которой $V_y < V_{y\text{макс}}$.

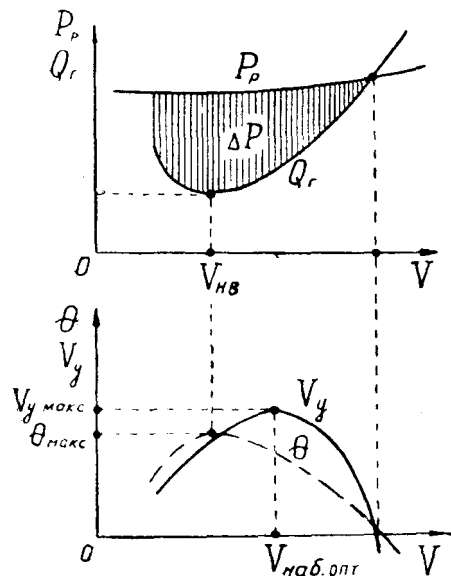


Рис. 4.9: Использование кривых Жуковского при определении характеристик набора высоты

3. У *сверхзвукового самолета* скорость $V_{\text{наб.опт}}$ на малых и средних высотах близка к критической (это 900–1000 км/ч). На больших высотах скорость $V_{\text{наб.опт}}$ скачком возрастает до 1800–2000 км/ч. Эти особенности связаны с характером протекания кривых Жуковского (рис. 4.10).

У *дозвукового самолета* (или у сверхзвукового самолета с выключенным форсажем) скорость $V_{\text{наб.опт}}$ на малых высотах несколько больше наивыгоднейшей. По

мере набора высоты скорость $V_{\text{наб.опт}}$ постепенно сближается со скоростью $V_{\text{нв}}$ и на статическом дозвуковом потолке эти две скорости совпадают.

Когда речь идет о скороподъемности самолета, то обычно имеется в виду максимальная скороподъемность на скорости $V_{\text{наб.опт}}$. Пример зависимости $V_{y\text{ макс}}$ от высоты H приведен на рис. 4.11.

4. **Эксплуатационные факторы** влияют на скороподъемность достаточно сильно.

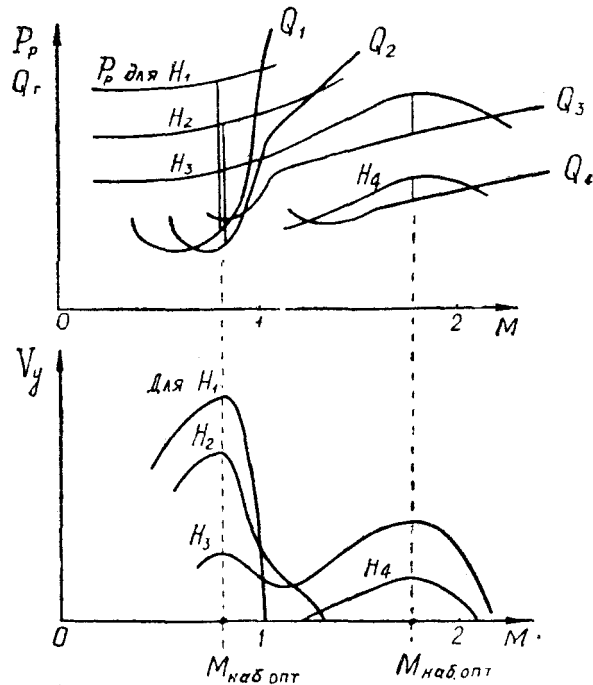


Рис. 4.10: Зависимость скороподъемности от числа M и высоты

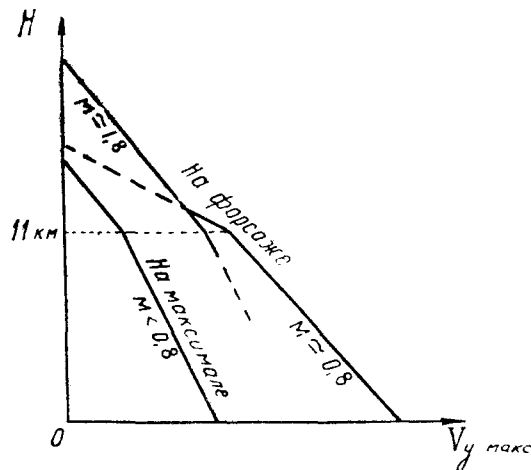


Рис. 4.11: Зависимость максимальной скороподъемности от высоты

При увеличении веса самолета скороподъемность V_y уменьшается не только из-за прямого роста знаменателя G в формуле (4.10), но и в результате уменьшения числителя ($P_p - Q_r$) из-за увеличения индуктивного сопротивления $Q_{\text{и}}$). Таким образом, увеличение веса на 1% в любом случае приводит к уменьшению скороподъемности более чем на 1%. При уменьшении разности ($P_p - Q_r$) влияние веса на скороподъемность усиливается.

Внешние подвески влияют на скороподъемность через увеличение веса G , индуктивного сопротивления $Q_{\text{и}}$ и безындуктивного сопротивления Q_0 .

Температура воздуха влияет на скороподъемность через тягу P_p .

5. **На снижении без тяги**, называемом планированием, угол наклона траектории $\Theta_{\text{пл}}$ определяется следующим образом (см. систему уравнений (4.1):

$$\begin{aligned} 1) \sin \Theta &= \frac{-Q}{G}; \\ 2) G \cos \Theta &= Y. \end{aligned}$$

Разделив первое уравнение на второе и учтя, что $Y/Q = k$ окончательно получим (опуская знак минус)

$$\operatorname{tg} \Theta_{\text{пл}} = \frac{1}{k}. \quad (4.11)^*$$

Дальность планирования $L_{\text{пл}}$ — есть катет прямоугольного треугольника, вторым катетом которого является высота H . Следовательно,

$$L_{\text{пл}} = \frac{H}{\operatorname{tg} \Theta_{\text{пл}}} = H k. \quad (4.12)^*$$

Минимальный угол и максимальная дальность планирования могут быть получены при полете на *наивыгоднейшей* скорости $V_{\text{нв}}$, на которой $k = k_{\text{макс}}$. Этот режим планирования имеет наибольшее практическое значение.

Примечательно, что в диапазоне докритических скоростей минимальный угол и максимальная дальность планирования не зависят от веса самолета.

6. **Вертикальная скорость** на планировании равна

$$V_{y \text{ пл}} = V \sin \Theta_{\text{пл}} \simeq V \operatorname{tg} \Theta_{\text{пл}} = \frac{V}{k}. \quad (4.13)$$

Минимальная вертикальная скорость может быть получена на так называемой «экономической» скорости $V_{\text{эк}}$, которая меньше скорости $V_{\text{нв}}$ в $\sqrt[4]{3} \simeq 1,3$ раза. Этот режим планирования имеет ограниченное практическое значение (на «экономической» скорости, например, парит планер в восходящих потоках воздуха).

При увеличении веса самолета или высоты полета возрастает скорость на траектории V , что при неизменном угле $\Theta_{\text{пл}}$ приводит к увеличению вертикальной скорости $V_{y \text{ пл}}$.

У современных сверхзвуковых самолетов вертикальная скорость на планировании без тяги очень велика (достигает 40–50 м/с), что является следствием и большой скорости на траектории, и малого аэродинамического качества.

7. **При снижении с тягой** можно воспользоваться всеми предыдущими формулами, подставляя в них вместо сопротивления Q «условное сопротивление» $Q_{\text{усл}} = Q - P$ и вместо аэродинамического качества k «условное качество» $k_{\text{усл}} = Y : Q_{\text{усл}}$. Если принять $Y \simeq G$ и $\bar{P} = P : G$, то «условное качество» примерно равно

$$k_{\text{усл}} = \frac{k}{1 - k \bar{P}}.$$

Тогда, например, формула (4.11) для угла снижения примет вид

$$\operatorname{tg} \Theta_{\text{сн}} \simeq \frac{1}{k} - \bar{P}. \quad (4.14)$$

Естественно, с тягой угол снижения и вертикальная скорость будут меньше, чем при планировании без тяги. Если же тягу увеличить до $\bar{P} = \frac{1}{k}$, то получим горизонтальный установившийся полет.

§4. Особенности пилотирования в установившемся прямолинейном полете

1. При анализе вопросов пилотирования в установившемся прямолинейном полете невозможно придерживаться строго только этого режима, приходится одновременно учитывать отклонения самолета от режима, действия летчика при возвращении к режиму, отвороты и довороты и т. д., т. е. включать в анализ и некоторые элементы неустановившегося полета.

2. В установившемся прямолинейном горизонтальном полете летчик должен выдерживать постоянными следующие параметры полета: высоту H , скорость V и направление полета φ .

Как известно (см. гл. 3, § 1), для выдерживания любого параметра полета летчик реагирует не только на величину параметра, но и на его первую производную (скорость изменения величины параметра).

Высоту H летчик определяет по барометрическому высотомеру, первую производную $\dot{H} = V_y$ — по вариометру. При этом летчик отклоняет ручку и против изменения высоты ΔH , и против вертикальной скорости V_y — в зависимости от того, что в данный момент играет большую роль. Пример. Заданная высота $H = 1000$ м. Летчик заметил по высотомеру, что $H = 1100$ м ($\Delta H = +100$ м). В соответствии с величиной ΔH летчик отклоняет ручку от себя, и самолет начинает снижаться. Через некоторое время летчик наблюдает, что $H = 1050$ м ($\Delta H = +50$ м) и $V_y = -10$ м/с. Несмотря на то, что высота еще больше заданной, летчик в этот момент начинает подбирать ручку на себя — в соответствии с вертикальной скоростью.

Таким образом, высоту можно выдержать только при одновременном использовании *высотомера* и *вариометра*. Без использования вариометра полет будет происходить по волнообразной траектории (амплитуда колебаний $\pm \Delta H$ зависит от опыта летчика, но колебания обязательно будут).

Скорость V летчик определяет по указателю скорости, реагируя РУД-ом на отклонения $\pm \Delta V$. Производная \dot{V} непосредственно не наблюдается, но при пилотировании используется связь $\dot{V} = g(n_x - \sin \Theta)$. Таким образом, регулируя угол тангажа $\vartheta = \Theta + \alpha$ (по горизонту или авиагоризонту), летчик косвенно воздействует на производную \dot{V} . Итак, скорость регулируется РУД-ом и ручкой при использовании указателя скорости и капот-горизонта (авиагоризонта).

Угол φ летчик определяет или по компасу (любой конструкции), или по наземным ориентирам. Производная $\dot{\varphi}$ (разворот самолета) видна на гироскопическом компасе и на капот-горизонте. Практически летчик реагирует не на $\dot{\varphi}$, а на крен γ , но это эквивалентно, так как скорость разворота $\dot{\varphi}$ (прямо пропорциональна величине $\tan \gamma$).

Изложенные сведения необходимы летчику не для того, чтобы он в воздухе думал о каких-то производных, а для того, чтобы летчик-командир умел произвести на земле сравнительный анализ сложности пилотирования при выполнении различных элементов полета и наметить рациональный порядок переключения внимания.

3. Полет на предельно малых высотах прежде всего характерен необходимостью огибать рельеф местности и непрерывно контролировать высоту, повышенными нервно-психическим напряжением и утомляемостью экипажа.

Определение и выдерживание высоты производится в основном визуально, с контролем по радио- и барометрическому высотомерам.

Препятствия следует огибать с упреждением, глазомерно учитывая возможный радиус кривизны траектории (рис. 4.12). Перед препятствием перевод самолета в набор следует начинать на таком расстоянии, чтобы до вершины препятствия уместились две дуги — AB и BC . Если летчик запоздает с переводом самолета в набор, то препятствие преодолевается обычно без опасности столкновения с ним, но пере-

ход к набору высоты здесь происходит по дуге $B'C'$, а затем по дуге $C'D'$ самолет набирает некоторую высоту и может быть обнаружен противником.

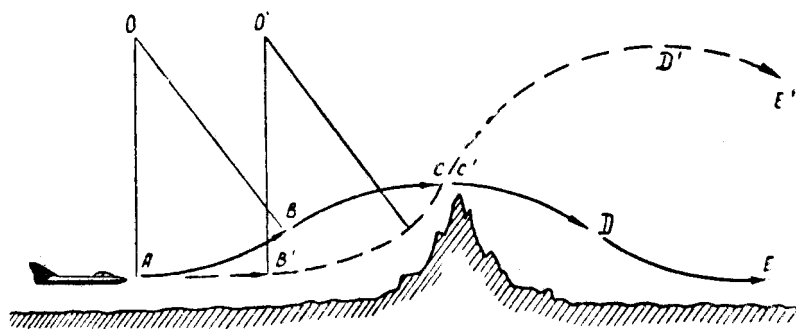


Рис. 4.12: Правильное и неправильное огибание препятствия

Полет на предельно малых высотах требует со стороны летчика такого *порядка переключения внимания*, при котором параметры движения самолета, связанные с высотой, контролировались бы достаточно часто. Коэффициент напряженности полета (доля времени на пилотирование) при этом значительно возрастает. Чем меньше высота полета, тем меньше безопасные пределы ее отклонения, тем чаще летчик должен контролировать и регулировать этот параметр движения, тем ближе коэффициент напряженности полета к единице. Ниже некоторой минимальной высоты полет становится психологически невозможным, так как потребная скорость переработки информации превышает возможности человека (потребное время на переработку информации становится больше реального времени, т. е. $k_{н.п} > 1$). Минимальная безопасная высота полета примерно пропорциональна квадрату скорости. Над среднепересеченной местностью (без отдельных препятствий) летчик способен на скорости 100 км/ч выдержать высоту 1,0–1,5 м, на скорости 1000 км/ч — высоту 100–150 м.

На самолете может устанавливаться *автоматическая система огибания рельефа местности*, работающая в принципе следующим образом. Специальный радиолокатор просматривает впереди лежащую местность, определяя высоту препятствия и расстояние до него. Эти данные вводятся в счетно-решающее устройство, которое вырабатывает программу огибания препятствия. Программа вводится в автопилот. В процессе огибания траектория непрерывно корректируется в зависимости от изменения условий полета и случайных отклонений.

Летчик, по идее, может при этом свободно заниматься вопросами навигации и боевого применения. Однако практика показывает, что при автоматическом полете на предельно малой высоте нервно-психическое напряжение летчика еще выше, чем при ручном пилотировании (летчик предпочитает держать свою жизнь в собственных руках, а не передоверять ее автомату). Возможно, что по мере развития техники это напряжение исчезнет, как исчезло напряжение при полете на самолетах с бустерным управлением.

Практически полет на предельно малой высоте облегчается при наличии на борту двух членов экипажа, один из которых (летчик) выполняет огибание рельефа, а другой решает штурманские и другие задачи.

Кроме опасности столкновения с землей или наземными сооружениями полет на предельно малой высоте имеет и *другие особенности*:

- повышенный километровый расход горючего;
- уменьшение дальности обнаружения наземных ориентиров и времени их наблюдения, а также ограниченные возможности использования полетной карты;
- ограничение дальности действия средств связи и РТО;

— ограничение маневренных возможностей самолета, особенно в групповом полете (здесь практически нельзя маневрировать с располагаемыми или предельными перегрузками);

— повышенная вероятность выхода самолета за ограничение максимальной скорости по скоростному напору (вследствие большой тяговооруженности самолет здесь набирает скорость очень быстро).

4. **Полет на стратосферных высотах** имеет некоторые особенности. Вследствие уменьшения плотности воздуха, а также увеличения воздушной скорости и числа M падает естественное аэродинамическое демпфирование колебаний самолета. Всякое случайное возмущение (порыв ветра, сброс подвески; резкое движение рулями и т. д.) приводит к возникновению слабозатухающих колебаний, которые отвлекают на себя дополнительное внимание летчика (увеличивают коэффициент напряженности) и затрудняют прицеливание в боевой обстановке, поэтому пилотировать на большой высоте следует небольшими мягкими движениями рулей. Применение автоматических демпферов колебаний при этом особенно полезно.

Рассмотрим теперь особенности пилотирования на статическом потолке.

На дозвуковом потолке (точка H_1 на рис. 4.13) самолет всегда летит на наилучшей скорости, т. е. на границе второго режима. Запас кинетической энергии при этом небольшой и всякое движение ручкой от себя или на себя приводит в конце концов к уменьшению высоты полета. Однако при взятии ручки на себя на некоторых самолетах можно на очень короткое время набрать дополнительно 200–300 м высоты, но скорость при этом быстро падает до минимальной, и возможен срыв в штопор.

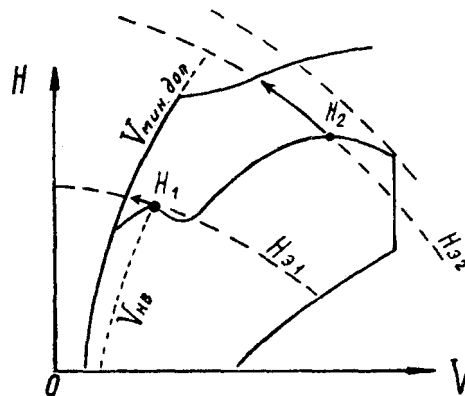


Рис. 4.13: Запас энергии на дозвуковом и сверхзвуковом потолках и возможный при этом дополнительный набор высоты

На сверхзвуковом потолке (точка H_2) запас кинетической энергии очень большой и можно набирать дополнительную высоту без заметного уменьшения скорости. Например, если скорость на H_2 равна 2000 км/ч, то можно набрать 500 м высоты (свыше потолка) за счет уменьшения скорости всего на 30 км/ч. В отличие от дозвукового, сверхзвуковой потолок летчиком не ощущается, так как самолет легко набирает дополнительную высоту, а медленное уменьшение скорости при этом заметно не сразу.

Полет на высотах, близких к дозвуковому потолку, происходит на больших углах атаки, поэтому при сильном вертикальном порыве ветра здесь увеличивается вероятность выхода на предельные углы с дальнейшим срывом в штопор. При наличии большой турбулентности атмосферы полет вблизи дозвукового потолка нежелателен. Высоту следует уменьшить, а скорость увеличить, т. е. создать большой запас по углу атаки (от α горизонтального полета до α допустимого).

К особенностям полета на стратосферных высотах можно также отнести следующие факторы: уменьшение располагаемого маневра тягой из-за роста оборотов малого газа, уменьшение работоспособности летчика в высотном скафандре, плохую видимость естественного горизонта, затруднение с опознаванием местности и визуальной ориентировкой, ошибки при глазомерном определении расстояний до воздушных целей, ограниченную маневренность самолета.

5. При скорости полета, близкой к минимально допустимой, самолет летит обычно на *втором режиме* и имеет особенности в пилотировании, которые изложены в конце этой главы.

Кроме того, при полете на малых скоростях следует учитывать *следующие особенности*:

— вследствие уменьшения скоростного напора и увеличения угла атаки *управляемость самолета ухудшается*. Самолет более вяло и с некоторым запаздыванием реагирует на отклонения рулей, что следует учитывать при пилотировании. Летчик должен как бы предвидеть события и опережать их соответствующими действиями;

— на больших углах атаки *эффективность элеронов вообще может упасть* почти до нуля, так как их отклонение не приводит к заметному изменению коэффициента подъемной силы. В этом случае поперечное управление следует осуществлять рулем направления;

— при уменьшении скорости и увеличении угла атаки *срыв потока* на стреловидном крыле происходит прежде всего на его концах, что может привести к появлению кабрирующего момента и к дальнейшему самопроизвольному увеличению угла атаки (к «подхват»). Для ослабления явления «подхвата» и устранения концевого срыва применяются различные устройства (перегородки и пр.), но в любом случае срыв потока на стреловидном или треугольном крыле происходит не сразу по всему размаху: вначале он зарождается на ограниченном участке, а затем постепенно распространяется на все крыло. При зарождении местного срыва начинается *тряска самолета*, которая как бы предупреждает летчика о приближении к опасному режиму. По мере дальнейшего уменьшения скорости самолет начинает *покачиваться* с крыла на крыло и только после этого происходит *сваливание*;

— если на некоторых самолетах со стреловидным крылом при полете на малой скорости поперечная статическая устойчивость будет значительно больше путевой, то может возникнуть специфическая *поперечная раскачка* («голландский шаг»);

— при сильном вертикальном порыве ветра на малых скоростях увеличивается вероятность выхода на *критический угол атаки*.

Учитывая сказанное, следует во всех случаях избегать полета на скоростях меньше наивыгоднейшей, тем более, что на меньшей скорости увеличиваются километровый и часовой расходы топлива.

6. Полет на скоростях, близких к максимально допустимой, имеет *следующие особенности*:

— при отвлечении внимания летчика или его ошибках в пилотировании возможно *превышение различных ограничений* максимальной скорости, что может привести к потере устойчивости или управляемости самолета, появлению остаточных деформаций конструкции, нарушению устойчивой работы воздухозаборника или двигателя или к нарушению их прочности;

— при наличии необратимых бустеров *управляемость* самолета при увеличении скоростного напора сильно возрастает. На большой дозвуковой скорости и малых высотах эффективность управления может стать чрезмерной. При этом возможно появление поперечной и продольной раскачки, так как самолет энергично и неожиданно для летчика реагирует на очень малые отклонения рулей. В случае возникновения такой раскачки ручку следует зажать в нейтральном положении, и

раскачка прекратится.

Все летчики твердо знают это правило, но некоторые при внезапном появлении раскачки начинают двигать ручкой, создавая аварийную обстановку;

— раскачка на больших приборных скоростях может возникнуть и вследствие *деформаций в проводке управления*, при которых отклонения рулей несколько запаздывают по отношению к отклонениям рычагов в кабине. Постановка рычагов в нейтральное положение приводит к прекращению и этого вида колебаний;

— на сверхзвуковых скоростях *эффективность всех рулей падает* и, казалось бы, раскачка невозможна. Но из-за увеличения статической устойчивости по перегрузке увеличивается частота (уменьшается период) собственных продольных колебаний самолета. При большой частоте летчик будет запаздывать с реакцией, отклонения рулей могут быть направлены при этом не против вращения самолета, а в сторону вращения, в результате чего возникнет *продольная раскачка*. Постановка же рулей в нейтральное положение успокаивает самолет;

— при переходе скорости звука возможна некоторая *неустойчивость по скорости* в виде небольшой тенденции к пикированию с появлением тянущих усилий на ручке. На некоторых самолетах это явление почти незаметно, на других проявляется сильнее и требует заметного отклонения стабилизатора на кабрирование. Дозвуковой самолет, превысивший ограничения по числу M , затягивается в пикирование очень сильно;

— при переходе скорости звука наблюдается некоторое *уменьшение поперечной устойчивости* самолета, поэтому на трансзвуковых скоростях следует избегать энергичного маневрирования. На дозвуковых самолетах при некотором числе M может наступить полная потеря поперечной устойчивости («валежка»). На сверхзвуковых скоростях «валежка» возможна при несимметричном расположении больших подвесок.

7. Пилотирование при наборе высоты в информационном отношении легче, чем в горизонтальном полете, так как количество параметров движения самолета, подлежащих обязательному регулированию, меньше. Здесь не требуется сохранять заданную высоту полета, держать стрелку вариометра на нуле и работать РУД для удержания скорости в заданных пределах. При наборе высоты РУД стоит в определенном положении, а скорость регулируется ручкой путем изменения угла наклона траектории. При этом величины ϑ (тангаж), Θ и V_y обычно не задаются и непосредственно не регулируются.

Но это не означает, что набор высоты на современном самолете является простым этапом полета. Кроме переработки чисто пилотажной информации (объем которой меньше, чем в горизонтальном полете) летчик должен, во-первых, выполнить многочисленные операции, связанные с началом полета, и, во-вторых, выдержать программу набора высоты. Кроме того, дополнительные трудности связаны с большими углами тангажа: летчик лежит на спине, естественный горизонт не виден и пилотировать приходится по авиагоризонту, затруднен обзор пролетаемой местности.

8. При наборе высоты на сверхзвуковом самолете большое значение имеет *программа изменения скорости по высоте*. Обратимся к рис. 4.14. Каков должен быть способ пилотирования, если требуется, например, из точки A (конец взлета) выйти за *минимальное время* в точку B (сверхзвуковой статический потолок)?

Не следует думать, что на каждой высоте нужно придерживаться той скорости $V_{\text{наб.опт}}$ которой $V_y = V_{y\text{макс}}$ (скорости $V_{\text{наб.опт}}$ показаны на рис. 4.9 и 4.10). Такой способ пилотирования не являлся бы оптимальным. Близким к оптимальному по минимуму времени перехода из A в B является способ пилотирования, при котором на каждой энергетической высоте H_y выбирается скорость полета V , на которой максимальна *энергетическая* скороподъемность, т. е. $dH_y/dt = V_y^3 = V_{y\text{макс}}^3$.

На рис. 4.14 сплошной линией $A-B$ показан пример оптимальной программы набора высоты сверхзвукового статического потолка. Но летчику трудно выполнить такую сложную программу, поэтому в Инструкции она обычно заменяется некоторой упрощенной программой, но близкой к оптимальной. Летчик ее может легко запомнить и выполнить (пунктирная линия $A-B$ на рис. 4.14). Однако набор высоты и скорости по упрощенной программе приводит к увеличению времени и расхода топлива на 10–20% (по сравнению с набором по самой точной программе).

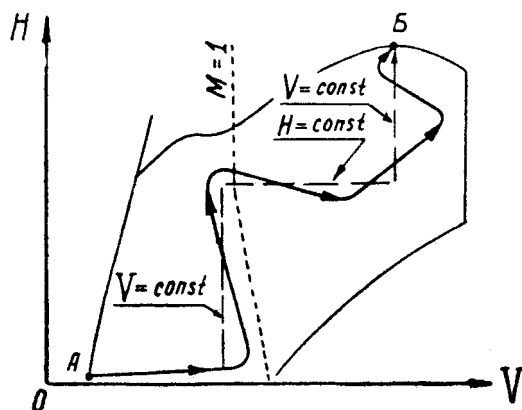


Рис. 4.14: Оптимальная и упрощенная программа выхода на статический сверхзвуковой потолок за минимальное время

Можно поставить задачу о наборе высоты и скорости не в минимальное время, а с *минимальным расходом топлива*. Такая задача встречается на практике, когда требуется выйти на режим минимального километрового расхода перед полетом, по маршруту или, например, когда истребитель-перехватчик вылетает навстречу цели с упреждением по времени.

Программа набора высоты и скорости с минимальным расходом топлива также довольно сложная. Соответствующая кривая $V(H)$ проходит несколько левее и выше сплошной линии $A-B$ на рис. 4.14. На практике ограничиваются одной программой, т. е. используют упрощенную программу для $t_{\text{мин}}$ (пунктирная линия $A-B$) и тогда, когда требуется израсходовать минимум топлива. Отличие в последнем случае состоит только в том, что для экономии топлива дозвуковой участок программы проходится не на форсаже, а на максимале.

9. Планирование (снижение) в информационном отношении сходно с набором. Однако на снижении иногда строго задается величина угла снижения или вертикальной скорости и тогда пилотирование несколько усложняется.

На планировании без тяги часто возникает задача о достижении *максимальной дальности*. Если начальная скорость близка к наивыгоднейшей, то летчик должен установить эту наивыгоднейшую скорость и выдерживать ее по широкой стрелке КУС до предпосадочного маневра (воздушная наивыгоднейшая скорость $V_{\text{нв}}$ по тонкой стрелке КУС в процессе снижения будет постепенно падать). Дальность планирования при этом будет равна $L \simeq (H_1 - H_2) k_{\text{макс}}$. Небольшая неточность здесь возникает за счет того, что скорость в начале планирования все же несколько больше, чем в конце (хотя индикаторная скорость $V_{\text{инв}} = \text{const}$).

Если начальная скорость гораздо больше наивыгоднейшей, то задача о максимальной дальности планирования превращается в вариационную. Предположим, на высоте $H_1 = 18 \text{ км}$ скорость $V_1 = 2000 \text{ км/ч}$ ($V_{\text{и1}} = 630 \text{ км/ч}$). Как при этих начальных условиях получить максимальную дальность планирования, если индикаторная наивыгоднейшая скорость $V_{\text{инв}} = 300 \text{ км/ч}$?

Уменьшение энергии выгоднее производить при возможно более высоком среднем аэродинамическом качестве. Следовательно, если планирование начинается на скорости $V_1 = 2000 \text{ км/ч}$ (здесь качество k очень мало), то следует вначале выполнить оптимальную горку (преобразовать скорость в высоту с минимальными потерями механической энергии самолета) и выйти на режим максимального аэродинамического качества при $M < 1$, а затем планировать на наивыгоднейшей индикаторной скорости.

На рис. 4.15 изображены оптимальная (сплошная линия) и рекомендуемая упрощенная (пунктир) программы снижения из A в B , дающие максимальную дальность.

10. В летной практике может встретиться и другая задача: *произвести снижение из A в B в минимальное время*. Пилотировать при этом нужно следующим образом (рис. 4.15, штрих-пунктир):

- выключить двигатель (если это допустимо по условиям задачи) или установить минимальную тягу;
- выпустить тормозные щитки;
- перевести самолет в пикирование с таким углом, который обеспечивал бы вывод из пикирования на скорости, не выходящей за пределы ограничений;
- вывести самолет из пикирования на скорости, соответствующей ее ограничению (например по $q_{\text{макс. доп}}$);
- дальнейшее снижение производить вдоль ограничения, регулируя величину приборной скорости углом наклона траектории.

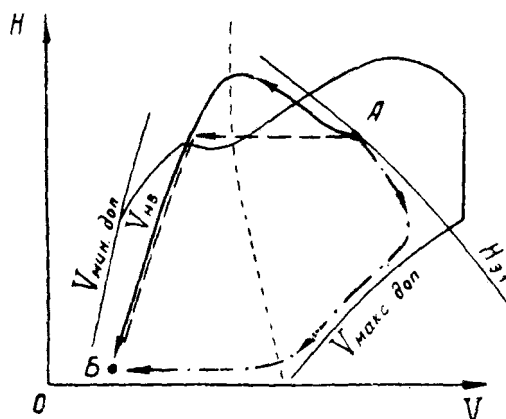


Рис. 4.15: Программы снижения из A в B при различных критериях оптимальности

§5. Пилотирование в неспокойном воздухе

1. **Ветер.** Неравномерный нагрев солнечными лучами различных частей атмосферы приводит к нарушению ее равновесного состояния и к перемещению воздушных масс относительно земной поверхности из области повышенного в область пониженного давления. Это явление и называется ветром. Кроме градиента давления большее влияние на направление ветра оказывает кориолисово ускорение, возникающее вследствие вращения Земли и отклоняющее воздушный поток вправо в северном полушарии и влево — в южном.

При расчете влияния ветра на полет самолета принимают, что *направление ветра* может быть произвольным (т. е. равновероятным со всех сторон) и что его *средняя скорость* (математическое ожидание) изменяется с высотой следующим образом: 3–4 м/с на высоте 10 м; 7–8 м/с на высоте 100 м; 10 м/с на высоте 400 м и больше. Предполагают также, что имеется некоторая вероятность встретиться в полете со

средним ветром как меньшей, так и большей силы. Например, с вероятностью 0,1% может встретиться средний ветер, в три раза более сильный, чем указано выше. Кроме того, учитывается зависимость направления и силы среднего ветра от места, времени года и суток.

В последнее время обнаружены и подробно исследованы так называемые *струйные течения*. Эти течения проходят на высотах от 5 до 17 км и имеют устойчивое направление на протяжении тысяч километров. Скорость ветра в ядре струи иногда достигает 200 м/с (720 км/ч). Градиент нарастания или убывания скорости ветра по высоте имеет при этом также большую величину, так как толщина струйных течений сравнительно мала. Градиент $\Delta u/\Delta H$ (отношение приращения скорости ветра к приращению высоты) может быть равным 0,05 м/с на метр высоты.

Обнаружены также сильные воздушные течения на высотах более 25 км с максимумом скорости ветра на высоте 50–60 км. Но эти течения изучены пока слабо.

2. В общей массе перемещающегося воздуха имеются *местные флуктуации скорости*, возникающие вследствие турбулентности потока. На рис. 4.16 показана запись непрерывного измерения скорости ветра u на некотором отрезке времени t . На среднюю скорость $u_{\text{ср}}$ накладываются случайные положительные или отрицательные приращения $\pm\Delta u$, называемые *порывами*.

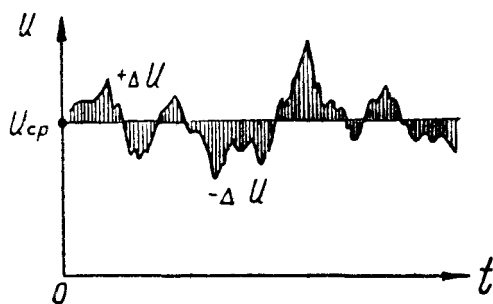


Рис. 4.16: Пример записи скорости ветра

Постоянная составляющая ветра $u_{\text{ср}}$ оказывает влияние только на навигационные характеристики полета, т. е. на курс, снос, путевую скорость и пр. На пилотажные свойства самолета равномерный ветер никакого влияния не оказывает (если не касаться разбега и пробега при взлете и посадке). На пилотирование влияют только порывы ветра, т. е. быстрые изменения его направления или скорости.

Рассмотрим самый простейший случай — *реакцию самолета на воздействие единичного ступенчатого порыва ветра* (рис. 4.17), называемого *эффективным порывом*.

Форма порыва, т. е. кривая $\Delta u(t)$, может быть различной, что влияет на поведение самолета. Даже сильный реальный порыв с большой величиной Δu может оказать на самолет очень слабое воздействие, если величина Δu нарастает медленно (мал градиент $d\Delta u/dt$). Такой реальный порыв эквивалентен по своему воздействию на самолет гораздо меньшему эффективному ступенчатому порыву (у которого $d\Delta u/dt = \infty$).

На технику пилотирования, работу автоматов, прочность самолета и пр. влияет величина именно эффективного порыва, к которому приводится порыв реальный.

Очевидно, что сильные порывы будут встречаться реже, чем слабые; но ведь достаточно и одного сильного порыва, чтобы самолет сорвался в штопор или получил деформации конструкции, поэтому важно знать, с какой вероятностью можно встретиться с эффективным порывом ветра той или иной силы. На рис. 4.18 в качестве примера показано, какое расстояние L должен пролететь самолет на высоте 1,5–3 км, чтобы встретиться в среднем хотя бы с одним эффективным порывом заданной силы

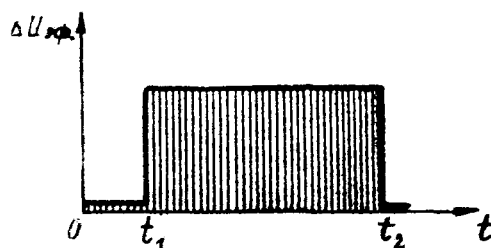


Рис. 4.17: Теоретический, или эффективный, порыв ветра

$\Delta u_{\text{эфф}}$ (заштрихованная полоса охватывает результаты различных экспериментов).

3. Предположим, что в момент t_1 самолет встретился с правым **боковым порывом** ветра (рис. 4.19). Для начала будем считать, что летчик при этом в управление не вмешивается, т. е. держит ручку и педали неподвижно. Автоматика (автопилот или демпфер) выключена. Что же произойдет?

Складывая векторно скорость порыва Δu со скоростью набегающего потока V , мы найдем новое направление воздушного потока W : появилось скольжение на правое крыло с углом $\beta_1 \approx \Delta u/V$.

Флюгерно устойчивый самолет будет стремиться устранить это скольжение и начнет разворачиваться вправо (носом против потока W). После нескольких затухающих колебаний скольжение к моменту t_2 станет меньше. Но самолет здесь будет лететь уже с другим курсом и с остаточным левым креном.

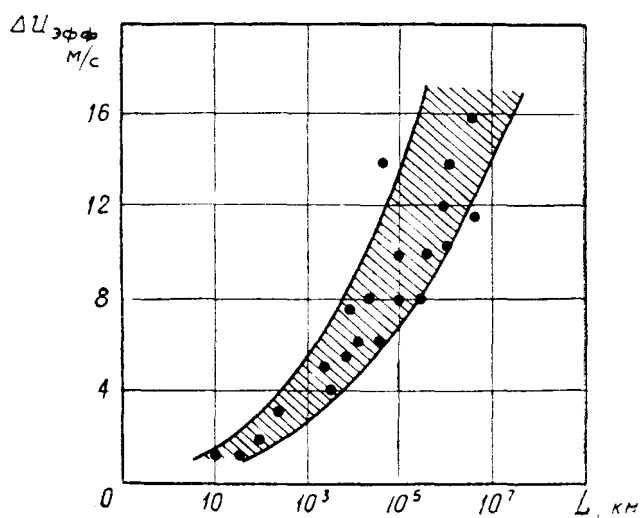


Рис. 4.18: Вероятность встречи с эффективным порывом ветра заданной силы (чтобы встретить хотя бы один порыв Δu , нужно пролететь расстояние L)

Прекращение воздействия на самолет бокового порыва в момент t_2 эквивалентно появлению порыва противоположного направления, т. е. в положении 2 на рис. 4.19 самолет начинает скользить левым крылом вперед и т. д.

Итак, при каждом боковом порыве ветра летчик должен устранять крены и исправлять курс.

Как повлияет на поведение самолета включение *демпфера рыскания*? Этот демпфер препятствует вращению самолета вокруг вертикальной оси, т. е. замедляет разворот носом против набегающего потока воздуха. При входе в боковой порыв справа скольжение правым крылом вперед будет более длительным и самолет накренится влево больше (рис. 4.20, кривые β_d и γ_d). Таким образом, включение демпфера рыс-

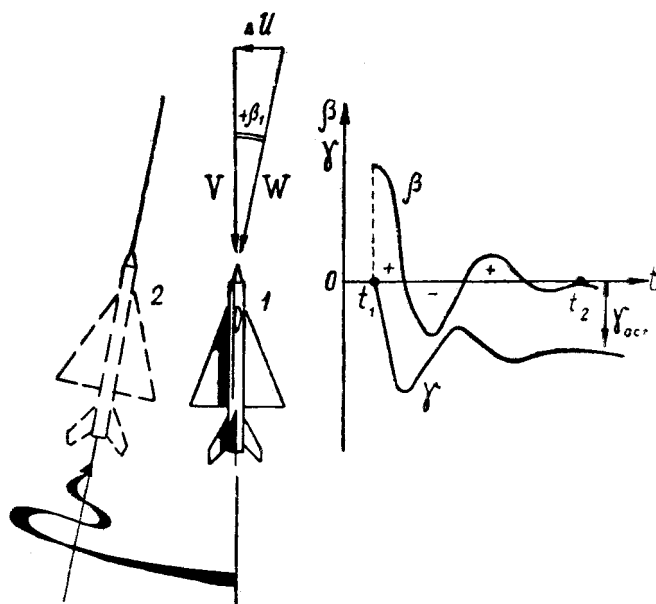


Рис. 4.19: Реакция самолета на боковой порыв ветра

кания в болтанку приводит к увеличению остаточного крена при входе в каждый порыв (и при выходе из него).

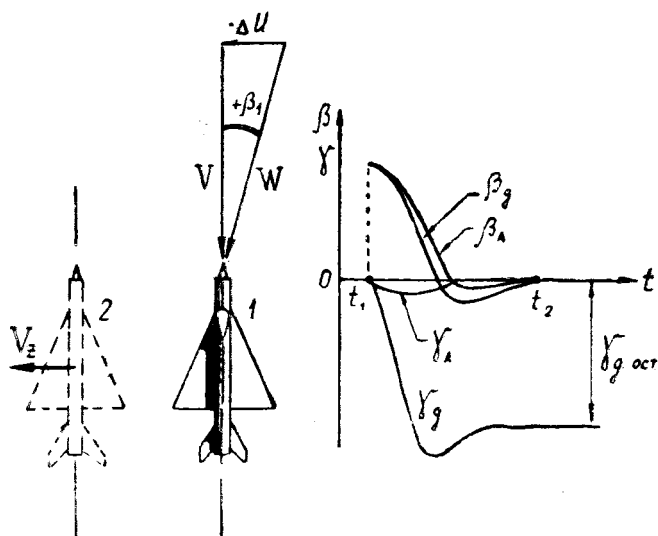


Рис. 4.20: Реакция самолета на боковой порыв ветра при включении демпфера рыскания (д) или автопилота (А)

Но применение *кренового автопилота* полностью решает проблему боковой стабилизации самолета без вмешательства летчика (рис. 4.20, кривые β_A и γ_A).

4. Предположим, что на самолет, летящий со скоростью V , подействовал **встречный порыв** ветра Δu (рис. 4.21). Воздушная скорость, влияющая на величину аэродинамических сил и моментов, при этом возрастет (хотя путевая скорость относительно земли начнет уменьшаться) и при невмешательстве летчика должны возникнуть длиннопериодические колебания скорости и высоты. Неустойчивый по скорости самолет при попадании во встречный порыв начнет снижаться и увеличивать скорость еще больше.

Практически продольные порывы ветра на пилотировании отражаются слабо, вви-

ду того, что длиннопериодическое движение самолета летчиком почти не замечается. Включение простого *демпфера тангажа* на поведении самолета при продольных порывах ветра почти не сказывается, так как угловая скорость ω_z , на которую реагирует этот демпфер, здесь чрезвычайно мала. Включение продольного канала *автопилота* несколько сглаживает длиннопериодические колебания и, следовательно, является полезным.

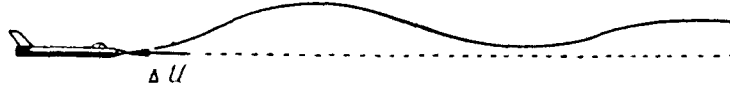


Рис. 4.21: Реакция самолета на продольный порыв ветра

5. Наибольшее влияние на пилотирование самолета и его прочность оказывают **вертикальные порывы**, при действии которых изменяется угол атаки крыла. При этом могут быть превышены ограничения или по *эксплуатационной перегрузке* (и тогда конструкция получит остаточные деформации), или по *углу атаки* (и тогда начнется тряска или произойдет срыв в штопор).

6. **Рассмотрим условия**, при которых может быть превышена *максимальная эксплуатационная перегрузка*. Рассчитаем приращения:

- угла атаки при порыве $\Delta\alpha = \frac{\Delta u_{эфф}}{V}$;
- коэффициента подъемной силы $\Delta C_y = C_y^\alpha \Delta\alpha$;
- подъемной силы $\Delta Y = \Delta C_y S q$;
- перегрузки $\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{C_y^\alpha \Delta u_{эфф} S \rho V^2}{V 2G}$.

Предположим, что самолет первоначально летит с перегрузкой $n_y = 1$, тогда допустимое приращение перегрузки будет равно $\Delta n_y = n_{y\max}^э - 1$; подставив это соотношение в последнюю формулу, разрешаем полученное уравнение относительно V

$$V_{\max.\text{доп}} = \frac{2G(n_{y\max}^э - 1)}{C_y^\alpha S \rho \Delta u_{эфф}}. \quad (4.15)$$

Полученное выражение дает величину *максимально допустимой скорости* при расчетном эффективном порыве ветра. Превышение этой скорости во время полета в болтанку может привести к выходу за максимальную эксплуатационную перегрузку.

На истребителях, истребителях-бомбардировщиках и других подобных самолетах ограничение по болтанке обычно лежит далеко за другими ограничениями максимальной скорости.

Тяжелые самолеты (дальние бомбардировщики, транспортные и др.) имеют сравнительно большое удлинение крыла и, следовательно, большую величину производной C_y^α . В то же время эксплуатационная перегрузка у этих самолетов мала, и ограничение максимальной скорости по болтанке может стать при полете на малых высотах определяющим (рис. 4.22).

На самолете с КИС для уменьшения производной C_y^α при полете в болтанку крыло следует поставить на большую стреловидность.

7. **Теперь рассмотрим условия**, при которых может произойти превышение *допустимого угла атаки*:

- угол атаки в горизонтальном полете $\alpha_\Gamma = \frac{2G}{C_y^\alpha S \rho V^2}$;
- приращение угла атаки при порыве $\Delta\alpha = \frac{\Delta u_{эфф}}{V}$;
- допустимое приращение угла атаки $\Delta\alpha = \alpha_{\text{доп}} - \alpha_\Gamma$.

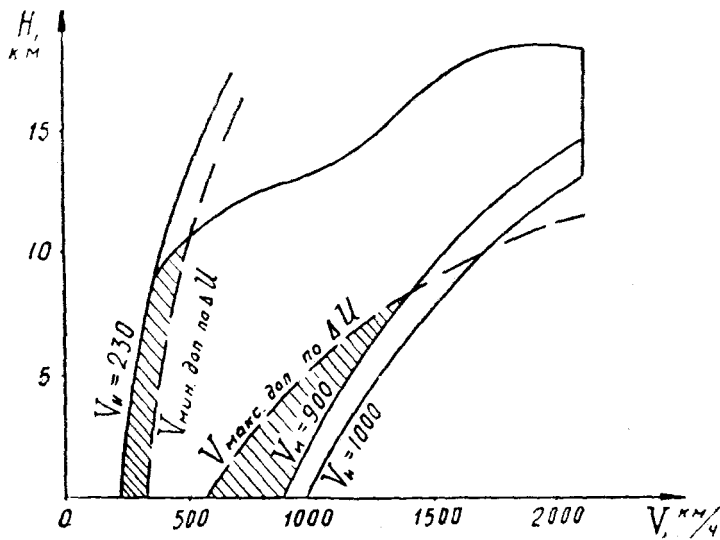


Рис. 4.22: Пример ограничений минимальной и максимальной скоростей самолета по расчетному эффективному порыву ветра

Подставив в третье равенство выражения для $\Delta\alpha$ и $\alpha_{\text{г}}$, взятые из первых двух равенств, и разрешив полученное уравнение относительно скорости V , получим

$$V_{\text{мин. доп}} = \frac{\Delta u_{\text{эфф}}}{2\alpha_{\text{доп}}} + \sqrt{\left(\frac{\Delta u_{\text{эфф}}}{2\alpha_{\text{доп}}}\right)^2 + \frac{2G}{C_y^\alpha \alpha_{\text{доп}} S \rho}}$$

8. Для примера по формулам (4.15) и (4.16) вычислим $V_{\text{макс. доп}}$ и $V_{\text{мин. доп}}$ на различных высотах при $\Delta u_{\text{эфф}} = 15 \text{ м/с}$.

Данные самолета: $G/S = 3000 \text{ Н/м}^2$ (300 кгс/м^2), $n_{y\text{ макс}}^3 = 3$, $C_y^\alpha = 4 \text{ ед/рад}$ ($0,07 \text{ ед/град}$), $\alpha_{\text{доп}} = 0,3 \text{ рад}$ (17°).

Результаты расчета приведены на рис. 4.22. Проанализируем этот график.

При заданной в примере величине эффективного порыва ветра (15 м/с) на этом самолете можно безопасно летать у земли (без превышения $n_{y\text{ макс}}^3$ и $\alpha_{\text{доп}}$) в диапазоне скоростей $V = 335 - 575 \text{ км/ч}$ (в диапазоне индикаторных скоростей $V_{\text{и}} = 335 - 575 \text{ км/ч}$, на высоте 10 км — в диапазоне $V = 495 - 1710 \text{ км/ч}$ ($V_{\text{и}} = 290 - 1000 \text{ км/ч}$).

Заметим, что при заданной величине $\Delta u_{\text{эфф}}$ минимальная допустимая скорость с высотой увеличивается (от 335 км/ч у земли до 495 км/ч на высоте 10 км), а соответствующая индикаторная скорость уменьшается (от 335 до 290 км/ч).

Максимальная допустимая скорость с высотой увеличивается очень быстро (от 575 до 1710 км/ч); характерно, что быстро увеличивается и соответствующая индикаторная скорость (от 575 до 1000 км/ч), а это на больших высотах всегда приводит к выходу данного ограничения за границу других ограничений максимальной скорости.

9. Как ведет себя самолет при попадании в вертикальный порыв ветра?

Предположим, что в момент t_1 на самолет подействовал *восходящий* порыв (рис. 4.23). Произойдет приращение угла атаки и перегрузки. Продольно устойчивый самолет сразу же начнет опускать нос навстречу порыву, сбрасывая это приращение. Начнутся короткопериодические колебания с затухающей амплитудой. К моменту выхода из порыва (t_2) приращения $\Delta\alpha$ и Δn_y уменьшатся, а угол тангажа ϑ изменится из-за поворота самолета носом навстречу порыву. Выход из восходящего порыва в момент t_2 снова приведет к нарушению продольного равновесия самолета и т. д.

При включении продольного канала *автопилота* (или демпфера тангажа) самолет реагирует на вертикальный порыв несколько по-иному. Автопилот стремится

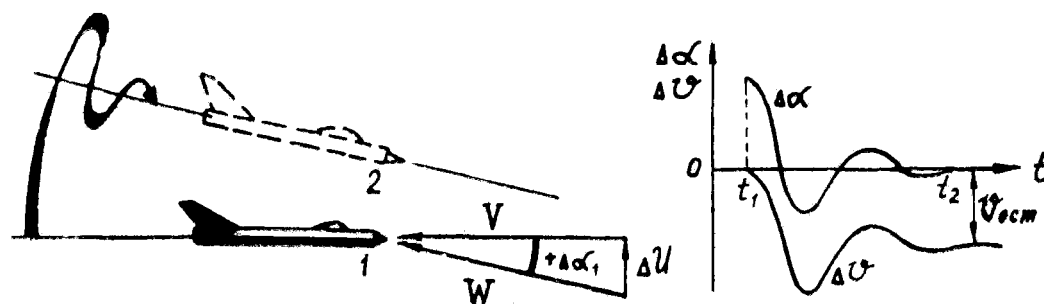


Рис. 4.23: Реакция самолета на вертикальный порыв ветра

сохранить заданный угол тангажа, т. е. не позволяет самолету быстро повернуться носом навстречу порыву и сбросить приращение угла атаки и перегрузки. В этом случае α и n_y возвращаются к исходному значению медленнее за счет постепенного увлечения самолета вверх восходящим порывом. Когда вертикальная скорость самолета сравняется со скоростью порыва, действие порыва прекратится даже без поворота самолета вокруг поперечной оси (рис. 4.24).

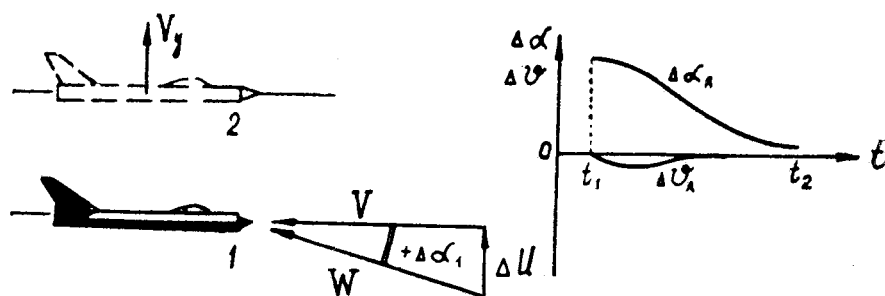


Рис. 4.24: Реакция самолета на вертикальный порыв ветра при включении автопилота

При включении автопилота перегрузка при вертикальном порыве сбрасывается медленнее, поэтому могло бы показаться, что при болтанке целесообразно автопилот выключать и переходить на ручное управление. Однако это не всегда так.

Применение автопилота в условиях *средней турбулентности* значительно уменьшает вероятность выхода самолета за допустимый угол атаки или за эксплуатационную перегрузку. Дело в том, что на практике встречаются не отдельные ступенчатые порывы ветра, а серии порывов самой разнообразной силы, формы и направления. Предположим, что в полете сначала встретился нисходящий порыв. Продольно устойчивый самолет начнет поднимать нос, увеличивая угол атаки. Но если в этот момент встретится восходящий порыв, то это приведет к двойному увеличению угла атаки и перегрузки. Включенный автопилот не позволил бы самолету реагировать на первый порыв, и действие второго порыва было бы ослаблено. Таким образом, действие последовательных порывов может попасть в резонанс с собственными колебаниями самолета, когда амплитуда колебаний угла атаки и перегрузки быстро возрастает. В данном случае включение автопилота оказывается *полезным*.

Применение автопилота становится *нежелательным* в условиях *очень сильной турбулентности*, когда возможен выход за предельный режим даже при действии единичного сильного порыва. В этом случае ручное управление обеспечивает более высокую безопасность полета. Здесь может применяться только автопилот с дополнительным управляющим сигналом от угла атаки или величины перегрузки в центре тяжести самолета.

При ручном управлении летчик не должен обращать внимание на каждый порыв,

так как следующий может оказаться противоположного направления. Рули следует держать в основном неподвижно, мелкими движениями сохраняя заданный угол тангажа и устраняя крены. Реагировать нужно только на отдельные очень сильные порывы, чтобы не допустить выхода самолета на критический режим.

10. Пилотирование в струйных течениях. Струйные течения занимают по высоте сравнительно небольшой слой атмосферы, поэтому на границе этих течений скорость ветра изменяется очень быстро, т. е. градиент du/dH имеет большую величину. Как это отражается на динамике полета самолета?

Предположим, что самолет набирает высоту с вертикальной скоростью $V_y = 100 \text{ м/с}$ и входит во встречное струйное течение с градиентом $du/dH = 0,05 \text{ м/с/м}$ (рис. 4.25). Следовательно, каждую секунду (через каждые 100 м) скорость встречного потока воздуха (т. е. воздушная скорость самолета) будет возрастать на $0,05 \cdot 100 = 5 \text{ м/с}$ (на 18 км/ч). Для сохранения заданной скорости летчик должен здесь увеличивать угол набора Θ и вертикальную скорость V_y .

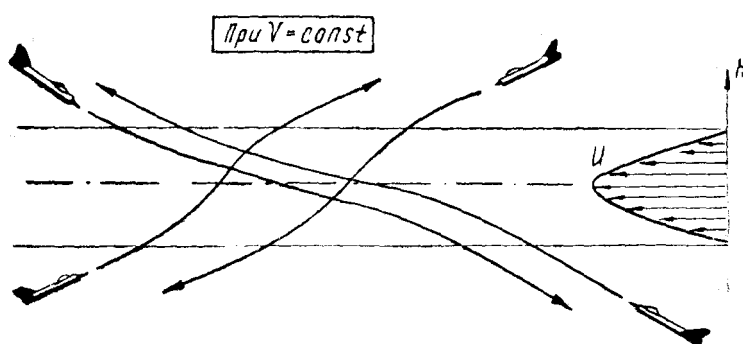


Рис. 4.25: Изменение наклона траектории при переходе через струйное течение с постоянной воздушной скоростью

При выходе вверх из встречного струйного течения воздушная скорость падает и угол набора необходимо немедленно уменьшать.

Вход снизу в попутное струйное течение также приводит к уменьшению воздушной скорости и к необходимости быстро уменьшать угол набора. Выход вверх из попутного струйного течения должен сопровождаться увеличением угла набора.

Изменение воздушной скорости или скороподъемности на границе струйного течения может быть очень большим и быстрым. При $\Theta = \text{const}$ скорость может изменяться гораздо энергичнее, чем при обычном разгоне или торможении в горизонтальном полете с полным использованием тяги или воздушных тормозов.

Сквозь слой струйного течения не рекомендуется выполнять вертикальные фигуры (горки, пикирования, петли, полупетли, перевороты и пр.), так как характер изменения скорости и перегрузки на фигуре здесь сильно искажается и возможно попадание самолета в опасные положения.

§6. Полет на вторых режимах

1. «**Вторым режимом** называется режим установившегося полета, при котором случайное увеличение скорости приводит к появлению положительного, а уменьшение скорости — к появлению отрицательного избытка тяги. При этом перераспределение продольных сил приводит к еще большему отклонению скорости от исходной» (НПП).

Это определение нуждается в пояснениях:

— в наклонном полете под «избытком тяги» следует понимать сумму касательных к траектории сил $P - Q - G \sin \Theta$; причем в частном случае планирования тяга вообще может быть равна нулю, и тогда «избыток тяги» будет равен $-Q - G \sin \Theta$;

— слова «установившийся полет» означают, что скорость полета и наклон траектории к горизонту должны быть при режиме постоянными, т. е. перед случайным изменением скорости должны соблюдаться равенства: $P = Q_\Gamma$ (или $P = Q + G \sin \Theta$, если рассматривать общий случай, включающий набор высоты и снижение) и $Y = G$ (или $Y = G \cos \Theta$).

Таким образом, второй режим может иметь место в некотором диапазоне скоростей на установившемся режиме горизонтального полета, подъема или снижения (планирования), на установившихся виражах, восходящих и нисходящих спиралях.

2. **Границей между режимами** является скорость, на которой при полной или неполной тяге кривая $P(V)$ соприкасается с кривой $Q(V)$, построенной при $n_y = \text{const}$ (рис. 4.26).

В прямолинейном установившемся горизонтальном полете при $n_y = 1$) эта граница у самолетов с ТРД находится *вблизи наивыгоднейшей скорости* $V_{\text{нв}}$ (рис. 4.26,а), у самолетов с ТВД (или с поршневыми двигателями) — на скорости, *меньшей наивыгоднейшей* (рис. 4.26,б). На установившихся виражах и спиралях граница между режимами находится на скорости, примерно в $\sqrt{n_y}$ раз большей, чем в прямолинейном горизонтальном полете (рис. 4.26,а).

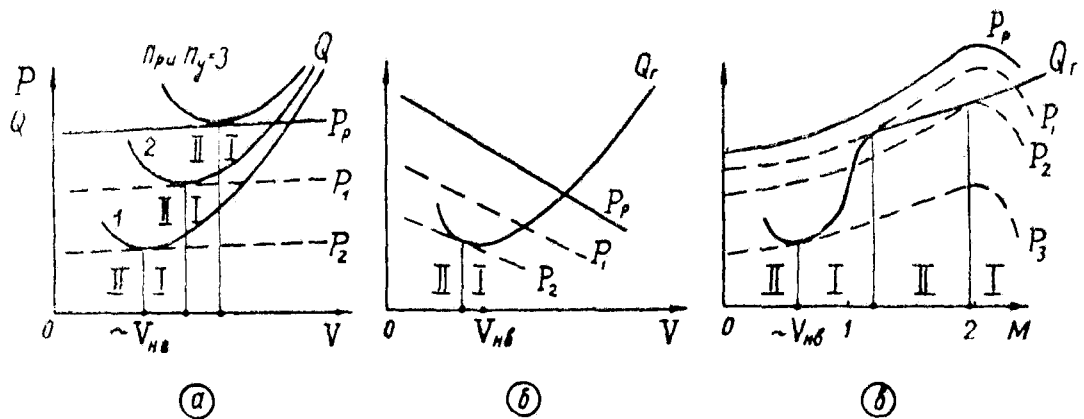


Рис. 4.26: Диапазоны скоростей I и II режимов полета: а — самолет с ТРД, б — самолет с ТВД, в — сверхзвуковой самолет с ТРД

У некоторых сверхзвуковых самолетов характер протекания кривых $P(V)$ и $Q(V)$ таков, что эти кривые могут соприкасаться еще в двух точках: примерно на $M = 1,1 - 1,2$ и на $M = 1,8 - 2,2$ (рис. 4.26,в), что приводит к появлению диапазона сверхзвуковых скоростей, в котором также возможен полет на вторых режимах.

В наклонном полете (при наборе, снижении и на спиралях) границей между режимами является скорость, на которой соприкасаются кривые $Q(V)$ и $P(V) - G \sin \Theta$ (составляющая веса $-G \sin \Theta$ по своему действию аналогична тяге P).

3. **Полет на втором режиме** имеет некоторые важные *особенности*, для понимания которых нужно предварительно внимательно разобраться с вопросом о зависимости лобового сопротивления самолета от скорости, угла атаки и перегрузки.

На рис. 4.27 изображена графически зависимость $Q(V_n, n_y, \alpha)$; чтобы не затемнять основной вопрос побочными обстоятельствами, кривые здесь построены без учета сжимаемости воздуха, т. е. все аэродинамические коэффициенты (C_{x0} , A , $C_{y \text{ доп}}$ и пр.) считаются постоянными по скорости; принято также $\alpha_0 = 0$. Проанализируем рис. 4.27.

Если при изменении скорости летчик будет *держат* ручку неподвижно, то при любой скорости (с учетом принятых допущений) будет сохраняться один и тот же угол атаки ($\alpha = \text{const}$), а следовательно, будут постоянными коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления ($C_y = \text{const}$ и $C_x = \text{const}$). В этом случае лобовое сопротивление пропорционально квадрату индикаторной скорости

$$Q = C_x S 0,5 \rho_0 V_{и}^2,$$

и кривые $Q(V_{и})$ будут представлять собой квадратичные параболы, проходящие через начало координат. На рис. 4.27 пунктиром изображена серия этих парабол, построенных для *постоянных углов атаки* $\alpha = 0^\circ, 3^\circ, 7^\circ, 14^\circ, 28^\circ$ (напомним, что каждому из этих углов атаки и каждой параболе соответствует свое, вполне определенное положение ручки и руля высоты).

Нормальная перегрузка n_y при $\alpha = \text{const}$ также будет пропорциональна квадрату индикаторной скорости.

Если при изменении скорости летчик будет *выдерживать постоянную перегрузку* ($n_y = \text{const}$), т. е. при увеличении скорости будет отклонять ручку от себя и уменьшать угол атаки α , а при уменьшении скорости — отклонять ручку на себя и увеличивать α , то для построения графической зависимости $Q(V_{и})$ следует воспользоваться формулой (считая полярю квадратичной параболой)

$$Q = C_{x0} S \frac{\rho_0 V_{и}^2}{2} + \frac{2 A G^2 n_y^2}{S \rho_0 V_{и}^2}.$$

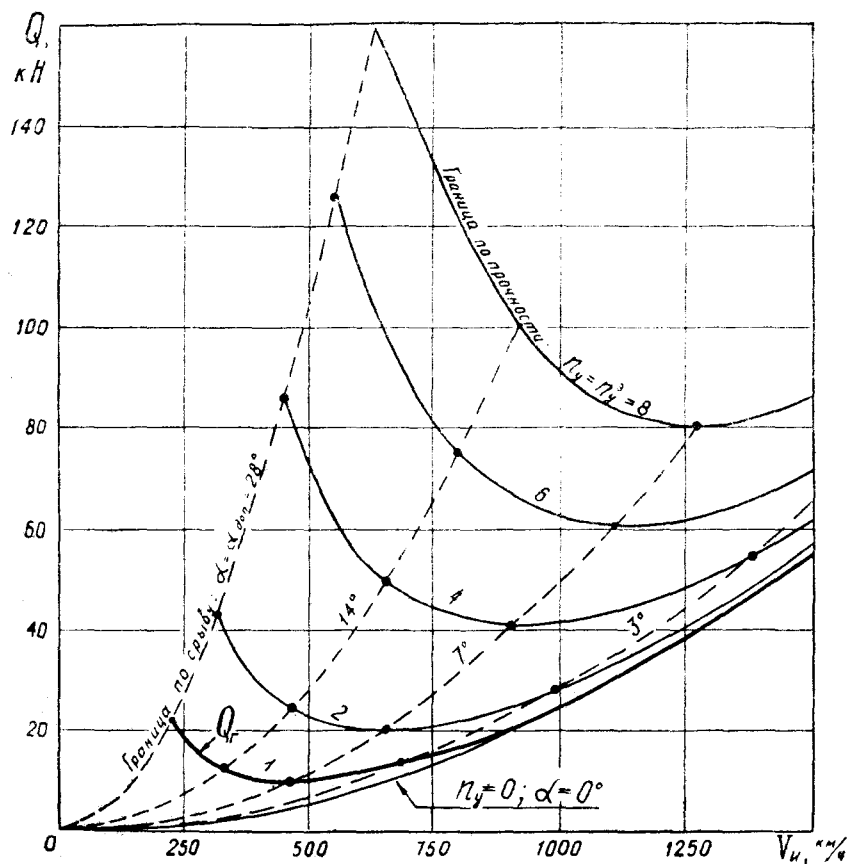


Рис. 4.27: Зависимость лобового сопротивления самолета от индикаторной скорости при постоянной перегрузке и постоянном угле атаки

На рис. 4.27 сплошными линиями изображены кривые $Q(V_H)$, построенные для постоянных перегрузок $n_y = 0, 1, 2, 4, 6, 8$. Напомним, что вдоль каждой отдельной кривой положение ручки и угол атаки меняются, причем угол α обратно пропорционален V_H^2 ; заметим также, что кривые сопротивления при $\alpha = 0$ и $n_y = 0$ совпадают, это вытекает из принятого допущения $\alpha_0 = 0$.

4. Пусть самолет летит на втором режиме на скорости V_2 (рис. 4.28) и летчик установил РУД такие обороты, чтобы выполнялось равенство $P = Q_T$, а ручкой установил такой угол атаки (16°), чтобы выполнялось равенство $Y = G$. А теперь рассмотрим поведение самолета и приемы пилотирования в различных характерных случаях.

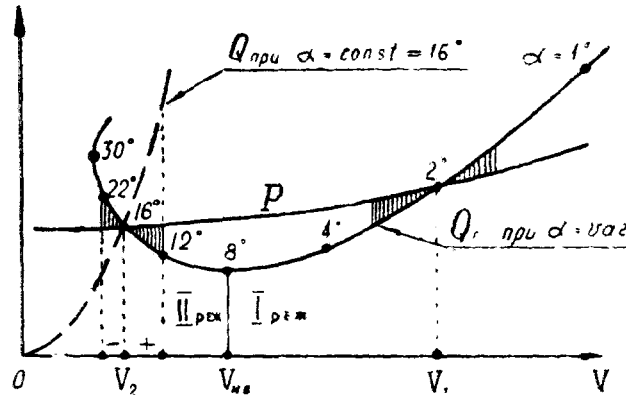


Рис. 4.28: К пояснению особенностей полета на вторых режимах

5. Предположим, что скорость случайно *возросла* на небольшую величину $+\Delta V$ (например, в результате встречного порыва ветра), но летчик, отдавая ручку *от себя*, уменьшает угол атаки (до 12°) и выдерживает *постоянный угол наклона траектории* к горизонту (в частном случае — постоянную высоту). При этом лобовое сопротивление станет меньше тяги (избыточная тяга на рисунке заштрихована), и самолет начнет увеличивать скорость и дальше — вплоть до V_1 , когда сопротивление Q_T снова станет равным тяге P (при этом в процессе разгона летчик должен бы постепенно отдавать ручку от себя, уменьшая угол атаки до 2° при V_1). Для парирования произвольного разгона сразу же после случайного увеличения скорости летчик должен убрать обороты, восстановить заданную скорость V_2 и снова увеличить обороты до первоначальной величины, отклоняя ручку и изменяя угол атаки в соответствии с изменениями скорости.

Если при V_2 скорость случайно *уменьшилась*, а летчик для постоянства подъемной силы и наклона траектории будет подбирать ручку *на себя*, увеличивая тем самым угол атаки (по рисунку — до 22°), то лобовое сопротивление станет больше тяги и самолет будет уменьшать скорость и дальше — пока не сорвется в штопор (естественно, это произойдет в том случае, когда летчик при падении скорости непрерывно подбирает ручку на себя, стремясь удержать самолет на постоянной перегрузке или на постоянной высоте). Для парирования произвольного торможения летчик должен увеличить обороты, восстановить заданную скорость V_2 и снова убрать обороты до первоначальной величины.

Следовательно, если летчик выдерживает ручкой *постоянную перегрузку* (прямолинейность траектории, постоянную высоту), то самолет по скорости находится в *неустойчивом равновесии* и летчик вынужден сохранять заданную скорость на втором режиме непрерывными двойными движениями РУД.

6. Если во время полета на скорости V_2 при случайном изменении скорости лет-

чик держит ручку *неподвижно*, не вмешиваясь в управление, то угол атаки будет оставаться постоянным ($\alpha = 16^\circ$ — по рисунку), а самолет будет самостоятельно возвращаться к исходной скорости V_2 .

Действительно, при $\alpha = \text{const} = 16^\circ$ сопротивление Q и подъемная сила Y изменяются пропорционально квадрату индикаторной скорости. В этом случае при увеличении скорости получим $Y > G$ и $Q > P$ и самолет начнет набирать высоту и тормозиться, самостоятельно возвращаясь к исходной скорости V_2 . Наоборот, при случайном уменьшении скорости получим $Y < G$ и $Q < P$ и самолет начнет снижаться и разгоняться, также возвращаясь к исходной скорости.

Следовательно, если летчик держит ручку *неподвижно* (сохраняя тем самым примерно постоянный угол атаки), то даже при полете на малой скорости V_2 , на которой при других условиях мог бы иметь место второй режим, самолет имеет тенденцию после случайных возмущений самостоятельно *возвращаться к исходной скорости*. Правда, прямолинейность траектории при этом не сохраняется.

7. Итак, после случайного изменения скорости при полете на втором режиме самолет, в зависимости от действий летчика, или снова возвращается к этому режиму, или продолжает отклоняться от него все дальше и дальше. Быстрое аperiodическое изменение скорости на втором режиме создает сам летчик, когда соответствующими движениями ручки он пытается в любом случае выдержать прямолинейность траектории (или постоянную перегрузку, или постоянную высоту). Но в некоторых случаях летчик вынужден это делать вне зависимости от того, знает он что-либо о вторых режимах или нет.

Пример. На взлете после отрыва произошел частичный отказ двигателя на скорости 400 км/ч, которая меньше наивыгоднейшей, и тяга стала равна сопротивлению (хотя летчик немедленно убрал шасси). Самолет оказался на втором режиме полета на высоте 10 м. Случайное внешнее возмущение привело к незначительному уменьшению скорости, самолет стал снижаться, и летчик при этом вынужден был слегка подобрать ручку, чтобы предотвратить снижение. Самолет стал терять скорость и снижаться быстрее, летчику пришлось быстрее подбирать ручку и т. д. Дело закончилось приземлением на фюзеляж вне аэродрома, но летчик здесь не виноват, хотя он и «попал на второй режим».

8. К случаю пилотирования с $\alpha = \text{const}$ близко примыкает случай пилотирования с $\vartheta = \text{const}$ — с *постоянным углом тангажа*, который летчик может выдерживать по горизонту и авиагоризонту.

Вспомним, что $\alpha = \vartheta - \Theta$, поэтому при $\vartheta = \text{const}$ случайное уменьшение скорости приводит к уменьшению подъемной силы Y и лобового сопротивления Q , так как в первый момент после возмущения имеем $\Theta \simeq \text{const}$ и $\alpha \simeq \text{const}$. Указанное изменение сил Y и Q возвращает самолет к исходной скорости V_2 . Но здесь возвращение к V_2 будет происходить медленнее, чем в случае пилотирования с $\alpha = \text{const}$, так как после случайного уменьшения скорости начинается постепенное уменьшение угла наклона траектории Θ , что при $\vartheta = \text{const}$ приводит к некоторому увеличению угла атаки α , подъемной силы Y и лобового сопротивления Q (по сравнению со случаем при $\alpha = \text{const}$).

Кривая сопротивления при $\vartheta = \text{const}$ проходит между кривой Жуковского $Q(V)$ при $n_y = \text{const}$ и параболой $Q(V)$ при $\alpha = \text{const}$, но ближе к последней. Точное положение кривой $Q(V)$ при $\vartheta = \text{const}$ изобразить нельзя, так как оно зависит от многих факторов, в том числе и от величины случайного возмущения скорости ΔV .

9. Если на втором режиме требуется *увеличить скорость* (например, от V_2 до $V_{\text{нв}}$ по рис. 4.28), то летчик должен увеличить обороты, разогнать самолет до новой скорости (с одновременной отдачей ручки для уменьшения угла атаки от 16° до 8°), а затем убрать обороты до величины, менее первоначальной. Потребный угол атаки

автоматически устанавливается при выдерживании высоты полета по высотомеру и вариометру.

В случае необходимости *уменьшить скорость* следует убрать обороты, подбирая ручку на себя, а при достижении заданной скорости прибавить обороты до величины, больше первоначальной.

10. На отклонение ручки при полете на втором режиме самолет реагирует также с некоторыми особенностями. Если отклонить ручку несколько *на себя* (и оставить ее в этом положении), то, как и на первом режиме, произойдет увеличение α , C_y , C_x , Y и Q . При возрастании подъемной силы траектория вначале искривится вверх и скорость начнет уменьшаться (как за счет увеличения угла Θ , так и за счет возросшего Q). При уменьшении скорости будет падать Y и траектория начнет искривляться вниз. В конце концов установится новый режим равновесия (рис. 4.29) на увеличенном угле атаки (соответствующем положению ручки и руля высоты), на меньшей скорости (соответствующей по кривым Жуковского новому углу атаки) и при меньшем угле наклона траектории (в соответствии с избытком сопротивления, определяемым по кривым Жуковского для новой равновесной скорости).

При отклонении ручки *от себя* уменьшатся α , C_y , C_x , Y и Q . За счет уменьшения подъемной силы траектория вначале искривится вниз. После этого начнут увеличиваться скорость и подъемная сила, что приведет к искривлению траектории вверх. В конце концов установится новый режим равновесия на уменьшенном угле атаки, большей скорости и при большем угле наклона траектории (рис. 4.29).

Следовательно, на втором режиме при взятии ручки на себя угол наклона траектории в конце концов уменьшается (т. е. или уменьшается угол набора, или из горизонтального полета самолет переходит на снижение, или увеличивается угол снижения), а при отдаче ручки от себя угол Θ увеличивается (или уменьшается угол снижения, или из горизонтального полета самолет переходит к набору высоты, или увеличивается угол набора).

Заметим, однако, что в первый момент на отклонение ручки самолет реагирует *правильно*, т. е. практически никаких особенностей в пилотировании здесь нет. Если, например, самолет приближается к земле, то для уменьшения вертикальной скорости снижения летчик должен подобрать ручку на себя на любом режиме. Отличие возникнет только через некоторый промежуток времени: на первом режиме установится затем меньшая вертикальная скорость, а на втором режиме самолет снова станет снижаться.

В каких случаях на практике возможен полет на вторых режимах?

11. На взлете после отрыва самолет некоторое время летит на скорости, меньшей наивыгоднейшей, но вторым режимом этот отрезок полета считать нельзя, так как здесь $P \gg Q + G \sin \Theta$, т. е. нет условия равновесия сил: самолет идет с разгоном и при $V < V_{\text{нв}}$, и при $V > V_{\text{нв}}$. Настоящий второй режим после отрыва может возникнуть только при $P = Q + G \sin \Theta$, что может произойти в результате *частичного отказа двигательной установки* (уменьшение P), или в результате *чрезмерной загрузки* тяжелого самолета (увеличение G), или при ошибках летчика в технике пилотирования (увеличение ϑ или Θ).

При *частичном отказе двигательной установки* летчик должен немедленно убрать шасси, сбросить подвески (если это допускается), убрать закрылки (если позволяет высота!) и попытаться достигнуть наивыгоднейшей скорости, на которой может появиться некоторый избыток тяги, что позволит перевести самолет в пологий набор и совершить полет по кругу. Для разгона до наивыгоднейшей скорости следует использовать даже тот небольшой запас высоты, который имеется к моменту отказа или который может появиться в результате уклона местности. Грубейшей ошибкой здесь будет перевод самолета в набор (даже самый пологий) на скорости, меньше

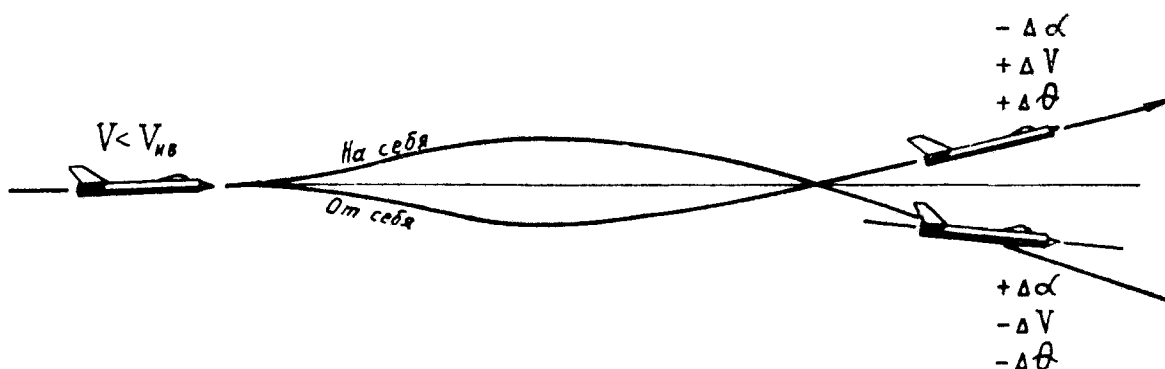


Рис. 4.29: Реакция самолета на отклонение ручки при полете на втором режиме

наивыгоднейшей. В этом случае скорость начнет быстро падать и положение окажется безвыходным, вернее, единственный выход будет заключаться в вынужденной посадке или катапультировании (последнее — при наличии специального кресла).

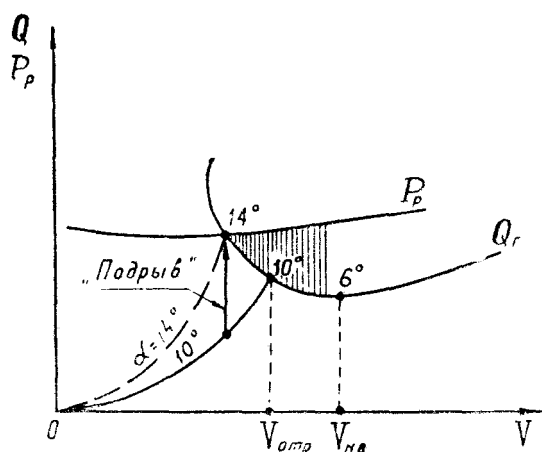


Рис. 4.30: Выход самолета на второй режим в процессе взлета при «подрыве» на малой скорости

Тяжелый самолет с малой тяговооруженностью может попасть на второй режим при преждевременном подрыве на разбеге (рис. 4.30). В данном примере отрыв на рекомендуемой скорости происходит при $\alpha = 10^\circ$; после отрыва имеется избыточная тяга и самолет может разогнаться и перейти в набор. Если же на разбеге летчик подорвет самолет в воздух на $\alpha = 14^\circ$, то окажется, что $P_p = Q_r$ и самолет не сможет набрать ни скорости, ни высоты.

Попасть при взлете на второй режим можно и в том случае, если на малой скорости преждевременно перевести самолет в крутой набор высоты с большим углом Θ . Тогда может оказаться, что $P_p = Q + G \sin \Theta$, т. е. создается необходимое условие второго режима. Простое отжатие ручки от себя и уменьшение угла набора полностью ликвидируют последствия этой ошибки.

12. При частичном отказе двигательной установки самолет может оказаться на втором режиме не только после отрыва на взлете, но и на любом этапе полета, особенно, если выпущены шасси и посадочные закрылки. Для исправления положения следует убрать шасси и закрылки и набрать наивыгоднейшую скорость, жертвуя при необходимости даже некоторой частью высоты. По достижении наивыгоднейшей скорости нужно перевести самолет в горизонтальный полет и по изменению скорости

определить наличие или отсутствие избыточной тяги. Если скорость имеет тенденцию к увеличению, то можно постепенно набирать высоту и заходить на посадку (придерживаясь все время наивыгоднейшей скорости). Если же скорость падает, то необходимо снова перевести самолет на снижение. В этом случае уже ничего поделать нельзя и нужно немедленно принимать решение, которое будет зависеть от высоты полета, удаления от аэродрома, характера местности, вертикальной скорости снижения (при наивыгоднейшей скорости) и типа самолета.

Когда запас тяги позволяет продолжать полет, то развороты следует делать с минимальным креном, имея в виду, что при крене 15° сопротивление увеличивается на 3,5%, при крене 30° — на 16%, при крене 45° — на 50% и т. д. Не нужно спешить с выпуском шасси и закрылков, а после их выпуска и выполнения четвертого разворота следует установить скорость, которая обеспечивает выравнивание самолета и посадку.

13. Попадание на второй режим возможно и при полете на большой высоте, вблизи дозвукового статического потолка. Такой полет производится обычно с целью получения максимальной дальности или продолжительности полета, происходит он на скорости, близкой к наивыгоднейшей.

При установившемся полете на наивыгоднейшей скорости случайное ее уменьшение приводит к некоторому недостатку тяги, к дальнейшему уменьшению скорости и т. д. Ошибка здесь возникает вследствие того, что истинная скорость велика и процесс развивается вначале медленно и почти незаметно. И в этом случае причиной падения скорости являются неправильные действия самого летчика, подбирающего постепенно ручку и мешающего самолету снизиться и набрать скорость.

При полете с оборотами 100% скорость выдерживается соответствующим изменением высоты. При полете с оборотами менее 100%, скорость выдерживается РУД, а высота — ручкой.

14. Сверхзвуковой второй режим может иметь место примерно при $M \simeq 1,2 - 1,8$. Границы этого диапазона зависят от конкретных аэродинамических характеристик самолета и скоростных характеристик двигателя. В некоторых случаях (ТРД с высоконапорным компрессором и малой степенью форсирования или др.) сверхзвуковой второй режим может вообще отсутствовать. Диапазон скоростей возможных сверхзвуковых вторых режимов обычно проходит в *неустановившемся полете*, т. е. с разгоном или торможением, и летчик никаких особенностей в поведении самолета не замечает.

Но в некоторых редких случаях может возникнуть необходимость лететь с постоянной скоростью и на сверхзвуковом втором режиме. Если форсажная тяга имеет плавную регулировку, то скорость выдерживается двойными движениями РУД, как и на обычном дозвуковом втором режиме. Если же форсажная тяга изменяется ступеньками, то скорость можно выдерживать попеременным включением той или иной степени форсажа. Когда величина форсажной тяги вообще не регулируется, можно использовать периодический выпуск и уборку тормозных щитков.

15. В заключение заметим, что вторые режимы не играют на практике той большой роли, которая им часто приписывается.

При внимательном чтении изложенного выше материала можно убедиться, что *практические приемы пилотирования* на вторых режимах в основном такие же, как и на первых:

— когда скорость по какой-то причине начинает падать и требуется это падение парировать, то на любом режиме летчик должен или отдать ручку (уменьшить угол атаки), или увеличить тягу, или одновременно сделать и то и другое;

— если скорость падает, но требуется выдержать прямолинейность траектории, то на любом режиме летчик должен подбирать ручку на себя (за исключением момента

обратного перехода через скорость звука, что ни к первому, ни ко второму режиму отношения не имеет); если же скорость растёт, но также требуется лететь по прямой, то на любом режиме летчик должен отдавать ручку от себя (за исключением момента прямого перехода через скорость звука);

— пусть требуется в прямолинейном полете перейти от меньшей скорости к большей. В этом случае на любом режиме летчик должен сначала увеличить обороты и при разгоне отклонять ручку от себя, а при достижении заданной скорости убрать обороты до равновесных. Для перехода от большой скорости к меньшей летчик должен на любом режиме сначала убрать обороты, по мере торможения подбирать ручку на себя, а при достижении заданной скорости увеличить обороты до равновесных. То обстоятельство, что на втором режиме новая равновесная тяга после окончания разгона будет меньше исходной, а после окончания торможения — больше исходной, для летчика в полете не имеет значения и представляет интерес только для теории;

— если нужно предотвратить «проваливание» самолета вниз, то на любом режиме необходимо подобрать ручку на себя; когда же нужно предотвратить «вспухание» самолета, ручку следует отдать от себя;

— если летчик допустил перетягивание ручки, то самолет срывается в штопор вне всякой связи с особенностями режимов. Известно, что *срыв в штопор* происходит не от уменьшения скорости, а *от увеличения угла атаки* при перетягивании ручки, т. е. от создания перегрузки, не соответствующей скорости, что никак не связано ни с первым, ни со вторым режимами. Например, проход верхней точки петли Нестерова можно осуществить на МиГ-21 без сваливания даже на скорости 150–200 км/ч, если только отпустить ручку и уменьшить перегрузку n_y до 0,2–0,3.

Итак, все особенности вторых режимов можно выразить старым, но простым правилом:

НЕ ТЕРЯЙ СКОРОСТЬ, НЕ ПЕРЕТЯГИВАЙ РУЧКУ!

Глава V

Маневренные характеристики и методика их сравнения

Маневренностью самолета называется его способность изменять вектор скорости полета по величине и направлению.

Маневренные свойства реализуются летчиком при боевом маневрировании, которое состоит из отдельных законченных или незаконченных фигур пилотажа, непрерывно следующих друг за другом.

Маневренность является одним из важнейших качеств боевого самолета любого рода авиации. Она позволяет успешно вести воздушный бой, преодолевать ПВО противника, атаковать наземные цели, строить, перестраивать и распускать боевой порядок (строй) самолетов, выводить на объект в заданное время и т. д.

Особое и, можно сказать, решающее значение имеет маневренность для фронтового истребителя, ведущего воздушный бой с истребителем (истребителем-бомбардировщиком) противника. Действительно, заняв выгодное тактическое положение по отношению к противнику, можно его сбить одной-двумя ракетами или огнем даже из единственной пушки. Наоборот, если выгодное положение займет противник (например, «повиснет на хвосте»), то в такой ситуации не поможет любое количество ракет и пушек. Высокая маневренность позволяет также производить успешный выход из воздушного боя и отрыв от противника.

§1. Показатели маневренности

В самом общем случае *маневренность* самолета можно полностью охарактеризовать *секундным векторным приращением скорости*. Пусть в начальный момент времени величина и направление скорости самолета изображается вектором \vec{V}_1 (рис. 5.1), а через одну секунду — вектором \vec{V}_2 ; тогда $\vec{V}_2 = \vec{V}_1 + \Delta\vec{V}$, где $\Delta\vec{V}$ — секундное векторное приращение скорости.

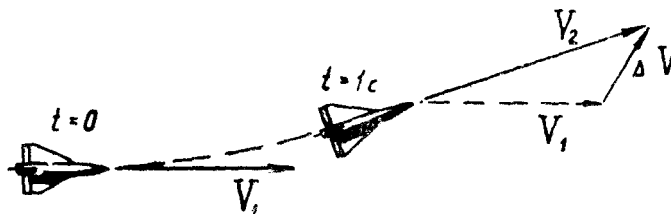


Рис. 5.1: Секундное векторное приращение скорости

На рис. 5.2 изображена область возможных секундных векторных приращений скорости для некоторого самолета при его маневре в горизонтальной плоскости. Физический смысл графика состоит в том, что через одну секунду концы векторов $\Delta \vec{V}$ и \vec{V}_2 могут оказаться только внутри области, ограниченной линией $a-b-v-g-d-e$. При располагаемой тяге двигателей P_p конец вектора $\Delta \vec{V}$ может оказаться только на границе $a-b-v-g$, на которой можно отметить следующие возможные варианты маневрирования: a — разгон по прямой, b — разворот с разгоном, v — установившийся разворот, g — форсированный разворот с торможением. При нулевой тяге и выпущенных тормозных щитках конец вектора $\Delta \vec{V}$ может оказаться через секунду только на границе $d-e$, например, в точках: d — энергичный разворот с торможением, e — торможение по прямой. При промежуточной тяге конец вектора $\Delta \vec{V}$ может оказаться в любой точке между границами $a-b-v-g$ и $d-e$. Отрезок $g-d$ соответствует разворотам при $C_{y \text{ доп}}$ с различной тягой.

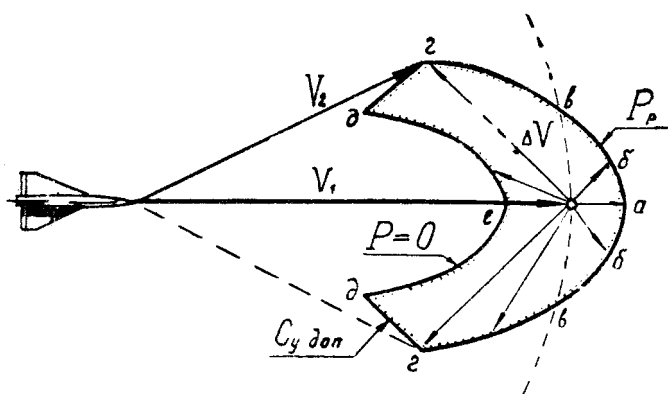


Рис. 5.2: Область возможных секундных векторных приращений скорости

2. Непонимание того факта, что маневренность определяется секундным векторным приращением скорости, т. е. величиной $\Delta \vec{V}$, иногда приводит к неправильной оценке того или иного самолета. Например, перед войной 1941–1945 гг. некоторые летчики считали, что наш старый истребитель И-16 обладал более высокими маневренными свойствами, чем новые самолеты Як-1, МиГ-3 и ЛаГГ-3. Однако в маневренных воздушных боях Як-1 проявил себя лучше, чем И-16. В чем дело? Оказывается, И-16 мог быстро «поворачиваться», но его секундные приращения $\Delta \vec{V}$ были гораздо меньше, чем у Як-1 (рис. 5.3); т. е. фактически Як-1 обладал более высокими маневренными свойствами, если вопрос не рассматривать узко, с точки зрения только одной «поворотливости». Аналогично можно показать, что, например, самолет МиГ-21 маневреннее самолета МиГ-17.

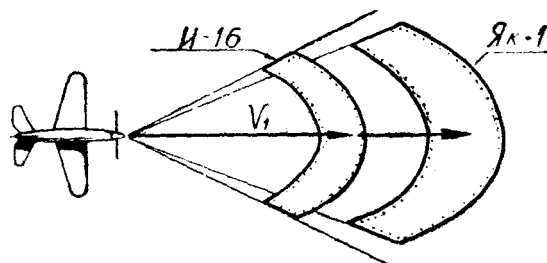


Рис. 5.3: Сравнение маневренности двух самолетов; у Як-1 область ΔV больше

3. **Области возможных приращений ΔV** (рис. 5.2 и 5.3) хорошо иллюстрируют физический смысл понятия маневренности, т. е. дают качественную картину явления,

но не позволяют производить количественный анализ, для которого привлекаются различного рода частные и обобщенные показатели маневренности.

4. **Секундное векторное приращение скорости** $\Delta \vec{V}$ связано с перегрузками следующей зависимостью:

$$\Delta \vec{V} = \vec{g} + 9,8 (\vec{n}_x + \vec{n}_y + \vec{n}_z). \quad (5.1)$$

За счет земного ускорения \vec{g} все самолеты получают одинаковое приращение скорости $\Delta \vec{V}$ ($9,8 \text{ м/с}^2$, вертикально вниз). Боковая перегрузка \vec{n}_z при маневрировании обычно не используется, поэтому маневренность самолета полностью характеризуется двумя перегрузками — \vec{n}_x и \vec{n}_y (перегрузка — векторная величина, но в дальнейшем знак вектора «→» будет опускаться).

Перегрузки n_x и n_y являются, таким образом, *общими показателями маневренности*.

С этими перегрузками связаны все *частные показатели*:

r_Γ — радиус разворота (виража) в горизонтальной плоскости;

t_φ — время разворота на заданный угол $\Delta\varphi$;

ω_Γ — угловая скорость разворота в горизонтальной плоскости;

r_B — радиус маневра в вертикальной плоскости;

t_Θ — время разворота на заданный угол $\Delta\Theta$;

ω_B — угловая скорость поворота траектории в вертикальной плоскости;

j_x — ускорение в горизонтальном полете;

V_y — вертикальная скорость при установившемся подъеме;

V_y^3 — скорость набора энергетической высоты и пр.

§2. Перегрузки

1. **Нормальной перегрузкой** n_y называется отношение алгебраической суммы подъемной силы и вертикальной составляющей силы тяги (в поточной системе координат) к весу самолета

$$n_y = \frac{Y + P_y}{G}.$$

Примечания: 1. При движении по земле в создании нормальной перегрузки участвует и сила реакции земли.

2. Самописцы САРПП регистрируют перегрузки в связанной системе координат, в которой

$$n_{y1} = n_y \cos \alpha - n_x \sin \alpha,$$

$$n_{x1} = n_x \cos \alpha + n_y \sin \alpha.$$

На самолетах обычной схемы величина P_y сравнительно мала и ею пренебрегают. Тогда *нормальной перегрузкой* будет отношение подъемной силы к весу самолета

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{C_y S q}{G}.$$

2. **Располагаемой нормальной перегрузкой** n_{yp} называется наибольшая перегрузка, которую можно использовать в полете с соблюдением условий безопасности.

Если в последнюю формулу подставить *располагаемый коэффициент подъемной силы* C_{yp} , то полученная перегрузка и будет располагаемой

$$n_{yp} = \frac{C_{yp} S q}{G}.$$

В полете величина $C_{yр}$, как уже условились, может ограничиваться по сваливанию, тряске, подхвату (и тогда $C_{yр} = C_{yдоп}$) или по управляемости (и тогда $C_{yр} = C_{yφ}$). Пример зависимости $C_{yр}$ от числа M был показан на рис. 1.5. Кроме того, величина $n_{yр}$ может ограничиваться по условиям прочности самолета, т. е. в любом случае $n_{yр}$ не может быть больше максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{yмакс}^э$.

К названию перегрузки $n_{yр}$ иногда добавляют слово «кратковременная».

Используя формулу (5.2) и функцию $C_{yр}(M)$ можно получить зависимость располагаемой перегрузки $n_{yр}$ от числа M и высоты полета, которая изображена графически на рис. 5.4 (пример). Заметим, что содержание рисунков 5.4,а и 5.4,б совершенно одинаковое. Верхний график обычно используется для различных расчетов. Однако для летного состава удобнее график в координатах $M - H$ (нижний), на котором линии постоянных располагаемых перегрузок проведены прямо внутри диапазона высот и скоростей полета самолета. Проанализируем рис. 5.4,б.

Линия $n_{yр} = 1$, очевидно, является уже известной нам *границей горизонтального полета* (сравните с рис. 4.7). Линия $n_{yр} = 7$ является границей, правее и ниже которой может произойти превышение максимальной эксплуатационной перегрузки (в нашем примере $n_{yмакс}^э = 7$).

3. Линии постоянных располагаемых перегрузок проходят таким образом, что $n_{yр2} : n_{yр1} = p_2 : p_1$, т. е. между двумя любыми линиями разница в высоте такова, что отношение давлений равно отношению перегрузок.

Исходя из этого, располагаемую перегрузку можно найти, имея на диапазоне высот и скоростей только одну границу горизонтального полета.

Пусть, например, требуется определить $n_{yр}$ при $M = 1$ и $H = 14$ км (в точке A на рис. 5.4,б). Решение: находим высоту точки B (20 км) и давление на этой высоте (5760 Н/м²), а также давление на заданной высоте 14 км (14750 Н/м²); искомая перегрузка в точке A будет $n_{yр} = 14750 : 5760 = 2,56$.

Если известно, что график на рис. 5.4 построен для веса самолета G_1 , а нам требуется располагаемая перегрузка для веса G_2 , то пересчет производится по очевидной пропорции:

$$n_{yр2} : n_{yр1} = G_1 : G_2.$$

Вывод. Имея границу горизонтального полета (линию $n_{yр} = 1$), построенную для веса G_1 , можно определить располагаемую перегрузку на любой высоте и скорости полета для любого веса G_2 , используя пропорцию

$$\frac{n_{yр2}}{n_{yр1}} = \frac{p_2}{p_1} \frac{G_1}{G_2}. \quad (5.3)$$

Но в любом случае используемая в полете перегрузка не должна быть больше максимальной эксплуатационной. Строго говоря, для самолета, подверженного в полете большим деформациям, формула (5.3) не всегда справедлива. Однако к самолетам-истребителям это замечание обычно не относится.

По величине $n_{yр}$ при самых энергичных неустановившихся маневрах можно определить такие частные характеристики маневренности самолета, как текущие радиусы $r_г$ и $r_в$, текущие угловые скорости $\omega_г$ и $\omega_в$.

4. Предельной по тяге нормальной перегрузкой $n_{yпр}$ называется такая наибольшая перегрузка, при которой лобовое сопротивление Q становится равным тяге P_p и при этом $n_x = 0$. К названию этой перегрузки иногда добавляют слово «длительная».

Вычисляется предельная по тяге перегрузка следующим образом:

— для заданной высоты и числа M находим тягу P_p (по высотно-скоростным характеристикам двигателя);

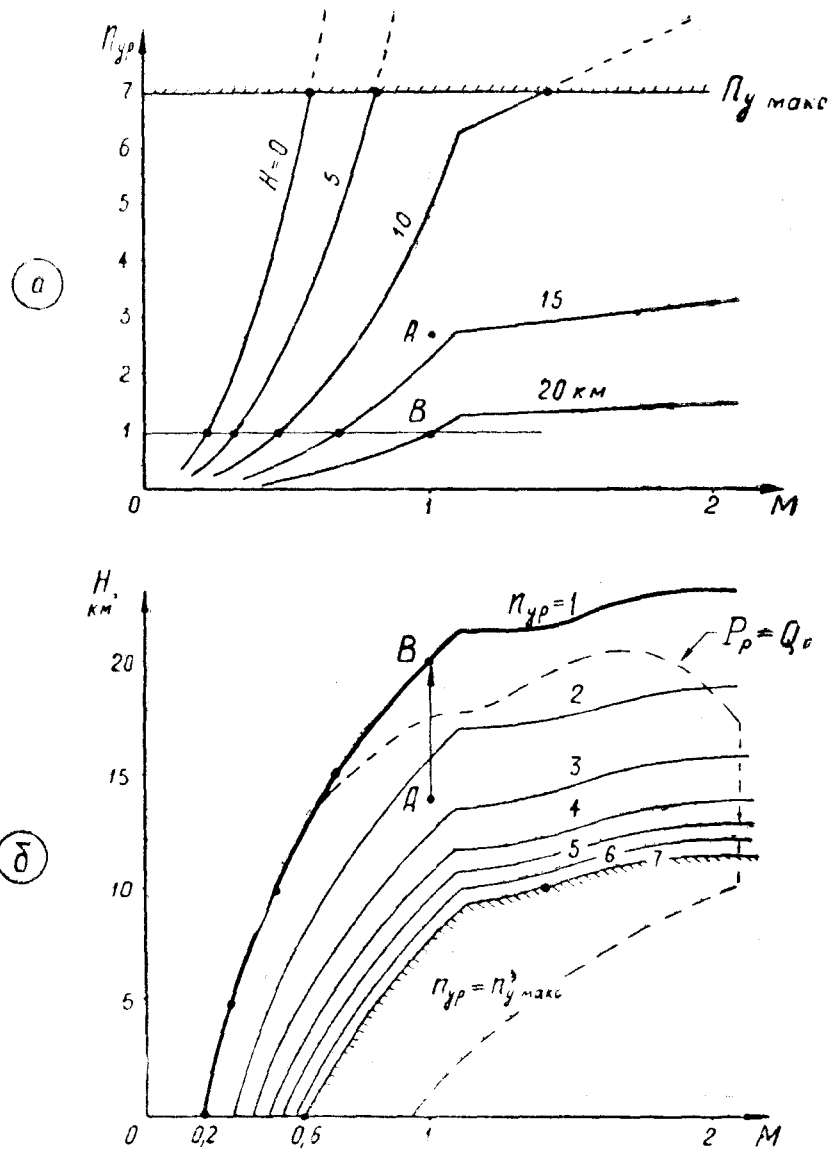


Рис. 5.4: Зависимость располагаемой перегрузки от числа M и высоты полета (пример)

- при $n_{yпр}$ имеем $P_p = Q = C_x S q$, откуда можно найти C_x ;
- из сетки поляр по известным M и C_x находим C_y ;
- вычисляем подъемную силу $Y = C_y S q$;
- вычисляем перегрузку $n_y = Y/G$, которая и будет предельной по тяге, так как при расчетах мы исходили из равенства $P_p = Q$.

Второй метод расчета применяется, когда поляры самолета есть квадратичные параболы и когда вместо этих поляр в описании самолета даются кривые $C_{x0}(M)$ и $A(M)$:

- находим тягу P_p ;
- запишем $P_p = C_P S q$, где C_P коэффициент тяги;
- По условию имеем $P_p = C_P S q = Q = C_{x0} S q + \frac{A G^2 n_{yпр}^2}{S q}$, откуда

$$n_{yпр} = \frac{S q}{G} \sqrt{\frac{C_P - C_{x0}}{A}}$$

Индуктивное сопротивление пропорционально квадрату перегрузки, т. е. $Q_{и} = Q_{и}^1 n_y^2$ (где $Q_{и}$ — индуктивное сопротивление при $n_y = 1$). Поэтому, исходя из равенства $P_p = Q_0 + Q_{и}$, можно записать выражение для предельной перегрузки и в таком виде:

$$n_{y\text{ пр}} = \sqrt{\frac{P_p - Q_0}{Q_{и}^1}}.$$

Зависимость предельной перегрузки от числа M и высоты полета изображена графически на рис. 5.5 (пример взят из книги [17]).

5. Можно заметить, что линий $n_{y\text{ пр}} = 1$ на рис. 5.5,б является уже известной нам *границей установившегося горизонтального полета* (см. рис. 4.7).

В стратосфере температура воздуха постоянна и тяга пропорциональна атмосферному давлению, т. е. $P_{p2} : P_{p1} = p_2 : p_1$ (здесь коэффициент тяги $C_P = \text{const}$), поэтому в соответствии с формулой (5.4) при заданном числе M в стратосфере имеет место пропорция

$$\frac{n_{y\text{ пр}2}}{n_{y\text{ пр}1}} = \frac{p_2 G_1}{p_1 G_2}.$$

Следовательно, предельную по тяге перегрузку на любой высоте более 11 км можно определить по давлению p_1 на линии статических потолков, где $n_{y\text{ пр}1} = 1$. Ниже 11 км пропорция (5.6) не соблюдается, так как тяга при уменьшении высоты полета растет медленнее, чем давление (вследствие увеличения температуры воздуха), и величина коэффициента тяги C_P падает. Поэтому для высот 0–11 км расчет предельных по тяге перегрузок приходится производить обычным порядком, т. е. с использованием высотно-скоростных характеристик двигателя.

По величине $n_{y\text{ пр}}$ можно найти такие частные характеристики маневренности самолета, как радиус r_r , угловую скорость ω_r , время t_φ установившегося виража, а также r , ω и t любого маневра, выполняемого при постоянной энергии (при $P_p = Q$).

6. **Продольной перегрузкой** n_x называется отношение разности между силой тяги (считая $P_x = p$) и лобовым сопротивлением к весу самолета

$$n_x = \frac{P - Q}{G}.$$

П р и м е ч а н и е. При движении по земле к сопротивлению следует добавить еще и силу трения колес.

Если в последнюю формулу подставить располагаемую тягу двигателей P_p , то получим так называемую **располагаемую продольную перегрузку**

$$n_{x\text{ п}} = \frac{P_p - Q}{G}. \quad (5.7)^*$$

7. **Расчет располагаемой продольной перегрузки** при произвольном значении n_y производим следующим образом:

- находим тягу P_p (по высотно-скоростным характеристикам двигателя);
- при заданной нормальной перегрузке n_y вычисляем лобовое сопротивление следующим путем: $n_y \rightarrow Y \rightarrow C_y \rightarrow C_x \rightarrow Q$;
- по формуле (5.7) вычисляем $n_{x\text{ п}}$.

Если поляра — квадратичная парабола, то можно воспользоваться выражением $Q = Q_0 + Q_{и}^1 n_y^2$, в результате чего формула (5.7) примет вид

$$n_{x\text{ п}} = \frac{1}{G} [P_p - (Q_0 + Q_{и}^1 n_y^2)].$$

Вспомним, что при $n_y = n_{y\text{пр}}$ имеет место равенство

$$P_p = Q_0 + Q_{\text{и}}^1 n_{y\text{пр}}^2.$$

Подставив это выражение в предыдущее и развернув $Q_{\text{и}}^1$ получим окончательную формулу

$$n_{x\text{р}} = \frac{AG}{Sq} (n_{y\text{пр}}^2 - n_y^2). \quad (5.8)$$

Если нас интересует величина *располагаемой продольной перегрузки для горизонтального полета*, т. е. для $n_y = 1$, то формула (5.8) приобретает вид

$$n_{x\text{р}}^1 = \frac{AG}{Sq} (n_{y\text{пр}}^2 - 1). \quad (5.8)$$

На рис. 5.6 в качестве примера приведена зависимость $n_{x\text{р}}^1$ от M и H для самолета F-4C «Фантом». Можно заметить, что кривые $n_{x\text{р}}^1(M, H)$ в другом масштабе примерно повторяют ход кривых $n_{y\text{пр}}(M, H)$, а линия $n_{x\text{р}}^1 = 0$ точно совпадает с линией $n_{y\text{пр}} = 1$. Это и понятно, так как обе эти перегрузки связаны с тяговооруженностью самолета.

По величине $n_{x\text{р}}^1$ можно определить такие частные характеристики маневренности самолета, как ускорение при горизонтальном разгоне j_x , вертикальную скорость установившегося подъема V_y , скорость набора энергетической высоты $V_y^{\text{э}}$ в неустановившемся прямолинейном подъеме (снижении) с изменением скорости.

8. Все рассмотренные характерные перегрузки ($n_{y\text{р}}$, $n_{y\text{пр}}$, $n_{x\text{р}}$, $n_{x\text{р}}^1$) часто изображаются в виде графика, приведенного на рис. 5.7. Он называется **графиком обобщенных характеристик маневренности самолета**. По рис. 5.7 для заданной высоты H_1 при любом числе M можно найти $n_{y\text{р}}$ (на линии $C_{y\text{р}}$ или $n_{y\text{макс}}^{\text{э}}$), $n_{y\text{пр}}$ (на горизонтальной оси, т. е. при $n_{x\text{р}} = 0$), $n_{x\text{р}}^1$ (при $n_y = 1$) и $n_{x\text{р}}$ (при любой перегрузке n_y).

Обобщенные характеристики наиболее удобны для различного рода расчетов, так как с них можно непосредственно снять любую величину, но они не наглядны ввиду многочисленности этих графиков и кривых на них (для каждой высоты нужно иметь отдельный график, подобный изображенному на рис. 5.7).

Чтобы составить полное и наглядное представление о маневренности самолета, достаточно иметь три графика: $n_{y\text{р}}(M, H)$, — как на рис. 5.4,б; $n_{y\text{пр}}(M, H)$ — как на рис. 5.5,б; $n_{x\text{р}}^1(M, H)$ — как на рис. 5.6,б.

9. В заключение рассмотрим вопрос о *влиянии эксплуатационных факторов на располагаемую и предельную по тяге нормальные перегрузки и на располагаемую продольную перегрузку*.

Влияние веса. Как это видно из формул (5.2) и (5.4), располагаемая нормальная перегрузка $n_{y\text{р}}$ и предельная по тяге нормальная перегрузка $n_{y\text{пр}}$ изменяются обратно пропорционально весу самолета (при постоянных M и H).

Если задана перегрузка n_y , то при увеличении веса самолета продольная располагаемая перегрузка $n_{x\text{р}}$ уменьшается в соответствии с формулой (5.7), но простой обратной пропорциональности здесь не наблюдается, так как при увеличении G возрастает и лобовое сопротивление Q .

Влияние внешних подвесок. На перечисленные перегрузки внешние подвески могут влиять, во-первых, через свой вес и, во-вторых, через дополнительное увеличение безындуктивной части лобового сопротивления самолета.

На располагаемую нормальную перегрузку $n_{y\text{р}}$ сопротивление подвесок не влияет, так как эта перегрузка зависит только от величины располагаемой подъемной силы крыла.

Предельная по тяге перегрузка $n_{y\text{пр}}$, как это видно из формулы (5.4), уменьшается, если увеличивается C_{x0} . Чем больше тяга и больше разность $C_P - C_{x0}$, тем меньше влияние сопротивления подвесок на предельную перегрузку.

Располагаемая продольная перегрузка $n_{x\text{р}}$ при возрастании C_{x0} также уменьшается. Влияние C_{x0} на $n_{x\text{р}}$ становится относительно больше при увеличении на маневре перегрузки n_y .

Влияние атмосферных условий. Для определенности рассуждений будем рассматривать увеличение температуры на 1% при стандартном давлении p ; плотность воздуха ρ при этом будет на 1% меньше стандартной. Откуда:

- при заданной воздушной скорости V располагаемая (по $C_{y\text{р}}$) нормальная перегрузка $n_{y\text{р}}$ упадет примерно на 1%. Но при заданных индикаторной скорости V_n или числе M перегрузка $n_{y\text{р}}$ при увеличении температуры не изменится;

- предельная по тяге нормальная перегрузка $n_{y\text{пр}}$ при заданном числе M упадет, так как увеличение температуры на 1% приводит к падению тяги P_p и коэффициента тяги C_P примерно на 2%;

- располагаемая продольная перегрузка $n_{x\text{р}}$ при увеличении температуры воздуха также уменьшится в соответствии с падением тяги.

Включение форсажа (или его выключение) очень сильно влияет на предельную по тяге нормальную перегрузку $n_{y\text{пр}}$ и располагаемую продольную перегрузку $n_{x\text{р}}$. Даже на скоростях и высотах, где $P_p \gg Q_\Gamma$, увеличение тяги, например, в 2 раза приводит к увеличению $n_{y\text{пр}}$ примерно в $\sqrt{2}$ раза и к увеличению $n_{x\text{р}}^1$ (при $n_y = 1$) примерно в 2 раза.

На скоростях и высотах, где разность $P_p - Q_\Gamma$ мала (например, вблизи статического потолка), изменение тяги приводит к еще более ощутимому изменению и $n_{y\text{пр}}$ и $n_{x\text{р}}^1$.

Что касается располагаемой (по $C_{y\text{р}}$) нормальной перегрузки $n_{y\text{р}}$, то величина тяги на нее почти не влияет (считая $P_y \cong 0$). Но следует учитывать, что при большей тяге самолет на маневре теряет энергию медленнее и, следовательно, более длительное время может находиться на повышенных скоростях, на которых располагаемая перегрузка $n_{y\text{р}}$ имеет наибольшую величину.

§3. Сравнение маневренных свойств двух самолетов

1. Итак, маневренные свойства самолета с достаточной для практики полнотой описываются тремя перегрузками — $n_{y\text{р}}$ (сюда входит и $n_{y\text{макс}}^3$), $n_{y\text{пр}}$ и $n_{x\text{р}}^1$. Следовательно, для сравнения маневренных свойств двух самолетов достаточно сравнить только эти три перегрузки.

Существует два метода сравнения: *относительный*, при котором рассматривается отношение между перегрузками двух самолетов, и *абсолютный*, при котором рассматривается разность между перегрузками двух самолетов. Например, если на каком-то режиме самолет «А» имеет $n_{y\text{р}}(\text{«А»}) = 6$, а самолет «Б» имеет $n_{y\text{р}}(\text{«Б»}) = 4$, то относительное превосходство самолета «А» по этой перегрузке будет равно $\bar{n}_p(\text{«А»}/\text{«Б»}) = 6 : 4 = 1,5$, а абсолютное превосходство $\Delta n_{y\text{р}}(\text{«А»} - \text{«Б»}) = 6 - 4 = +2$. Если вести сравнение со стороны летчика самолета «Б», то $\bar{n}_p(\text{«Б»}/\text{«А»}) = 4 : 6 = 0,67$ и $\Delta n_{y\text{р}}(\text{«Б»} - \text{«А»}) = 4 - 6 = -2$.

Дальнейший анализ будет проводиться с точки зрения летчика условного самолета «А».

2. **Сравнение располагаемых нормальных перегрузок $n_{y\text{р}}$.** Эти перегрузки определяются по формуле

$$n_{y\text{р}} = \frac{C_{y\text{р}} S}{G} q, \quad (5.10)$$

поэтому *относительное превосходство* самолета «А» будет равно

$$\bar{n}_p = \frac{C_{yp} S}{G}(\text{«А»}) : \frac{C_{yp} S}{G}(\text{«Б»}). \quad (5.11)$$

Относительное превосходство по n_{yp} (без учета n_y^3 можно определить и косвенным путем — по высоте границы горизонтального полета на диапазоне высот и скоростей (по высоте границы $a - б - в - г - д$ на рис. 4.7).

Ранее было получено, что располагаемая перегрузка самолета на заданной высоте равна отношению атмосферного давления p на этой высоте к давлению p_1 на границе горизонтального полета, на которой $n_{yp1} = 1$

$$n_{yp} = \frac{p}{p_1}. \quad (5.12)$$

Разделив полученную этим путем располагаемую перегрузку самолета «А» на располагаемую перегрузку самолета «Б», получим

$$\bar{n}_p = \frac{p_1(\text{«Б»})}{p_1(\text{«А»})}. \quad (5.13)^*$$

Пример. При числе $M = 1,1$ граница горизонтального полета проходит для самолета «А» на высоте 19 км (здесь $p_1 = 6670 \text{ Н/м}^2$) и для самолета «Б» — на высоте 20,4 км ($p_1 = 5350 \text{ Н/м}^2$). Следовательно, при $M = 1,1$ на всех высотах относительное превосходство самолета «А» по располагаемой перегрузке равно $\bar{n}_p = 5350 : 6670 = 0,8$ (т. е. самолет «А» уступает самолету «Б»).

В диапазоне высот и скоростей полета, в котором может быть достигнуто или превышено ограничение по максимальной эксплуатационной перегрузке, относительное превосходство самолета «А» равно отношению этих ограничений

$$\bar{n}_p = \frac{n_{y \text{ макс}}^3(\text{«А»})}{n_{y \text{ макс}}^3(\text{«Б»})}.$$

Что дает относительное превосходство по располагаемой нормальной перегрузке \bar{n}_p ? Если, например, в каком-то диапазоне высот и скоростей маневренного воздушного боя имеет место соотношение $\bar{n}_p = 1,2$, то это означает, что летчик самолета «А» может **кратковременно** (в течение нескольких секунд) создавать нормальную перегрузку, в 1,2 раза бóльшую, чем у противника, иметь примерно в 1,2 раза меньший «мгновенный» радиус на развороте и на любой другой траектории (при допущении $\sqrt{n_y^2 - 1} \simeq n_y$ или $n_y - \cos \Theta \simeq n_y$) придавать своему самолету примерно в 1,2 раза бóльшую угловую скорость.

Абсолютное превосходство по располагаемой нормальной перегрузке равно

$$\Delta n_{yp} = n_{yp}(\text{«А»}) - n_{yp}(\text{«Б»}).$$

Эта величина показывает, на сколько единиц временная перегрузка n_{yp} у самолета «А» может быть больше (меньше), чем у противника, на сколько метров может быть меньше (больше) «мгновенный» радиус разворота или другого маневра, на сколько градусов в секунду может быть больше (меньше) угловая скорость.

Можно полагать, что для ведения маневренного воздушного боя большее значение имеет величина относительного, а не абсолютного превосходства над противником, т. е. летчику важнее знать, что его самолет имеет, например, в 1,2 раза меньший радиус форсированного разворота по сравнению с самолетом противника, чем знать, что этот радиус меньше на 185 м.

Не следует думать, что превосходство по $n_{yр}$ (относительное или абсолютное) автоматически приводит к превосходству на форсированных виражах и разворотах. Если самолет «А» уступает противнику в тяговооруженности и имеет превосходство только по $n_{yр}$, то это превосходство можно использовать в *редкие отдельные моменты* воздушного боя, а именно: для последнего доворота на цель при атаке или для уклонения от пушечного огня противника и самонаводящихся ракет. Общее же превосходство в маневренном воздушном бою (в том числе и на форсированных виражах) в этих условиях будет иметь противник, так как за счет большей тяговооруженности самолет «Б» будет медленнее растрчивать механическую энергию (скорость и высоту).

3. Наиболее удобным для летчика видом графического представления относительного или абсолютного превосходства самолета «А» по располагаемой нормальной перегрузке (и по другим перегрузкам) является *изображение этого превосходства прямо в диапазоне высот и скоростей полета*, в котором проводятся *изолинии* $\bar{n}_p = \text{const}$ или $\Delta n_{yр} = \text{const}$. Пример такого изображения дан на рис. 5.8. Во всей заштрихованной области на этом рисунке относительное и абсолютное превосходство определяется по величинам максимальных эксплуатационных перегрузок двух самолетов, которые здесь приняты равными 8,5 для «А» и 7,0 для «Б».

Заметим, что при другом соотношении между максимальными эксплуатационными перегрузками двух сравниваемых самолетов изолинии в нижней части графика могут пройти совершенно по-иному, иногда самым причудливым образом.

Из графиков, подобных изображенным на рис. 5.8, очень наглядно выявляется *область высот и скоростей полета*, в которой самолет «А» имеет определенное относительное или абсолютное превосходство над самолетом «Б» по располагаемой нормальной перегрузке, т. е. *кратковременное превосходство* в угловой скорости и в радиусе на форсированных разворотах, виражах и на других энергичных маневрах. Скоротечный воздушный бой, состоящий из одного-двух энергичных маневров, можно с успехом провести именно в этой области. По рис. 5.8 для самолета «А» область превосходства соответствует индикаторной скорости более 870 км/ч на высотах от 0 до 9 км, числу $M > 1,3$ на высотах свыше 9 км.

Итак, изолиния $\bar{n}_p = 1$ (или $\Delta n_{yр} = 0$) делит диапазон высот и скоростей полета на две области, а именно: область превосходства самолета «А» (здесь $\bar{n}_p > 1$ или $\Delta n_{yр} > 0$) и область превосходства самолета «Б» (здесь $\bar{n}_p < 1$ или $\Delta n_{yр} < 0$, так как анализ условно ведется со стороны летчика самолета «А»).

Но можно ли такие цифры как, например, $\bar{n}_p = 1,01$ или $\Delta n_{yр} = +0,01$ считать превосходством? Логичнее считать, что здесь самолеты «А» и «Б» равноценны. Исходя из этого, диапазон высот и скоростей полета можно разбить на три области, а именно: «нейтральную» область, или область примерно равных возможностей (здесь, например, $\bar{n}_p \simeq 0,9 \div 1,1$ или $\Delta n_{yр} \simeq 0,2 \div +0,2$; цифры — условные), область превосходства самолета «А» (здесь $\bar{n}_p > 1,1$ или $\Delta n_{yр} > +0,2$), область превосходства самолета «Б» (здесь $\bar{n}_p < 0,9$ или $\Delta n_{yр} < -0,2$).

4. **Сравнение предельных по тяге нормальных перегрузок $n_{yпр}$.** Как и в предыдущем случае, будем рассматривать *относительное* и *абсолютное* превосходство самолета «А»:

$$\bar{n}_{пр} = \frac{n_{yпр}(\text{«А»})}{n_{yпр}(\text{«Б»})}; \quad \Delta n_{yпр} = n_{yпр}(\text{«А»}) - n_{yпр}(\text{«Б»}).$$

Для вычисления сравниваемых предельных перегрузок $n_{yпр}(\text{«А»})$ и $n_{yпр}(\text{«Б»})$ используется обычный метод, изложенный в § 5 главы II п. 4, для чего нужно знать аэродинамические характеристики самолетов и тяговые характеристики их двигателей.

Но можно использовать и то обстоятельство, что в стратосфере предельная перегрузка самолета пропорциональна атмосферному давлению

$$n_{y\text{ пр}} = \frac{p}{p_1}, \quad (5.14)$$

где p — давление на заданной высоте и p_1 — давление на статическом потолке при заданном числе M (на границе установившегося горизонтального полета $v-u-k-l$ по рис. 4.7; на этой границе $n_{y\text{ пр}} = 1$).

Из формулы (5.14) следует

$$\bar{n}_{\text{пр}} = \frac{p_1(\text{«Б»})}{p_1(\text{«А»})}. \quad (5.15)^*$$

Но чаще предельные перегрузки берутся из готовых графиков, подобных изображенным на рис. 5.5 или 5.7.

Что дает превосходство в предельной перегрузке? Если, например, относительное превосходство $\bar{n}_{\text{пр}} = 1$, то это означает, что у самолета «А» в 1,1 раза больше предельная по тяге нормальная перегрузка, примерно в 1,1 раза меньше радиус установившегося виража (при допущении $\sqrt{n_y^2 - 1} \simeq n_y$), примерно в 1,1 раза больше угловая скорость поворота траектории и примерно в 1,1 раза меньше время выполнения установившегося виража.

При пространственном маневрировании со средними перегрузками, близкими к предельной по тяге, самолет «А» постепенно *накапливает превосходство в энергии* (скорости и высоте) и положении относительно самолета «Б». Пусть, например, в диапазоне высот и скоростей маневренного воздушного боя самолет «А» имеет $n_{y\text{ пр}} = 5$, а самолет «Б» — $n_{y\text{ пр}} = 4,5$ (при этом $\bar{n}_{\text{пр}} = 1,1$). Если при таком соотношении предельных перегрузок бой будет вестись при средней перегрузке $n_y = 5$ (это может быть бой и на виражах, и на косых петлях, и на любых других фигурах), то самолет «А» будет сохранять энергию, а самолет «Б» — терять, и постепенно преимущество в скорости, высоте и относительном положении будет переходить к самолету «А» (естественно, если летчик самолета «А» правильно использует возможности своего самолета).

Если относительное превосходство $\bar{n}_{\text{пр}}$ показывает, **во сколько раз** у самолета «А» лучше частные показатели маневренности при пилотировании без потери энергии, то абсолютное превосходство $\Delta n_{y\text{ пр}}$ показывает, **на сколько** лучше эти показатели (на сколько метров меньше радиус и т. д.). Различие в использовании относительного или абсолютного превосходства рассмотрим на двух примерах.

Пример 1. Дано: на установившихся предельных виражах самолет «А» находится позади самолета «Б» на угловой дистанции, равной 30° (отстает на $1/12$ часть виража); относительное превосходство $\bar{n}_{\text{пр}} = 1,2$. Требуется найти, через какую часть виража дистанция сократится до нуля.

Решение. Самолет «Б» развернется на 150° , а самолет «А» — на $150 \cdot 1,2 = 180^\circ$, т. е. догон будет произведен за полвиража.

Пример 2. Дано: начальное положение самолетов прежнее (самолет «А» отстает на 30°); абсолютное превосходство $\Delta n_{y\text{ пр}} = +0,9$; скорость самолета «А» равна 720 км/ч (200 м/с). Требуется найти, через сколько секунд дистанция сократится до нуля.

Решение. Угловая скорость у самолета «А» будет больше на величину $\Delta\omega = \frac{gV}{\Delta n_y} = \frac{9,8 \cdot 200}{0,9} = +0,044 \text{ рад/с}$ (на $+2,5 \text{ град/с}$); время догона $\Delta t = 30 : 2,5 = 12 \text{ с}$.

Очевидно, летчику важнее знать, что догон произойдет за полвиража, чем знать время догона в секундах, т. е. важнее знать **относительное**, а не абсолютное превосходство.

5. Графически представление о превосходстве в предельной по тяге нормальной перегрузке также можно изобразить проведением в диапазоне высот и скоростей полета изолиний $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$; и $\Delta n_{y\text{пр}} = \text{const}$. Пример такого графика дан на рис. 5.9.

Изолинии $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ на рис. 5.9,а должны бы идти строго вертикально, параллельно вертикальной изолинии $\bar{n}_{\text{пр}} = 1$, а изолинии $\Delta n_{y\text{пр}} = \text{const}$ на рис. 5.9,б должны бы асимптотически («веером») приближаться на малых высотах к вертикальной изолинии $\Delta n_{y\text{пр}} = 0$. Но такой теоретический ход кривых обычно нарушается на высотах менее 11 км из-за особенностей регулирования двигателей.

Из графиков, подобных изображенным на рис. 5.9, наглядно выявляется *область высот и скоростей полета*, в которой самолет «А» имеет превосходство в предельной по тяге (длительной) перегрузке $n_{y\text{пр}}$ т. е. превосходство в угловой скорости и в радиусе на установившихся (или близких к ним) виражах и разворотах, а также на других маневрах (например, на косых петлях), выполняемых со средними перегрузками, близкими к предельной.

Изолиния $\bar{n}_{\text{пр}} = 1$ (или $\Delta n_{y\text{пр}} = 0$) разбивает диапазон высот и скоростей полета на две области; но можно выделить и третью — «нейтральную» — область, в которой превосходство того или иного самолета незначительно. По рис. 5.9 «нейтральную» область можно выделить в диапазоне $\bar{n}_{\text{пр}} \simeq 0,9 \div 1,1$ или $\Delta n_{y\text{пр}} \simeq -0,2 \div +0,2$ (цифры — условные).

6. Сравнение располагаемых продольных перегрузок $n_{x\text{р}}^1$ (при $n_y = 1$) производится стандартным путем, т. е. введением понятий *относительного и абсолютного* превосходства:

$$\bar{n}_{x\text{р}}^1 = \frac{n_{x\text{р}}^1(\text{«А»})}{n_{x\text{р}}^1(\text{«Б»})}; \quad \Delta n_{x\text{р}}^1 = n_{x\text{р}}^1(\text{«А»}) - n_{x\text{р}}^1(\text{«Б»}).$$

Это превосходство отображается графически также по стандарту, т. е. *изолиниями* $\bar{n}_{x\text{р}} = \text{const}$ или $\Delta n_{x\text{р}}^1 = \text{const}$, проведенными в диапазоне высот и скоростей полета (рис. 5.10).

Ход изолиний на рис. 5.10 примерно повторяет ход изолиний на рис. 5.9, так как обе рассматриваемые перегрузки — $n_{x\text{р}}^1$ и $n_{y\text{пр}}$ — связаны с тяговооруженностью самолета. При переходе от рис. 5.9 к рис. 5.10 было принято, что группа параметров $A \cdot G/S$, влияющих на величину индуктивного сопротивления, у самолета «А» в 1,2 раза больше, чем у самолета «Б».

Вспомним, что при установившемся наборе высоты вертикальная скорость $V_y = n_x V$, при горизонтальном разгоне ускорение $j_x = n_x g$, а первое и второе объединяются скоростью набора энергии $V_y^2 = n_x V$.

Поэтому, если, например, $\bar{n}_{x\text{р}}^1 = 1,5$, то скороподъемность, ускорение разгона и скорость набора энергии у самолета «А» будут в полтора раза больше, чем у самолета «Б».

Если же дано *абсолютное* превосходство, например, $\Delta n_{x\text{р}}^1 = +0,3$, то скороподъемность (или скорость набора энергии) самолета «А» больше на $0,3 V$ м/с, а ускорение разгона больше на $9,8 \cdot 0,3 = 3$ м/с².

Пример: $V = 720$ км/ч (200 м/с), $\Delta n_{x\text{р}}^1 = +0,3$, самолет «Б» находится выше самолета «А» на 500 м. Отставание будет ликвидировано самолетом «А» за время $t = \frac{500}{200 \cdot 0,3} = 8,3$ с. Если самолеты находятся на одной высоте, но «А» отстает

от «Б» на 2000 м по дистанции, то это отставание будет ликвидировано за время $t = \sqrt{\frac{2 \cdot 2000}{0,3 \cdot 9,8}} c$ (использована формула пути при равноускоренном движении).

Из приведенных примеров видно, что при сравнении располагаемых продольных перегрузок важнее иметь величину **а б с о л ю т н о г о** превосходства $\Delta n_{x p}^1$. При использовании относительного превосходства $\bar{n}_{x p}^1$ возникают затруднения, когда продольные перегрузки самолетов близки к нулю (вблизи статического потолка), равны нулю (на статическом потолке) или имеют отрицательную величину (за статическим потолком, т. е. на динамических высотах).

§4. Области маневренного превосходства одного самолета над другим

1. Используя рис. 5.8, 5.9 и 5.10, проведем в диапазоне высот и скоростей полета *три изолинии*: $\bar{n}_{y p} = 1$ (или $\Delta n_{y p} = 0$), $\bar{n}_{y п p} = 1$ (или $\Delta n_{y п p} = 0$) и $\bar{n}_{x p}^1 = 1$ (или $\Delta n_{x p}^1 = 0$), которые будут являться *границами, отделяющими области превосходства самолета «А» по соответствующим перегрузкам от областей превосходства самолета «Б»* (рис. 5.11).

На рис. 5.11 в диапазоне высот и скоростей полета можно выделить следующие области (см. табл. 1), в которых имеет место различное соотношение показателей маневренности сравниваемых самолетов «А» и «Б» (превосходство самолета «А» обозначено знаком «+», превосходство «Б» — знаком «-»).

Таблица 5.1

Область по рис. 5.11	Сравниваемые перегрузки		
	$n_{y p}$	$n_{y п p}$	$n_{x p}^1$
I	+	+	+
II	-	+	+
III	+	-	+
IV	-	-	+
V	+	-	-
VI	-	-	-
VII	Область недоступна для самолета «А»		

2. Имея перед собой график, подобный изображенному на рис. 5.11, летчик может заранее наметить **общие принципы маневрирования в воздушном бою**:

— вне зависимости от характеристик областей, к началу боя следует иметь *преимущество в энергии* (скорости или высоте), а сам бой решать одной внезапной атакой;

— вести маневренный воздушный бой (если это необходимо) выгоднее всего *в области I*. Здесь самолет «А» имеет превосходство по всем показателям маневренности. Если маневренный воздушный бой начался в неблагоприятном диапазоне высот и скоростей, то следует постепенно затягивать противника в область I. Естественно, что летчик самолета «Б» будет тянуть в область VI и исход боя будет зависеть от пилотажного мастерства летчиков, их морально-психологической подготовки, умения стрелять без промаха ракетами и из пушек;

— *в области II* самолет «А» имеет превосходство по всем показателям маневренности, связанным с тяговооруженностью, т. е. по перегрузкам $n_{y п p}$ и $n_{x p}^1$ и, следовательно, по средним радиусам и угловым скоростям при затяжном маневрировании, по скороподъемности, разгону и набору энергии. Но здесь (в отличие от области I

самолет «А» уступает противнику по кратковременной перегрузке $n_{yр}$. Поэтому самолет «Б» в последний решительный момент может увернуться от атаки самолета «А» (теряя при этом скорость) или, наоборот, оказавшись за хвостом самолета «А» (что в области II маловероятно), сделать более крутой кратковременный доворот на цель (после чего сразу начнется его отставание и по углу разворота, и по дистанции);

— в областях III и IV превосходство самолета «А» по длительной перегрузке $n_{yпр}$ исчезает, но превосходство по перегрузке $n_{xр}^1$ еще сохраняется. Здесь невыгодно ввязываться в бой на виражах или косых петлях, особенно в области IV, где самолет «Б» лучше выполняет не только установившиеся, но и форсированные виражи и развороты. Превосходство в продольной перегрузке $n_{xр}^1$, имеющееся в областях III и IV, лучше всего можно использовать при переводе боя на вертикальные маневры с умеренной нормальной перегрузкой (горки и пикирования, восходящие и нисходящие спирали, догоны и отрывы по прямой или по слабо изогнутым траекториям). Имея превосходство в скороподъемности, разгоне и наборе энергии, летчик самолета «А» должен увлекать противника в область I и не давать откатываться бою в области V и VI;

— в области V летчик самолета «А» должен решать бой только внезапной атакой, которая может включать не более одного-двух энергичных кратковременных доворотов на цель. Всякое более или менее длительное маневрирование в этой области невыгодно ввиду превосходства самолета противника по всем показателям маневренности, связанным с тяговооруженностью и с перегрузками $n_{yпр}$ и $n_{xр}^1$;

— в области VI воздушный бой должен решаться одной внезапной атакой, так как любое маневрирование для самолета «А» здесь крайне невыгодно из-за полного превосходства самолета «Б»;

— в наступательном воздушном бою, проходящем, например, в областях I или III, летчик самолета «А» не должен упускать противника в область VII, недоступную для самолета «А» из-за более строгих ограничений максимальной скорости по скоростному напору и числу M .

3. Все изложенное выше справедливо только для случая воздушного боя, при котором оба самолета маневрируют по примерно аналогичным траекториям в ограниченном диапазоне высот и скоростей. При этом здесь не рассматривался вопрос о тактической целесообразности или нецелесообразности ведения такого боя истребителями.

Если же у противников в начале боя скорости и высоты полета разные, то первоначальное маневренное превосходство имеет тот, у которого существенно *больше энергетическая высота* (вне зависимости от характеристик областей, изображенных на рис. 5.11). Пусть, например, в момент встречи самолет «Б» летит на высоте 5 км со скоростью 800 км/ч (по рис. 5.11 это соответствует области VI, где самолет «Б» имеет полное превосходство над самолетом «А») и самолет «А» летит на высоте 10 км со скоростью 1100 км/ч (это область IV, где самолет «Б» имеет превосходство по $n_{yр}$ и $n_{yпр}$). Однако при такой встрече первоначальным маневренным превосходством будет обладать самолет «А», так как он имеет энергетическую высоту 14 800 м против энергетической высоты 7500 м у самолета «Б».

Правда, этой избыточной энергией нужно еще уметь воспользоваться, т. е. нужно атаковать противника на большой скорости и уходить вверх для нового разворота на цель.

Избыток энергетической высоты $\Delta H_э$ при таком маневрировании будет израсходован за время $\Delta t = \Delta H_э / (\Delta n_{xр} V_{ср})$, после чего маневренный воздушный бой целесообразнее прекратить. Самым плохим решением в рассматриваемом примере было бы уменьшение высоты и скорости и ввязывание в воздушный бой на высоте 5 км и скорости 800 км/ч.

4. Подробный анализ всех областей во всем диапазоне высот и скоростей полета выполнен только *в учебно-методических целях*, чтобы рассмотреть наиболее типичные варианты соотношений между характерными перегрузками двух самолетов. Практически же маневренный воздушный бой становится маловероятным на высотах более 9–10 км и на скоростях более 1300–1400 км/ч — ввиду очень больших радиусов фигур и потери зрительного контакта между маневрирующими самолетами.

На стратосферных высотах и больших сверхзвуковых скоростях воздушный бой вероятнее всего принимает форму перехвата.

§5. Граничная тактическая перегрузка

1. Ранее было получено, что в различных областях диапазона высот и скоростей самолет «А» должен предпочтительнее маневрировать или с *малыми* перегрузками («на вертикалях»), или с *большими* перегрузками («на горизонталях»), или вообще *избегать* всякого длительного маневрирования.

Однако встает вопрос о перегрузке n_y , с которой выгодно маневрировать самолету «А» если маневрирование допустимо. Поэтому переходим к анализу так называемой **граничной тактической перегрузки** боевого маневрирования, которую обозначим n_y^* .

Граничной тактической перегрузкой называется такая нормальная перегрузка n_y , при которой на определенных высоте и скорости у двух сравниваемых самолетов равны продольные располагаемые перегрузки n_{xp} (не путать с n_{xp}^1 !).

Известно, что с продольной перегрузкой связана скорость изменения энергетической высоты самолета

$$\frac{dH_э}{dt} = \frac{d}{dt} \left(H + \frac{V^2}{2g} \right) = n_x V.$$

Таким образом, при $n_y = n_y^*$ энергия у обоих самолетов изменяется одинаково (одинаково растет, одинаково падает или остается постоянной).

2. Запишем полученную ранее формулу (5.8)

$$n_{xp} = \frac{AG}{Sq} (n_{yпр}^2 - n_y^2)$$

и проанализируем *зависимость располагаемой продольной перегрузки n_{xp} от нормальной перегрузки n_y* (рис. 5.12). Из формулы и графика видно, что $n_{xp}(n_y)$ — есть квадратичная парабола («перевернутая»). Вспомним, что располагаемую продольную перегрузку n_{xp} при $n_y = 1$ мы обозначили n_{xp}^1 , а нормальную перегрузку n_y , при которой $P_p = Q$ и $n_{xp} = 0$, мы назвали предельной по тяге нормальной перегрузкой $n_{yпр}$.

3. Заметим, что *одному и тому же значению перегрузки могут соответствовать самые разнообразные маневры самолета*. Например, если мы возьмем на кривой $n_{xp}(n_y)$ точку с координатами $n_{xp} = +0,2$ и $n_y = 3$, то эти перегрузки могут соответствовать следующим маневрам:

- горизонтально неустановившемуся развороту с креном 70° при одновременном разгоне с ускорением 2 м/с^2 ;
- восходящей установившейся спирали с углом набора $11,5^\circ$ и креном 71° ;
- восходящей неустановившейся спирали с углом набора 30° и креном 73° при одновременном торможении с ускорением -3 м/с^2 ;
- нисходящей неустановившейся спирали с углом снижения $-11,5^\circ$ и креном 71° при одновременном разгоне с ускорением $+4 \text{ м/с}^2$;

— точке петли Нестерова, в которой угол набора равен 90° и имеет место торможение с ускорением -8 м/с^2 (-29 км/ч за 1 с).

Можно найти и другие маневры, в некоторой точке каждого из которых будут иметь место заданные перегрузки. Общим для всех перечисленных (и возможных) маневров является то, что *траектория искривляется в соответствии с нормальной перегрузкой $n_y = 3$, а энергетическая высота на всех маневрах растет в соответствии с продольной перегрузкой $n_{x_p} = +0,2$.*

4. У различных самолетов могут быть разными *параметры индуктивности A* (которые зависят от эффективного удлинения крыла) и *удельные нагрузки на крыло G/S* . В соответствии с этим парабола $n_{x_p}(n_y)$ может падать вниз более круто или более полого (рис. 5.13). При построении графиков на рис. 5.10, 5.11 и 5.12 было принято, что группа параметров $A \cdot G/S$ у самолета «А» в 1,2 раза больше, чем у самолета «Б», и поэтому парабола $n_{x_p}(n_y)$ у самолета «А» падает вниз круче (при увеличении n_y сильнее возрастает индуктивное сопротивление). В диапазоне высот и скоростей, в котором $n_{x_p}^1$ у самолета «А» больше, чем у самолета «Б», параболы $n_{x_p}(n_y)$ этих двух самолетов обязательно пересекутся на какой-то перегрузке n_y (как на рис. 5.13). Эта перегрузка и будет являться граничной тактической перегрузкой n_y^* .

5. Как видно из рис. 5.13, летчику самолета «А» невыгодно превышать эту перегрузку (поэтому она обозначается как $n_{y \text{ макс}}^*$, так как при $n_y > n_{y \text{ макс}}^*$ располагаемая продольная перегрузка n_{x_p} у противника (самолета «Б») будет больше. Наоборот, летчику самолета «Б» выгодно вести маневренный воздушный бой на перегрузках n_y , превышающих n_y^* (если бы сравнение самолетов велось со стороны летчика самолета «Б», то граничная тактическая перегрузка была бы обозначена как $n_{y \text{ мин}}^*$).

Итак, при $n_y = n_y^*$ энергетическая высота у сравниваемых самолетов изменяется одинаково.

При $n_y < n_y^*$ энергетическое превосходство постепенно переходит к самолету «А», т. е. при маневрировании со средней перегрузкой, меньшей по сравнению с n_y^* самолет «А» будет постепенно накапливать превосходство в скорости, высоте и относительном положении в пространстве.

При $n_y > n_y^*$, наоборот, энергетическое превосходство постепенно переходит к самолету «Б», имеющему на больших углах атаки меньшее индуктивное сопротивление, чем у самолета «А».

6. Рассчитав величину n_y^* для всех высот и скоростей полета, можно затем прямо в координатах $M - H$ нанести *изолинии $n_y^* = \text{const}$* , что и выполнено на рис. 5.14 применительно к условным самолетам «А» и «Б» (кривые здесь согласованы с кривыми на рис. 5.9, 5.10 и 5.11).

Летчик самолета «А» в воздушном бою может маневрировать как угодно, но не превышая в среднем указанные на графике перегрузки $n_{y \text{ макс}}^*$. Летчику самолета «Б», наоборот, выгоднее маневрировать как можно энергичнее, с превышением указанных на графике граничных тактических перегрузок.

7. На рис. 5.14 пунктиром обозначена *изолиния $\Delta n_{y \text{ пр}} = 0$* (или $\bar{n}_{y \text{ пр}}$), перенесенная сюда с рис. 5.9. Эта граница обладает и дополнительными свойствами:

— при маневрировании с нормальной перегрузкой $n_y = n_y^*$ на высотах и скоростях, соответствующих этой границе, получим для обоих самолетов $n_{x_p} = 0$ (т. е. у обоих самолетов энергетическая высота будет постоянной);

— при маневрировании с нормальной перегрузкой $n_y = n_y^*$ на больших высотах и скоростях (правее границы $\Delta n_{y \text{ пр}} = 0$) получим для обоих самолетов $n_{x_p} < 0$ (т. е. у обоих самолетов энергетическая высота будет одинаково падать);

— при маневрировании на меньших высотах и скоростях (левее этой границы) с $n_y = n_y^*$ получим для обоих самолетов $n_{x_p} > 0$ (т. е. у обоих самолетов энергетиче-

ская высота будет одинаково возрастать).

8. График, подобный приведенному на рис. 5.14, совмещает в себе сравнительные характеристики двух самолетов по *продольным и нормальным* перегрузкам и определяет тактику ведения маневренного воздушного боя против конкретного самолета противника. Летчику-истребителю (истребителю-бомбардировщику) полезно знать величину граничной тактической перегрузки против основных самолетов противника в диапазоне высот и скоростей вероятного ведения маневренного воздушного боя (обычно это околосзвуковые и трансзвуковые скорости на малых и средних высотах), *и ни в коем случае не перепутать сторону, в которую следует отклоняться от граничной тактической перегрузки*, т. е. следует отличать $n_{y\text{ мин}}^*$ от $n_{y\text{ макс}}^*$.

Перевод маневренного воздушного боя на большие перегрузки (виражи, косые петли и пр.) или на малые перегрузки (спирали, горки и другие сравнительно плавные вертикальные фигуры) в условиях противоположного желания противника требует от летчика хорошей тактической подготовки, пилотажного мастерства и умения диктовать противнику свою манеру ведения боя.

9. Если величина граничной тактической перегрузки неизвестна, то *грубо можно ориентироваться по сравнительной величине группы параметров $A \cdot G/S$* , определяющей степень нарастания индуктивного сопротивления при увеличении перегрузки n_y . Если эта группа на нашем самолете *меньше*, чем на самолете противника, то выгодно маневрировать *как можно энергичнее*, с наибольшими перегрузками n_y , близкими к допустимым (это чаще всего будет маневрирование в горизонтальной плоскости или близкой к ней). Если группа $A \cdot G/S$ на нашем самолете *больше*, то перегрузку n_y увеличивать невыгодно; здесь лучше перевести воздушный бой на вертикали *с умеренными перегрузками n_y* .

10. В заключение перечислим **наиболее типичные методические ошибки**, возможные при сравнительном анализе летных свойств двух самолетов:

— *фактические* данные одного самолета сравнивают с *расчетными* данными другого, не учитывая, что расчетные характеристики получаются, как правило, несколько выше фактических;

— для одного из самолетов *не учитываются ограничения высотно-скоростных и маневренных характеристик* по прочности, устойчивости и управляемости, внешним подвескам, условиям применения оружия, устойчивости работы воздухозаборника или компрессора двигателя и т. д.;

— для одного из самолетов *не учитываются ограничения величины тяги* на малых высотах и больших скоростях по условиям прочности двигателя, производительности топливных насосов и пр.;

— для одного из самолетов не учитывается возможность применения в процессе маневрирования различной *механизац и и крыла* (предкрылков, сдува пограничного слоя с крыла или стабилизатора и пр.), что может существенно увеличивать коэффициент $C_{yр}$ и кратковременную перегрузку $n_{yр}$;

— не учитываются некоторые специфические *особенности самолета*, например, закон регулирования в системе продольного управления, влияние демпферов тангажа, наличие сильной тряски на больших углах атаки, близость коэффициента $C_{yр}$ и перегрузок $n_{yр}$ или $n_{yпр}$ к границе начала «подхвата» и пр.;

— сравнение проводится *по отдельным цифрам*, на случайных режимах, без учета интегральных характеристик во всем возможном диапазоне высот и скоростей полета. Например, на рис. 5.15 показаны диапазоны высот и скоростей полета некоторых самолетов «М» и «N». Если ограничиться только цифрами, то здесь было бы записано: самолет «N» имеет максимальную скорость 2200 км/ч и статический потолок 21 км, самолет «М» имеет максимальную скорость 2000 км/ч и статический потолок 19 км. Может показаться, что самолет «N» гораздо лучше самолета «М».

На самом же деле все как раз наоборот. Почти во всем диапазоне высот и скоростей полета самолет «М» имеет подавляющее превосходство над самолетом «N» по скороподъемности, разгону, радиусам и угловым скоростям (кратковременным и длительным) на любых маневрах, т. е. самолет «М» может быстро достать противника или уйти от него в любой тактической ситуации. И только в том случае, если самолет «N» успеет ускользнуть за скорость 1900 км/ч на высоте свыше 13 км (область на рисунке заштрихована), выявится некоторое превосходство этого самолета в максимальной скорости и статическом потолке.

В результате таких или подобных методических ошибок характеристики одного из самолетов могут быть неоправданно завышены или занижены. Поэтому *достоверное сравнение* может произвести только компетентный специалист, умеющий учесть все тонкости вопроса и имеющий в своем распоряжении полную информацию о сравниваемых самолетах.

Летчики и командиры строевых частей должны пользоваться *готовыми* сравнительными характеристиками (подобными изображенным на рисунках в этой главе), но понимать, как эти характеристики получены и что они означают, обоснованно выбирать тактику ведения воздушного боя в различных условиях и грамотно проводить этот бой.

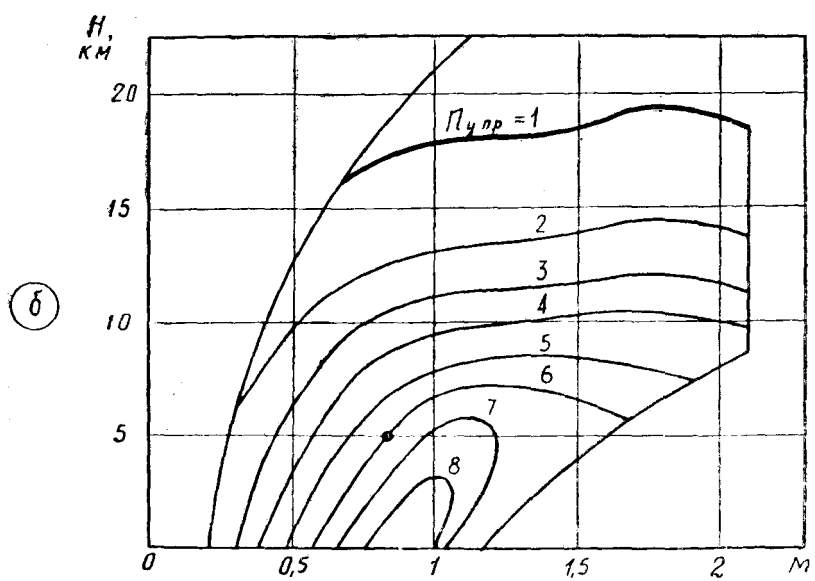
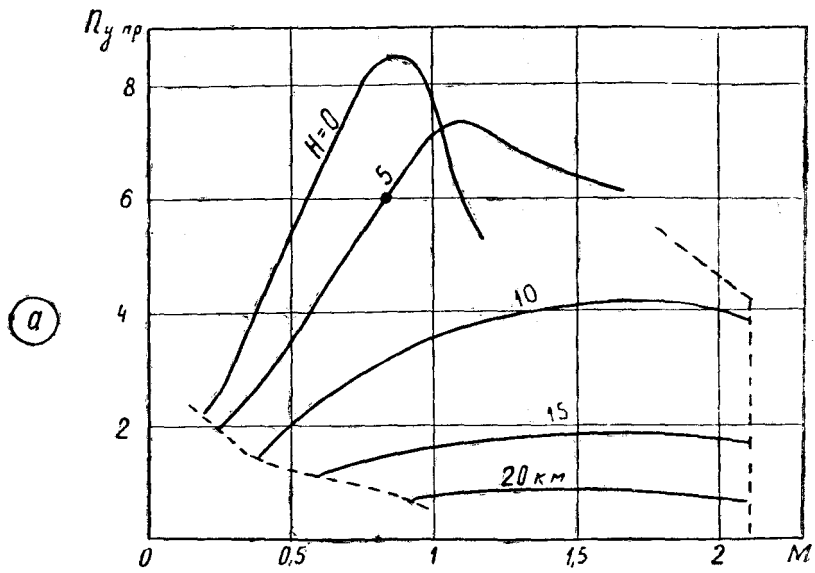


Рис. 5.5: Предельные по тяге перегрузки самолета F-4C «Фантом»; форсаж, масса 17,6 т

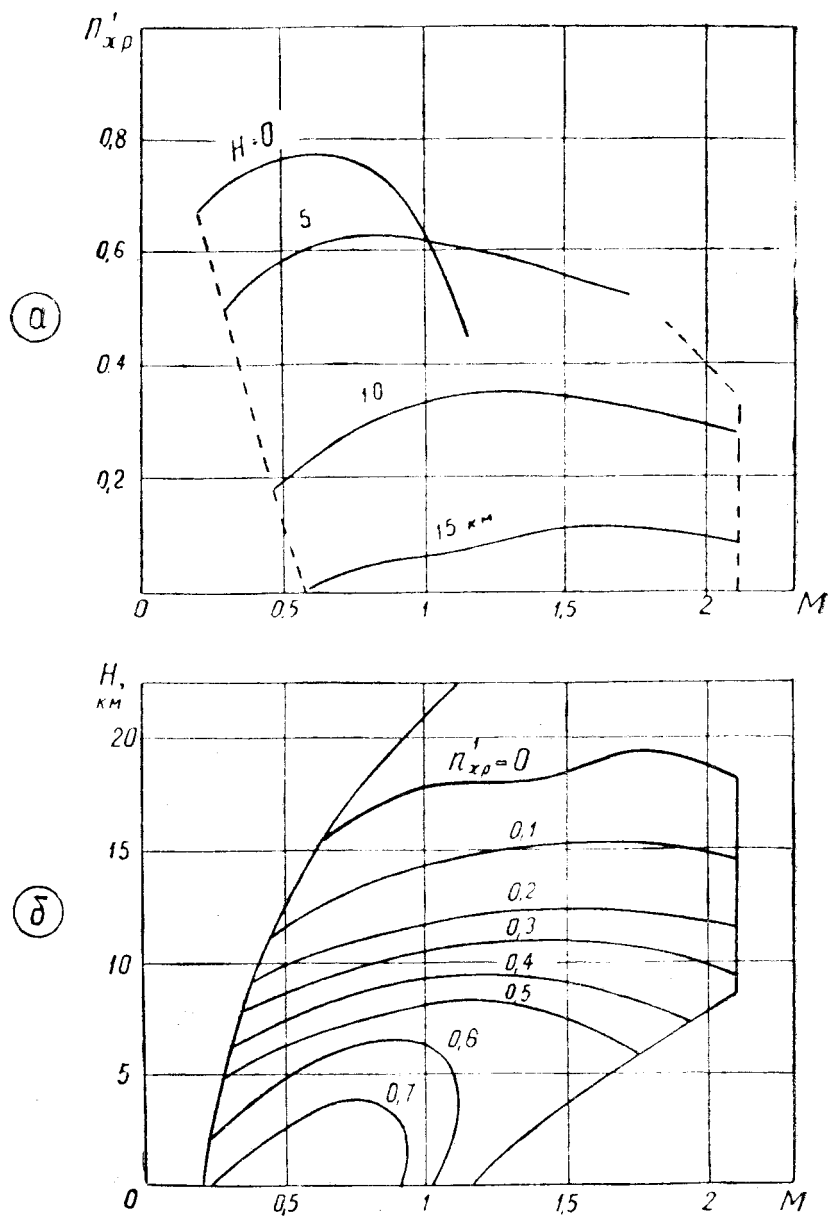


Рис. 5.6: Располагаемые продольные перегрузки в горизонтальном полете самолета F-4C «Фантом»; форсаж, масса 17,6 т

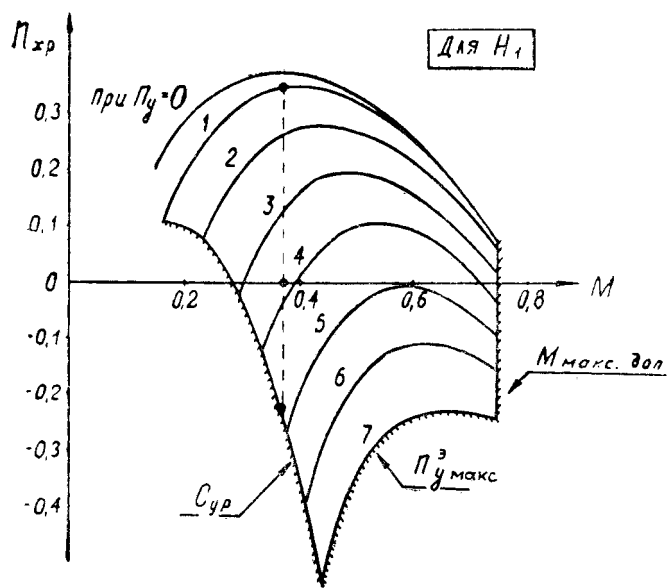


Рис. 5.7: Обобщенные характеристики маневренности самолета на высоте H_1 (пример)

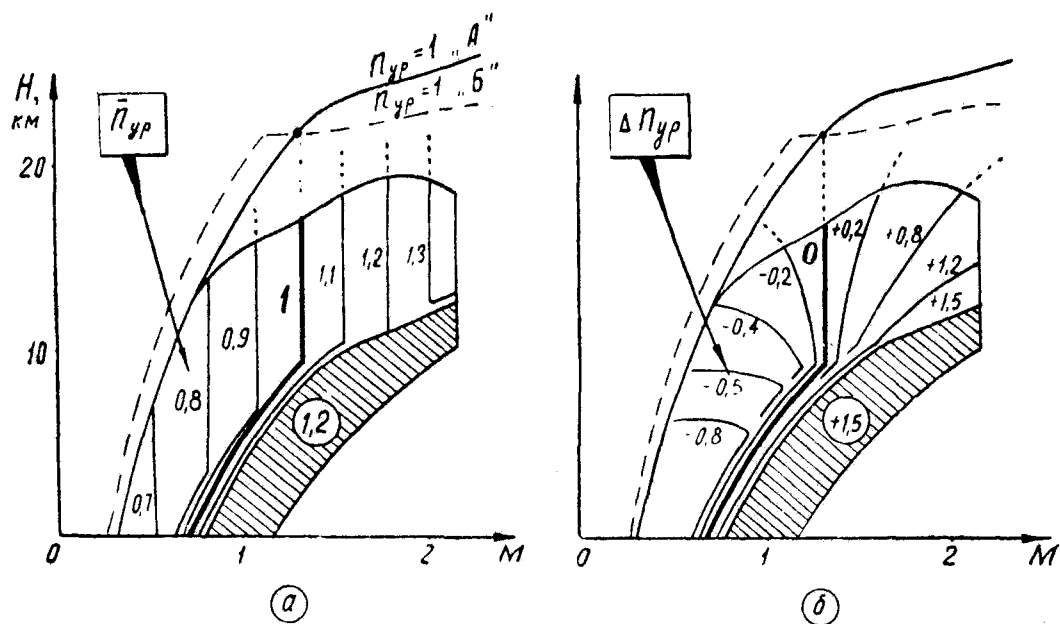


Рис. 5.8: Относительное и абсолютное превосходство самолета «А» над самолетом «Б» по кратковременной перегрузке $n_{yр}$

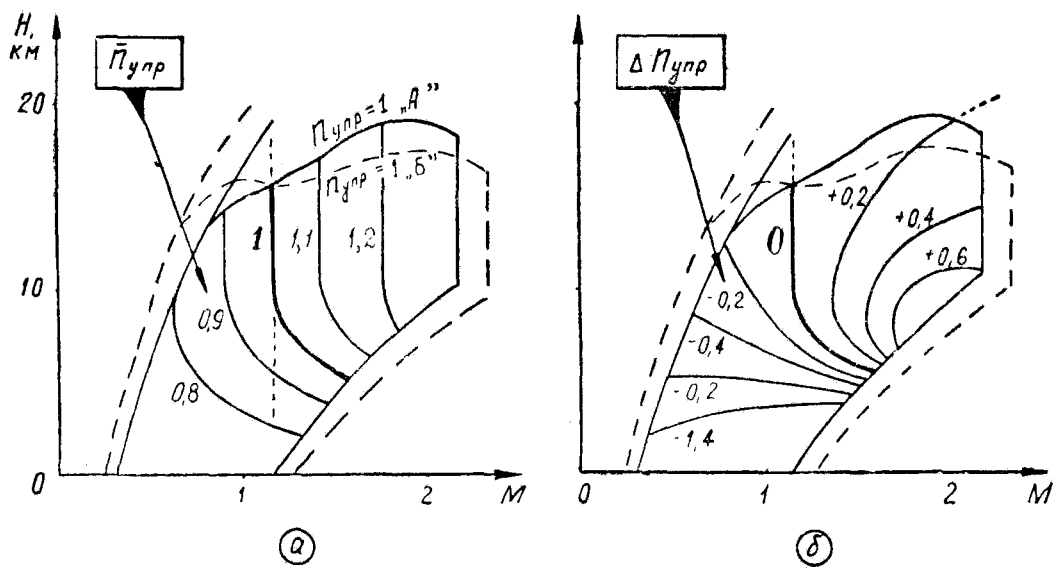


Рис. 5.9: Относительное и абсолютное превосходство самолета «А» над самолетом «Б» по длительной перегрузке $n_{y пр}$

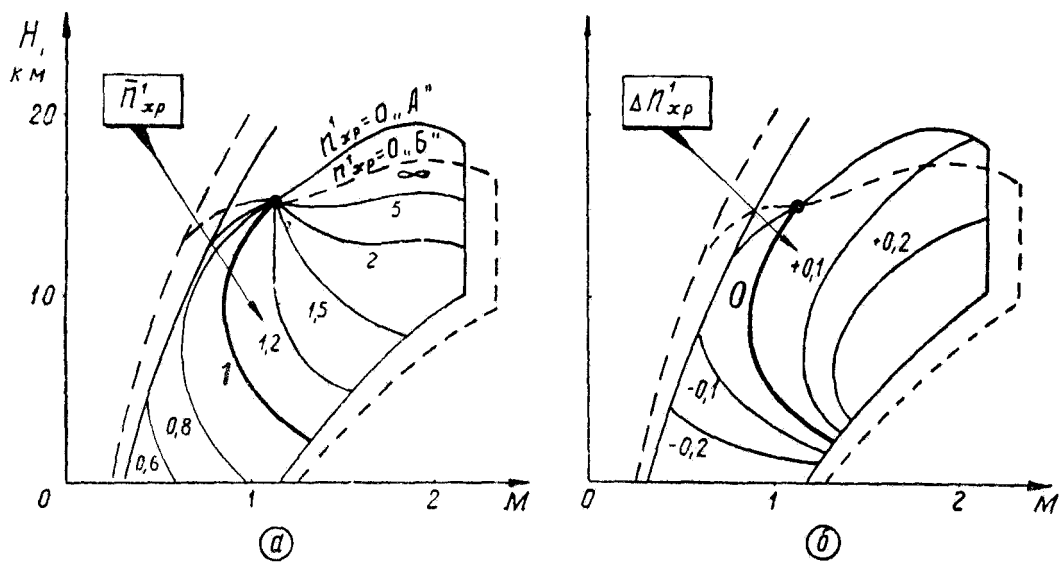


Рис. 5.10: Относительное и абсолютное превосходство самолета «А» над самолетом «Б» по продольной перегрузке $n_{x пр}^1$

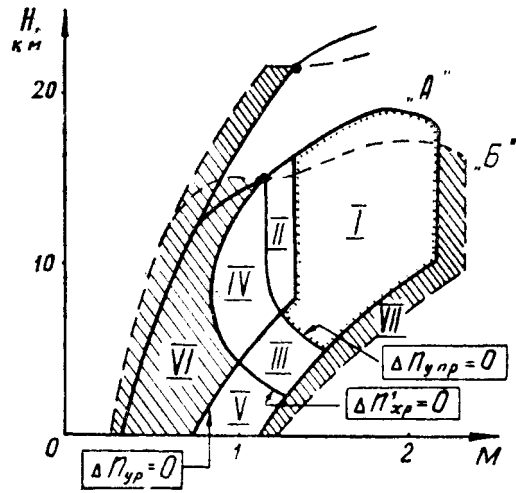


Рис. 5.11: Границы равных возможностей самолетов «А» и «Б» и области превосходства одного самолета над другим по различным показателям маневренности

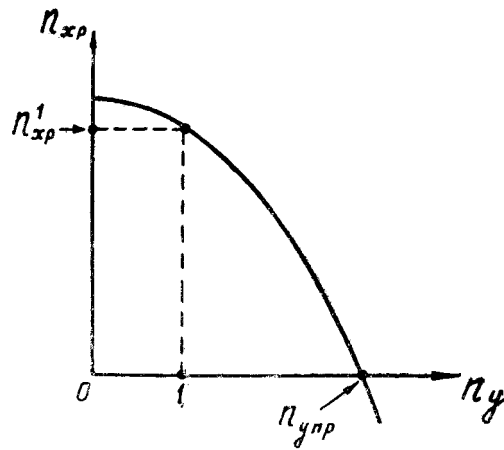


Рис. 5.12: Зависимость располагаемой продольной перегрузки от нормальной перегрузки

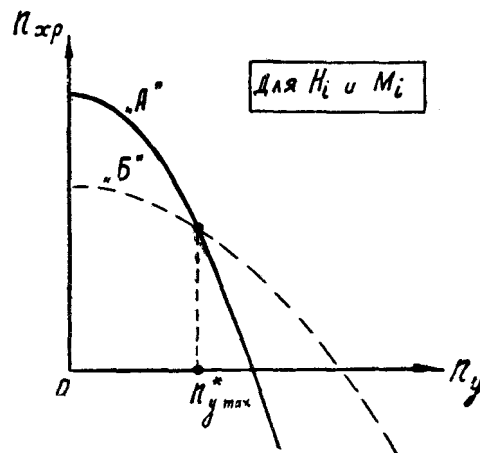


Рис. 5.13: Граничная тактическая перегрузка между самолетами «А» и «Б» на заданных высоте и числе M

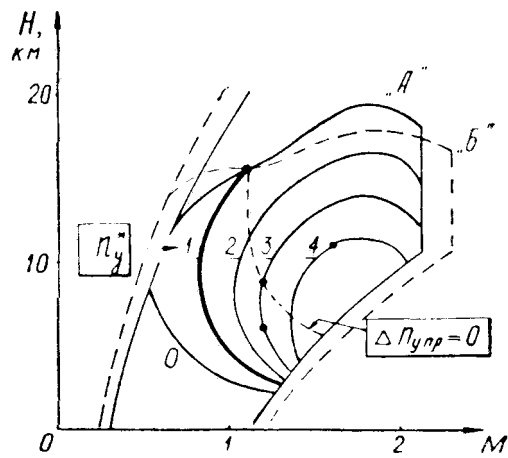


Рис. 5.14: Граничные тактические перегрузки между самолетами «А» и «Б». Для самолета «А» это максимальная тактическая перегрузка, для самолета «Б» — минимальная тактическая перегрузка

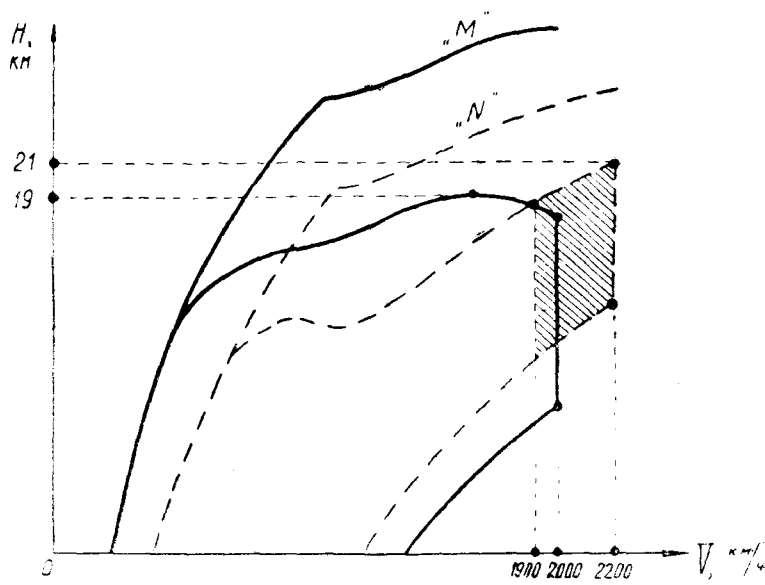


Рис. 5.15: Диапазоны высот и скоростей полета самолета «М» и «N»

Глава VI

Методы анализа и расчета маневров

В практической деятельности часто возникает необходимость рассчитать конкретные численные параметры того или иного маневра или движения самолета. Летчик-командир должен уметь и самостоятельно рассчитать простейший маневр, и грамотно сформулировать задание по расчету соответствующим специалистам.

Ниже излагаются общие методы динамики полета, позволяющие рассчитать плоскую или пространственную траекторию самолета. В основу уравнений и расчетов положен Второй закон Ньютона: произведение массы на ускорение равно действующей в направлении ускорения силе.

§1. Уравнения движения

1. Для простоты и наглядности анализа *пространственное движение самолета* принято проецировать на две плоскости *вертикальную плоскость разворота и горизонтальную плоскость* (рис. 6.1). Для пояснения схемы действующих на самолет сил здесь приведена и проекция на плоскость, перпендикулярную к вектору скорости (что для анализа движения в принципе не требуется).

Система координат принимается такая (она называется *скоростной*):

O — начало координат в центре тяжести самолета;

ось Ox — вдоль вектора скорости самолета;

ось Oy — в вертикальной относительно земли плоскости, проведенной через вектор скорости;

ось Oz — вправо, параллельно земле.

2. Из рисунка видно, что вдоль указанных осей действуют следующие *силы* (скольжение и боковая сила Z отсутствуют):

по Ox — $P - Q - G \sin \Theta$;

по Oy — $Y \cos \gamma - G \cos \Theta$;

по Oz — $Y \sin \gamma$.

В точных расчетах учитывается и составляющая сила тяги $P_y \simeq P \sin \alpha$, т. е. везде вместо силы Y подставляется сумма $Y + P_y$.

3. В направлениях тех же осей самолет испытывает следующие *ускорения*:

— тангенциальное (продольное, касательное) ускорение

$$j_x = \frac{dV}{dt};$$

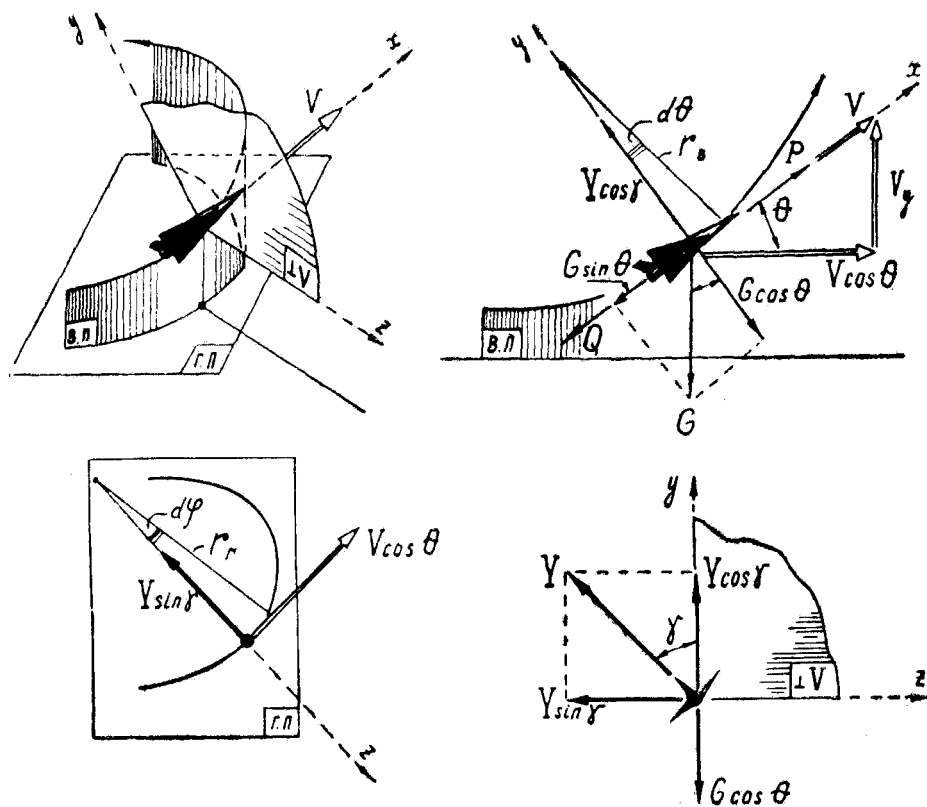


Рис. 6.1: Схема сил, действующих на самолет, в проекции на три плоскости: вертикальную развернутую, горизонтальную и перпендикулярную к вектору скорости

— центростремительное ускорение в вертикальной плоскости

$$j_y = \frac{V^2}{r_B} = V \frac{d\theta}{dt} = V \omega_B = r_B \omega_B^2 \quad (6.1)$$

(все это — только различные формы записи центростремительного ускорения);

— центростремительное ускорение в горизонтальной плоскости

$$j_z = \frac{(V \cos \theta)^2}{r_r} = V \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} = V \cos \theta \omega_r = r_r \omega_r^2. \quad (6.2)$$

4. Теперь составим систему дифференциальных уравнений движения центра тяжести самолета, выражающих Второй закон Ньютона применительно к осям x, y, z .

$$\left. \begin{aligned} 1) \quad m \frac{dV}{dt} &= P - Q - G \sin \theta; \\ 2) \quad mV \frac{d\theta}{dt} &= Y \cos \gamma - G \cos \theta; \\ 3) \quad mV \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} &= Y \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (6.3)^*$$

5. Разделив правые и левые части уравнений на вес самолета G и и вспомнив, что $G = gm$, $n_y = \frac{Y}{G}$ и $n_x = \frac{P-Q}{G}$, можно эти же уравнения записать в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} 1) \quad \frac{dV}{dt} &= g(n_x - \sin \theta); \\ 2) \quad V \frac{d\theta}{dt} &= g(n_y \cos \gamma - \cos \theta); \\ 3) \quad V \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} &= g n_y \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (6.4)^*$$

В этих уравнениях угол Θ равен $0 \div +90^\circ$ на восходящих участках траектории и $0 \div -90^\circ$ — на нисходящих. Например, на петле Нестерова угол Θ изменяется в пределах $0 \div +90^\circ \div 0 \div -90^\circ \div 0$, а крен γ в первой и последней четвертях равен нулю, во второй и третьей четвертях он равен 180° .

Запись (6.4) называется *системой дифференциальных уравнений движения центра тяжести самолета в перегрузках*. Применять можно как первую, так и вторую системы, но вторая несколько удобнее, так как летчик практически имеет дело не с силами, а с перегрузками, поэтому в дальнейшем будем пользоваться в основном уравнениями в перегрузках.

Из уравнений (6.4) хорошо видно, что характер движения самолета по любой пространственной траектории целиком и полностью зависит только от двух перегрузок — n_x и n_y .

Продольная перегрузка n_x некоторым образом зависит от других переменных величин:

$$4) \quad n_x = n_x(V, H, n_y, \delta_{\text{РУД}}).$$

Кроме того, скорость и угол наклона траектории можно связать с высотой и дальностью:

$$5) \quad \frac{dH}{dt} = V \sin \Theta;$$

$$6) \quad \frac{dL}{dt} = V \cos \Theta.$$

Но в записанных **шести** уравнениях имеется **девять** независимых переменных величин (девять неизвестных):

$$V, H, n_y, n_x, \delta_{\text{РУД}}, L, \Theta, \gamma, \varphi,$$

т. е. для решения задачи о пространственном движении самолета не хватает еще **трех** уравнений (трех связей).

6. На основании этого обстоятельства перед динамикой полета могут быть поставлены **три принципиально различные задачи**:

а) три недостающих уравнения можно *задать в виде закона управления* самолетом

$$7) \quad n_y = n_y(t);$$

$$8) \quad \gamma = \gamma(t);$$

$$9) \quad \delta_{\text{РУД}} = \delta_{\text{РУД}}(t).$$

и тогда *можно найти траекторию*, по которой будет двигаться самолет. (Закон управления можно задавать не только по t , но и по Θ или по любой другой переменной.)

б) три недостающих уравнения *заданы формой траектории*

$$7) \quad \Theta = \Theta(t);$$

$$8) \quad \varphi = \varphi(t);$$

$$9) \quad V = V(t).$$

и тогда *можно найти закон управления*, обеспечивающий движение самолета по заданной траектории, т. е. закон изменения крена, нормальной перегрузки и положения РУД;

в) *задано какое-либо условие оптимальности*, а требуется *найти закон управления или траекторию движения*, которые обеспечивали бы выполнение заданного условия. Например, задано, что самолет за минимальное время должен переместиться в пространстве из точки A в точку B . Попасть из одной точки в другую можно

по разным траекториям, и требуется математически выбрать из множества возможных траекторий ту единственную, которая и обеспечит $t_{AB} = t_{\min}$. По найденной траектории можно затем найти и закон управления.

Задачи в такой постановке решаются специальными методами *вариационного исчисления*, разработанными такими выдающимися учеными, как Эйлер, Лагранж, Понтрягин и др. Недостающие уравнения здесь автоматически получаются из условия оптимальности в виде специальных дифференциальных уравнений. Решение этих задач связано с большими теоретическими и вычислительными трудностями и под силу только высококвалифицированным научным работникам.

При постановке задач динамики полета инженерам или ученым летчик-командир должен правильно сформулировать задачу, требования к точности ее решения и желательность (или нежелательность) применения вариационных методов, учитывая сроки решения задач различными методами, так как решение в точной вариационной постановке может растянуться на многие месяцы.

В условиях строевой части можно успешно решать задачи динамики полета только в первой или второй постановке (а или б).

§2. Методы интегрирования уравнений движения

1. Уравнения (6.4) ввиду их существенной нелинейности прямому интегрированию не поддаются, поэтому применяют те или иные методы их **численного интегрирования**, простейший из которых (и наиболее неточный) состоит в следующем:

— бесконечно малые приращения dt , dV , $d\Theta$, $d\varphi$, dH , dL заменяют конечными приращениями Δt , ΔV , $\Delta\Theta$, $\Delta\varphi$, ΔH , ΔL и записывают уравнения движения самолета в виде

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad \Delta V = g(n_x - \sin \Theta) \Delta t; \\ 2) \quad \Delta\Theta = \frac{g}{V} (n_y \cos \gamma - \cos \Theta) \Delta t; \\ 3) \quad \Delta\varphi = \frac{g}{V \cos \Theta} n_y \sin \gamma \Delta t; \\ 4) \quad n_x = n_x(V, H, n_y, \delta_{\text{РУД}}); \\ 5) \quad \Delta H = V \sin \Theta \Delta t; \\ 6) \quad \Delta L = V \cos \Theta \Delta t; \\ 7) \quad n_y = n_y(t); \\ 8) \quad \gamma = \gamma(t); \\ 9) \quad \delta_{\text{РУД}} = \delta_{\text{РУД}}(t); \end{array} \right\} \quad (6.5)$$

— задаются малым промежутком времени Δt (например, $\Delta t = 1$ с), подставляют в уравнения (6.5) начальные значения параметров движения — V_1 , Θ_1 , n_{y1} , γ_1 , H_1 и вычисляют все приращения за первую секунду — ΔV_1 , $\Delta\Theta_1$, $\Delta\varphi_1$, ΔH_1 , ΔL_1 ;

— для следующего «шага» в уравнения подставляют новые значения параметров движения — $V_2 = V_1 + \Delta V_1$, $\Theta_2 = \Theta_1 + \Delta\Theta_1$, n_{y2} , γ_2 , $H_2 = H_1 + \Delta H_1$ и вычисляют все приращения за вторую секунду — ΔV_2 , $\Delta\Theta_2$, $\Delta\varphi_2$, ΔH_2 , ΔL_2 ;

— затем в уравнения подставляют $V_3 = V_2 + \Delta V_2$ и т. д. Такими мелкими «шагами» постепенно доходят до конца маневра, где параметры движения будут иметь величину:

$$\begin{aligned} V &= V_1 + \Sigma \Delta V; \\ \Theta &= \Theta_1 + \Sigma \Delta \Theta; \\ \varphi &= \varphi_1 + \Sigma \Delta \varphi; \\ H &= H_1 + \Sigma \Delta H; \\ L &= L_1 + \Sigma \Delta L. \end{aligned}$$

Естественно, что чем мельче будет «шаг» (меньше Δt), тем точнее будет конечный результат.

Существуют и другие, более точные, методы численного интегрирования дифференциальных уравнений.

Расчет одной фигуры (петли, боевого разворота) методом численного интегрирования с применением логарифмической линейки или арифмометра занимает несколько часов, даже если уже имеется достаточный навык в такой работе. Математическая машина может рассчитать серию маневров за несколько секунд, но составление и отладка программы для ЭЦВМ может занять несколько недель. В специализированных вычислительных центрах всегда имеется картотека готовых программ расчета всех маневров самолета при любых условиях эксплуатации, поэтому следует шире пользоваться услугами таких центров.

На некоторых частных примерах раскроем физический смысл уравнений (6.4) и покажем, как их использовать при анализе простейших случаев движения самолета.

2. Пусть задано, что **самолет должен двигаться по горизонтальной прямолинейной траектории с постоянной скоростью**. Из условий *прямолинейности* вытекает $d\Theta/dt = 0$ и $d\varphi/dt = 0$, из условия *горизонтальности* — $\Theta = 0$, из условия *постоянства скорости* — $dV/dt = 0$. В этом случае уравнения (6.4) примут вид

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad n_x = 0 \quad (\text{выдерживается РУД-ом}); \\ 2) \quad n_y = 1 \quad (\text{рулем высоты}); \\ 3) \quad \gamma = 0 \quad (\text{элеронами}). \end{array} \right\}$$

Таким образом, по заданной траектории получен закон управления самолетом (имеется и второе решение задачи: $n_x = 0$, $n_y = -1$, $\gamma = 180^\circ$, — перевернутый полет).

3. Задано, что **самолет должен двигаться по прямолинейной траектории** ($d\Theta/dt = 0$ и $d\varphi/dt = 0$) **с постоянной скоростью** ($dV/dt = 0$). В этом случае уравнения (6.4) примут вид

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad n_x = \sin \Theta; \\ 2) \quad n_y = \cos \Theta; \\ 3) \quad \gamma = 0. \end{array} \right\}$$

(Второе решение: $n_x = \sin \Theta$, $n_y = -\cos \Theta$, $\gamma = 180^\circ$).

4. Задано, что **самолет должен двигаться по горизонтальной** ($\Theta = 0$) **прямолинейной** ($d\Theta/dt = 0$ и $d\varphi/dt = 0$) **траектории**. Тогда

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad \frac{dV}{dt} = g n_x; \\ 2) \quad n_y = 1; \\ 3) \quad \gamma = 0. \end{array} \right\}$$

Решения, связанные с перевернутым полетом, далее упоминаться не будут.

5. Задано, что **самолет должен двигаться в горизонтальной плоскости** ($\Theta = 0$ и $d\Theta/dt = 0$) **с постоянной скоростью** ($dV/dt = 0$). Тогда

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad n_x = 0; \\ 2) \quad n_y = \frac{1}{\cos \gamma}; \\ 3) \quad V \frac{d\varphi}{dt} = g n_y \sin \gamma. \end{array} \right\}$$

Заменив в третьем уравнении угловую скорость $\frac{d\varphi}{dt}$ через $\frac{V}{r_\Gamma}$ и учтя второе уравнение, получим

$$r_\Gamma = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (6.6)^*$$

(известное выражение для радиуса виража или разворота).

6. Задано, что **самолет должен двигаться в вертикальной плоскости** ($d\varphi/dt = 0$). Тогда

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad \frac{dV}{dt} = g(n_x - \sin \Theta); \\ 2) \quad V \frac{d\Theta}{dt} = g(n_y - \cos \Theta); \\ 3) \quad \gamma = 0. \end{array} \right\}$$

В этих уравнениях угол Θ можно считать всегда положительным и равным $0-360^\circ$; например, на петле Нестерова угол Θ изменяется в пределах $0-90^\circ-180^\circ-270^\circ-360^\circ$.

Заменив во втором уравнении угловую скорость $\frac{d\Theta}{dt}$ через $\frac{V}{r_B}$, получим выражение для «мгновенного» радиуса маневра в вертикальной плоскости

$$r_B = \frac{V^2}{g(n_y - \cos \Theta)}. \quad (6.7)^*$$

По формуле (6.7) радиус r_B может получиться и отрицательным. Это означает, что искривление траектории происходит относительно самолета (летчика) вниз, например, при вводе в пикирование или выводе из горки.

7. Задано, что **самолет должен двигаться в наклонной плоскости** ($\psi = \text{const}$ по рис. 6.2). Чтобы самолет не входил в спираль и удерживался в одной плоскости, силы, перпендикулярные к этой плоскости, должны быть взаимно уравновешены, т. е. $G \cos \psi = Y \sin \Delta\gamma$, откуда

$$\sin \Delta\gamma = \frac{\cos \psi}{n_y},$$

где $\Delta\gamma$ — **угол откренивания** плоскости симметрии самолета от плоскости траектории (в частном случае — от плоскости косой петли).

Если $\psi = 90^\circ$ (петля Нестерова), то $\Delta\gamma = 0$; если $\psi = 0$ (вираж, разворот), то $\sin \Delta\gamma = \frac{1}{n_y}$.

Уравнения и формулы, полученные для случая движения в вертикальной плоскости, можно приложить и к случаю движения в наклонной плоскости, заменив силу веса G ее составляющей $G \sin \psi$, а подъемную силу Y — ее составляющей $Y \cos \Delta\gamma$ (рис. 6.2). И тогда

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad \frac{dV}{dt} = g(n_x - \sin \Theta); \\ 2) \quad V \frac{d\varphi_{\text{пл}}}{dt} = g(n_y \cos \Delta\gamma - \sin \psi \cos \varphi_{\text{пл}}); \\ 3) \quad \sin \Delta\gamma = \frac{\cos \psi}{n_y}. \end{array} \right\} \quad (6.8)$$

Заменив во втором уравнении угловую скорость $\frac{d\varphi_{\text{пл}}}{dt}$ через $\frac{V}{r_B}$, получим

$$r_{\text{пл}} = \frac{V^2}{g(n_y \cos \Delta\gamma - \sin \psi \cos \varphi_{\text{пл}})}, \quad (6.9)$$

где $\varphi_{\text{пл}}$ — угол поворота и $r_{\text{пл}}$ — радиус кривизны траектории в наклонной плоскости (заметим, что для петли Нестерова $\varphi_{\text{пл}} = \Theta$ и $r_{\text{пл}} = r_B$, а для виража $\varphi_{\text{пл}} = \varphi$ и $r_{\text{пл}} = r_\Gamma$).

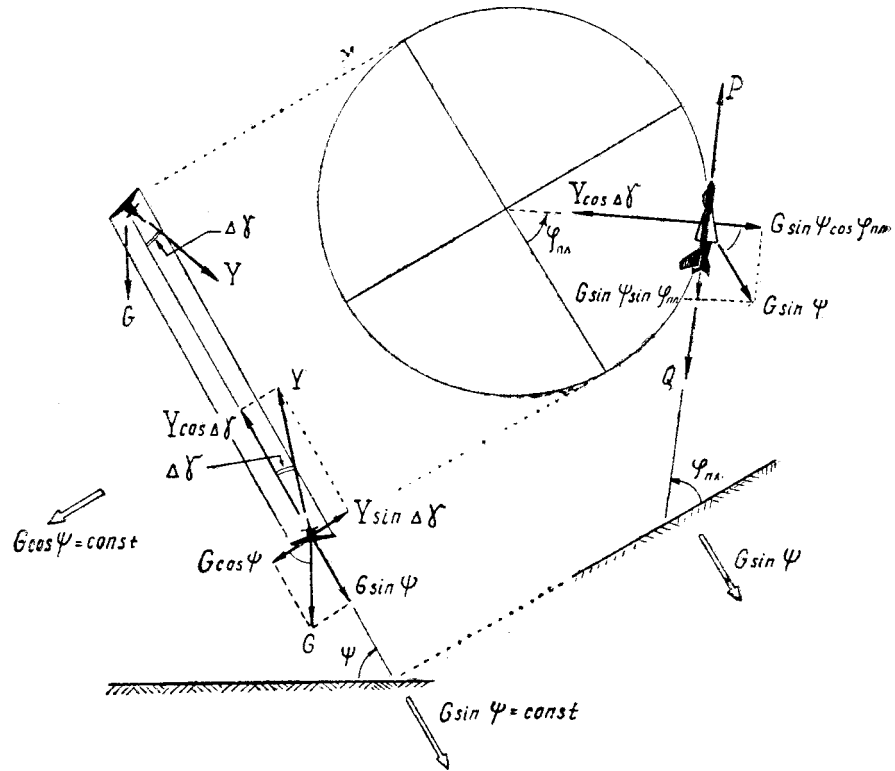


Рис. 6.2: К выводу уравнений движения самолета в наклонной плоскости

При полете в наклонной плоскости фактический угол наклона вектора скорости Θ связан с углом поворота $\varphi_{п.л.}$ соотношением

$$\sin \Theta = \sin \psi \sin \varphi_{п.л.} \quad (6.10)$$

(это следует из чисто геометрических построений).

8. **Задан малый отрезок времени Δt** , в течение которого самолет может повернуться на малый угол $\Delta \varepsilon_{п.}$ (это, в частном случае, может быть угол $\Delta \varphi$ или $\Delta \Theta$). Поперечное угловое и линейное отклонение самолета от первоначальной линии пути ($\Delta \varepsilon_{п.}$ и $\Delta S_{п.}$ по рис. 6.3) здесь можно рассчитать проще, не прибегая к вычислениям радиусов и других параметров траектории. Если перпендикулярно к вектору скорости действует суммарная поперечная сила $R_{п.}$, то через Δt получим

$$V_{п.} = \frac{R_{п.}}{m} \Delta t; \quad (6.11)$$

$$\Delta \varepsilon_{п.} = \frac{\Delta V_{п.}}{V}; \quad (6.12)$$

$$\Delta S_{п.} = \frac{\Delta V_{п.}}{2} \Delta t = \frac{R_{п.}}{2m} \Delta t^2. \quad (6.13)$$

Этот метод целесообразно использовать при расчете противозенитных, противоракетных, противоистребительных и некоторых других маневров, отличающихся кратковременностью.

Пример. В горизонтальном прямолинейном полете летчик выполнил полубочку и создал $n_y = 4$. Определить поперечное линейное отклонение самолета через $\Delta t = 3$ с.

Решение. Перпендикулярно к вектору скорости здесь действует суммарная поперечная сила $R_{п.} = n_y G + G = 4G + G = 5G$ (вниз), откуда

$$\Delta S = \frac{g 5 G}{2 G} 3^2 \simeq 220 \text{ м.}$$

9. Таким образом, при помощи **общей системы уравнений** (6.4) можно вывести **соотношения для всех частных случаев** движения самолета и подвергнуть анализу или расчету любой прямолинейный или криволинейный маневр.

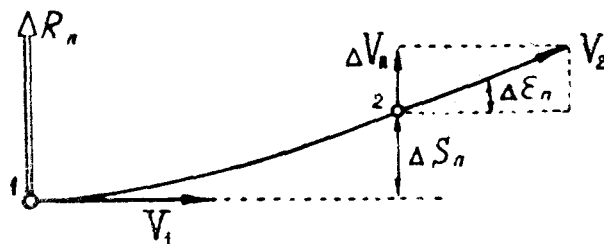


Рис. 6.3: К расчету малых углов поворота траектории

Однако не всегда целесообразно сразу же обращаться к дифференциальным уравнениям. В некоторых случаях анализ движения самолета можно провести специальными методами, имеющими те или иные физические основы. Одним из них является *энергетический метод*, разработанный Н. Е. Жуковским и развитый до современного уровня советским ученым проф. В. С. Пышновым.

§3. Энергетический метод расчета

1. **Механическая энергия самолета** (E) состоит из энергии *потенциальной* и энергии *кинетической*.

$$E = E_{\text{п}} + E_{\text{к}} = GH + \frac{mV^2}{2}. \quad (6.14)$$

Но по запасу механической энергии, измеряемому в Ньютоно-метрах (Джоулях), о маневренных возможностях самолета ничего сказать нельзя. Пусть, например, первый самолет обладает в полете энергией 10^9 Дж, а второй — $5 \cdot 10^8$ Дж. Можно ли сказать, что первый самолет обладает лучшими возможностями для маневра? Нельзя. Если первый самолет имеет массу 100 т , то его энергия соответствует скорости полета (у земли) 360 км/ч ; если же второй самолет имеет массу 10 т , то его скорость (у земли) равна 1140 км/ч ; т. е. второй самолет в отличие от первого может выполнить и горку, и боевой разворот, и любой другой энергичный маневр с большим набором высоты.

2. Следовательно, целесообразнее рассматривать **удельную механическую энергию**, т. е. механическую энергию, отнесенную к единице веса самолета

$$H_{\text{э}} = H + H_{\text{к}} = H + \frac{V^2}{2g} \quad (6.15)^*$$

где $H_{\text{э}} = \frac{E}{G}$ — удельная механическая энергия самолета, или *энергетическая высота*;

$H = \frac{E_{\text{п}}}{G}$ — удельная потенциальная энергия самолета, или просто *высота* полета;

$H_{\text{к}} = \frac{E_{\text{к}}}{G} = \frac{V^2}{2g}$ — удельная кинетическая энергия самолета, или *кинетическая высота*.

Например, если самолет летит на высоте 5 км со скоростью 1080 км/ч (300 м/с), то у него $H_{\text{к}} = 4500 \text{ м}$ и $H_{\text{э}} = 9500 \text{ м}$ (рис. 6.4). Энергетическую высоту называют

также уровнем удельной механической энергии самолета, или короче — уровнем энергии.

Физический смысл энергетической высоты состоит в том, что при равенстве нулю суммы поверхностных тангенциальных сил (тяги, трения, лобового сопротивления) любое тело в гравитационном поле может за счет полного превращения кинетической энергии в потенциальную подняться на высоту $H_э = H + H_к$ (рис. 6.5).

3. В области высот и скоростей полета самолета можно провести **изолинии равных энергетических высот** (линии равных уровней энергии), т.е. такие, вдоль которых $H_э = H + \frac{V^2}{2g} = \text{const}$ (рис. 6.6). Естественно, что при $V = 0$ получим $H = H_э$, а при $H = 0$ получим $V = \sqrt{2gH_э}$. Из рис. 6.6 видно, что максимальной энергией самолет обладает не на статическом потолке (точка «к»), а в правой верхней части графика («л»). В нашем примере $H_{э\text{ макс}} = 40 \text{ км}$; т. е. самолет, выполняя горку из точки «л» с углом $\Theta = +90^\circ$ при условии $P = Q$ ($n_x = 0$), мог бы теоретически, потеряв скорость до нуля, набрать высоту 40 км. Практически горку целесообразнее начинать ниже точки «л» и не выходить на вершине горки за границу горизонтального полета самолета (за линию $g-d$); при этом дополнительный набор высоты сверх статического потолка составит 4–5 км.

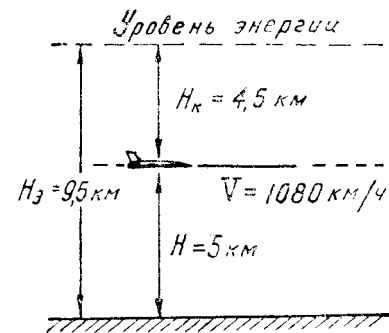


Рис. 6.4: Запас удельной механической энергии самолета

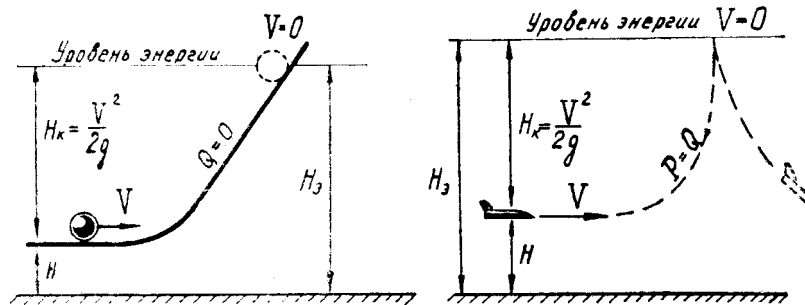


Рис. 6.5: Физический смысл энергетической высоты

4. Проследим, **от каких факторов зависит изменение уровня энергии самолета**. Приращение энергии dE равно работе тангенциальных сил P и Q на пути dS :

$$dE = (P - Q) dS \text{ или } dH_э = n_x dS;$$

но $dS = V dt$ откуда

$$\frac{dH_э}{dt} = n_x V. \quad (6.16)^*$$

Скорость набора энергетической высоты называют также **энергетической скороподъемностью**

$$V_y^э = \frac{dH_э}{dt} \quad (6.17)^*$$

Получен интересный результат, заключающийся в том, что **скорость набора энергии пропорциональна продольной перегрузке n_x** . Таким образом, если $P = Q$, то $H_э = \text{const}$; если $P > Q$, то $H_э$ растет; если $P < Q$, то $H_э$ падает.

Увеличение или уменьшение энергии самолета прямо не связано с увеличением или уменьшением скорости или высоты. При $H_э = \text{const}$ скорость полета может и падать и возрастать (при противоположном изменении высоты). В частном случае

горизонтального полета, т. е. при $H = \text{const}$, приращение ΔH_y равно приращению кинетической высоты $\Delta H_k = \frac{V_2^2 - V_1^2}{2g}$; при установившемся наборе с $V = \text{const}$ имеем $\Delta H_y = \Delta H$ и $V_y^2 = V_y$.

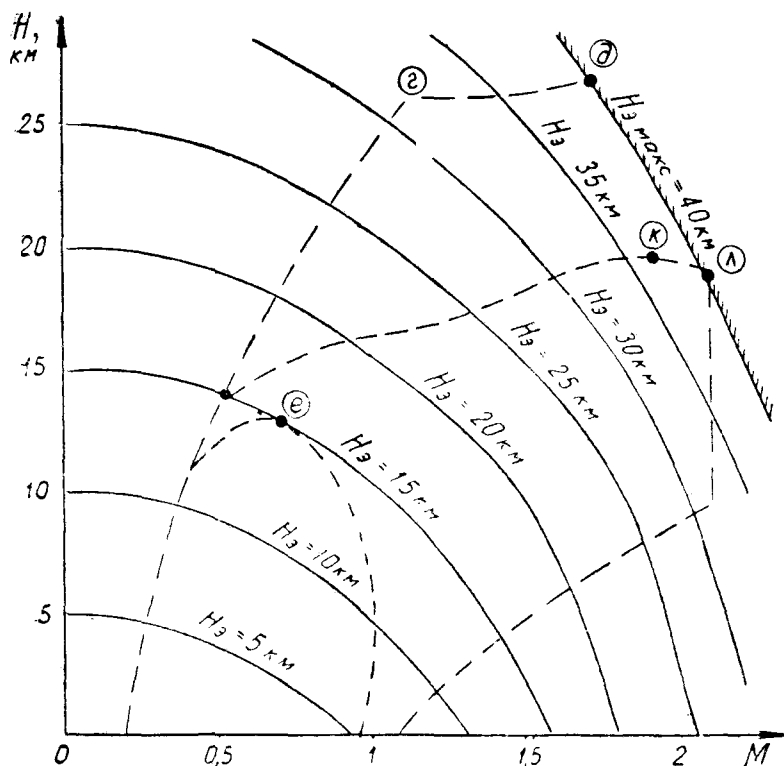


Рис. 6.6: Линии равных уровней энергии

5. Покажем на примерах, **как можно использовать энергетический метод** в задачах динамики полета:

а) Самолет выполняет горку от $V_1 = 1800 \text{ км/ч}$ (500 м/с) до $V_2 = 1440 \text{ км/ч}$ (400 м/с), имея в среднем $P = Q$ ($n_x = 0$). Требуется найти приращение высоты за горку. Так как $n_x = 0$, то $H_{y2} = H_{y1}$, т. е.

$$H_2 + V_2^2/2g = H_1 + V_1^2/2g,$$

откуда

$$H_2 - H_1 = \Delta H = \frac{500^2 - 400^2}{2 \cdot 9,8} = 4600 \text{ м.}$$

Таким образом, за счет уменьшения скорости на 360 км/ч можно на такой горке набрать дополнительную высоту 4600 м .

б) Самолет выполняет горку от $V_1 = 560 \text{ км/ч}$ (155 м/с) до $V_2 = 200 \text{ км/ч}$ (55 м/с), имея в среднем $P = Q$ ($n_x = 0$). Аналогично находим

$$\Delta H = \frac{155^2 - 55^2}{2 \cdot 9,8} = 1050 \text{ м.}$$

Таким образом, за счет уменьшения скорости на те же 360 км/ч здесь можно набрать дополнительную высоту только 1050 м .

6. На основании разобранных двух примеров можно сделать важнейший практический вывод, имеющий значение для выбора способа пилотирования в воздушном бою. Мы видим, что **при сравнительно малых скоростях** ($200\text{--}560 \text{ км/ч}$), характерных для истребителей второй мировой войны, *небольшое изменение высоты*

(±1050 м) приводит к сравнительно *большому изменению скорости* (±360 км/ч), т. е. главным слагаемым уровня энергии здесь является **высота**, которую легко превратить в скорость. Отсюда вытекала знаменитая «формула Покрышкина»:

ВЫСОТА—СКОРОСТЬ—МАНЕВР—ОГОНЬ.

При больших скоростях, характерных для современных самолетов (в нашем примере это 1440–1800 км/ч), наоборот, сравнительно *небольшое изменение скорости* (±360 км/ч) приводит к *большому изменению высоты* (±4600 м), т. е. главным слагаемым уровня энергии здесь является **кинетическая высота** (зависящая от **скорости**), которую легко превратить в высоту, поэтому в современных условиях «формула Покрышкина» должна звучать так:

СКОРОСТЬ—ВЫСОТА—МАНЕВР—ОГОНЬ.

7. По запасу энергии можно определить *дальность планирования* L при полете с переменной скоростью по примерно прямолинейной траектории. Прделаем следующие выкладки:

— имеем $dH_э = n_x dS = n_x \frac{dL}{\cos \Theta}$, где dS — элемент пути по наклонной траектории;

— продольная перегрузка при $P = 0$ равна

$$n_x = -\frac{Q}{G} = -\frac{Q \cos \Theta}{Y} = -\frac{\cos \Theta}{k};$$

откуда

$$dH_э = -\frac{\cos \Theta}{k} \cdot \frac{dL}{\cos \Theta} = -\frac{dL}{k} \text{ или } dL = -k dH_э,$$

итак, дальность планирования будет равна

$$L = -\int_{H_{э1}}^{H_{э2}} k dH_э = \int_{H_{э2}}^{H_{э1}} k dH_э.$$

Введя среднее аэродинамическое качество k_{cp} получим приближенную формулу

$$L = k_{cp} (H_{э1} - H_{э2}), \quad (6.18)^*$$

где $H_{э1}$ — уровень энергии в начале планирования;

$H_{э2}$ — уровень энергии в конце планирования (при нулевой высоте и посадочной скорости).

Пример. Дано $V_1 = 1800$ км/ч (500 м/с), $H_1 = 10$ км, $V_2 = 288$ км/ч (80 м/с), $H_2 = 0$, $k_{cp} = 6$. Дальность планирования при этих условиях будет равна

$$L = 6 \left(10\,000 + \frac{500^2 - 80^2}{2 \cdot 9,8} \right) = 134\,600 \text{ м} \simeq 135 \text{ км}.$$

8. И, наконец, покажем, как энергетическим методом приближённо решается *задача о выходе на заданные высоту и скорость в минимальное время*. Выведем интеграл времени

$$\frac{dH_э}{dt} = n_x V; \quad dt = \frac{dH_э}{n_x V}; \quad t = \int_{H_{э1}}^{H_{э2}} \frac{dH_э}{n_x V}.$$

Следовательно, для перехода в минимальное время от $H_{э1}$ до $H_{э2}$ требуется, чтобы подынтегральная функция $\frac{1}{n_x V}$ была минимальной, т. е. самолет должен пересекать каждую энергетическую высоту (каждую линию $H_э = \text{const}$ на рис. 6.7)

в точке, в которой на данной линии $n_x V = \text{макс}$. Величины $n_x V$ можно получить из графиков, подобных изображенным на рис. 5.6 или 5.7, умножая $n_{xр}^1$ в каждой точке на соответствующую скорость V . Решение задачи будет иметь примерно такой вид, как это показано на рис. 6.7. Здесь на каждой линии $H_3 = \text{const}$ большой точкой отмечен режим, на котором $n_x V = \text{макс}$; в соседних точках (на этой же линии) $n_x V$ меньше. Оптимальная программа изменения скорости по высоте, обеспечивающая переход из A в B за минимальное время, показана сплошными стрелками. Если начальная или конечная точки не лежат на линии оптимальной программы (на $A-B$), то выход на эту линию или сход с нее осуществляются пикированием или горкой.

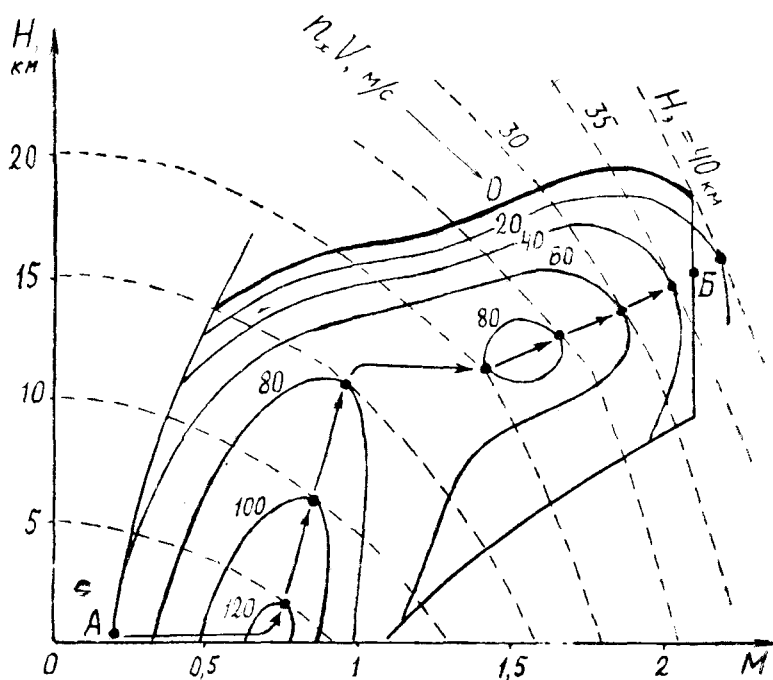


Рис. 6.7: Программа набора высоты и скорости в минимальное время (пример)

Нетрудно было заметить, что в последнем примере энергетическим методом решена **вариационная задача** динамики полета, т. е. найдена программа $V = V(H)$ по заданному условию оптимальности $t_{AB} = \text{мин}$.

Таким образом, энергетический метод позволяет **приближенно** решать большой класс задач динамики полета, не прибегая к громоздким вычислениям, связанным с численным интегрированием системы дифференциальных уравнений.

9. В систему дифференциальных уравнений (6.4, 6.5), описывающих движение самолета по пространственным траекториям, и во все формулы (6.6–6.9 и др.), по которым определяются те или иные параметры маневров в частных случаях движения, входят *перегрузки* n_x и n_y .

Таким образом, характеристики маневров зависят от величины уже рассмотренных перегрузок $n_{yр}$, $n_{y\text{макс}}^э$, $n_{yпр}$, $n_{xр}$ и $n_{xр}^1$, а также от тех эксплуатационных факторов, которые влияют на эти перегрузки.

§4. Моделирование маневров на ЭВМ

1. **Расчет и анализ маневров** самолета в настоящее время производится чаще всего с использованием или электронных цифровых вычислительных машин (ЭЦВМ), или электронных моделей (ЭМ). Авиационный командир должен знать,

как это делается, чтобы правильно ставить задачи соответствующим специалистам, учитывать реальные возможности вычислительной техники, использовать ЭВМ при боевой подготовке.

Возьмем, для примера, дифференциальное уравнение, описывающее изменение скорости самолета при прямолинейном разгоне в горизонтальной плоскости

$$m \frac{dV}{dt} = P_p - Q_r,$$

и проинтегрируем его при следующих данных: $P_p = 50\,000\text{ H}$, $m = 10\,000\text{ кг}$, $G = 98\,000\text{ H}$, $S = 25\text{ м}^2$, $C_{x0} = 0,02$, $A = 0,1$, разгон производится от $V_{\text{нач}} = 100\text{ м/с}$ и до $V_{\text{кон}} = 200\text{ м/с}$, $\rho = 1\text{ кг/м}^3$ (на высоте 2 км).

Приведем исходное дифференциальное уравнение к виду с численными коэффициентами:

$$Q_r = C_{x0} S \frac{\rho V^2}{2} + \frac{2AG^2}{S\rho V^2} = \dots = \frac{V^2}{4} + \frac{77 \cdot 10^6}{V^2};$$

$$dV = \frac{P_p - Q_r}{m} dt = \dots;$$

$$\Delta V = \left(5 - \frac{V^2}{40\,000} - \frac{7700}{V^2} \right) \Delta t.$$

2. На ЭЦВМ это уравнение решается одним из методов численного интегрирования. Машина здесь производит по заданной программе арифметические вычисления, т. е. оперирует с цифрами, играя роль быстродействующего автоматического арифмометра.

В нашем примере эта работа могла бы происходить следующим порядком (с большими упрощениями):

а) оператор в ячейку машины [1] вводит начальную скорость 100, в ячейку [2] — число 5, в ячейку [3] — число 40 000, в ячейку [4] — число 7700;

б) оператор составляет для машины следующую программу действий (команды):
— число из ячейки [1] возвести в квадрат ($100^2 = 10\,000$) и отправить результат в ячейку [5];

— [5] разделить на [3] ($100^2 : 40\,000 = 0,25$) и отправить результат в [6];

— [4] разделить на [5] ($770 : 100^2 = 0,77$) и отправить результат в [7];

— произвести вычитание [2]–[6]–[7] ($5-0,25-0,77 = 3,98$) и отправить результат в [8]. Последняя цифра является приращением скорости ΔV за первую секунду, т. е. $\Delta V_1 = 3,98\text{ м/с}^2$;

— произвести сложение [1] + [8] ($100 + 3,98 = 103,98$) и отправить результат в [9]. Последняя цифра является скоростью самолета в начале второй секунды разгона, т. е. $V_2 = 103,98\text{ м/с}$;

— число (100) в ячейке [1] стереть и отправить туда число (103,98) из ячейки [9]; стереть числа в ячейках [5], [6], [7], [8], [9];

— повторить все действия, т. е. число из ячейки [1] возвести в квадрат ($103,98^2 = 10\,811,84$) и отправить результат в ячейку [5] и т. д.

Таким путем, шаг за шагом, машина дойдет до скорости $V_{\text{кон.}} = 200\text{ м/с}$ и по особой команде автоматически остановится, отпечатав на ленте (по заданной программе) любые промежуточные и конечные цифры.

В принципе ЭЦВМ работает примерно по той же программе, что и вычислитель-человек, но с громадной скоростью, достигающей нескольких миллионов операций в секунду.

3. **Электронная модель (ЭМ)** ничего не вычисляет и никаких арифметических действий не выполняет. На этой машине производится *физическое моделирование* полета самолета путем составления электрической схемы, движение токов в которой описывается дифференциальными уравнениями, подобными уравнениям движения самолета.

Для составления такой схемы необходимо иметь следующие элементы или блоки (рис. 6.8):

а — делитель напряжения. Например, если на делителе установить цифру «0,271», то, подав на вход +100 В, получим на выходе +27,1 В;

б — блок перемножения напряжений. Например, подав на два входа этого блока +6 В и +11 В, получим на выходе +66 В;

в — блок перемены знака напряжения. Например, подав на вход +10 В, получим на выходе −10 В;

г — блок набора произвольной функции f (нелинейный блок). Этот блок можно отрегулировать таким образом, что подав на вход напряжение u В, получим на выходе напряжение $f(u)$ В. Например, если отрегулировать блок на функцию $f(u) = u^3$, то, подав на вход +2 В, получим на выходе +8 В; подав +3 В, получим +27 В и т. д. Иногда к машине придается комплект нелинейных блоков, уже отрегулированных на распространенные функции — синус, косинус, логарифм, квадрат и пр.;

д — блок суммирования напряжений. Например, подав на два входа этого блока −72 В и +52 В, получим на выходе −20 В;

е — интегрирующий блок. Этот блок накапливает (интегрирует) по времени поступающее на вход напряжение (переменное и постоянное, положительное и отрицательное). Например, подав на вход постоянное напряжение +5 В, получим на выходе увеличивающееся напряжение +5 t В (где t — время в секундах).

Не следует думать, что, например, для выполнения операции интегрирования необходимо чрезвычайно сложное устройство, напоминающее «электронный мозг». Обычный автомобильный спидометр интегрирует величину скорости, ведро интегрирует секундный расход воды через кран и пр. Электронная модель устроена, конечно, сложнее, но принцип ее работы довольно прост.

4. Рассмотрим простейший пример — **моделирование движения свободно падающего тела**.

Уравнение движения

$$\frac{dV_y}{dt} = -g.$$

Интегралы этого уравнения

$$V_y = \int -g dt; \quad \Delta H = \int V_y dt.$$

Соберем соответствующую схему (рис. 6.9):

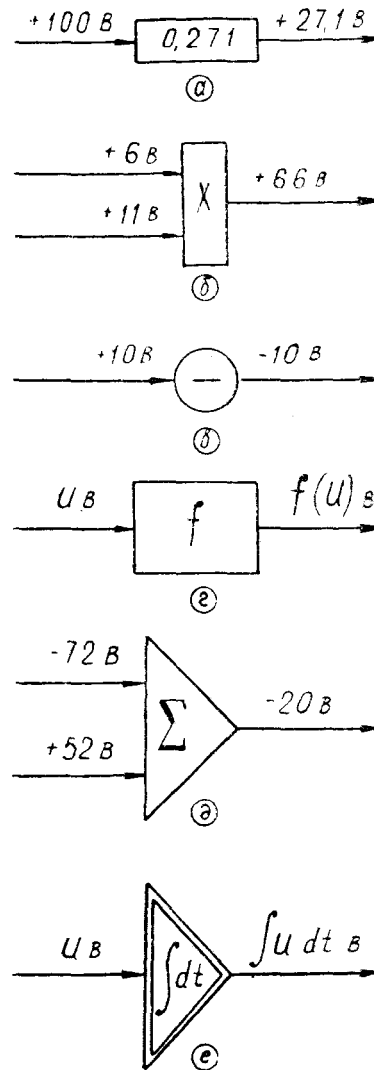


Рис. 6.8: Некоторые элементы электронной модели (цифры — для примера)

— на вход интегрирующего блока I подадим постоянное напряжение $-9,8 \text{ В}$. Следовательно, на выходе из блока I получим напряжение $-9,8t \text{ В}$. Подав это напряжение на вольтметр, можно следить за текущим изменением вертикальной скорости V_y ;

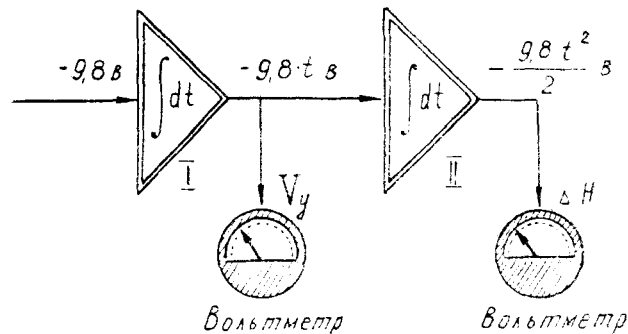


Рис. 6.9: Пример моделирования движения свободно падающего тела

— напряжение с выхода блока I ($-9,8t \text{ В}$) подадим на интегрирующий блок II. Тогда на выходе из блока II получим напряжение $-\frac{9,8t^2}{2} \text{ В}$. Подав это напряжение на второй вольтметр, можно следить за текущим изменением высоты.

5. Теперь вернемся к примеру, приведенному в начале данного параграфа, и произведем **моделирование движения самолета при прямолинейном разгоне в горизонтальной плоскости.**

Уравнение движения

$$\frac{dV}{dt} = \frac{P_p - Q_r}{m}.$$

Первый интеграл этого уравнения

$$V = V_{\text{нач}} + \frac{P_p - Q_r}{m} dt.$$

При взятых нами исходных данных этот интеграл будет иметь вид

$$V = 100 + \int \left(5 - \frac{V^2}{40000} - \frac{7700}{V^2} \right) dt.$$

Соберем соответствующую схему (рис. 6.10), работающую следующим образом:

— перед нажатием кнопки «Пуск» напряжение из сети $+200 \text{ В}$ подается на входы делителей I и II. За делителем I напряжение $+100 \text{ В}$ (это начальная скорость $V_{\text{нач}}$) через блок IX попадает на вольтметр и на входы нелинейных блоков III и IV и т. д. В итоге за блоком VII «дежурит» напряжение $+3,98 \text{ В}$ (это ускорение разгона j_x при $t = 0$);

— после нажатия кнопки «Пуск» интегрирующий блок VIII выдает на выходе приращение скорости ΔV , а суммирующий блок IX приплюсовывает это приращение к начальной скорости;

— изменяющаяся скорость V подается на вольтметр и на входы блоков III и IV. Следовательно, блок VIII интегрирует в следующий момент другое ускорение и т. д.

Таким образом, собранная нами схема «дышит» в полном соответствии с поведением в данных условиях реального самолета. Шкалу вольтметра, на который выводится напряжение, имитирующее скорость V , можно разбить прямо в км/ч , а сам вольтметр — внешне оформить в виде самолетного указателя скорости. Если

напряжение V подать на вертикальную развертку осциллографа, то на его экране можно увидеть график $V(t)$. Этот же график может быть начерчен на бумаге или на фотопленке.

Многочисленные технические подробности по данному вопросу здесь сознательно опущены (выбор масштабов между физическими и электрическими величинами, ограничения по напряжениям, использование наборного поля и пр.). Навыки моделирования слушатели получают в ходе лабораторного практикума по динамике полета и пилотированию.

6. Основные возможности электронных моделей (неполный перечень):

— на ЭМ можно изучать динамическую устойчивость и управляемость самолета, фигуры пилотажа, боевые маневры в любой плоскости и пространстве, взлет и посадку, поведение самолета в особых случаях и т. д.;

— к ЭМ можно подключать блоки, имитирующие работу демпферов, автопилотов, АРУ и прочих автоматических устройств;

— к ЭМ можно подключать натуральные демпферы, автопилоты и прочие устройства;

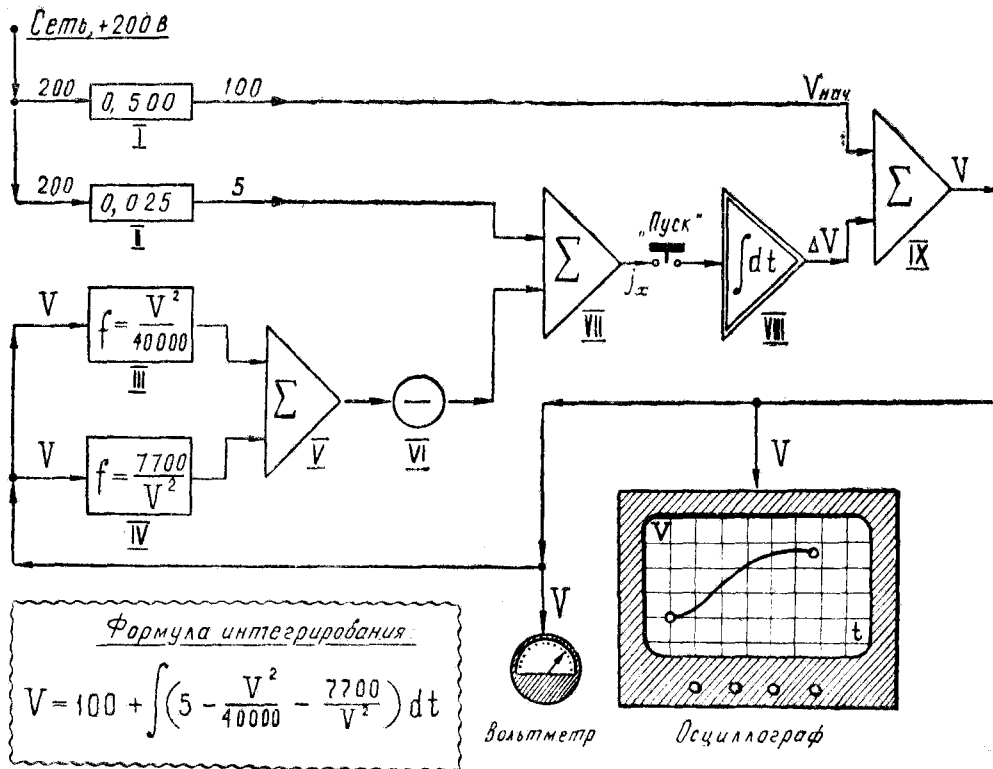


Рис. 6.10: Пример моделирования прямолинейного разгона самолета в горизонтальной плоскости; начальная скорость 100 м/с

— к ЭМ можно «подключать» летчика, вручную управляющего этой электронной моделью. Например, по схеме на рис. 6.10 напряжение за делителем II связано с тягой двигателя; если летчик при помощи рычага, напоминающего РУД, будет изменять настройку делителя II, то это будет имитировать изменение тяги и скорость V будет изменяться по-другому;

— ЭМ обычно моделирует изучаемое явление в натуральном времени (если переворот на самолете длится 17 с, то и ЭМ проделывает этот переворот также за 17 с); но, по желанию процесс можно ускорить или замедлить;

— ЭМ можно соединять с ЭЦВМ, и тогда, например, можно «пилотировать» по

оптимальным траекториям;

— ЭМ можно соединять с авиационными тренажерами, и тогда тренажер приобретает динамические свойства реального самолета;

— с помощью двух ЭМ (двух половин одной ЭМ) можно разыгрывать маневрирование в боевом порядке пары, воздушный бой самолетов «А» и «Б», уклонение от ракет «земля–воздух» и «воздух–воздух» (в последнем случае одна машина имитирует ракету).

На рис. 6.11, как пример, показана картина «воздушного боя» в горизонтальной плоскости. Два перемещающихся по экрану «зайчика» отображают в натуральном времени движение двух самолетов. Каждым «самолетом» (электронной моделью, имитирующей все высотно-скоростные и маневренные свойства самолета) управляет летчик, изменяя рычагами управления «тягу», «крен» и «перегрузку» (т. е. изменяя напряжение на входе соответствующих блоков модели), причем при нарушении ограничений режима полета происходит «срыв в штопор» или «разрушение» самолета.

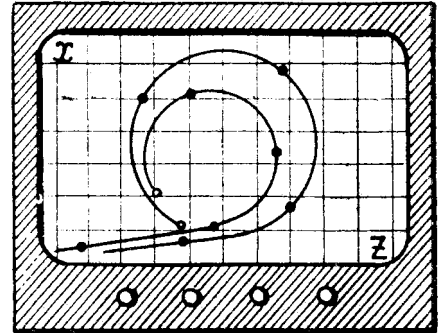


Рис. 6.11: Картина, наблюдаемая на экране осциллографа при моделировании воздушного боя в горизонтальной плоскости

7. Но «летать» или «вести воздушный бой» на электронных моделях может только летчик с *хорошей теоретической подготовкой*. Замечено, что такой летчик быстро и верно, как само собой разумеющееся, перестраивает картину, наблюдаемую на осциллографе и приборах модели, в картину реального полета или боя, при этом он не только закрепляет свои теоретические знания, но и приобретает некоторые умения и навыки по выполнению элементов полета, фигур пилотажа и по ведению воздушного боя. Отсутствие шумовых эффектов, натуральной визуализации и прочего для этого летчика особой роли не играет.

Наоборот, летчик с недостаточной теоретической подготовкой, хотя и понимает происходящее у него перед глазами, но не может эту картину мысленно связать с реальным полетом. «Зайчики», бегающие по экрану осциллографа, для него не имеют ничего общего с самолетом. Более естественной для такого летчика кажется *механическая имитация* явления, когда, например, воздушный бой изображается маленькими самолетиками, передвигаемыми под потолком класса по траекториям из проволоки.

Никаких практических умений и навыков теоретически слабый летчик на электронной модели получить не в состоянии, и для его боевой подготовки требуется значительно большее количество полетов на реальном самолете.

Глава VII

Пилотирование при маневрировании

Великий русский летчик П. Н. Нестеров говорил: «Военный летчик никак не может обойтись без умения делать фигуры высшего пилотажа. Вертикальные виражи и скольжения, перевороты и петли должны быть обязательной программой для того летчика, который не захочет на войне играть роль курицы или мирного голубя. Участие авиации в будущей войне сведется к борьбе между самолетами разных типов. Неизбежные воздушные бои будут схожи с нападением ястребов на ворон... А кто из Вас захочет быть вороной?».

Опыт первой мировой войны, боев в Испании и на Халхин-Голе, второй мировой войны подтвердил эти пророческие слова Нестерова.

И в настоящее время, несмотря на появление самолетов, обладающих громадными сверхзвуковыми скоростями, вооруженных самонаводящимися ракетами класса «воздух–воздух», оснащенных автоматическими прицелами и другими новинками оборудования, *высокая маневренность продолжает оставаться одним из главных факторов* боевой эффективности. Но чтобы потенциальные маневренные свойства самолета претворить в действительность, летчик должен в совершенстве владеть искусством пилотажа, а для этого он должен обладать не только специальными моральными и психофизиологическими качествами, но и высокой теоретической подготовкой.

В данной главе излагается **теория пилотирования при маневрировании**, т. е. теория выполнения основных фигур пилотажа, из которых складывается боевое маневрирование.

При изучении с летным составом части отдельных маневров (фигур) в план занятий командир может включить следующие вопросы:

- определение фигуры по НПП, возможное ее использование в боевых условиях;
- краткая теория фигуры или маневра (схема сил, расчетные формулы, приближенный метод расчета);
- область допустимых (безопасных) высот и скоростей начала маневра, зависимость параметров маневра и области безопасного ввода от эксплуатационных факторов;
- переключение внимания и техника пилотирования, обеспечивающие эффективное и безопасное выполнение маневра;
- различные варианты выполнения маневра, особенности его выполнения на малых и больших высотах, в учебно-показательных целях и в боевой обстановке;
- характерные отклонения самолета, ошибки летчика и их причины, исправление отклонений в полете, предупреждение ошибок летчика в будущих полетах;

- суждение о качестве выполнения маневра по материалам объективного контроля;
- меры безопасности.

§1. Вираж и разворот

1. **Вираж** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет разворачивается на 360° в горизонтальной плоскости с постоянным или переменным радиусом кривизны. Часть виража называется **разворотом**.

Вираж с креном до 45° называется **мелким**, а с креном более 45° — **глубоким**.

Правильный вираж — вираж, выполняемый с постоянными скоростью и углом крена без скольжения.

Вираж, **предельный по тяге**, — правильный вираж, выполняемый при максимальной тяге (на форсаже) на заданной скорости.

Форсированный вираж — вираж, выполняемый с уменьшением скорости и радиуса кривизны траектории.

Вираж, **предельный по перегрузке**, — вираж, выполняемый при предельно допустимой (располагаемой) перегрузке.

В некоторых учебниках даются несколько иные определения отдельных видов виражей.

Например, **правильным** виражом называется вираж, выполняемый без скольжения (сюда относят и форсированный вираж).

Вираж, выполняемый со скольжением, называют **неправильным**.

Вводят понятие **установившегося виража**, который выполняется при постоянных значениях всех параметров полета — радиуса, скорости, крена, перегрузки и пр. (сюда относят как правильный, так и неправильный виражи, если последний выполняется с постоянным углом скольжения).

По этой терминологии форсированный вираж будет называться **неустановившимся** (он может быть правильным и неправильным).

При наличии разногласий в терминологии и определениях следует придерживаться официальных документов, в первую очередь — НПП.

2. **Схема сил и уравнения движения**. При выполнении виража (разворота) в горизонтальной плоскости и без скольжения на самолет действуют силы, схема которых изображена в трех проекциях на рис. 7.1. В соответствии с этой схемой можно записать *уравнения движения центра тяжести самолета*

$$1) m \frac{dV}{dt} = P - Q \text{ или } \frac{dV}{dt} = g n_x. \quad (7.1/1)^*$$

(это уравнение описывает изменение скорости);

$$2) Y \cos \gamma = G \text{ или } n_y = \frac{1}{\cos \gamma} \quad (7.1/2)^*$$

(это уравнение является условием движения в горизонтальной плоскости. В точных расчетах вместо Y везде следует подставлять $Y + P_y$);

$$mV \frac{d\varphi}{dt} = Y \sin \gamma \text{ или } V \frac{d\varphi}{dt} = g n_y \sin \gamma \quad (7.1/3)^*$$

(это уравнение описывает изменение направления вектора скорости самолета).

Используя (7.1) и учтя $\frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{r}$, можно получить формулы для расчета *радиуса, угловой скорости и времени* выража:

$$r = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}; \quad (7.2)^*$$

$$\omega = \frac{V}{r} = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V} = \frac{g \sqrt{n_y^2 - 1}}{V}; \quad (7.3)^*$$

$$\Delta t = \frac{\Delta \varphi}{\omega}. \quad (7.4)^*$$

Для форсированного выража по формулам (7.2) и (7.3) вычисляются текущие значения r и ω , а время определяется суммированием Δt . На правильном (установившемся) выраже все величины, входящие в эти формулы, неизменны; время установившегося выража определяется подстановкой в формулу (7.4) угла $\Delta t = 2\pi$.

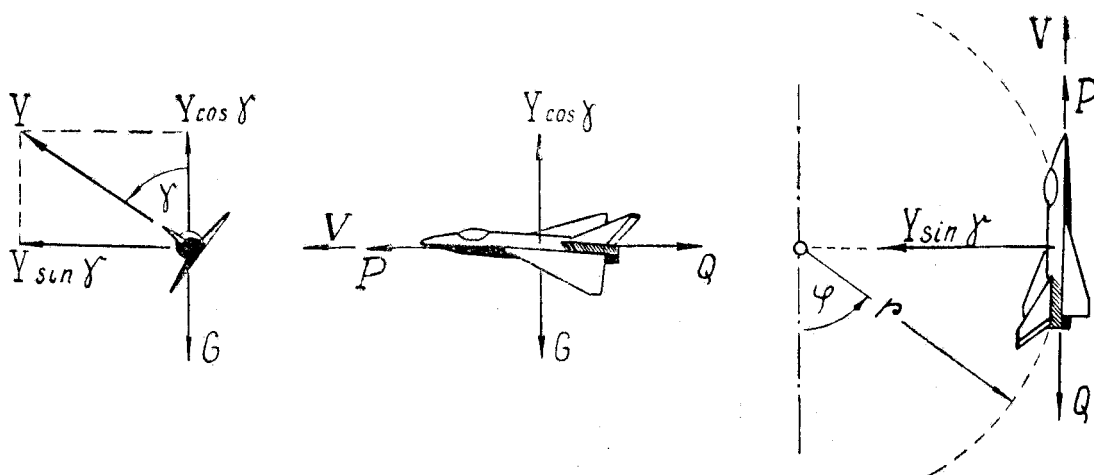


Рис. 7.1: Схема сил, действующих на самолет на вираже (вид сзади, сбоку, сверху)

3. Границы выполнимости виражей. Проанализируем зависимость функции $r(V)$ при различных заданных условиях движения самолета (рис. 7.2):

а) для некоторой высоты зададимся *постоянной перегрузкой* $n_y = \text{const}$; (можно задать $\gamma = \text{const}$, так как каждой перегрузке соответствует вполне определенный крен). При постоянной перегрузке радиус виража r прямо пропорционален квадрату скорости. Задаваясь рядом перегрузок $n_{y1}, n_{y2}, n_{y3}, \dots, n_{y\text{макс}}$ (или рядом кренов), можно построить серию парабол (рис. 7.2,а), дающих связь между r, V и n_y . Крайняя парабола, построенная при максимальной эксплуатационной перегрузке $n_{y\text{макс}}$, будет правой границей области выполнения виражей по прочности самолета;

б) зададимся *постоянным коэффициентом подъемной силы* $C_y = \text{const}$. При этом перегрузка n_y будет пропорциональна квадрату скорости, а это приведет к тому, что с ростом скорости радиус виража будет уменьшаться. Задаваясь рядом коэффициентов $C_{y1}, C_{y2}, C_{y3}, \dots, C_{yр}$, можно построить серию кривых (рис. 7.2,б), дающих связь между r, V и C_y . Последняя кривая, построенная при $C_{yр}$, будет левой нижней границей области выполнения виражей по располагаемой подъемной силе. Заметим, что кривая при $C_{yр}$ имеет своими асимптотами две прямые: при $V \rightarrow V_{\text{мин.доп}}$ радиус $r \rightarrow \infty$ (возможен только прямолинейный полет) и при $V \rightarrow \infty$

радиус $r \rightarrow r_{\text{мин.т}} = \frac{V_{\text{мин.доп}}^2}{g}$ (последнее является теоретическим пределом минимального радиуса виража без учета ограничений по прочности и управляемости).

Пример. У земли для самолета «М» $V_{\text{мин.доп}} = 220 \text{ км/ч}$, (60 м/с); теоретический предел минимального радиуса виража будет равен $r_{\text{мин.т}} = 60^2 : 9,8 = 360 \text{ м}$;

в) при увеличении скорости коэффициент $C_{yр}$ не остается постоянным, а обычно *уменьшается*. В соответствии с функцией $C_{yр}(M)$ изменяется и форма нижней границы (рис. 7.2,в);

г) зададимся условием *постоянства скорости* при максимальной располагаемой тяге и рассчитаем границу установившегося виража. Для этого возьмем ряд скоростей $V_1, V_2, V_3, \dots, V_{\text{макс}}$ для каждой скорости найдем перегрузку $n_{yр}$, при которой $P_p = Q$ рассчитаем соответствующий радиус r . Построенная таким образом кривая (рис. 7.2,г) и будет правой нижней границей области выполнения установившихся виражей. Граница по $P_p = Q$ асимптотически уходит вверх, и на максимальной скорости горизонтального полета получим $r = \infty$, т. е. с постоянной скоростью здесь возможен только прямолинейный полет;

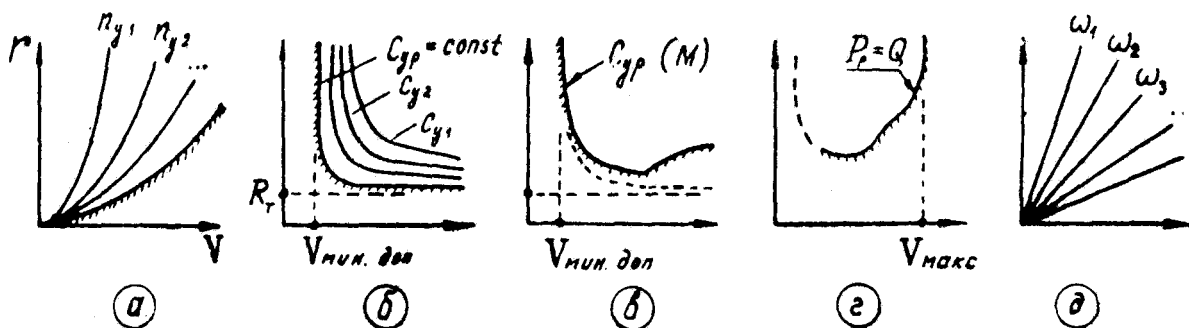


Рис. 7.2: Зависимость радиуса виража от скорости при различных условиях

д) рассмотрим вид функции $r(V)$ при *постоянной угловой скорости* ω (что эквивалентно заданию постоянного времени разворота Δt). Так как $r = \frac{V}{\omega}$, то при $\omega = \text{const}$ ($\omega_1, \omega_2, \omega_3, \dots$) получим пучок прямых линий, выходящих из начала координат (рис. 7.2,д). Вдоль каждого луча угловая скорость одинакова при любых r и V .

Соединив на одном графике рассчитанные таким образом границы, получим для заданной высоты различные области выполнения виражей (рис. 7.3):

- область *установившихся* виражей I, слева ограничена по $C_{yр}$, справа снизу — по тяге. Для выполнения установившегося виража внутри этой области тягу необходимо уменьшать;
- в области II выполнение любого виража или разворота *невозможно*;
- в области *форсированных* виражей III лобовое сопротивление больше располагаемой тяги, поэтому скорость самолета здесь постепенно уменьшается;
- в области IV форсированный вираж или разворот теоретически выполнить можно, но практически это делать *запрещается*, так как здесь перегрузка должна быть больше максимальной эксплуатационной;
- все эти области могут быть *ограничены* справа скоростью $V_{\text{мин.доп}}$, назначенной по скоростному напору или по числу M .

Теперь по рис. 7.3 легко выявить **характерные режимы выполнения виражей и разворотов** (имея в виду, что каждой точке на площади графика соответствуют определенные значения $r, V, n_y, \gamma, C_y, \alpha, \Delta t, n_x, \omega$);

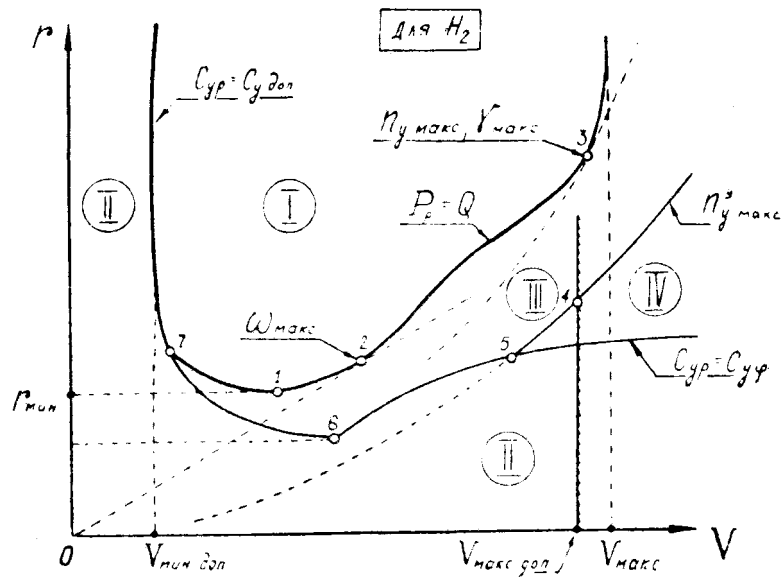


Рис. 7.3: Границы областей выполнимости виража на заданной высоте

точка 1 — установившийся вираж с *минимальным радиусом*. Точка находится путем проведения горизонтальной касательной к границе по располагаемой тяге. Режим имеет ограниченное тактическое значение, так как в большинстве случаев нужен не минимальный радиус, а максимальная угловая скорость ω ;

точка 2 — установившийся вираж с *максимальной угловой скоростью*. Точка находится путем проведения касательной из начала координат к границе по тяге, что следует из рассуждений при построении лучей на рис. 7.2,д. Этот режим имеет наибольшее тактическое значение. На малых высотах точка 2 соответствует дозвуковым скоростям (как на рисунке); на больших высотах луч касается границы по тяге на сверхзвуковых скоростях;

точка 3 — установившийся вираж с *максимальной перегрузкой* (с максимальным креном). Точка находится путем проведения параболы, касательной к границе по тяге, что следует из рассуждений при построении серии парабол для различных перегрузок на рис. 7.2,а. В этой точке получается максимальное секундное приращение вектора скорости (на установившемся вираже), так как $|\Delta \vec{V}| = V \omega = g \sqrt{n_y^2 - 1}$. Этот режим может иметь значение при выполнении противозенитных (противоракетных) маневров.

Следует обратить внимание на то, что минимальный радиус, максимальная угловая скорость и максимальная перегрузка (максимальный крен) получаются в общем случае *на различных режимах*.

точка 4 — начало форсированного виража на максимально допустимой скорости с максимальной эксплуатационной перегрузкой;

точка 5 — момент полного выбирания ручки на себя и достижения $C_{yр} = C_{yф}$ при выполнении форсированного виража с максимальной эксплуатационной перегрузкой;

точка 6 — момент достижения $C_{yр} = C_{y доп}$ при выполнении форсированного виража с полностью взятой на себя ручкой. В этот же момент обычно достигаются текущие минимальный радиус и максимальная угловая скорость;

точка 7 — момент достижения установившегося режима при выполнении форсированного виража с $C_{yр} = C_{y доп}$. При торможении от точки 6 до точки 7 радиус форсированного виража, как видно, может и увеличиваться.

Области и границы выполнения виражей изменяются *в зависимости от высоты*

примерно следующим образом (рис. 7.4):

— граница по $C_{yр}$ при увеличении высоты смещается вправо и вверх, что приводит к увеличению радиуса и времени форсированных виражей;

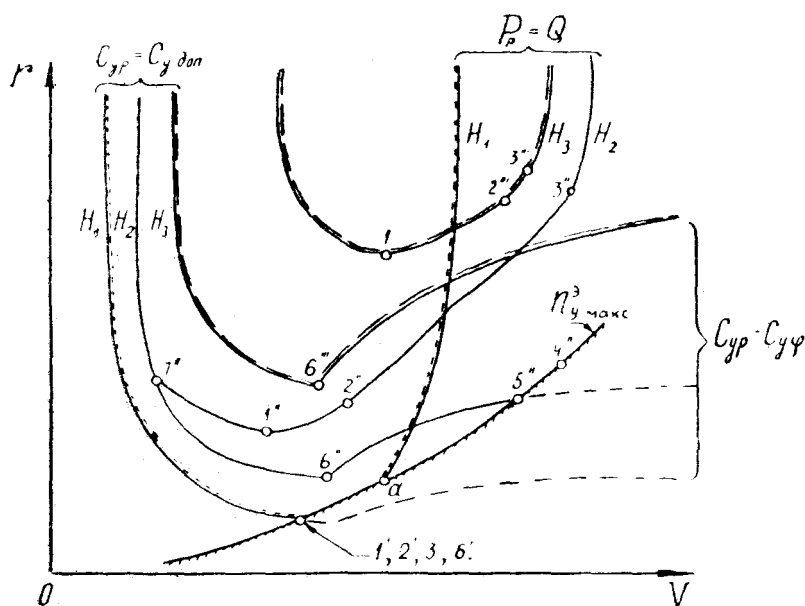


Рис. 7.4: Зависимость границ областей выполнимости виража от высоты

— граница по располагаемой тяге смещается вверх, что говорит об увеличении времени и радиуса установившихся виражей. Правая часть границы по располагаемой тяге смещается до высоты 11–13 км вправо (на большие скорости), а затем — влево;

— положение границы по максимальной эксплуатационной перегрузке от высоты не зависит;

— на малых высотах граница по располагаемой тяге может пересекаться с границей по максимальной эксплуатационной перегрузке (точка «а»); т. е. на некоторых скоростях (левее «а») предельная по тяге перегрузка будет больше располагаемой и вираж будет выполняться с разгоном даже при максимальной эксплуатационной перегрузке;

— на больших высотах граница по тяге нигде не пересекается с другими границами, т. е. на установившемся вираже здесь невозможен выход ни на $C_{yр}$, ни на $n_{у макс}^3$. Начиная с некоторой высоты, становится невозможным выход на $n_{у макс}^3$ даже на форсированном развороте при полном отклонении ручки на себя.

4. При боевом маневрировании виражи и развороты применяются наиболее часто. Многократный вираж, непрерывно выполняемый в одну сторону, можно наблюдать в затяжном воздушном бою «на горизонталях», при построении оборонительного круга и в других случаях. Такой вираж обычно близок к правильному (установившемуся).

В скоротечном воздушном бою чаще применяется форсированный (неустановившийся) разворот или вираж.

Сравнивать два самолета по графикам, подобным изображенным на рис. 7.3 и 7.4, не следует. **Достаточно сравнить располагаемые и предельные по тяге перегрузки** (глава V, рис. 5.8 и 5.9). Если на данной высоте имеется превосходство в располагаемой перегрузке $n_{ур}$, то будет кратковременное превосходство на форсированных разворотах и виражах (меньше время и радиус, больше угловая скорость). Если же на данной высоте имеется превосходство в предельной по тяге перегрузке $n_{у пр}$, то будет превосходство на установившихся разворотах и виражах (меньше

время и радиус, больше угловая скорость).

Летчику для выбора тактических приемов в воздушном бою совершенно не нужно знать все цифровые параметры виражей для своего самолета и самолета противника (время, радиус, угловую скорость и т. д.). Достаточно представлять только *отношение перегрузок*, так как никакие другие цифры практически в воздухе не используются.

5. По технике пилотирования вираж является одной из наиболее сложных фигур пилотажа, так как его выполнение предъявляет повышенные требования к объему и порядку переключения внимания, к скорости переработки информации об одновременно изменяющихся параметрах полета, к точности и координации отклонений рулей.

Рассмотрим вначале вопрос о **положении и вращении самолета на вираже** (развороте), а затем обоснуем технику пилотирования.

6. В горизонтальном полете угол тангажа равен углу атаки, т. е. $\vartheta_{\Gamma} = \alpha_{\Gamma}$ (считая установочный угол крыла равным нулю). При правильном вводе в вираж перегрузка и угол атаки должны увеличиваться обратно пропорционально косинусу угла крена:

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma} \text{ и } \alpha = \frac{\alpha_{\Gamma}}{\cos \gamma}.$$

Но при наличии крена угол тангажа уже не равен углу атаки, а равен его проекции на вертикальную (относительно земли) плоскость, т. е. $\vartheta = \alpha \cos \gamma$ (рис. 7.5), что с учетом предыдущего дает:

$$\vartheta = \alpha \cos \gamma = \frac{\alpha_{\Gamma}}{\cos \gamma} \cos \gamma = \alpha_{\Gamma} = \vartheta_{\Gamma}.$$

Итак, при любом крене нос самолета на вираже должен быть поднят относительно линии горизонта на такую же величину ϑ , что и перед вводом в вираж.

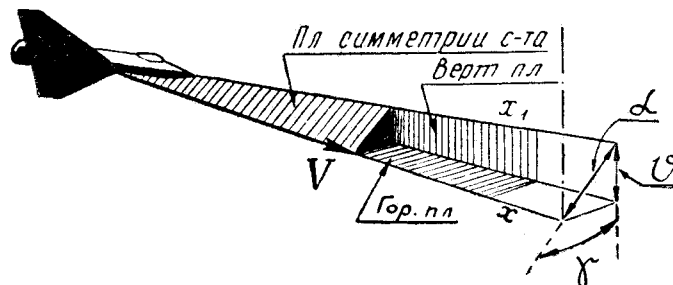


Рис. 7.5: К определению угла тангажа на вираже

При выполнении виража в горизонтальной плоскости вектор угловой скорости ω направлен по вертикали (перпендикулярно к кругу виража): на левом вираже — вверх, на правом вираже — вниз (в соответствии с «правилом буравчика»). Летчик вращает самолет рулями вокруг его связанных осей, поэтому разложим вектор ω на оси x_1, y_1, z_1 (рис. 7.6).

Из рисунка видно, что относительно поперечной оси z_1 на левом, и на правом виражах самолет следует вращать (рулем высоты) всегда в одну сторону — в сторону кабрирования (в чистом виде такое вращение имеет место на петле Нестерова). С учетом формулы (7.3) и рис. 7.6 можно получить

$$\omega_z \simeq \omega \sin \gamma = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V} \sin \gamma$$

т. е. при увеличении крена γ угловую скорость ω_z следует увеличивать очень энергично.

Относительно вертикальной оси y_1 самолет должен вращаться в сторону виража. Аналогично можно получить

$$\omega_y \simeq \omega \cos \gamma = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V} \cos \gamma = \frac{g \sin \gamma}{V},$$

т. е. при увеличении крена γ угловую скорость ω_y также следует увеличивать, но в меньшей степени, чем ω_z .

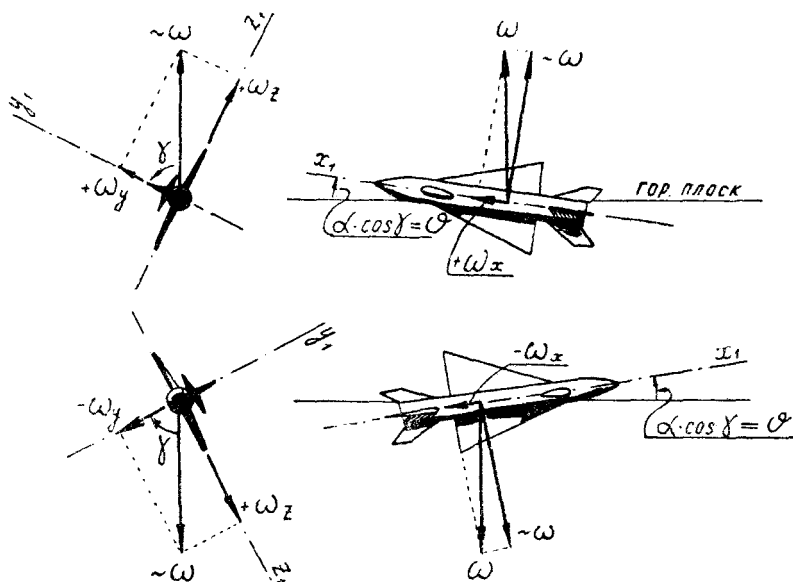


Рис. 7.6: Разложение вектора угловой скорости самолета на его связанные оси при выполнении левого и правого виражей

Относительно продольной оси x_1 самолет в процессе виража с постоянным креном должен вращаться в сторону, противоположную виражу, что видно из рис. 7.6 (если вектор ω_x направлен вперед, то это — вращение вправо, если назад — вращение влево). Аналогично

$$\omega_x \simeq \omega \sin \vartheta = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V} \sin \vartheta,$$

т. е. угловая скорость ω_x должна возрастать при увеличении углов крена и тангажа (здесь имеется в виду вираж с постоянным креном, т. е. без участков ввода и вывода, на которых самолет относительно продольной оси x_1 следует поворачивать элеронами в «правильную» сторону).

Сочетание указанных вращений ω_z , ω_y , ω_x и дает правильный вираж с постоянным креном. Отсутствие, например, обратного ω_x приводит к постепенному увеличению крена по чисто кинематической причине, не связанной с аэродинамикой (сложение только двух вращений, ω_z и ω_y , даст вираж с увеличением γ).

7. Теперь перейдем к обоснованию характера и величины отклонения рулей на вираже, включая участки ввода и вывода.

Отклонение каждого руля в принципе должно состоять из следующих порций:

- для преодоления момента инерции самолета и создания углового ускорения (для увеличения или уменьшения скорости вращения вокруг соответствующей оси);
- для преодоления демпфирующего момента (для преодоления сопротивления воздуха вращению самолета вокруг соответствующей оси);

— для уравновешивания *статического момента* самолета (момента статической устойчивости), который появляется при изменении углов атаки или скольжения;

— для парирования момента, возникающего при отклонении *других рулей* (например, при отклонении элеронов возникает неуравновешенный путевой момент, который следует парировать отклонением руля направления);

— для парирования так называемых *спиральных моментов*, т. е. аэродинамических моментов относительно одной оси, возникающих при вращении самолета относительно другой оси (например, при вращении самолета влево относительно вертикальной оси y_1 возникает левый кренящий момент M_x);

— для парирования момента от *центробежных сил* при вращении самолета, когда ось вращения не совпадает с главными осями инерции. На координированном вираже этот момент мал и в последующих рассуждениях не учитывается;

— для парирования *гироскопического момента* ротора двигателя.

Отклонение элеронов. Взяв для примера *левый* вираж, рассмотрим рис. 7.7, на котором изображено:

а) изменение по времени t угловой скорости ω_x (относительно оси x_1);

б) порция отклонения элеронов для парирования поперечного демпфирующего момента $M_x^{\omega_x} \omega_x$;

в) порция для создания углового ускорения $\dot{\omega}_x$, т. е. для парирования момента $I_x \dot{\omega}_x$;

г) порция для парирования спирального момента $M_x^{\omega_y} \omega_y$;

д) порция для парирования кренящего момента $M_x^{\delta_n} \delta_n$, возникающего при отклонении руля направления;

е) суммарное отклонение элеронов (ручки).

Итак, при вводе в левый вираж ручку следует отклонить сначала *влево* (много) — чтобы накренить самолет, затем *вправо* (меньше) — чтобы остановить дальнейшее накренивание и зафиксировать крен, а затем поставить почти *нейтрально*.

На установившемся левом вираже ручку следует держать чуть вправо, но это отклонение невелико и находится за пределами зоны чувствительности летчика по отклонениям и по усилиям, поэтому практически летчик поддерживает крен небольшими отдельными импульсами отклонений элеронов.

На выводе из левого виража ручку следует отклонить сначала *вправо* (много), затем *влево* (меньше), после чего поставить *нейтрально*.

Отклонение руля направления. На рис. 7.8 изображено:

а) изменение по времени t угловой скорости ω_y ;

б) порция отклонения руля направления для парирования путевого демпфирующего момента $M_y^{\omega_y} \omega_y$;

в) порция для создания углового ускорения $\dot{\omega}_y$, т. е. для парирования момента $I_y \dot{\omega}_y$;

г) порция для парирования спирального момента $M_y^{\omega_x} \omega_x$;

д) порция для парирования путевого момента $M_y^{\delta_s} \delta_s$, возникающего при отклонении элеронов;

е) суммарное отклонение руля направления (педалей).

Итак, при вводе в левый вираж следует отклонить вперед *левую* педаль (много), а к концу ввода поставить педали почти *нейтрально* (или даже немного отклонить вперед правую педаль).

На установившемся вираже вращение поддерживается небольшим нажатием на *левую* педаль. При слабом путевом демпфировании порция $\delta_n(\omega_y)$ мала и тогда педали стоят *нейтрально* или слегка прижимается *правая* педаль.

На выводе из левого виража следует отклонить вперед *правую* педаль, а затем поставить педали *нейтрально* (в конце энергичного вывода следует даже

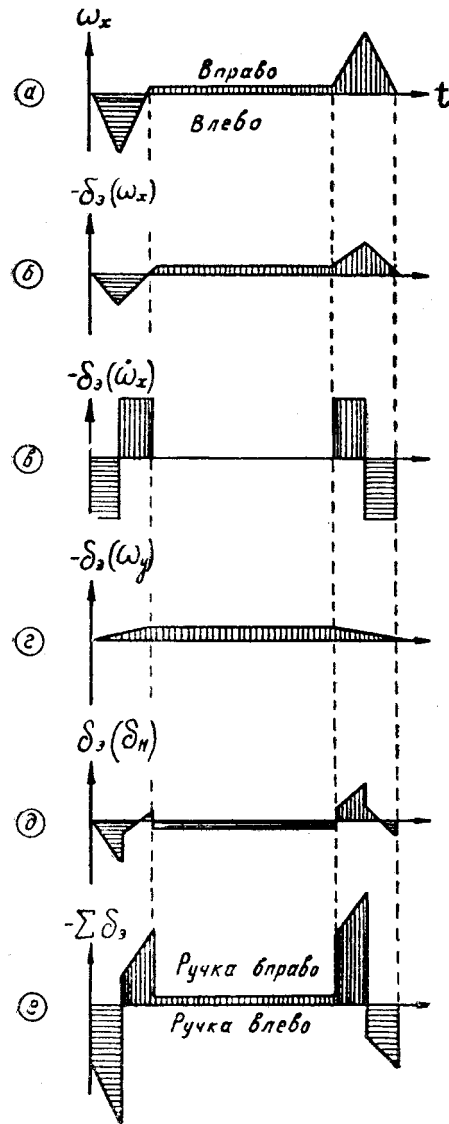


Рис. 7.7: К обоснованию отклонения элеронов на вираже (левом)

нажать на левую педаль, как это изображено на рисунке).

Величина отклонения элеронов на вводе и выводе выбирается летчиком произвольно (в зависимости от желаемого темпа ввода и вывода), отклонение руля направления (педаль) целиком и полностью определяется условием отсутствия скольжения (шарик удерживается в центре).

Отклонение руля высоты. На рис. 7.9 изображено:

- а) изменение по времени t угловой скорости ω_z ;
- б) порция отклонения руля высоты для парирования продольного демпфирующего момента $M_z^{\omega_z} \omega_z$;
- в) порция для создания углового ускорения $\dot{\omega}_z$, т. е. для парирования момента $I_z \dot{\omega}_z$;
- г) порция для уравнивания статического момента $M_z^{\alpha} \Delta \alpha$, т. е. для удержания самолета на увеличенном угле атаки (на увеличенной перегрузке);
- д) суммарное отклонение руля высоты (ручки).

Итак, при вводе в вираж ручку следует энергично подобрать *на себя* (на большую величину, чем это требуется для установившегося вращения), а затем немного

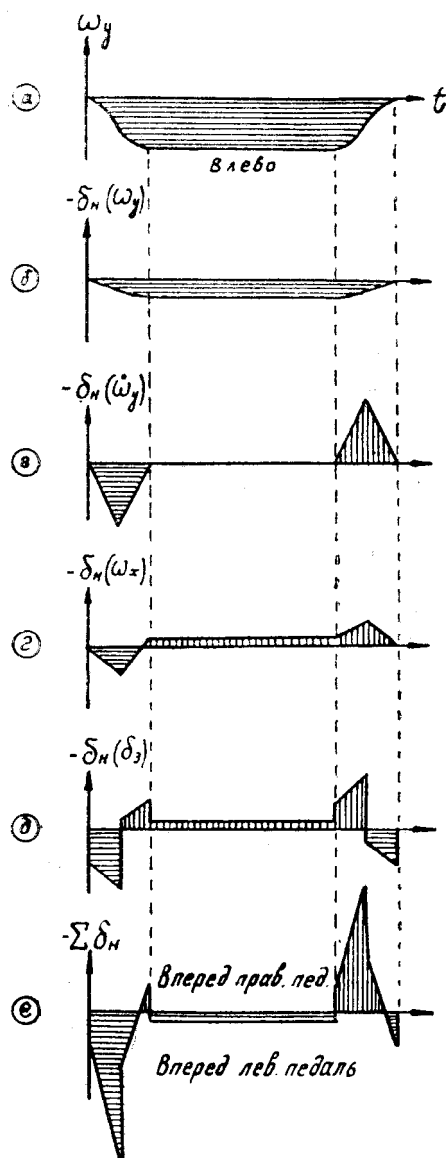


Рис. 7.8: К обоснованию отклонения руля направления на вираже (левом)

отпустить.

На установившемся вираже отклонением ручки нужно поддерживать перегрузку, соответствующую крену. Тем самым будет поддерживаться и необходимая скорость вращения ω_z .

На выводе ручку следует энергично отдать от себя до нейтрального или несколько за нейтральное положение, а затем поставить в положение, соответствующее углу атаки горизонтального полета (или другого желаемого режима).

На полученные выше отклонения рулей следует еще наложить порции для парирования гироскопического момента ротора двигателя. Например, при вращении ротора вправо (если смотреть по полету) этот момент на левом вираже стремится поднять нос самолета, что требует *дополнительного* нажатия на левую педаль и отдачи ручки.

Изложенное выше дает общий подход к анализу необходимых отклонений рулей при правильном и координированном выполнении любых фигур пилотажа.

8. **На вводе в классический** («школьный») **вираж** летчик осуществляет *регу-*

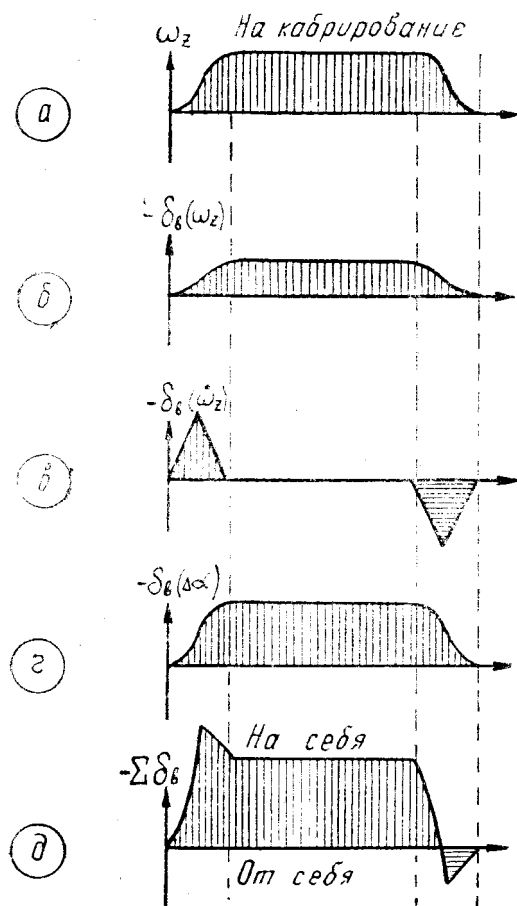


Рис. 7.9: К обоснованию отклонения руля высоты на вираже

лирование некоторых параметров полета и соответствующим образом переключает внимание. При выполнении виража **в боевых условиях** ввод должен осуществляться возможно быстрее (за 2,5–2,0 с), а при быстром вводе подрегулировать отдельные параметры в процессе увеличения крена невозможно. Следовательно, ввод должен быть *нерегулируемым*, т. е. он должен осуществляться одним заученным движением. Ни за скоростью, ни за вариометром, ни за другими параметрами и приборами следить на вводе не следует. Смотреть нужно вперед на горизонт, чтобы только зафиксировать желаемый крен (в зависимости от высоты и скорости, т. е. в зависимости от располагаемой или предельной перегрузки).

Только после ввода уже можно подправить (при необходимости) некоторые параметры движения. *На самом вираже* в порядок переключения внимания следует включать: относительное перемещение противника, поддержание максимально возможной в данных условиях перегрузки и соответствующего ей крена, скорость (не быстро ли она падает), отсутствие скольжения (при наличии скольжения уменьшается величина располагаемой перегрузки, так как самолет срывается в штопор на меньших углах атаки). При маневрировании на предельно малых высотах следует обратить внимание и на отсутствие зарывания (на средних и больших высотах вираж или разворот не обязательно выполнять строго в горизонтальной плоскости).

9. Характерные ошибки и отклонения при выполнении виражей и разворотов:

а) *Отклонение самолета — зарывание на вводе. Ошибка летчика* — раздельное создание крена и перегрузки (сначала создается крен, а затем увеличивается перегрузка). *Причина* — недостаточная теоретическая подготовка или отсутствие от-

работанного навыка в одновременном координированном отклонении рулей. *Исправление отклонения в полете* — уменьшить крен, подтянуть самолет до заданного угла тангажа, увеличить крен и продолжать выполнение виража. При выполнении учебного виража зарывание с вертикальной скоростью свыше 20 м/с не исправлять, а вывести самолет в режим горизонтального полета и начать все сначала. *Предупреждение ошибки* — дать летчику теоретические разъяснения, отработать навык координированного отклонения рулей.

При правильном вводе в вираж в каждый момент времени вертикальная составляющая подъемной силы должна равняться весу самолета, т. е. $Y \cos \gamma = G$ или $n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$ (рис. 7.10).

Указанное правильное соотношение между γ и n_y отражено в приводимой ниже таблице (во второй строчке даны приближенные цифры для запоминания и использования в полете):

Крен, град	0	30	45	60	70	80
Перегрузка	1	1,15	1,41	2	2,92	5,75
	1	1,15	~ 1,4	2	~ 3	~ 6

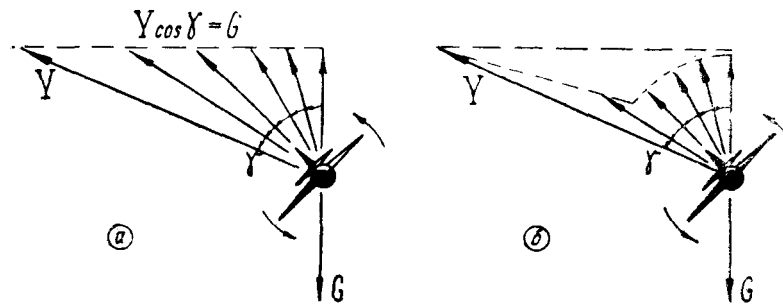


Рис. 7.10: Правильный (а) и неправильный (б) ввод в вираж

Если летчик увеличивает крен, опаздывая с созданием перегрузки, то в процессе ввода вертикальная составляющая подъемной силы не уравнивает вес и самолет начинает зарываться с вертикальным ускорением

$$\frac{dV_y}{dt} = g (n_y \cos \gamma - 1).$$

В такой ситуации неопытный летчик иногда совершает вторую, уже более опасную *ошибку*: продолжает выполнять глубокий вираж и пытается устранить зарывание увеличением перегрузки, т. е. создает предпосылку для срыва в штопор.

Исправлять зарывание на глубоком вираже следует только уменьшением крена (рис. 7.11, а), что дает значительный прирост вертикальной составляющей подъемной силы

$$\Delta Y_{\text{верт}} \simeq Y_1 \sin \gamma \Delta \gamma.$$

Для получения такого же прироста $\Delta Y_{\text{верт}}$ простым увеличением перегрузки без уменьшения крена (рис. 7.11, б) приходится увеличивать подъемную силу

$$\Delta Y_{\text{верт}} = \cos \gamma \Delta Y.$$

Например, при выполнении виража с креном $\gamma = 80^\circ$ и перегрузкой $n_y = 5,75$ уменьшение крена на 6° (с 80 до 74°) при постоянной перегрузке дает такой же

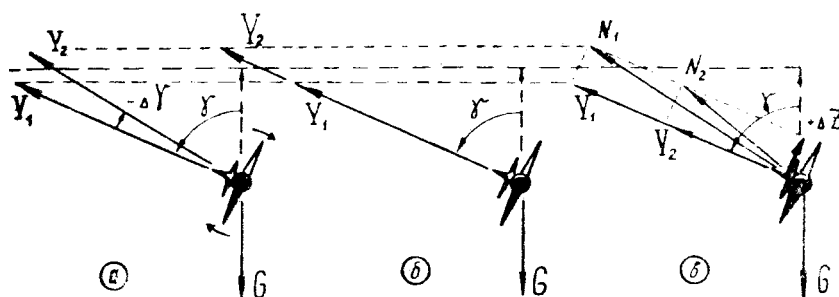


Рис. 7.11: Правильное а) и неправильное б, в) исправления зарывания на вираже

эффект по устранению зарывания, как увеличение перегрузки от 5,75 до 9,2 при постоянном крене!

Теперь рассмотрим вопрос об устранении зарывания «внешней ногой». При отклонении вперед внешней педали нос самолета заметно поднимается вверх (на $10-15^\circ$), что создает иллюзию устранения зарывания (рис. 7.12). Однако самолет при этом продолжает движение с внутренним скольжением почти по прежней траектории, так как дополнительная вертикальная сила $\Delta Z \sin \gamma$ мала (рис. 7.11, в) и не может искривить траекторию вверх. При отклонении педалей до отказа сила ΔZ в лучшем случае (теоретически) может составлять около 10% от располагаемой величины силы Y . Но даже этот теоретический случай дает меньший эффект, чем уменьшение крена всего на $5-6^\circ$.

Практически при выполнении энергичного глубокого виража невозможно отклонить педали на большую величину, так как самолет находится на околокритических углах атаки и может сорваться в штопор, поэтому при отклонении педалей летчик невольно отпускает ручку, уменьшая тем самым подъемную силу Y (от Y_1 до Y_2 на рис. 7.11, в) и усугубляя зарывание.

При выполнении виражей на больших и средних высотах такой «способ» исправления зарывания особого вреда не приносит. Если же глубокий вираж выполняется на предельно малой высоте, то попытка исправить зарывание «внешней ногой» без уменьшения крена является самой грубейшей ошибкой в технике пилотирования.

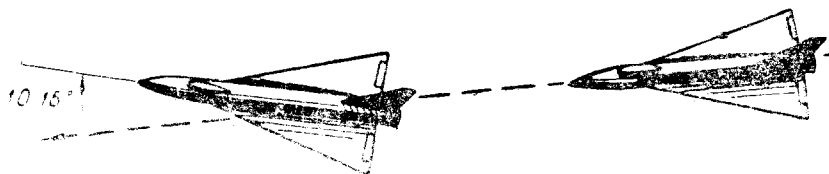


Рис. 7.12: Иллюзия исправления зарывания при создании внутреннего скольжения

Дача «внешней ноги» при зарывании дает положительный эффект только в том единственном случае, когда это делается в целях ускорения уменьшения крена при недостаточной эффективности элеронов. Но в этом случае руль направления берет на себя функции не руля высоты, а элеронов.

Первое отклонение, которое может произойти на вираже, рассмотрено подробно. Другие отклонения проанализируем более кратко.

б) Отклонение самолета — **постепенное зарывание и потеря высоты в процессе виража**. Ошибка — летчик или не парирует элеронами тенденцию самолета к увеличению крена, или постепенно ослабляет тянущее усилие на ручку и умень-

шает перегрузку, или излишне нажимает на внутреннюю педаль и создает внешнее скольжение. *Причина* — недостаточная теоретическая подготовка (сюда можно отнести и незнание Инструкции), неправильное переключение внимания, недостаточная физическая подготовка (летчик не выдерживает длительного воздействия большой перегрузки).

Исправление отклонения — уменьшить крен, убрать внешнее скольжение, подтянуть самолет до заданного угла тангажа и продолжать выполнение виража. *Предупреждение ошибки* — дать летчику теоретические разъяснения, изучить Инструкцию, показать и отработать в воздухе правильный вираж, улучшить в части спортивно-массовую работу.

в) *Отклонение самолета* — **колебания скорости и высоты** относительно заданных величин. *Ошибка* — летчик регулирует высоту и скорость не теми рычагами управления, какими следует. *Причина* — недостаточная теоретическая подготовка и отсутствие отработанного навыка. (Здесь и дальше несколько отойдем от принятой схемы анализа: отклонение — ошибка — причина — исправление — предупреждение, — так как многие положения повторяются. Но летчик-командир должен всегда придерживаться именно этой схемы).

При выполнении правильного виража с заданным креном и при наличии запаса тяги скорость регулируется (по указателю скорости) увеличением или уменьшением оборотов, т. е. перемещениями РУД. Высота при этом регулируется (по горизонту, АГД, вариометру и высотомеру) небольшим изменением крена и перегрузки: при тенденции самолета к снижению следует слегка уменьшить крен и увеличить перегрузку, при тенденции к набору высоты — крен слегка увеличить и перегрузку ослабить.

При выполнении правильного виража с предельным креном (т. е. с предельной по тяге перегрузкой, когда РУД находится на упоре и запас тяги равен нулю) регулирование скорости производится изменением перегрузки, а регулирование высоты — изменением крена. При тенденции самолета к увеличению скорости следует увеличить лобовое сопротивление путем увеличения перегрузки (с соответствующим увеличением крена), при тенденции самолета к уменьшению скорости перегрузку следует ослабить (с уменьшением крена). При тенденции самолета к снижению нужно уменьшить крен (и перегрузку), при тенденции к набору — увеличить крен (и перегрузку).

Правильный вираж может выполняться как на *первом*, так и на *втором режимах*, границей между которыми является скорость $V \simeq V_{\text{нв}} \sqrt{n_y}$ (рис. 7.13). Например, если наиболее выгодная скорость $V \simeq V_{\text{нв}} = 450 \text{ км/ч}$ (это приблизительная граница между режимами при $n_y = 1$, т. е. в горизонтальном полете), то на установившемся вираже, выполняемом с $n_y = 3$ и $\gamma = 70^\circ$, второй режим будет иметь место на скоростях менее $V \simeq 450 \cdot \sqrt{3} = 780 \text{ км/ч}$. При этом может появиться *неустойчивость продольного равновесия сил*, **если летчик при падении скорости будет подбирать ручку на себя**. Однако никаких чрезвычайных особенностей в пилотировании здесь не возникает.

При тенденции к падению скорости летчик должен, как и обычно, увеличить тягу. Если же вираж выполняется при максимальной тяге, то следует прекратить выбирание ручки на себя (т. е. держать ее неподвижно или слегка отдать от себя). При неподвижной в продольном отношении ручке ($\alpha \simeq \text{const}$) самолет сам найдет режим установившегося виража и падение скорости обязательно прекратится. Если ручку слегка отдать от себя (уменьшить α), то падение скорости прекратится быстрее. При этом в любом случае высота регулируется креном. Для более полного анализа данного вопроса рекомендуем еще раз рассмотреть рис. 4.27, на котором изображен характер изменения лобового сопротивления самолета по скорости при

выдерживании постоянной перегрузки или постоянного угла атаки.

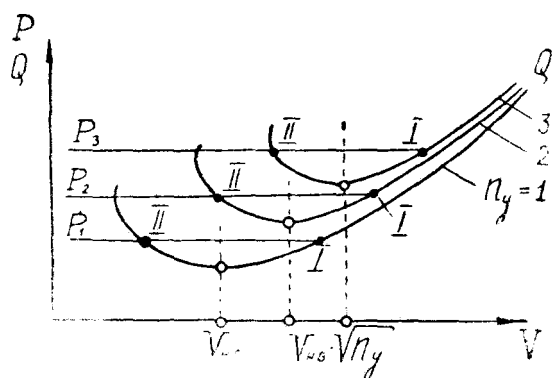


Рис. 7.13: Граница между первым и вторым режимами при различных перегрузках

Если возникает необходимость выполнить вираж или разворот на сравнительно малой скорости, то следует особо внимательно следить за ее изменением. Но это условие является очевидным и без введения понятия вторых режимов. Все неприятности возникают только тогда, когда летчик, не считаясь с падением скорости, тянет ручку на себя, стремясь выдержать во что бы то ни стало постоянный высокий уровень перегрузки.

г) **Отклонение — ввод в вираж растянут по времени** (до 8–12 с и больше). *Ошибка* — летчик в процессе ввода регулирует рулями параметры движения самолета (тангаж, перегрузку, скорость, высоту и пр.). *Причина* — неправильное переключение внимания, отсутствие отработанного навыка.

При выполнении классического виража такое растягивание ввода на начальных этапах обучения методически оправдано и не является отклонением. Но при отработке боевого маневрирования ввод в вираж должен осуществляться за 2,5–2,0 с одним заученным координированным отклонением рулей, на чем и должно быть сосредоточено все внимание летчика.

10. Форсированный разворот выполняется с целью сокращения времени разворота на заданный угол. Скорость при этом уменьшается, так как при большой перегрузке лобовое сопротивление становится больше тяги. Вспомним, что индуктивная часть лобового сопротивления пропорциональна квадрату перегрузки, т. е., например, при $n_y = 8$ индуктивное сопротивление в 64 раза больше, чем в горизонтальном полете.

Задачи о развороте на заданный угол в минимальное время являются *вариационными* и решаются соответствующими математическими методами. Формулировка одной из этих задач такова: какой закон изменения крена и тяги по времени следует выбрать, чтобы разворот на заданный угол (например, на 180°) был выполнен в минимальное время при произвольной величине конечной скорости?

Здесь можно дать только приближенный ответ на поставленный вопрос (но точность ответа вполне достаточна для практического использования в полете): перегрузка в течение всего разворота должна быть максимально возможной или по прочности самолета, или по выносливости летчика, или по условиям сваливания (тряски или подхвата), или по максимальному отклонению стабилизатора. При этом возможны следующие варианты (см. рис. 7.3 и 7.4):

— разворот будет выполняться *на малой высоте* (H_1 , по рис. 7.4) и начинаться *на сверхзвуковой скорости*; *тяговооруженность* самолета очень большая (в некотором диапазоне скоростей $n_{y\text{пр}} > n_{y\text{макс}}^3$). В этом случае летчик должен быстро и координированно создать максимальную эксплуатационную перегрузку и соответ-

ствующий крен. Скорость начнет падать, и летчик для поддержания максимальной эксплуатационной перегрузки должен при постоянном крене сначала подбирать ручку на себя, а при обратном переходе через скорость звука — отдать от себя (для парирования скоростного «подхвата»). В какой-то момент (при $n_{y\text{ макс}}^{\text{э}} = n_{y\text{ пр}}$) падение скорости прекратится и самолет войдет в правильный вираж, на режиме которого и будет закончен разворот. Сказанное соответствует по рис. 7.4 переходу справа налево вдоль линии $n_{y\text{ макс}}^{\text{э}}$ до точки *a*;

— разворот будет выполняться *на малой высоте* и начинаться *на сверхзвуковой скорости*; *тяговооруженность* самолета такова, что во всем диапазоне скоростей предельная по тяге перегрузка $n_{y\text{ пр}}$ *меньше* максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{y\text{ макс}}^{\text{э}}$. И в этом случае летчик должен быстро и координированно создать максимальную эксплуатационную перегрузку и соответствующий крен. Скорость начнет падать быстрее, чем в первом примере, и летчик для поддержания перегрузки должен энергичнее сначала подбирать ручку на себя, а затем при обратном переходе через скорость звука отдавать ее от себя. В какой-то момент самолет выйдет на ограничение по тряске или сваливанию, и при дальнейшем уменьшении скорости летчик должен выдержать $C_y = C_{y\text{ р}} = C_{y\text{ доп}}$ (ручка при этом на трансзвуковых скоростях отдается от себя, а затем перемещается мало); перегрузка при уменьшении скорости здесь падает и летчик должен соответственно уменьшать крен. Наконец, на какой-то малой скорости при умеренном крене самолет входит в правильный вираж, но практически разворот на 180° заканчивается задолго до этого. В любом случае летчик, не допуская такого падения скорости, должен уменьшить перегрузку и перейти к выполнению установившегося виража еще на приборной скорости 600–800 км/ч;

— разворот будет производиться *на средней высоте* (H_2) и начинаться *на сверхзвуковой скорости*. В этом случае летчик также должен сразу создать максимальную эксплуатационную перегрузку и соответствующий крен (точка 4 на рис. 7.3) и подбирать ручку на себя по мере падения скорости. Когда ручка будет выбрана на себя до отказа (точка 5), начнет уменьшаться перегрузка и летчик должен соответственно уменьшать крен. При дальнейшем торможении самолет выходит на $C_{y\text{ р}} = C_{y\text{ доп}}$ (точка 6) и летчик должен пилотировать, удерживая самолет на границе по $C_{y\text{ р}} = C_{y\text{ доп}}$. При обратном переходе через скорость звука ручка отдается от себя, а затем перемещается мало. В дальнейшем самолет входит в установившийся вираж на малой скорости (точка 7), но до этого, как было сказано, доводить дело нельзя;

— разворот будет выполняться *на большой высоте* (H_3 по рис. 7.4) и начинаться *на сверхзвуковой скорости*. В этом случае летчик должен при соответствующем крене создать располагаемую перегрузку полным отклонением ручки на себя. Некоторое время (примерно до обратного перехода через скорость звука) ручка удерживается в таком положении, а затем (около точки 6''') отдается от себя для удержания самолета на границе по $C_{y\text{ р}} = C_{y\text{ доп}}$. С самого начала разворота перегрузка уменьшается, и соответственно следует уменьшать крен. В режим установившегося виража самолет не входит и должен в конце концов сорваться в штопор. Естественно, что задолго до этого летчик должен прекратить выполнение форсированного разворота.

Во всех предыдущих примерах рассматривалось выполнение форсированного разворота, начиная с большой сверхзвуковой скорости. Если ввод осуществляется *на меньшей скорости*, то методы пилотирования остаются прежними, но с учетом того, на какой участок приходится начало разворота (на участок выдерживания эксплуатационной перегрузки или полного отклонения ручки на себя и т. д.).

В упрощенном виде *правила выполнения форсированного разворота* можно запомнить в такой формулировке: **для разворота в горизонтальной плоскости за минимальное время следует при максимальной тяге создать и выдержать рас-**

полагаемую нормальную перегрузку, регулируя высоту креном.

Если не ограничивать себя условием выполнения маневра точно в горизонтальной плоскости, то некоторое сокращение времени форсированного разворота можно получить за счет пологого набора высоты в первой половине разворота (самолет при этом быстрее притормаживается до скорости, при которой $\omega = \text{макс}$, что по рис. 7.3 соответствует точке *б*), а затем — пологого снижения во второй половине разворота (самолет при этом медленнее уходит с указанного оптимального режима). Заметим, однако, что выигрыш при этом получается небольшой — порядка нескольких секунд.

В некоторых случаях теоретические расчеты показывают, что в начале форсированного разворота выгодно уменьшить тягу и даже выпустить тормозные щитки, чтобы быстрее притормозить самолет до скорости, при которой $\omega = \text{макс}$ (до точки *б*). Но на практике этого делать ни в коем случае нельзя, так как выигрыш во времени получается ничтожный, а проигрыш в конечной скорости очень большой. При создании перегрузки, близкой к эксплуатационной, самолет и так тормозится достаточно быстро, вызывая у летчика заботу о сохранении скорости, а не об ее искусственном уменьшении.

При выполнении форсированного разворота на самолете с крылом малого удлинения, которое при больших перегрузках дает громадное индуктивное сопротивление, летчик должен заранее предусмотреть характер своих дальнейших действий при значительном уменьшении скорости и энергии самолета к концу разворота. Возможно, что целесообразнее будет *развернуться медленнее, но сохранить при этом скорость*. Если летчик в любой момент неустановившегося разворота прекратит выделение ручки на себя и перейдет к пилотированию с $\alpha = \text{const}$ (регулируя высоту креном), то самолет самостоятельно найдет положение устойчивого равновесия по скорости.

11. Техника выполнения форсированного разворота имеет некоторые особенности, связанные с более энергичным вводом и выводом и с непостоянством скорости.

При быстром накрении *на вводе* вращение происходит вокруг продольной оси самолета x_1 , что приводит к кинематическому уменьшению угла атаки, превращающегося в угол внутреннего скольжения (рис. 2.64). В данном случае ручку следует брать на себя *больше*, чем при плавном вводе, и *сильнее нажимать* на внутреннюю педаль.

При быстром *выводе* угол атаки кинематически уменьшается, переходя в угол внешнего скольжения, поэтому ручку при быстром выводе следует отдавать от себя *меньше*, чем при плавном, но *сильнее нажимать* на внешнюю педаль. В противном случае движение самолета может развиваться следующим образом (рассмотрим быстрый вывод из левого разворота по рис. 7.14): летчик энергично отклонил ручку вправо и от себя, нажимая одновременно на правую педаль; при быстром уменьшении крена самолет поворачивается вокруг продольной оси x_1 , угол атаки при этом уменьшается и появляется скольжение правым крылом вперед ($+\beta$), несмотря на отклонение вперед правой педали; отдача ручки от себя переводит самолет на отрицательные углы атаки ($-\alpha$); поток набегает на правое крыло сверху, что вызывает появление мощного кренящего момента вправо ($+M_x$) а это в сочетании с отклоненной вправо ручкой приводит к неожиданно быстрому правому вращению самолета.

В такой обстановке ни в коем случае нельзя беспорядочно и панически отклонять рули в разные стороны, так как тем самым можно ввести самолет в режим инерционного вращения. При непонятных самопроизвольных ускорениях или замедлениях вращения *следует все рули поставить нейтрально* и после прекращения вращения вывести самолет в горизонтальный полет обычным порядком, т. е. элеронами с координированным нажимом на педаль.

При выполнении форсированного разворота, начатого на сверхзвуковой скорости,

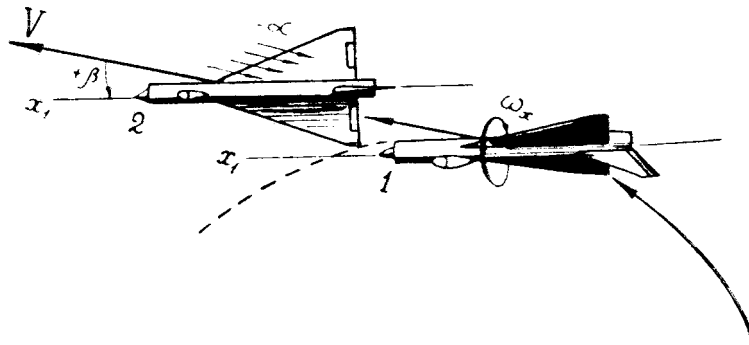


Рис. 7.14: Переход угла атаки в угол скольжения при быстром выводе из виража (вид сверху)

в какой-то момент может произойти *обратный переход через скорость звука*. Этот переход сопровождается уменьшением устойчивости по перегрузке и *самопроизвольным увеличением перегрузки* при неподвижной ручке. Например, если на самолете МиГ-21 при $H = 12$ км и $M = 1,5$ летчик возьмет ручку на себя на $1/2$ хода, то получит перегрузку $n_y = 2,3$, которая составляет примерно 20% от теоретической перегрузки сваливания; при торможении самолета с ручкой, отклоненной на себя на $1/2$ хода, обратный переход скорости звука будет сопровождаться увеличением перегрузки до $n_y = 4,4$, что уже соответствует началу сваливания.

«Подхват» этого типа легко парируется небольшим (но своевременным) отклонением ручки от себя. Если летчик заранее готов к парированию «подхвата», то маневрирование на трансзвуковых скоростях никакой опасности не представляет, так как реагирование происходит быстро: начался «подхват» → бит информации → 0,2 с на осмысливание и принятие решения. Неприятности возникают только при неожиданном для летчика проявлении этого нормального свойства всякого сверхзвукового самолета, что приводит к необходимости переработки некоторой информации о поведении самолета и к запаздыванию с принятием решения на отдачу ручки.

При выполнении форсированного разворота *на сверхзвуковой скорости* некоторые особенности пилотирования связаны с возможным изменением поперечной устойчивости самолета.

При создании большого угла атаки киль работает хуже, что приводит к *уменьшению поперечной устойчивости*, а на некоторых больших числах M самолет может даже стать неустойчивым. При этом на развороте возможно появление рыскания, которое трудно устранить при отсутствии бустера в системе путевого управления. Когда же такой бустер есть, летчик должен педалями внимательно удерживать шарик в центре. Если нет особой необходимости, то выполнение энергичных разворотов на скоростях, близких к ограничению по поперечной устойчивости, нежелательно.

На некоторых самолетах в диапазоне чисел $M = 0,85 - 1,2$ при создании перегрузки может возникнуть *обратная реакция по крену на отклонение педалей* (что более вероятно при наличии больших внешних подвесок). В этом случае также не рекомендуется выполнение энергичных разворотов. Если такой маневр необходимо все же выполнить, то управление по крену следует осуществлять только элеронами при нейтральном положении педалей, не обращая внимания на отклонения шарика (вообще говоря, лучше, чтобы шарик был в центре, но попытки работать педалями при наличии поперечной неустойчивости самолета могут запутать летчика).

Для каждого конкретного самолета соответствующие рекомендации даны в Инструкции.

12. **Отклонения и ошибки** на форсированном развороте примерно те же, что и

при выполнении правильного, установившегося виража. Но имеется одна характерная *ошибка*: **попытка сократить радиус и время форсированного разворота нажатием на внутреннюю педаль**, т. е. созданием внешнего скольжения. Во-первых, эта ошибка опасна (внешнее скольжение при взятой на себя ручке) и, во-вторых, эта ошибка приводит к *увеличению* радиуса, и времени разворота.

При нажатии на внутреннюю педаль создается *иллюзия* увеличения угловой скорости, так как самолет действительно с ускорением поворачивает нос в сторону разворота. Но это сопровождается появлением внешнего скольжения (на левом развороте — шарик вправо) и стремлением самолета *свалиться в штопор* в сторону разворота, что вынуждает летчика невольно отпускать ручку и уменьшать перегрузку n_y . Радиус разворота при этом увеличивается, а угловая скорость поворота траектории уменьшается.

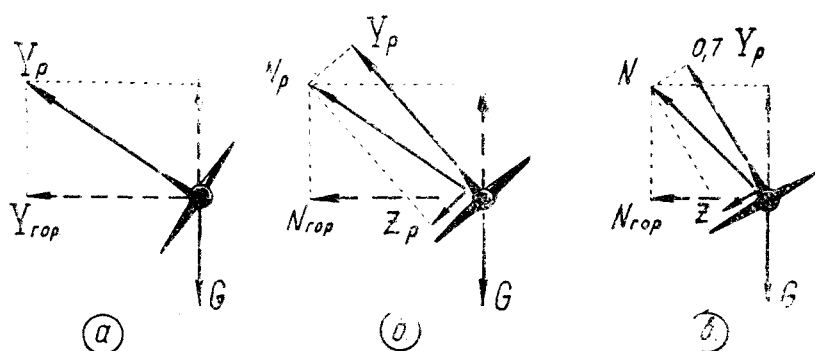


Рис. 7.15: Схемы сил на вираже: а — без скольжения; б — с внешним скольжением теоретически; в — с внешним скольжением практически

В принципе поворот траектории осуществляется силами, перпендикулярными к вектору скорости: подъемной силой Y , боковой аэродинамической силой Z , составляющими силы тяги P_y, P_z и составляющей силы веса $G \cos \Theta$. Рассмотрим действие только аэродинамических сил Y и Z (рис. 7.15).

Как уже отмечено ранее, располагаемая боковая аэродинамическая сила составляет около 10% от располагаемой подъемной силы, т. е. $Z_p \simeq 0,1 Y_p$. Следовательно, результирующая этих двух сил в лучшем случае будет равна

$$N_p = \sqrt{Y_p^2 + Z_p^2} = 1,005 Y_p.$$

Но даже этот ничтожный выигрыш получается чисто *теоретически* — при отклонении педалей до отказа. *На практике* летчик вынужден при отклонении педалей отпускать ручку, уменьшая Y примерно до $0,7 Y_p$, так как при скольжении авторота-

ция начинается еще на докритических углах атаки. При этом $N = 0,71 Y_p$, что и указывает на увеличение радиуса и времени разворота.

Внешнее скольжение условно приводит к сокращению радиуса и времени разворота только тогда, когда разворот выполняется с малым постоянным креном. В этом случае при нажатии на внутреннюю педаль следует увеличить и перегрузку n_y , т. е. увеличить подъемную силу от Y_1 до Y_2 (по рис. 7.16). Но эту же подъемную силу Y_2 можно использовать и без скольжения, увеличивая соответственно крен (наклоняя силу Y_2 до положения N_2 по рис. 7.16).

13. **Внешнее скольжение** может быть использовано на развороте только для выполнения последнего уточняющего *доворота* на противника (рис. 7.17). Доворот на цель (оси самолета, но не траектории) можно выполнить педалями и сразу давать очередь из пушек, имея в виду, что в таком относительном положении самолет может удерживаться не более 2–3 с, после чего начнется отставание.

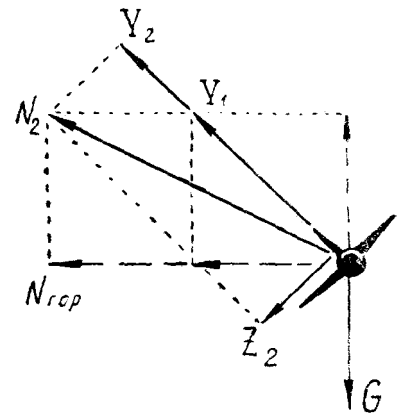


Рис. 7.16: Схема сил на вираже при создании внешнего скольжения без уменьшения крена

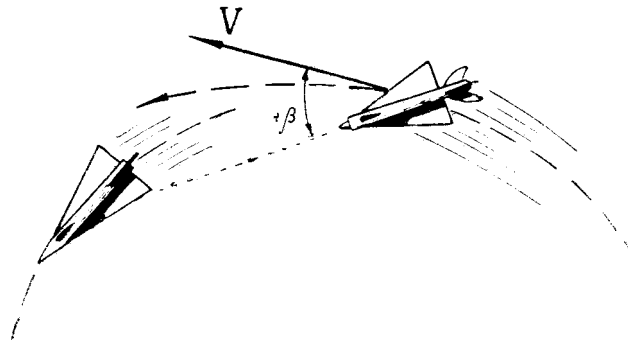


Рис. 7.17: Использование на вираже кратковременного внешнего скольжения для прицеливания

14. **Выполнение разворотов и виражей на предельно малых высотах** требует от летчика хорошей теоретической, летной и психологической подготовки, что вызвано некоторыми важными особенностями таких разворотов.

При *регуливании высоты* летчик должен в основном ориентироваться на визуальное ее определение, не особенно доверяя показаниям барометрических высотомера и вариометра. Во-первых, барометрическая высота местности, над которой происходит маневрирование, не равна барометрической высоте аэродрома вылета. Во-вторых, сама местность не является идеально горизонтальной плоскостью. И, в-третьих, высотомер и вариометр дают ошибку, возникающую вследствие повышения давления в зоне статических отверстий ПВД. Эта ошибка увеличивается с уменьшением высоты и с ростом числа M (до $M = 1$). Что же произойдет при выполнении форсированного разворота с торможением на малой высоте?

Предположим, что форсированный разворот начат на скорости 1100 км/ч ($M = 0,9$). При торможении поджатие встречного потока самолетом начнет уменьшаться, давление в зоне статических отверстий ПВД будет падать, высотомер и вариометр начнут показывать набор высоты (при развороте в горизонтальной плоскости). Если летчик при этом начнет выдерживать «постоянную» высоту по высотомеру и вариометру, то самолет фактически будет с н и ж а т ь с я и может оказаться вблизи

земной поверхности.

Итак, при выполнении разворота или виража на предельно малых высотах следует пилотировать с визуальной проверкой высоты по земной поверхности.

Но при этом летчик может допустить другое отклонение — **непроизвольное увеличение крена**. Возникновению этого отклонения способствует *ошибка летчика*, связанная с психологической особенностью восприятия положения самолета в пространстве. При выполнении разворота на больших и средних высотах летчик чаще смотрит на горизонт и авиагоризонт и величина крена при этом хорошо улавливается. На предельно малых высотах неопытный летчик смотрит только на землю и взгляд при этом невольно направляется в центр разворота (рис. 7.18). Возникает *иллюзия малого крена*, так как летчику кажется, что самолет якобы разворачивается вокруг точки *Б* в плоскости *АБ*. «Исправляя» крен, летчик может увеличить его даже за 90° . Естественно, начнется интенсивное зарывание, исправление которого увеличением перегрузки и нажатием на внешнюю педаль без уменьшения крена приведет к роковым последствиям.

Во всех случаях зарывания и непроизвольного уменьшения высоты на развороте первым действием летчика должно быть *уменьшение крена*.

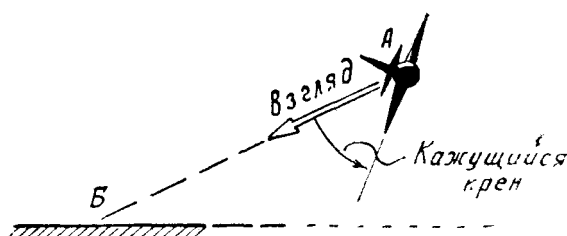


Рис. 7.18: Иллюзия недостаточного крена при развороте вблизи земли

Непроизвольное увеличение крена на вираже можно допустить и в том случае, если выдерживать крен по впереди летящему самолету (рис. 7.19). Дело в том, что крен другого самолета виден в натуральную величину только при его наблюдении под ракурсом $0/4$. При ракурсах, отличных от нуля, *видимая величина крена другого самолета больше действительной*. Например, при ракурсе $4/4$ концы крыльев наблюдаемого самолета будут расположены по вертикали, т. е. под 90° к горизонту. Наблюдая картину, изображенную на рис. 7.19, летчик невольно начнет увеличивать крен, чтобы сделать его якобы таким же, как у впереди летящего самолета, хотя крен здесь фактически у всех самолетов одинаков.

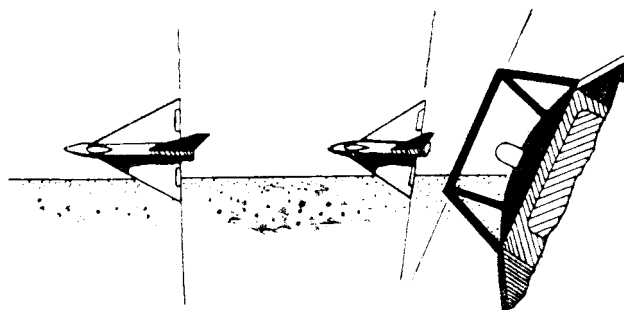


Рис. 7.19: У наблюдаемого под ракурсом самолета крен кажется больше действительного

Итак, при развороте на предельно малой высоте внимание следует переключать

и на *фактическую высоту* (взгляд — на землю, в сторону разворота), и на *крен* (взгляд — на горизонт вперед, на авиагоризонт).

Следующей особенностью пилотирования на предельно малых высотах является *более интенсивное проявление различных особых случаев*, связанных с устойчивостью и управляемостью самолета. Если на самолете возникает «подхват» при обратном переходе через скорость звука, то на предельно малых высотах этот «подхват» проявляется наиболее интенсивно. *Обратная реакция по крену, «валежка», реверс элеронов* и другие аналогичные явления проявляются с наибольшей интенсивностью обычно при полете у земли, поэтому энергичного маневрирования с переходом через скорость звука здесь следует по возможности избегать.

Особенности пилотирования возникают на самолете с *большими предельными по тяге перегрузками*, иногда превышающими максимальную эксплуатационную. В этом случае самый энергичный разворот будет выполняться на постоянной скорости или даже с ее увеличением. При маневрировании на подобном самолете у земли можно очень быстро выйти за ограничения максимальной скорости.

Выполняя разворот или вираж на предельно малой высоте, следует в некоторых случаях уменьшать тягу, но в общем это нежелательно с энергетической точки зрения. Если предельная по тяге перегрузка больше максимальной эксплуатационной, то избыточную тягу можно использовать на набор высоты, выполняя вместо виража восходящую спираль (разумеется, если это целесообразно с тактической точки зрения).

15. При анализе данных объективного контроля следует обращать внимание на следующее:

- скорость и высоту ввода и вывода;
- продолжительность ввода;
- изменение высоты и скорости в процессе разворота или виража;
- время маневра или величину нормальной перегрузки (перегрузка должна быть достаточно большой и постоянной, т. е. запись не должна иметь вид «пилы»);>
- угол атаки (непосредственно по записям или пересчетом по скорости и перегрузке).

Наиболее грубыми отклонениями следует при этом считать выход самолета за ограничения по скорости, углу атаки или перегрузке, а также снижение при выполнении разворота на предельно малой высоте. *Допустимыми отклонениями* можно считать некоторые колебания высоты и скорости. Общую оценку необходимо давать по времени выполнения маневра или по средней интегральной перегрузке (что автоматически учтет растягивание ввода и вывода), но с учетом величины ранее упомянутых отклонений.

§2. Бочка

1. **Бочка** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 360° с сохранением общего направления полета.

Бочки бывают:

- одинарные, полоторные и многократные (сюда же можно отнести и полубочки);
- горизонтальные, восходящие и нисходящие;
- быстрые и замедленные;
- управляемые и неуправляемые;
- штопорные и элеронные.

При полной характеристике этой фигуры можно, например, сказать: «летчик выполнил одинарную, восходящую, замедленную, управляемую, элеронную бочку».

Некоторые из приведенных названий требуют пояснения.

Управляемой бочкой называется такая, при выполнении которой между вводом и выводом (т. е. в процессе вращения) *положение рулей меняется* (например, в положении «вверх колесами» отдается ручка от себя или меняется положение педалей).

Неуправляемой бочкой называется такая, при выполнении которой от ввода до вывода *положение рулей не меняется*. Быстрая бочка обычно выполняется как неуправляемая, замедленная — как управляемая.

Штопорной бочкой называется такая, на которой вращение происходит *за счет авторотации* крыла на закритических углах атаки. Ввод в такую бочку осуществляется энергичным взятием ручки на себя и дачей ноги до отказа в желаемую сторону вращения. Штопорная бочка является и быстрой, и неуправляемой. На современных сверхзвуковых самолетах выполнять такую бочку нецелесообразно и опасно, так как слишком быстрое вращение самолета с движением носовой и хвостовой частей фюзеляжа по большим окружностям может привести к переходу в плоский штопор.

Элеронной бочкой называется такая, на которой вращение происходит за счет поперечного момента, создаваемого отклонением элеронов. Руль направления отклоняется при этом в сторону бочки для устранения внутреннего скольжения. В некоторых случаях (например, при недостаточной эффективности элеронов) можно еще несколько увеличить дачу ноги в сторону бочки, т. е. создать уже внешнее скольжение, которое будет помогать элеронам и способствовать вращению в нужную сторону.

2. **При маневрировании** бочка обычно является составным элементом других фигур. Это может быть полубочка (первая половина бочки) в начале переворота, полубочка (вторая половина бочки) в конце полупетли Нестерова, полубочка (или часть бочки с поворотом на произвольный угол) при изменении направления движения на вертикальных участках петель, полупетель и переворотов.

Но в некоторых случаях бочка может выполняться и как самостоятельная фигура пилотажа, например, при уклонении от внезапной атаки истребителя или ракеты, так как на бочке самолет описывает энергичную спираль с резким изменением курса, тангажа, высоты и других параметров движения. Разумеется, этот маневр должен быть предварительно просчитан и проверен в учебных условиях.

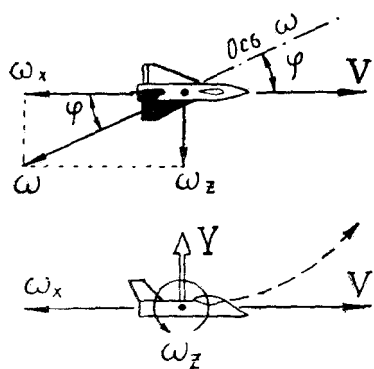


Рис. 7.20: Положение оси вращения самолета на левой бочке

3. **Теория бочки.** Рассмотрим вначале вопрос о *положении оси вращения* самолета, взяв для примера левую бочку (рис. 7.20). Относительно *продольной оси* самолета x_1 вращение создается элеронами (иногда с добавлением внешнего скольжения). Вектор ω_x в соответствии с «правилом буравчика» на левой бочке направлен назад, на правой — вперед. Величина ω_x задается летчиком при помощи того или иного отклонения рулей.

Вращение относительно *поперечной оси* самолета z_1 происходит под действием подъемной силы Y (действие веса G учтем отдельно). Для определения величины ω_z запишем уравнение

$$Y = \frac{G}{g} V \omega_z,$$

откуда

$$\omega_z = \frac{g n_y}{V} \quad (7.5)$$

Полагая $\omega_y = 0$ (что справедливо при $\beta = 0$ и без учета силы тяжести), получим, что на бочке самолет вращается с суммарной скоростью $\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_z^2}$. Положение

вектора со определяется углом φ

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\omega_z}{\omega_x} = \frac{g n_y}{V \omega_x}. \quad (7.6)$$

Благодаря смещению оси вращения на угол φ относительно вектора скорости V движение самолета на бочке происходит по сложной спиральной траектории (рис. 7.21). Траектория как бы накинута на некое подобие цилиндра, ось которого под действием веса G изогнута вниз в виде параболы и отвернута влево (на правой бочке — вправо) на угол φ от исходного направления движения. Вдоль оси цилиндра самолет продвигается со скоростью $V \cos \varphi$, по окружности вокруг цилиндра — со скоростью $V \sin \varphi$. Сложение этих двух скоростей и дает спираль.

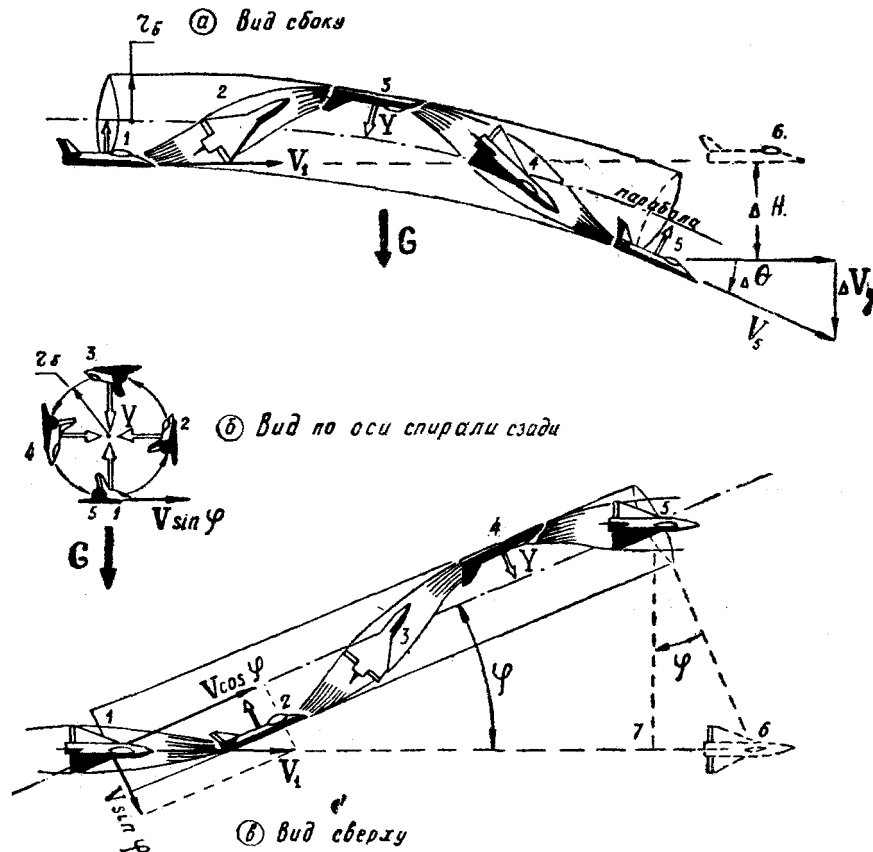


Рис. 7.21: Траектория самолета на бочке

4. **Расчет параметров бочки.** Исходя из рис. 7.21,б, рассчитаем радиус бочки r_6 , т. е. радиус цилиндра, на который накинута спиральная траектория. Уравнение движения

$$Y = \frac{G}{g} r_6 \omega^2,$$

откуда

$$r_6 = \frac{g n_y}{\omega^2} = \frac{g n_y}{\omega_x^2 + \omega_y^2} = \frac{g n_y}{\omega_x^2 + \left(\frac{g n_y}{V}\right)^2}. \quad (7.7)$$

Обычно при выполнении бочки $\omega_x \gg \omega_z$ и $\omega \simeq \omega_x$, поэтому приближенно можно записать

$$r_6 \simeq \frac{g n_y}{\omega_x^2}. \quad (7.8)$$

Заметим, что в приведенных формулах $\omega = \frac{2\pi}{t_6}$, где t_6 — время выполнения одинарной бочки.

Пример. Дано: $n_y = 2, \omega_x = 1 \text{ рад/с}$. По (7.8) находим $r_6 = 19,6 \text{ м}$; т. е. на этой бочке самолет описывает, если смотреть сзади, окружность с радиусом около 20 м.

Из рис. 7.21,в видно, что, выполнив полную одинарную бочку, самолет возвращается на исходный курс, но линия пути при этом смещается вбок на величину, равную отрезку 5–7 (обозначим его L_{5-7}). Предполагая, что $V = \text{const}$ (на бочке скорость действительно меняется мало), найдем это смещение, ибо оно также представляет интерес с точки зрения боевого маневрирования:

$$L_{5-7} = L_{1-5} \sin \varphi = (V \cos \varphi t_6) \sin \varphi.$$

Заменив $\sin \varphi$ и $\cos \varphi$ через $\text{tg } \varphi$ (по известным формулам тригонометрии) и используя формулу (7.6), окончательно получим

$$L_{5-7} = \frac{g n_y V^2 \omega_x t_6}{(g n_y)^2 + (V \omega_x)^2}. \quad (7.9)$$

Пример. Дано: $V = 200 \text{ м/с}$, $n_y = 2$, $\omega_x = 1 \text{ рад/с}$, $t_6 = 6,28 \text{ с}$. Вычисляем $L_{5-7} = 125 \text{ м}$.

Из формулы (7.9) видно, что и при $\omega_x \rightarrow 0$, и при $\omega_x \rightarrow \infty$ получаем $L_{5-7} \rightarrow 0$. Следовательно, при какой-то промежуточной величине ω_x боковое смещение будет максимальным.

Продлав известную операцию дифференциального исчисления, найдем, что $L_{5-7 \text{ макс}}$ будет при $\omega_x = \frac{g n_y}{V}$ и угле $\varphi = 45^\circ$. Но такая бочка уже и непохожа на бочку, а представляет собой нечто вроде косой спиральной петли.

Боковое смещение от исходной линии пути на обычной бочке, т. е. при сравнительно малых перегрузках n_y и больших скоростях вращения ω_x , можно вычислить по упрощенной формуле

$$L_{5-7} \simeq 2\pi r_6 \simeq 2\pi \frac{g n_y}{\omega_x^2}. \quad (7.10)$$

И, наконец, рассчитаем *изменение угла наклона траектории и высоты* за время выполнения бочки (рис. 7.21,а), т. е. учтем влияние веса G . Ось спирали при $\omega_x = \text{const}$ и $n_y = \text{const}$ искривляется вниз только под влиянием веса и имеет поэтому форму параболы. Исходя из этих соображений, можно рассчитать, что за время t_6 самолет относительно начальной точки I получит на неуправляемой бочке следующие приращения параметров движения:

$$\Delta V_y = -g t_6; \quad (7.11)$$

$$\Delta \Theta \simeq \frac{\Delta V_y}{V} = -\frac{g t_6}{V}; \quad (7.12)$$

$$\Delta H = V \sin \Theta_1 t_6 - \frac{g t_6^2}{2}. \quad (7.13)$$

Если требуется, чтобы выход из неуправляемой бочки произошел на высоте ввода, то нужно создать предварительное кабрирование

$$\Theta_1 \simeq \sin \Theta_1 = \frac{g t_6}{2V},$$

но при этом выход из бочки произойдет со снижением, т. е. с углом

$$\Theta_5 = \Theta_1 + \Delta \Theta = \frac{g t_6}{2V} - \frac{g t_6}{V} = -\Theta_1.$$

Итак, при $H_5 = H_1$ ($\Delta H = 0$) получим на выходе $\Theta_5 = -\Theta_1$ и $V_{y5} = -V_{y1}$.

Если требуется, чтобы при выходе из неуправляемой бочки самолет находился в режиме горизонтального полета, то предварительное кабрирование должно быть больше. Для $\Theta_5 = 0$ и $V_{y5} = 0$ необходимо

$$\Theta_1 = -\Delta\Theta = \frac{gt_6}{V},$$

т. е. угол Θ должен быть в два раза больше, чем в первом случае, но бочка здесь будет выполнена с некоторым набором высоты

$$\Delta H = V \left(\frac{gt_6}{V} \right) t_6 - \frac{gt_6^2}{2V} = \frac{gt_6^2}{V}.$$

Из сказанного ясно, что на **неуправляемой** бочке, выполняемой с постоянными перегрузкой и скоростью вращения, невозможно получить одновременно и $\Delta H = 0$ и $\Theta_5 = 0$ ($V_{y5} = 0$), что иллюстрируется рис. 7.22.

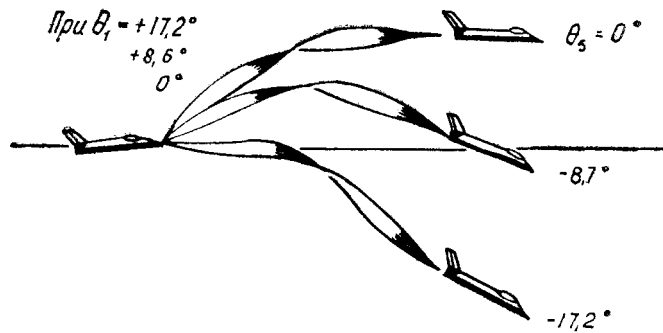


Рис. 7.22: К примеру расчета параметров неуправляемой бочки

5. **Техника пилотирования** при выполнении бочки основана на изложенной выше теории. *Стандартная («школьная») бочка* выполняется в горизонтальном полете на скорости не менее наименьшей. *Обороты* двигателей на бочке должны быть несколько больше, чем это требуется для установившегося полета на скорости ввода, так как лобовое сопротивление на бочке больше, чем в прямолинейном полете. Ввод можно осуществлять прямо в режиме разгона, но нельзя — в режиме торможения (даже при начале ввода на заданной скорости).

Если выполнить бочку без предварительного кабрирования, то выход из фигуры произойдет с большой потерей высоты, поэтому при выполнении бочки сначала следует плавным движением ручки на себя создать *угол кабрирования* $10\text{--}15^\circ$ и на мгновение зафиксировать самолет в этом положении, слегка отдав ручку от себя.

Затем летчик должен отклонить ручку и педали в желаемую сторону вращения так, чтобы *скорость вращения* равнялась $45\text{--}60^\circ$ в секунду, т. е. чтобы бочка была выполнена за $6\text{--}8$ с. Педаль при этом отклоняется на такую величину, при которой шарик указателя скольжения остается в центре или уходит во внешнюю сторону не более чем на один диаметр. При отклонении шарика во внутреннюю сторону вращение замедляется.

На *неуправляемой бочке* в принципе нельзя осуществить вывод из фигуры одновременно и на исходной высоте ввода, и в режиме горизонтального полета (без снижения). В конце неуправляемой бочки можно оказаться на исходной высоте, но в режиме снижения; или можно выйти в режим горизонтального полета, но на высоте, превышающей высоту ввода (рис. 7.22). При выполнении быстрой бочки вдали

от земли эти тонкости обычно несущественны. Но они становятся решающим фактором безопасности полета на предельно малых и малых высотах. Для выхода в горизонтальный полет на высоте, равной высоте ввода, бочку следует выполнять *управляемой*, уменьшая перегрузку отдачей ручки от себя при углах крена, равных $90\text{--}270^\circ$ (рис. 7.23). Чем медленней бочка, тем больше здесь следует отдавать ручку; при $t_6 = 10 - 12$ с перегрузка на середине бочки должна быть даже отрицательной (рис. 7.24, в).

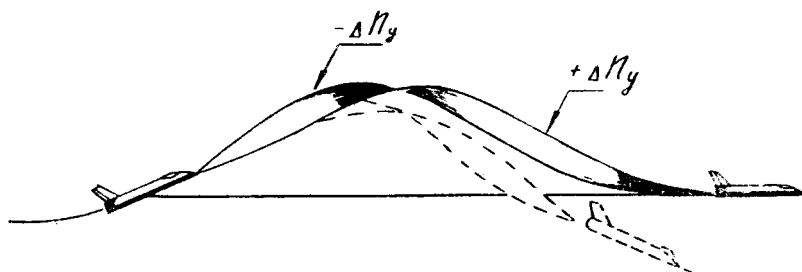


Рис. 7.23: Выполнение бочки с выходом в горизонтальный полет на исходной высоте

6. Основным отклонением самолета при выполнении бочки является **потеря высоты на выводе**. Ошибки летчика, приводящие к этому отклонению, — или недостаточный угол предварительного кабрирования на вводе, или уменьшение скорости вращения после прохода крена 90° . Особенно распространена вторая ошибка, так как при переворачивании вниз головой неопытный летчик крепче сжимает ручку и при этом невольно ослабляет боковое усилие на нее. При замедлении вращения посредине бочки подъемная сила действует вниз больший отрезок времени и, складываясь с весом, круто искривляет траекторию вниз.

Полностью *исправить* в полете это отклонение нельзя. Заметив уменьшение скорости вращения или начавшееся уменьшение высоты, летчик должен увеличить дачу рулей (ручки и педали) в сторону бочки, а после прохода крена 270° — увеличить перегрузку, подобрав ручку на себя.

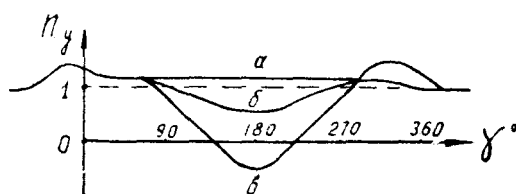


Рис. 7.24: Изменение перегрузки на управляемой бочке при ее выполнении за время 4–6 (а) 6–8 (б) и 10–12 (в) с

Предупреждается эта ошибка хорошей теоретической подготовкой, ясным представлением физики выполнения фигуры, неоднократным продумыванием на земле порядка переключения внимания на бочке и соответствующей психологической подготовкой, а также правильным показом в воздухе обучающим.

Другим опасным *отклонением* является **переход бочки в штопор** вследствие *ошибки летчика* — ввода на большом угле атаки. Эта ошибка чаще наблюдается при выполнении полубочек на восходящем и нисходящем участках петли Нестерова, на полупетле, двойном восходящем развороте и на других фигурах, когда перед полубочкой самолет находится на больших углах атаки.

В перечисленных случаях перед выполнением полубочки ручку следует отпустить, уменьшив угол атаки и перегрузку до величины, составляющей примерно $\frac{1}{4}$

от режима сваливания при нейтральных педалях. Например, если сваливание происходит при угле атаки 28° , то полубочку следует выполнять на угле атаки около 7° .

7. Движение самолета на бочке может происходить не только по вытянутой спирали, но и по прямой линии или, наоборот, по очень крутой спирали.

Для выполнения горизонтальной бочки по прямолинейной траектории летчик должен так изменять угол атаки (ручкой) и угол скольжения (педалями), чтобы от начала и до конца бочки сохранялось равенство сил (рис. 7.25):

в горизонтальной плоскости (с учетом знаков)

$$Y \sin \gamma + Z \cos \gamma = 0$$

или

$$n_y \sin \gamma + n_z \cos \gamma = 0;$$

в вертикальной плоскости (с учетом знаков)

$$Y \cos \gamma - Z \sin \gamma = G$$

или

$$n_y \cos \gamma - n_z \sin \gamma = 1.$$

Так как $C_z^\beta \ll C_y^\alpha$ (боковая сила при одинаковых углах значительно меньше подъемной силы), то для создания необходимой боковой силы Z (боковой перегрузки n_z) требуется значительно больший угол скольжения β , чем угол атаки α (примерно в 10 раз). Следовательно, такая управляемая замедленная бочка может быть выполнена только на достаточно большой скорости, на которой можно обеспечить равенство $Z = G$.

8. Техника пилотирования для выполнения прямой бочки должна быть такой (рис. 7.26, левая бочка):

— в горизонтальном полете летчик отклонением ручки создает угловую скорость $\omega_x \simeq 30 - 35^\circ$ в секунду. По мере увеличения крена ручка постепенно отдается от себя, а педали отклоняются против бочки (например, на левой бочке при крене от 0 до 180° опускание носа самолета предотвращается отклонением правой педали вперед);

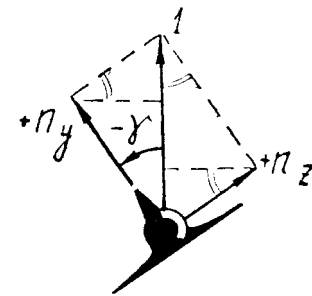


Рис. 7.25: Нормальная и боковая перегрузки на замедленной управляемой бочке, выполняемой по прямолинейной траектории

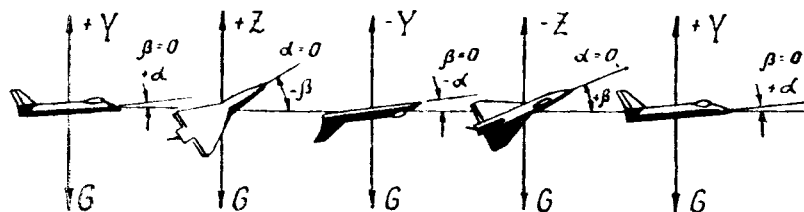


Рис. 7.26: Выполнение замедленной управляемой бочки по прямолинейной траектории

— при крене 90° ручка должна быть отдана настолько, чтобы нормальная перегрузка $n_y = 0$; после этого ручка продолжает отдаваться от себя и дальше. Правая педаль должна быть подана вперед настолько, чтобы боковая перегрузка $n_y = +1$ (летчик прижат к левому борту силой, равной собственному весу); после этого правая педаль начинает убираться;

— при крене 180° ручку следует отдать до $n_y = -1$ (летчик висит на ремнях), а затем начинать подбирать ее на себя. Правая педаль убрана полностью, и после этого момента начинает выдвигаться вперед левая педаль;

— при крене 270° положение ручки должно соответствовать нормальной перегрузке $n_y = 0$; затем ручка должна и дальше подбираться на себя. Левая педаль отклонена вперед до $n_z = -1$, и после этого педали начинают убираться к нейтральному положению;

— при крене 360° педали ставятся нейтрально и $n_z = 0$, а ручка — в положение, соответствующее горизонтальному полету.

Такая бочка с точки зрения боевого маневрирования интереса не представляет и выполняется только в спортивных целях или для тренировки в пилотаже.

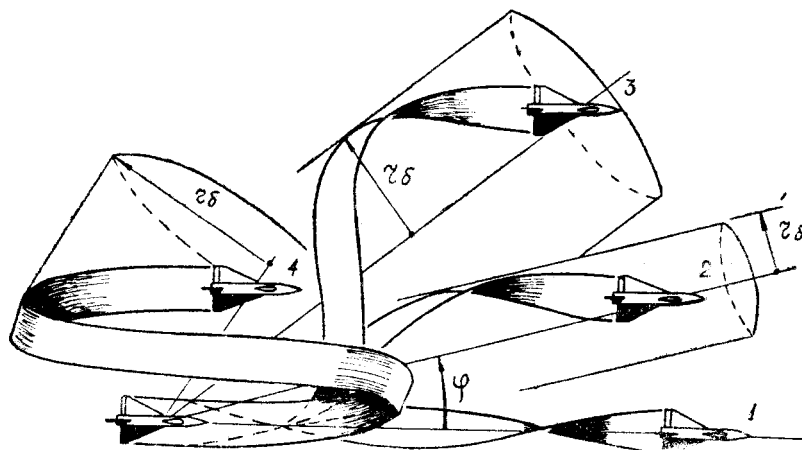


Рис. 7.27: Изменение формы бочки при увеличении перегрузки и уменьшении скорости накренения (вид сверху)

9. Большое значение для боевого маневрирования представляет бочка, выполняемая по крутой спирали с большим радиусом. Из теории бочки мы уже знаем, что радиус r_b (радиус цилиндра, на который «намотана» спиральная траектория) и угол φ (угол между вектором скорости и осью цилиндра) увеличиваются при увеличении нормальной перегрузки и уменьшении скорости вращения. На рис. 7.27 изображена серия бочек с постепенным возрастанием n_y и уменьшением ω_x . Нетрудно сообразить, что при большой нормальной перегрузке ($n_y = 5 - 6$) и $\omega_x = 0$ бочка вырождается в обычную петлю Нестерова.

10. **Техника пилотирования** при выполнении *крутой бочки* следующая. Летчик должен на достаточной скорости плавным, но энергичным движением ручки на себя создать угол предварительного кабрирования $25-30^\circ$ и, продолжая увеличивать нормальную перегрузку до 2–3 единиц, ввести самолет элеронами и педалями в координированное вращение (шарик в центре) с такой угловой скоростью, чтобы бочка была выполнена за 10–12 с. Самолет при этом начнет описывать крутую спираль. На такой бочке еще важнее не замедлять вращение посередине фигуры, так как большая подъемная сила, направленная вниз, сразу искривит в ту же сторону ось спирали. Лучше всего при крене около 180° несколько уменьшить перегрузку и увеличить элеронами скорость вращения, чтобы иметь полную гарантию от потери высоты на выводе. Вывод из бочки выполняется обычным методом; следует остановить вращение, уменьшить перегрузку до единицы, устранить остаточный крен и тангаж.

Летчик-истребитель должен уметь выполнять не только классическую («школьную») бочку, но и весь ряд бочек — от прямолинейной до крутой, приближающейся к петле, причем, выполнять их одинаково — в левую и правую стороны.

При обучении следует учитывать, что сложность техники пилотирования и переключения внимания возрастает при увеличении «крутизны» бочки (при увеличении перегрузки и уменьшении скорости вращения); усугубляются и последствия ошибок летчика, т. е. при прочих равных условиях уменьшается безопасность полета. Поэтому в период обучения следует, учитывая тип самолета, класс летчиков и другие факторы, разумно остановиться на достаточно крутых, но еще простых и безопасных бочках.

11. При оценке техники пилотирования по записям приборов объективного контроля следует обратить внимание на соответствие скорости и высоты ввода в бочку заданию, а также на отсутствие потери высоты и скорости на выводе. Если отклонения имеют место, то нужно найти *ошибку* летчика. Потеря высоты может произойти из-за ввода на малой скорости, малого угла предварительного кабрирования, уменьшения скорости вращения (увеличения t_6) или увеличения нормальной перегрузки посередине бочки. Потеря скорости может быть из-за ввода с увеличенным углом предварительного кабрирования на малой скорости, медленного вращения при больших нормальных перегрузках, недостаточных оборотов двигателя.

Безопасность полета при выполнении бочки обеспечивается скоростью и высотой ввода, углом предварительного кабрирования, недопущением замедления вращения, запасом по углу атаки.

§3. Разгон и торможение

1. Способность самолета быстро набирать необходимую скорость или быстро тормозиться является одной из важнейших его летно-тактических характеристик.

Разгон может применяться при догоне и перехвате противника или, наоборот, при отрыве от него и выходе из боя, а также в качестве предварительного этапа перед выполнением какого-либо маневра, для которого нужна большая скорость.

Необходимость в быстром *торможении* может возникнуть, например, при атаке нескоростной цели, при аварийном покидании самолета и в других случаях.

2. Если полет должен происходить только **по горизонтальной прямолинейной траектории**, то задача решается просто: для *быстрейшего разгона* нужно включить полный форсаж, а для *быстрейшего торможения* — убрать тягу и выпустить тормозные щитки.

Расчет времени и пути разгона (или торможения) производится суммированием Δt и ΔL на отдельных участках от V_1 до V_2 .

Когда диапазон разгона (торможения) не очень велик, задачу можно решить в один ход — по средней скорости и средней продольной перегрузке.

Прямолинейный горизонтальный разгон не является наибо́льшим. Гораздо лучший результат можно получить, если выполнять разгон «по волне вверх» или «по волне вниз». Но здесь возникает принципиальное различие между задачами о *быстрейшем догоне* и о *быстрейшем разгоне*. Пройти заданное расстояние в минимальное время или набрать заданную скорость в минимальное время — это не одно и то же.

3. **Задача о быстрейшем догоне** формулируется так: самолет «А» находится позади самолета «Б» на дистанции D и на одной высоте с ним; требуется найти траекторию полета для самолета «А», чтобы дистанция была сокращена до нуля в минимальное время, не принимая во внимание конечную скорость самолета «А» в последний момент сближения (считается, что догоняемый самолет «Б» летит по горизонтальной прямой с постоянной скоростью).

Эта задача равносильна задаче о прохождении заданного расстояния с *максимальной средней путевой скоростью*. Впервые аналогичная задача (разумеется речь

шла не о самолетах) была сформулирована Иоганном Бернулли еще в 1696 году. Ученого заинтересовал вопрос о линии быстрого ската из точки 1 в точку 2 тяжелого шарика, движущегося без трения и сопротивления, только под действием силы тяжести (рис. 7.28). Решение было найдено самим И. Бернулли, а также Ньютоном, Эйлером и другими математиками. Оказалось, что искомая линия (*брахистохрона*) — вовсе не прямая 1 — 2, а сильно прогнутая вниз кривая, являющаяся частью *циклоиды*. При движении по этой кривой шарик вначале быстро набирает скорость, а затем с большой скоростью продолжает движение к конечной точке. И хотя брахистохрона длиннее прямой, но время получается меньше за счет более высокой средней скорости.

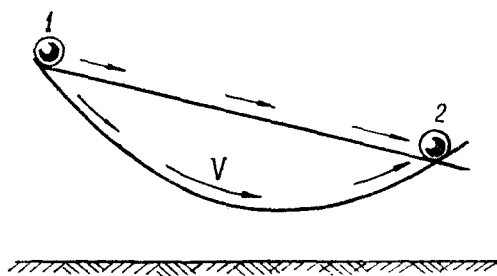


Рис. 7.28: Линия быстрого ската — брахистохрона

Но вернемся к задаче о быстрейшем догоне. Если принять, что в течение всего маневра $P = Q$, то скорость может изменяться только за счет высоты и догоняющий самолет «А» должен лететь по брахистохроне-циклоиде (рис. 7.29), т. е. «по волне вниз». Если $P \neq Q$, то траектория «волны вниз» отличается от брахистохроны: при $P < Q$ нижняя точка волны смещается вперед, при $P > Q$ — назад.

Догон «по волне вниз» может быть осуществлен даже в том случае, если перед этим оба самолета летели на равных максимальных скоростях при $P_p = Q_r$. Но даже при наличии заметного преимущества самолета «А» над самолетом «Б» по располагаемой продольной перегрузке $n_{x_p}^1$, когда догон можно произвести и в горизонтальном полете, «волна вниз» значительно сокращает время догона.

4. Таковы общие положения теории. Но при выполнении маневра догона на конкретном самолете в конкретных условиях полета иногда приходится поступать как раз наоборот. Пусть, например, самолеты «А» и «Б» летят горизонтально на высоте 5 км с индикаторной скоростью 1200 км/ч, являющейся для них границей по прочности (истинная воздушная скорость при этом будет равна 1550 км/ч, двигатели задресселированы). Ясно, что выполнять «волну вниз» здесь невыгодно, так как снижение с постоянной индикаторной скоростью 1200 км/ч (превышать которую нельзя) приведет к уменьшению истинной воздушной скорости и к отставанию. Летчик самолета «А» должен для догона *увеличить тягу и перейти к набору высоты* при $V_{и} = \text{const} = 1200 \text{ км/ч}$, что приведет к увеличению истинной воздушной скорости (например, на высоте 6 км получим $V = 1640 \text{ км/ч}$, т. е. на 90 км/ч больше, чем у самолета «Б»). Произведя догон, можно *атаковать противника со снижением*, выдерживая опять-таки $V_{и} = 1200 \text{ км/ч}$, для чего потребуется уменьшить тягу или выпустить тормозные щитки (рис. 7.30).

Оба рассмотренных выше случая относятся к маневру догона, выполняемому при сравнительно небольшой исходной дистанции (в пределах прямой визуальной или радиолокационной видимости). Но предположим, что догоняемый самолет «Б», летящий на высоте 5 км с индикаторной скоростью 1200 км/ч ($V = 1550 \text{ км/ч}$), находится впереди самолета «А» на исходной дистанции $D = 50 - 100 \text{ км}$. В этом случае осуществлять догон на высоте 5–6 км неэффективно. Летчик самолета «А» должен

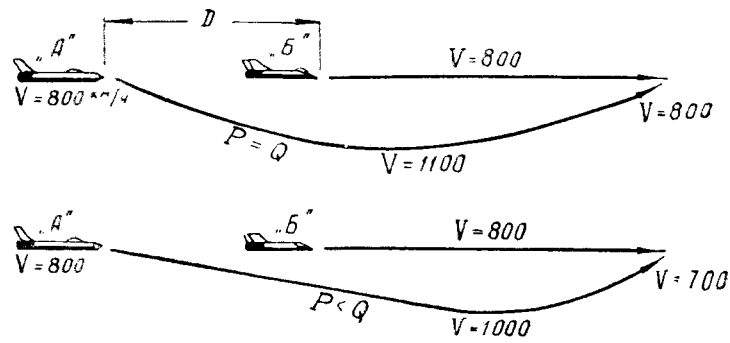


Рис. 7.29: Маневр «волна вниз» для быстрого догона

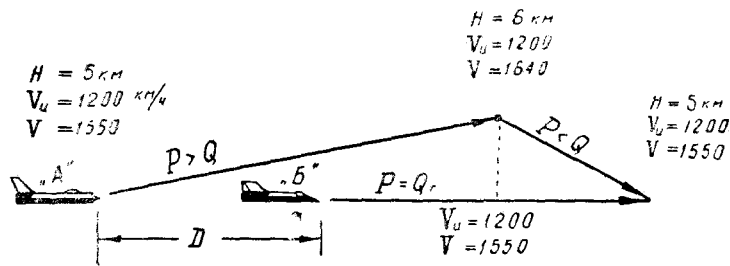


Рис. 7.30: Маневр «волна вверх» для быстрого догона при ограничении индикаторной скорости

здесь по всем правилам набрать высоту 11–13 км и на максимальной скорости, ограниченной числом M (например, на $V = 2170$ км/ч при $M = 2,05$), произвести на этой высоте догон, а затем с торможением снизиться и атаковать противника, не выходя при этом за ограничения по числу M и по скоростному напору (по индикаторной скорости).

Задача о быстрейшем догоне, как уже сказано, является вариационной, и оптимальный закон управления самолетом может быть получен только в результате сложных и длительных расчетов.

Естественно, что в полете летчик никаких таких расчетов выполнить не может. Просто следует иметь в виду три основных варианта догона, рассмотренных выше:

- противник близко, ограничения скорости нет — выполняй «волну вниз»;
- противник близко, но полет происходит при ограничении скорости — выполняй «волну вверх» вдоль ограничения;
- противник далеко — набери высоту, произведи догон на максимальной скорости, а затем — снижение вдоль ограниченной скорости.

При управлении полетом с использованием бортовой или наземной ЭВМ, в которую заложена соответствующая программа, догон всегда может быть осуществлен по оптимальной траектории в минимальное время.

5. Задача о быстрейшем разгоне формулируется так: требуется найти траекторию полета самолета, чтобы разгон от V_1 до V_2 был осуществлен в минимальное время (или чтобы в заданное время была достигнута наибольшая конечная скорость V_2), не принимая во внимание пройденное при этом расстояние, но имея условием $H_2 = H_1$. Задача о быстрейшем разгоне также является вариационной и может быть точно решена только специальными математическими методами с применением быстродействующих ЭВМ.

Эта задача принципиально отличается от рассмотренной выше задачи о быстрейшем догоне, что хорошо видно из рис. 7.31, на котором изображен возможный путь

самолета за 30 с (пример). При полете «по волне вниз» самолет проходит за 30 с наибольшее расстояние (вследствие более высокой средней скорости), но его конечная скорость получается наименьшей. При полете «по волне вверх» самолет проходит за 30 с наименьшее расстояние, но зато набирает в конце наибольшую скорость (вследствие набора энергии на оптимальной скорости 900 км/ч при наибольшей избыточной мощности $\Delta P V$).

Задача о быстрейшем разгоне по своей сути примыкает к уже известной нам задаче о быстрейшем наборе энергии (глава VI, § 3, рис. 6.7). Действительно, набрав необходимую энергию в минимальное время (или максимальную энергию в заданное время), можно затем превратить избыточную высоту в скорость (пикированием) или избыточную скорость в высоту (горкой).

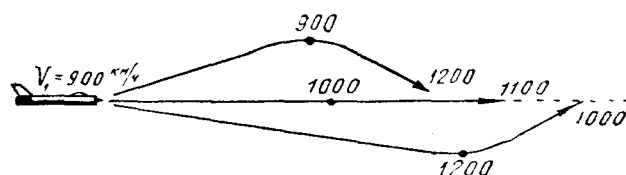


Рис. 7.31: К пояснению различия между задачами о быстрейшем догоне и быстрейшем разгоне

Быстрейший набор энергии производится по закону, изображенному на рис. 7.32 сплошной линией (пример), которая называется кривой Остославского–Лебедева. Перемещаясь вдоль этой кривой, самолет проходит каждую энергетическую высоту с $V_{y \text{ макс}}^3$ — с максимальной скоростью прироста энергии (с максимальной энергетической скороподъемностью).

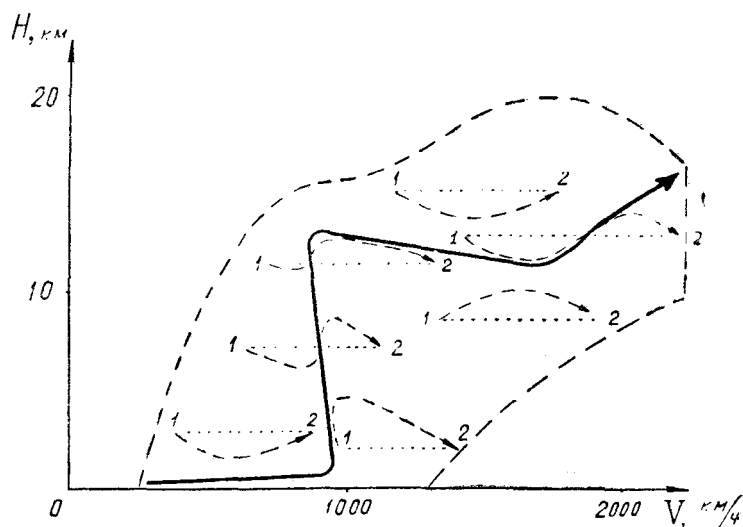


Рис. 7.32: Примеры выполнения быстрейшего разгона

Следовательно, переход из начальной в конечную точку должен производиться или вдоль этой кривой, или с возможным приближением к ней. Некоторые варианты маневров быстрейшего разгона изображены на рис. 7.32 пунктирными стрелками. Общие правила здесь таковы:

- если разгон начинается и заканчивается левее и выше кривой Остославского–Лебедева, то маневр следует выполнять «по волне вниз»;
- если разгон начинается и заканчивается правее и ниже этой кривой, то маневр следует выполнять «по волне вверх»;

— если разгон начинается левее и выше, а заканчивается правее и ниже кривой, то маневр должен состоять из снижения на оптимальную кривую, продвижения вдоль этой кривой и спуска в заданную точку.

Заметим, что программа набора высоты и скорости, рекомендуемая Инструкцией летчику,— это и есть оптимальная кривая Остославского–Лебедева, но несколько упрощенная по форме в целях облегчения запоминания и выполнения.

Практические трудности при выполнении быстреего разгона по оптимальным траекториям связаны с тем, что летчик должен на глаз определять такие параметры маневра, как глубину «волны вниз» или высоту «волны вверх», углы набора и снижения на восходящих и нисходящих участках маневра, момент перелома траектории (изменения знака угла Θ). Рекомендации летчику здесь могут быть такими:

— углы набора и снижения при выполнении «волны» следует создавать не более $15\text{--}30^\circ$;

— менять знак угла в следует примерно посредине разгона или при выходе на кривую Остославского–Лебедева и при сходе с нее;

— сход с кривой Остославского–Лебедева производить с некоторым упреждением, так как неблагоприятным случаем будет выход на заданную высоту H_2 с избыточной скоростью (если V_2 строго задана);

— при непопадании в конечную точку (на заданные H_2 и V_2) следует сначала выйти на заданную высоту, а затем произвести доразгон в горизонтальном полете.

В полете самый быстреей разгон может быть получен только при управлении самолетом с использованием бортовой или наземной ЭВМ.

6. Торможение. Если торможение должно быть произведено в горизонтальном прямолинейном полете, то быстреее уменьшение скорости от V_1 до V_2 произойдет, что очевидно, при выключении тяги и выпуске тормозных щитков.

Если конечная высота не задана, то перевод самолета в набор сокращает время торможения, что также очевидно.

Но как поступить, если в конце торможения (при V_2) самолет должен снова оказаться на исходной высоте ($H_2 = H_1$)? Оказывается, что в этом случае торможение выгоднее производить «по волне вниз». Действительно, энергия самолета теряется наиболее быстро при наименьшем аэродинамическом качестве, т. е. при возможно большем и длительном удалении от наивыгоднейшей скорости.

Пусть требуется быстро погасить скорость от $V_1 = 1000$ до $V_2 = 450$ км/ч (рис. 7.33). При торможении в горизонтальном прямолинейном полете по мере приближения к наивыгоднейшей скорости аэродинамическое качество будет быстро возрастать (например, от $k_1 = 3,1$ при 1000 км/ч до $k_2 = 8$ при 450 км/ч), а темп торможения — уменьшаться (от $-11,4$ км/ч/с до $-4,4$ км/ч/с). Весь маневр здесь займет около 90 с.

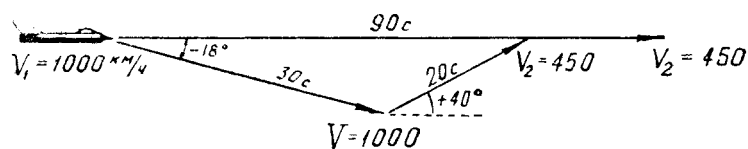


Рис. 7.33: Маневр «волна вниз» для сокращения времени торможения

Но низкое начальное аэродинамическое качество ($k_1 = 3,1$) можно сохранить дольше при крутом снижении на постоянной скорости 1000 км/ч. Потеряв таким путем за 30 с около 2700 м высоты, можно затем за 20 с выполнить горку до исходной высоты H_1 с торможением от 1000 до 450 км/ч. Итак, весь маневр «по волне вниз» займет около 50 с, т. е. на 40 с меньше, чем при торможении в горизонтальном полете

(все цифры — частный пример).

Торможение можно выполнить еще быстрее, чем «по волне вниз». Если не задано направление полета, то наиболее быстрое торможение можно получить при создании перегрузки, так как индуктивное сопротивление увеличивается пропорционально n_y^2 . Например, при выполнении горизонтального разворота без тяги с наибольшей располагаемой перегрузкой уменьшение скорости от 1000 до 450 км/ч можно получить за 12–16 с (частный пример для самолета с Δ -крылом);

§4. Переворот

1. **Переворот** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 180° с последующим движением по нисходящей траектории в вертикальной плоскости и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу.

Переворот может выполняться в самых различных условиях и самыми различными способами: при работе двигателя на малом газе, на максимале или форсаже; с выпущенными или убранными тормозными щитками; на средних, больших или стратосферных высотах; на эволютивной или сверхзвуковой скорости; со сравнительно небольшой или, наоборот, с максимальной располагаемой перегрузкой и т. д.

2. **Перечислим основные случаи возможного применения переворота при боевом маневрировании:**

— атака наземной цели;
— атака воздушного противника, летящего с принижением на встречном курсе;
— уход от атаки истребителя противника. На средних высотах ($H = 2-3$ км) этот маневр эффективен при наличии преимущества по располагаемой перегрузке $n_{yр}$, когда противник, также выполнив последовательно переворот, «провалится» затем на меньшую высоту с вероятным столкновением с землей. На больших высотах для отрыва от противника переворот можно выполнить как при наличии преимущества по $n_{yр}$ (противник при последовательном выполнении переворота «провалится» и окажется ниже и впереди), так и при наличии преимущества по $n_{xр}$. В последнем случае мы быстрее наберем скорость, оторвемся от противника и окажемся далеко впереди него;

— уход от ЗУР (или от других зенитных средств). Следует, однако, заметить, что здесь *импровизация недопустима*. Любой противозенитный маневр, в том числе и переворот, должен быть заранее просчитан и прорепетирован. Выполняется такой маневр только в соответствии с утвержденными рекомендациями. При маневрировании опытный летчик удовлетворительно оценивает изменение относительного положения своего самолета и самолета противника и принимает в основном правильные решения. Но оценить быстрое относительное перемещение ракеты (резко отличающейся по своим характеристикам от самолета) и выработать правильное решение летчик не в состоянии. Он должен иметь уже готовый набор стандартных противозенитных маневров на случай встречи с основными видами зенитного оружия противника или выполнять противозенитный маневр по «рекомендации» бортовой ЭВМ.

3. **Теория переворота.** Переворот начинается с выполнения первой половины бочки, которая была разобрана в § 7.2. Здесь же рассмотрим только ту часть переворота, которая следует за полубочкой. На рис. 7.34 изображена *схема сил*, действующих на самолет в двух точках траектории. Исходя из этой схемы, *уравнения движения центра тяжести самолета* будут выглядеть следующим образом:

$$1) m \frac{dV}{dt} = P - Q - G \sin \Theta \text{ или } \frac{dV}{dt} = g(n_x - \sin \Theta);$$

$$2) mV \frac{d\Theta}{dt} = Y - G \cos \Theta \text{ или } \frac{d\Theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_y - \cos \Theta).$$

Заметим, что в процессе переворота *угол наклона траектории* Θ изменяется от 180° до 360° , поэтому $\sin \Theta$ изменяется в пределах $0 \div -1 \div 0$ (сила тяжести все время действует в сторону увеличения скорости), а $\cos \Theta$ — в пределах $-1 \div 0 \div +1$ (сила тяжести сначала помогает, а затем препятствует искривлению траектории).

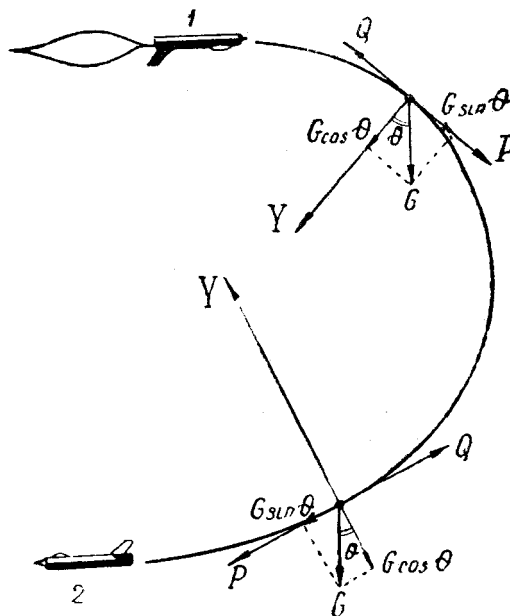


Рис. 7.34: Схема сил, действующих на самолет при перевороте

Кроме искомым неизвестных V и Θ в уравнения входят еще n_x и n_y . Нормальная перегрузка n_y зависит от способа пилотирования, т. е. этой перегрузкой нужно задаться в виде функций $n_y(t)$ или $n_y(\Theta)$.

Продольная перегрузка n_x вычисляется по ранее приведенным формулам в соответствии с P, V, H, n_y .

Расчет переворота с любой желаемой точностью можно выполнить методами численного интегрирования уравнений движения. *Приближенный расчет переворота* можно произвести по средним значениям скорости, перегрузки и угла наклона траектории.

Средний радиус траектории переворота

$$r_{\text{cp}} = \frac{V_{\text{cp}}^2}{g n_{y \text{ cp}}}. \quad (7.14)$$

Потеря высоты на перевороте

$$-\Delta H = 2 r_{\text{cp}} = \frac{2 V_{\text{cp}}^2}{g n_{y \text{ cp}}}. \quad (7.15)$$

Время выполнения переворота

$$t = \frac{\pi r_{\text{cp}}}{V_{\text{cp}}} = \frac{\pi V_{\text{cp}}}{g n_{y \text{ cp}}}. \quad (7.16)$$

Затруднения здесь связаны с вычислением конечной скорости V_2 , что необходимо для определения средней скорости V_{cp} .

Для вычисления V_2 удобно применить энергетический метод. Если в процессе переворота тяга примерно равна лобовому сопротивлению самолета, т. е. $n_{x\text{cp}} \simeq 0$, то прирост энергетической высоты самолета $\Delta H_3 = 0$, откуда следует

$$V_2 = \sqrt{V_1^2 - 2g \Delta H}. \quad (7.17)$$

Если же в процессе переворота $P \neq Q$ и $n_x \neq 0$, то прирост энергетической высоты будет равен произведению средней продольной перегрузки на пройденный путь

$$\Delta H_3 = n_{x\text{cp}} \pi r_{\text{cp}}, \quad (7.18)$$

а скорость в конце переворота определяется по формуле

$$V_2 = \sqrt{V_1^2 + 2g(\Delta H_3 - \Delta H)}. \quad (7.19)$$

Если эта вычисленная скорость V_2 будет сильно отличаться от предварительно взятой наугад конечной скорости (что требовалось для нахождения r_{cp}), то расчет следует повторить снова.

4. Диапазон высот и скоростей безопасного ввода самолета в переворот. Безопасная высота ввода H_1 должна включать в себя минимальную потерю высоты на перевороте $-\Delta H$ и некоторый запас высоты H_2 на выводе, равный примерно 600–800 м. Если посмотреть на формулу (7.15), по которой определяется $-\Delta H$, то может показаться, что с увеличением средней скорости (и скорости ввода V_1) потеря высоты на перевороте должна резко возрастать. Но это не совсем так. Дело в том, что и сама перегрузка, которую можно создать на перевороте, пропорциональна квадрату скорости

$$n_{y\text{cp}} = \frac{C_{y\text{cp}} S \rho_{\text{cp}} V_{\text{cp}}^2}{2G}.$$

С учетом этого потеря высоты на перевороте равна

$$-\Delta H = \frac{4G}{g C_{y\text{cp}} S \rho_{\text{cp}}}. \quad (7.20)$$

Таким образом, потеря высоты на перевороте и безопасная высота ввода зависят не от скорости ($a-b$ на рис. 7.35), а от удельной нагрузки на крыло и коэффициента подъемной силы данного самолета.

Пример. Дано: самолет МиГ-21, $G/S = 3500 \text{ Н/м}^2$ ($m/S \simeq 350 \text{ кг/м}^2$), $C_{y\text{cp}} = 0,9$ (при $\alpha \simeq 20^\circ$), $\rho_{\text{cp}} = 1,0 \text{ кг/м}^3$ (при $H_{\text{cp}} = 1400 \text{ м}$).

Решение. Вычисляем: $-\Delta H = 1600 \text{ м}$, откуда $H_1 = 2200 \text{ м}$, и $H_2 = 600 \text{ м}$. Такие параметры переворота достижимы только на режиме сильной тряски. Однако, пользуясь указателем углов атаки, можно сравнительно безопасно пилотировать и на этих, и на еще больших углах.

Итак, по мере увеличения начальной и средней скорости увеличивается и перегрузка n_y , а потеря высоты $-\Delta H$ остается постоянной. Но на какой-то скорости ввода (точка b на рис. 7.35) перегрузка достигает предела по прочности самолета; в случае же дальнейшего увеличения скорости ввода получим $n_y = \text{const} = n_{y\text{макс}}^3$ и потеря высоты будет увеличиваться примерно пропорционально V_{cp}^2 (линия $b-v$ на рис. 7.35)

$$-\Delta H = 2 V_{\text{cp}}^2 g n_{y\text{макс}}^3.$$

При $M_1 > 1$ (за точкой v) эксплуатационная перегрузка уже не достигается даже при полном взятии ручки на себя. Безопасная высота ввода в переворот начинает

быстро возрастает (линия $v-z$), и функция $H_1(V_1)$ приближается к вертикали; а это практически означает, что, начиная с некоторой скорости (соответствующей точке z , вводить самолет в переворот нельзя ни на какой высоте. Это объясняется лавинообразным нарастанием взаимного влияния высоты и располагаемой перегрузки: растет V_1 — растет H_1 — падает $n_{yр}$ — еще больше растет H_1 — еще больше падает $n_{yр}$ и т. д. Кроме того, на увеличение H_1 здесь может влиять и близость границы по $q_{доп}$, которую в ходе маневра пересекать нельзя.

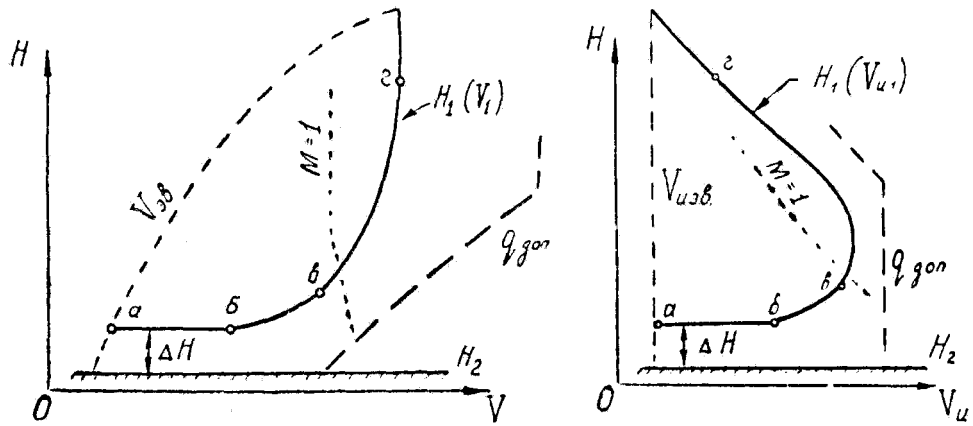


Рис. 7.35: Область высот и скоростей безопасного ввода в переворот (справа — тот же график, но построенный по индикаторной скорости)

На рис. 7.36 показаны безопасные границы ввода в переворот двух самолетов; причем располагаемая перегрузка у самолета «А» на 20% больше, чем у самолета «Б». Самолет «А» в этих условиях может при числе $M_1 = 1,6$ безопасно начать переворот на высоте $H_1 = 8$ км, в то время как самолет «Б» вводить в переворот нельзя, так как это приведет к столкновению его с землей.

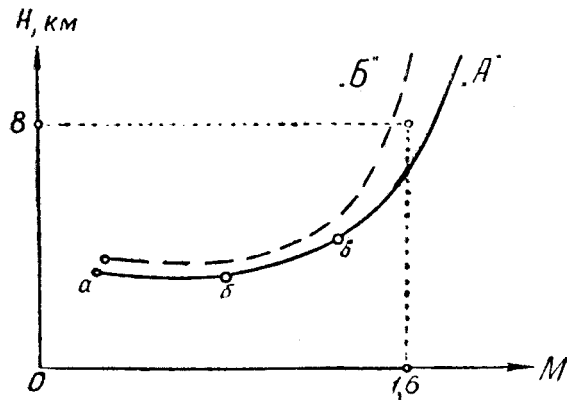


Рис. 7.36: Пример сравнения двух самолетов по возможностям безопасного ввода в переворот

5. **На больших скоростях**, на которых достижима $n_{y\max}^э$, высота безопасного ввода самолета в переворот в очень большой степени зависит от средней скорости и, следовательно, от конечной скорости V_2 . Величина последней связана с темпом нарастания или убывания скорости, т. е. с величинами *разгоняющей силы* $P - G \sin \Theta$ и *тормозящей силы* Q .

На рис. 7.37, в качестве примера, показаны: безволновое лобовое сопротивление самолета Q при различных перегрузках n_y и углах атаки α , а также средняя разго-

няющая сила при работе двигателя на малом газе, максимале и форсаже (заметим, что на перевороте $-G(\sin \Theta)_{\text{ср}} = G \frac{2}{\pi} = 0,64 G$). Проанализируем этот график:

— при выполнении переворота без тяги на любой скорости свыше 450 км/ч тормозящую силу Q можно сделать больше разгоняющей силы $0,64 G$, если создать перегрузку $n_y = 3 - 5$. Следовательно, при достаточной перегрузке такой переворот можно выполнять не только без увеличения скорости ($V_2 = V_1$), но и с интенсивным торможением ($V_2 < V_1$). Границы $H_1(V_1)$ пройдут при этом примерно как на рис. 7.35;

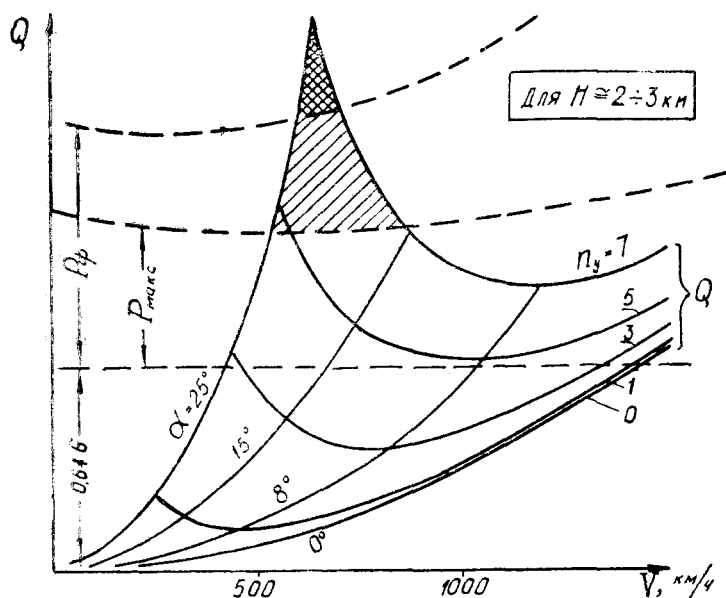


Рис. 7.37: Лобовое сопротивление самолета при различных перегрузках и углах атаки (сплошные линии) и ускоряющая сила (пунктир)

— при выполнении переворота на максимале тормозящая сила Q может быть больше разгоняющей силы $P_{\text{макс}} + 0,64 G$ лишь в диапазоне 550–850 км/ч при перегрузке $n_y = 5 - 7$ (в данном примере). Только в этом диапазоне возможно удержать самолет от быстрого нарастания скорости. Если переворот начать на $V_1 < 550$ км/ч, то скорость по траектории сначала будет возрастать. Но, достигнув указанного выше диапазона, летчик может создать большую перегрузку и предотвратить дальнейшее нарастание скорости. Таким образом, ввод в переворот на сравнительно малой скорости (в нашем примере до 850 км/ч) с работающим на максимале двигателем не сказывается на величине безопасной высоты ввода, если сравнить с переворотом, выполняемым без тяги. Если же начать переворот на $V_1 > 850$ км/ч, то скорость на траектории будет интенсивно возрастать при любой перегрузке. Это сразу приводит к сокращению безопасного диапазона высот и скоростей ввода в переворот (по сравнению с переворотом, выполняемым без тяги) за счет смещения границы $H_1(V_1)$ влево, т. е. на меньшие скорости (рис. 7.38). Заметим, что фактические границы имеют округлую форму (как на рис. 7.35), но для облегчения запоминания их заменяют некоторыми линиями, совпадающими с $M = \text{const}$, $V = \text{const}$ или $V_{\text{и}} = \text{const}$;

— при выполнении переворота с форсажной тягой тормозящая сила Q может быть немного больше разгоняющей силы $P_{\text{ф}} + 0,64 G$ только на скорости около 650 км/ч и только при $n_y = 7$. Следовательно, ввод в переворот с форсажной тягой возможен только на $V_1 < 650$ км/ч (в нашем примере). Но здесь нет гарантии, что летчик выдержит перегрузку $n_y = 7$ и не уменьшит ее, поэтому безопасную

высоту ввода в поворот увеличивают (рис. 7.38). При вводе в поворот с форсажной тягой на $V_1 > 650 \text{ км/ч}$ скорость самолета возрастает исключительно быстро (до $+40 \text{ км/ч}$ за секунду), что приводит к катастрофической потере высоты. Итак, *ввод в поворот с форсажем возможен только в весьма ограниченном диапазоне высот и скоростей*. Выполнение такого поворота можно разрешить наиболее опытным летчикам, освоившим пилотаж на больших перегрузках, близких к максимальной эксплуатационной.

Выпуск тормозных щитков влияет на параметры поворота и на диапазон безопасного ввода лишь в районе больших скоростей, так как щитки существенно увеличивают (примерно в 2 раза) только безындуктивную часть сопротивления самолета, поэтому при выполнении поворота на максимале или форсаже (с вводом в разрешенном диапазоне V_1 и H_1) выпуск тормозных щитков на параметрах фигуры почти не сказывается. Наоборот, при вводе в поворот на больших скоростях (естественно, с тягой малого газа) тормозные щитки существенно уменьшают среднюю скорость на траектории и потерю высоты.

6. Рассмотрим вопрос о **влиянии веса самолета на потерю высоты на повороте** при заданной скорости ввода (имеется в виду один и тот же самолет, но $G_2 > G_1$).

Если и при G_1 и при G_2 поворот выполняется с одним и тем же углом атаки ($\alpha_1 = \alpha_2$) и, следовательно, с одной и той же подъемной силой ($Y_1 = Y_2$), то перегрузка $n_y = \frac{Y}{G}$ при увеличении веса самолета будет уменьшаться. А при меньшей перегрузке будут больше радиус поворота и потеря высоты. Итак, при $\alpha_1 = \alpha_2$ *увеличение веса самолета приводит к увеличению потери высоты на повороте*.

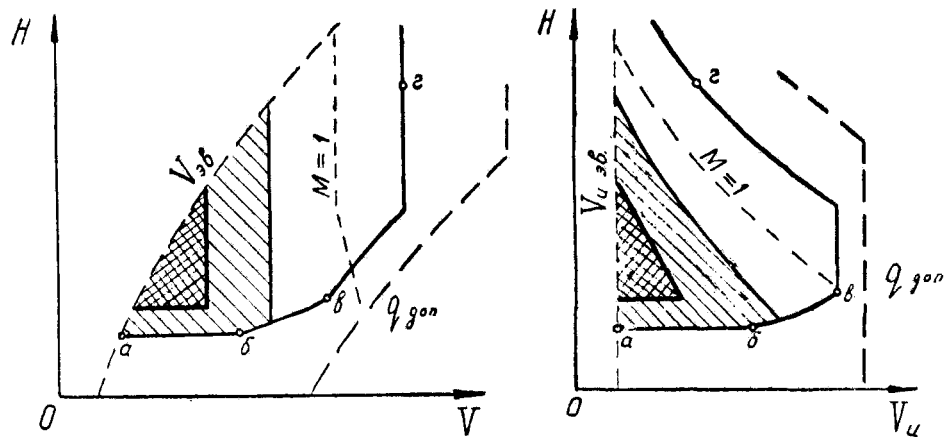


Рис. 7.38. Области безопасного ввода в поворот при работе двигателя на малом газе ($a-b-g-z$), на максимале (косая штриховка), на форсаже (штриховка в клеточку)

Рис. 7.38: Области безопасного ввода в поворот при работе двигателя на малом газе ($a-b-g-z$), на максимале (косая штриховка), на форсаже (штриховка в клеточку)

Если и при G_1 и при G_2 выполнять поворот с одной и той же перегрузкой ($n_{y1} = n_{y2}$), то радиус и потеря высоты будут пропорциональны квадрату средней скорости. Различие средних скоростей при G_1 и G_2 будет определяться различием ускорений $dV/dt = g(n_x - \sin \Theta)$, т. е. различием продольных перегрузок n_x (слагаемое $-g \sin \Theta$ влияет на скорость одинаково при любом весе).

Раскроем содержание продольной перегрузки

$$n_x = \frac{1}{G} (P - Q) = \frac{P - Q_0}{G} - \frac{A n_y^2 G}{S q}$$

При выполнении переворота возможны следующие варианты:

1) $P > Q_0$; в этом случае *увеличение веса G* приводит к уменьшению n_x (например, n_x изменяется от $+0,20$ до $+0,15$ или от $-0,05$ до $-0,10$), к уменьшению средней скорости, к *уменьшению радиуса и потери высоты* на перевороте.

2) $Q_0 > P$ и $(Q_0 - P) < Q_{и}$; в этом случае *увеличение веса G* приводит к уменьшению n_x (например, от $-0,15$ до $-0,25$), к уменьшению средней скорости, к *уменьшению радиуса и потери высоты* на перевороте.

3) $Q_0 > P$ и $(Q_0 - P) > Q_{и}$; в этом случае *увеличение веса G* приводит к увеличению n_x (например, от $-0,30$ до $-0,25$), к увеличению средней скорости, к *увеличению радиуса и потери высоты* на перевороте.

4) При $P = 0$ и $Q_0 < Q_{и}$, т. е. при выполнении переворота на углах атаки больше наивыгоднейшего, *увеличение веса G* приводит к *уменьшению радиуса и потери высоты* (см. вариант 2).

5) При $P = 0$ и $Q_0 > Q_{и}$, т. е. при выполнении переворота на углах атаки меньше наивыгоднейшего, *увеличение веса G* приводит к *увеличению радиуса и потери высоты* (см. вариант 3).

7. Техника пилотирования. Будем считать, что летчик уже проделал все необходимые действия, предшествующие непосредственному выполнению фигуры (осмотрел воздушное пространство, проверил скорость, высоту и т. д.).

Ввод в переворот начинается с выполнения *полубочки*. Из гл. VIII, § 2 известно, что бочку (и полубочку) можно выполнить разнообразными способами, с различными перегрузками n_y и скоростями вращения ω_x . Величина перегрузки n_y регулируется соответствующим отклонением ручки на себя, а скорость вращения ω_x — соответствующим отклонением элеронов и педалей.

Из рис. 7.21,б видно, что к концу полубочки самолет уклоняется от исходного направления полета на угол, равный 2φ , где $\operatorname{tg} \varphi = -\frac{g n_y}{V \omega_x}$ (формула 7.9). Например, при выполнении полубочки, на истинной воздушной скорости $V = 540 \text{ км/ч}$ (150 м/с), с угловой скоростью $\omega_x = 0,8 \text{ рад/с}$ и перегрузкой $n_y = 2$ получим $\operatorname{tg} \varphi = 0,163$, откуда $\varphi = 9,25^\circ$ и $2\varphi = 18,5^\circ$. Именно на такой угол в данных условиях должен отклониться самолет в сторону полубочки к моменту фиксирования крена 180° . На этот же угол плоскость переворота и направление вывода должны не совпадать с линией пути перед вводом (все это — при абсолютно правильном и координированном выполнении фигуры). Физически появление угла 2φ объясняется действием подъемной силы на полубочке только в одну сторону.

Если выполняется *классический* («школьный») переворот, то по условию требуется, чтобы направление вывода совпадало с направлением, обратным вводу. Теоретически этого можно добиться только при выполнении полубочки с нулевой перегрузкой. Практически это достигается выполнением быстрой полубочки с перегрузкой, уменьшенной до $n_y = 0,5 - 0,7$, и тогда угол увода получается незначительным ($2\varphi = 3 - 5^\circ$).

В процессе полубочки ось самолета отклоняется не только в сторону, но и вниз. Последнее объясняется тем, что, во-первых, под действием силы тяжести сам вектор скорости склоняется вниз на угол $-\Delta\Theta = \frac{g t}{V}$ и, во-вторых, продольная ось самолета отклонена относительно вектора скорости на угол атаки α сначала вверх, а затем вниз (рис. 7.39).

Итак, к концу полубочки угол тангажа самолета уменьшается на величину $-\Delta\vartheta = -\Delta\Theta + 2\alpha$. Например, при $t = 4 \text{ с}$, $V = 540 \text{ км/ч}$ (150 м/с), $\alpha = 6^\circ$ ($0,1 \text{ рад}$) получим $-\Delta\vartheta = 0,46 \text{ рад} = 26^\circ$.

Следовательно, при вводе самолета в полубочку с горизонтального полета крен 180° будет достигаться при значительных отрицательных углах тангажа. Линия есте-

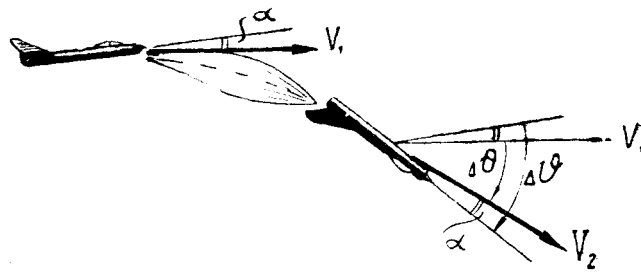


Рис. 7.39: Изменение угла тангажа на полубочке (вид сбоку)

ственного горизонта при этом впереди не просматривается, и летчику трудно без АГД зафиксировать самолет в перевернутом положении, а затем продолжить поворот без крена и вращения вокруг продольной оси самолета. Чтобы упростить пилотирование, перед вводом в полубочку рекомендуется предварительно создать *угол кабрирования* $15\text{--}20^\circ$. В этом случае к концу полубочки нос самолета ложится как раз на горизонт и летчик легко определяет положение самолета в пространстве перед началом второй части фигуры.

Однако *при боевом маневрировании* начинать поворот такой полубочкой ни в коем случае нельзя, так как при этом создаются самые благоприятные условия для противника, если он находится в задней полусфере (рис. 7.40,а). В боевой обстановке быструю полубочку следует начинать *без предварительного кабрирования* энергичным отклонением ручки и педалей в сторону полубочки и с энергичным увеличением перегрузки после прохода крена 90° . К моменту окончания полубочки перегрузка должна быть такой, какая требуется в начале движения по нисходящей траектории на данной скорости и высоте ввода.

При выполнении классического переворота перегрузка создается только после окончания полубочки и некоторой фиксации самолета в перевернутом положении.

8. Манера пилотирования после полубочки примерно одинаковая и при классическом и при боевом перевороте. Однако *учебный переворот* часто выполняется с уменьшением оборотов (вплоть до оборотов малого газа), что является гарантией от чрезмерного увеличения скорости при неумелом пилотировании.

В боевой обстановке почти весь переворот рекомендуется выполнять на максимальной тяге, выключая форсаж после полубочки и включая его на выводе из пикирования (при $\Theta = -40 \div 45^\circ$), что позволяет при необходимости сразу же переходить к энергичному восходящему маневру. Если форсаж не выключать, то прирост скорости по сравнению с предыдущим случаем получается незначительным, но пилотирование будет затруднено, так как летчик для предотвращения чрезмерного разгона скорости и потери высоты вынужден будет создавать очень большую перегрузку. Кроме того, безопасный диапазон ввода в переворот с форсажем довольно узок (рис. 7.83), а летчик в воздушном бою не всегда может проследить, находится ли самолет перед вводом в этом диапазоне. Ведя бой на малых и средних высотах, следует помнить и о расходе топлива, который на форсаже в 4–6 раз больше, чем на максимуме. Только на одном перевороте, выключая форсаж, можно сэкономить 60–80 кг топлива, на котором можно выполнить еще одну фигуру или пролететь по прямой 40–60 км.

9. Характер и параметры фигуры после полубочки полностью зависят от закона изменения перегрузки по углу наклона траектории. Если требуется *потерять как можно меньше высоты*, то по всей траектории следует выдерживать располагаемую перегрузку $n_{yр}$, т. е. пилотировать на допустимом до углу атаки режиме, руководствуясь показаниями широкой стрелки КУС и акселерометра, а также собственными ощущениями. При наличии указателя углов атаки пилотирование на гра-

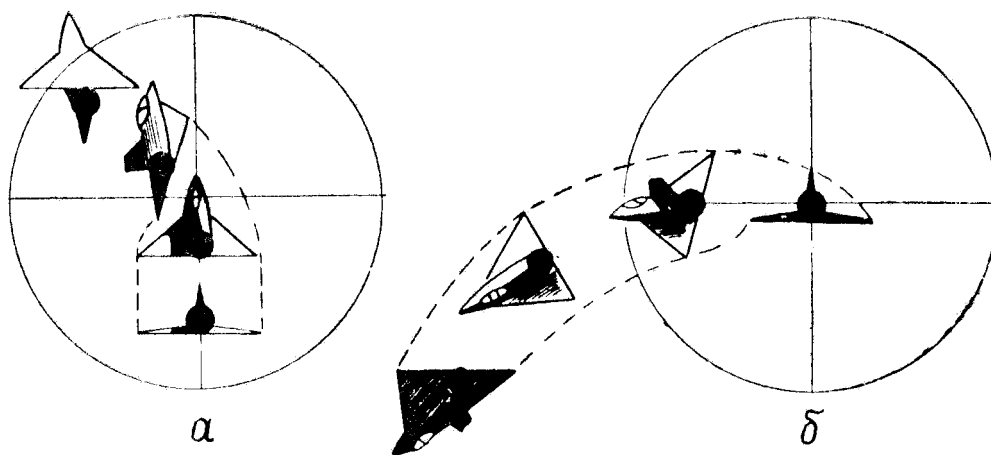


Рис. 7.40: Вид сзади (через прицел) на самолет, выполняющий полубочку: *а* — с предварительным кабрированием; *б* — без предварительного кабрирования

нице допустимого режима чрезвычайно облегчается: устанавливается заданный угол атаки и выдерживается в процессе переворота вплоть до момента достижения максимальной эксплуатационной перегрузки. При этом, как уже отмечалось, величина тяги (если не включать форсаж) и положение тормозных щитков на потерю высоты почти не влияют.

Переворот *в минимальное время* выполняется так же, как и переворот с минимальной потерей высоты, т. е. на располагаемой перегрузке. Но увеличение тяги и уборка тормозных щитков приводят здесь к заметному сокращению времени выполнения переворота вследствие роста средней скорости на траектории, форма и длина которой при этом почти не изменяются.

Во всех случаях после выполнения полубочки следует без паузы сразу же создавать необходимую перегрузку. Это самый решающий момент на перевороте. При запаздывании с созданием перегрузки самолет при малом лобовом сопротивлении быстро набирает скорость, что приводит к возрастанию радиуса траектории; это, в свою очередь, приводит к дальнейшему росту скорости и т. д. Таким образом, происходит лавинообразное нарастание взаимно влияющих друг на друга скорости и радиуса.

На рис. 7.41 приведен пример различной манеры выполнения переворота на самолете с треугольным крылом при вводе на высоте 8 км и приборной скорости 400 км/ч, обороты 85%. Если, как это видно из рисунка, сразу после полубочки создать перегрузку $n_y = 2,5$ (угол атаки при этом составляет примерно $\frac{3}{4}$ от (критического)), то переворот можно закончить на высоте 6 км при достаточно легких условиях пилотирования на выводе из пикирования. Если же после полубочки немного пройти с перегрузкой $n_y = 1,5$, то в дальнейшем даже значительное увеличение перегрузки на выводе из пикирования (до $n_y = 4,5 - 5,0$) не может исправить положение и вывод из переворота произойдет на высоте 4,5 км.

К еще более разительным результатам приводит опоздание с созданием перегрузки при выполнении переворота на максимале или форсаже или при вводе на повышенной (но разрешенной) скорости. В этом случае нарастание скорости и радиуса происходит столь стремительно, что возникает реальная угроза столкновения с землей или выхода за границу по прочности самолета. Летчик должен здесь немедленно задресселировать двигатель, выпустить тормозные щитки и продолжать вывод из пикирования с наибольшей возможной перегрузкой (по углу атаки или по прочности самолета), не допуская перетягивания ручки и сваливания в штопор.

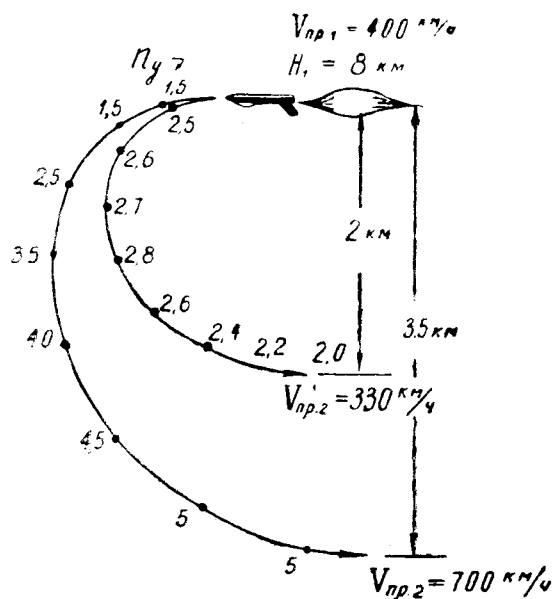


Рис. 7.41: Зависимость траектории переворота от закона изменения перегрузки

При правильном выполнении фигуры, т. е. при своевременном создании достаточной перегрузки и дальнейшем энергичном выполнении переворота, скорость по высоте на практике изменяется примерно так, как это показано на рис. 7.42:

— при вводе в переворот на $M_1 < 1$ скорость ввода на потерю высоты влияет мало. При вводе на $M_1 > 1$ увеличение скорости ввода приводит к увеличению потери высоты;

— при вводе в переворот на $M_1 < 1$ величина тяги на потерю высоты влияет мало, но изменяет скорость на выводе. При вводе на $M_1 > 1$ увеличение тяги до максимала приводит к возрастанию потери высоты и к выходу за границу по допустимому скоростному напору;

— на средних высотах возможно выполнение переворота даже с уменьшением приборной скорости. На больших и стратосферных высотах приборная скорость на перевороте увеличивается, хотя истинная воздушная скорость остается примерно постоянной;

— при вводе в переворот на стратосферных высотах увеличение высоты ввода не приводит к увеличению высоты вывода. Вывод из переворота невозможно осуществить выше 8–9 км, даже при вводе на любой, как угодно большой, высоте.

10. Характерные ошибки и отклонения на перевороте:

а) *Отклонение* — выход из фигуры не в заданном направлении. *Ошибки* — выполнение полубочки с большой перегрузкой или за время более 3–4 с; выполнение фигуры после полубочки с креном или с вращением вокруг продольной оси самолета. *Причины* — слабая теоретическая подготовка, недоученность, неправильное переключение внимания. *Исправление отклонения в полете* — исправлять не надо; следует убрать крен и выводить из фигуры в том направлении, в котором получится. *Предупреждение ошибки* — теоретические занятия, контрольные полеты.

б) *Отклонение* — выход из переворота с большой потерей высоты, чрезмерным ростом скорости и перегрузки. *Ошибки* — опаздывание с созданием перегрузки после полубочки, или недостаточная величина перегрузки в первой половине переворота, или вращение вокруг продольной оси самолета.

При недостаточной перегрузке в начале переворота самолет быстро набирает скорость, и в дальнейшем положение можно частично спасти только созданием на вы-

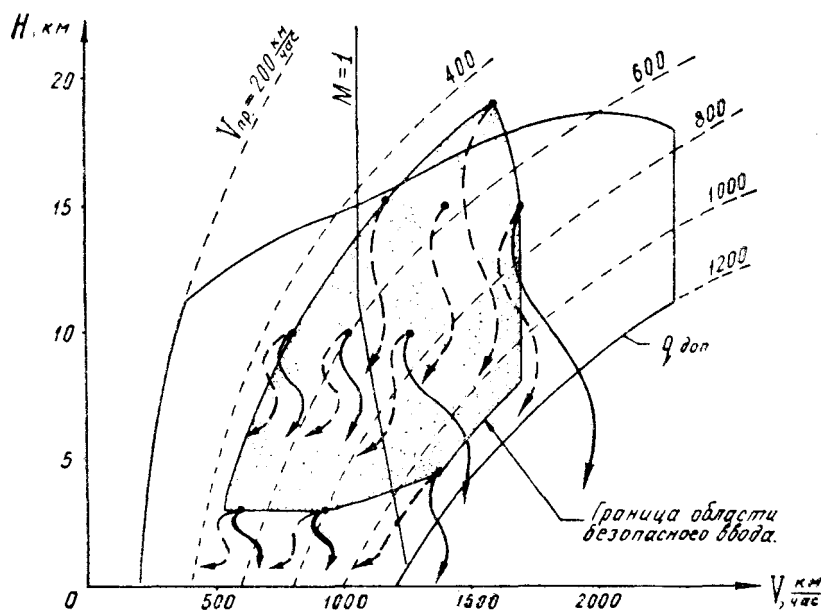


Рис. 7.42: Примеры изменения скорости по высоте на переворотах, выполняемых на максимале (сплошные стрелки) и при частичном дросселировании тяги (пунктирные стрелки)

воде из пикирования перегрузки $n_y = 7 - 8$.

Самое незначительное вращение вокруг продольной оси в сторону увеличения крена (именно — вращение, а не крен!) приводит к тому, что самолет выводится из пикирования как бы в разных направлениях и траектория вывода приобретает некоторую спиральность. Практически даже при $\omega_x \approx 0,3\omega_y$ вывод из пикирования заметно задерживается, хотя спиральность траектории при ε

Положение усугубляется еще и тем, что на спирали у неопытного летчика создается полная иллюзия нормального выхода из пикирования, так как перегрузка велика, земля в переднем стекле фонаря «нормально» набегает сверху-вниз и кажется, что вот-вот появится линия горизонта (АГД при углах пикирования, близких к -90° , крена и вращения не показывает).

Для старых самолетов проблемы затягивания в спираль при выводе из пикирования не существовало по двум причинам. Во-первых, была велика угловая скорость вывода из пикирования ω_z (до $20 - 25^\circ$ в секунду) и сравнительно малая ω_x повлиять на траекторию вывода не успевала. Во-вторых, на старых самолетах вывод из пикирования занимал по высоте несколько сотен метров и увеличение этой цифры даже, например, в полтора раза непоправимым отклонением не было.

Для современных самолетов ω_z на выводе из пикирования мала (до 10° в секунду), поэтому малая ω_x ($3 - 5^\circ$ в секунду) уже сопоставима с ω_z и приводит к растягиванию вывода по высоте и времени. Кроме того, увеличение диаметра переворота, например, с 3 до 4,5 км неравнозначно увеличению того же диаметра для

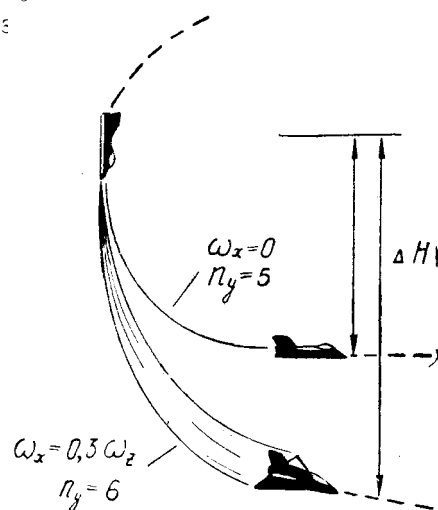


Рис. 7.43: Влияние вращения самолета вокруг продольной оси на вывод из пикирования

старых самолетов с 0,5 до 0,75 км. Здесь вмешивается энергетическое превращение лишней высоты в скорость, скорости в радиус и т. д.

в) *Отклонение* — покачивание самолета с крыла на крыло или сваливание в штопор. *Ошибка* — перетягивание ручки, т. е. превышение допустимого угла атаки и создание перегрузки, не соответствующей приборной скорости полета. *Причины* — летчик не следит за УУА, а при его отсутствии не умеет по внешним признакам определять момент выхода самолета на предельные режимы; не знает элементарного соответствия между допустимой перегрузкой и приборной скоростью; не учитывает возможного явления «подхвата» при обратном переходе через скорость звука. *Причинами* выхода на большие углы атаки могут быть также отказы в системе управления, например, переход АРУ на большое плечо при большой приборной скорости.

Перетягивание ручки особенно опасно на малой высоте, а именно в этом случае неопытный летчик и стремится перетянуть ручку — «чтобы не столкнуться с землей». Если уж летчик решил выполнять какую-то фигуру с выводом из пикирования на предельно малой высоте, то нужно спокойно создать перегрузку, близкую к располагаемой, и ждать выхода самолета из пикирования, не делая попыток дополнительно увеличить угол атаки. Как показывает летная практика, в подобной критической ситуации *причиной* летного происшествия гораздо чаще является не недостаток высоты для вывода из пикирования, а сваливание в штопор из-за слабой выдержки летчика.

11. Меры безопасности при выполнении переворота состоят в выдерживании разрешенных условий ввода по скорости, высоте и режиму работы двигателя. Особенно важно учесть превышение рельефа местности над аэродромом вылета.

Выполняя переворот, не следует допускать чрезмерного увеличения скорости в начале фигуры, вращения самолета вокруг продольной оси, перетягивания ручки при выводе из пикирования.

Анализ переворота по данным приборов объективного контроля должен включать: соответствие скорости и высоты ввода заданию или безопасной области, определение скорости и высоты вывода, отсутствие превышения допустимых значений перегрузки, угла атаки или приборной скорости. Если переворот выполнен с отклонениями, то следует установить ошибку летчика, которая привела к отклонениям.

§5. Полупетля и петля Нестерова

1. Петля Нестерова — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает в вертикальной плоскости замкнутую кривую, расположенную выше точки ввода.

Полупетля — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает восходящую часть петли Нестерова с последующим поворотом относительно продольной оси на 180° и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу.

Эти фигуры могут выполняться в различных вариантах и сочетаниях, наиболее известными из которых являются: косая петля и полупетля, полуторная петля, двойная полупетля, отрицательные петля и полупетля (выполняемые в перевернутом полете на отрицательных перегрузках) и т. д. Однако все эти фигуры, за исключением косой петли и полупетли, являются фигурами высшего пилотажа и выполняются только в спортивных целях. В данном параграфе рассмотрим обычную полупетлю и петлю Нестерова.

Петля или «мертвая петля», как ее вначале называли, была впервые выполнена в 1913 г. русским летчиком П. И. Нестеровым. Это событие имело принципиальное значение и положило начало «фигурному летанию».

2. **В воздушном бою** современных сверхзвуковых истребителей или истребителей-бомбардировщиков петля в чистом виде почти не встречается. Зато полупетли и косые петли являются одними из самых распространенных маневров.

Полупетля может применяться в следующих случаях:

- при атаке воздушного противника, идущего с превышением на встречном курсе;
- при выходе из-под атаки воздушного противника при наличии преимущества в скорости или в маневренности;
- при атаке наземной цели с предельно малых высот.

3. **Теория петли и полупетли.** Вторая половина петли Нестерова напоминает поворот после полубочки, поэтому здесь основное внимание уделим первой половине петли и полупетле.

На рис. 7.44 изображена *схема сил*, действующих на самолет в некоторых точках траектории на полупетле. *Движение центра тяжести самолета* описывается при этом уже известными нам *уравнениями*:

$$1) m \frac{dV}{dt} = P - Q - G \sin \Theta \text{ или } \frac{dV}{dt} = g (n_x - \sin \Theta);$$

$$2) mV \frac{d\Theta}{dt} = Y - G \cos \Theta \text{ или } \frac{d\Theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_y - \cos \Theta).$$

Заметим, что на полупетле *угол наклона траектории* Θ изменяется от 0 до $+180^\circ$ (до полубочки), поэтому $\sin \Theta$ изменяется в пределах $0 \div +1 \div 0$ (сила тяжести все время действует в сторону уменьшения скорости), а $\cos \Theta$ — в пределах $+1 \div 0 \div -1$ (сила тяжести сначала мешает подъемной силе искривлять траекторию, а затем действует в сторону искривления траектории).

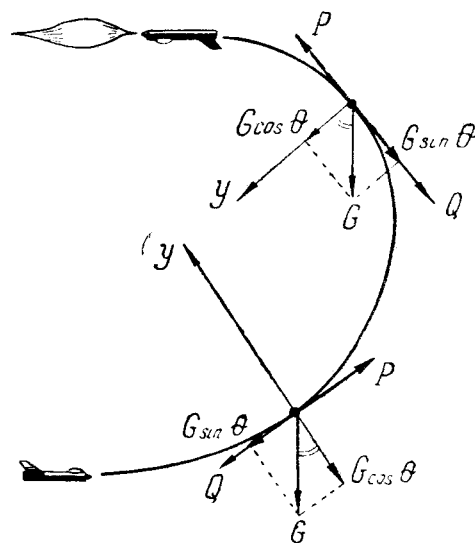


Рис. 7.44: Схема сил, действующих на самолет на полупетле

Кроме искомых неизвестных V и Θ в уравнения входят n_x и n_y . *Нормальная перегрузка* n_y задается в виде функции от времени t или угла Θ . *Продольная перегрузка* n_x находится по текущим значениям тяги, скорости, высоты и перегрузки n_y .

Теоретический *расчет полупетли* или *практическое выполнение* этой фигуры в воздухе возможны только в том случае, если задана или известна *манера пилотирования*, т. е. закон изменения перегрузки n_y по времени t или по углу Θ .

4. В связи с этим можно поставить следующие вариационные задачи:
- при заданных начальных условиях ввода найти закон-изменения n_y , обеспечивающий на полупетле минимальную потерю скорости (индикаторной скорости, полной энергии);
 - найти закон изменения n_y , обеспечивающий при заданных условиях на вводе выполнение полупетли в минимальное время.

Решение указанных вариационных задач осложняется многочисленными ограничениями как со стороны устойчивости, управляемости и прочности конкретного самолета, так и со стороны соблюдения формы фигуры и величины конечных параметров.

5. Если не вводить ограничения минимальной скорости в верхней точке, то для выполнения полупетли в минимальное время следует в процессе всей фигуры держать располагаемую для каждого момента времени перегрузку $n_{yр}$, т. е. пилотировать на пределе по прочности или по углу атаки.

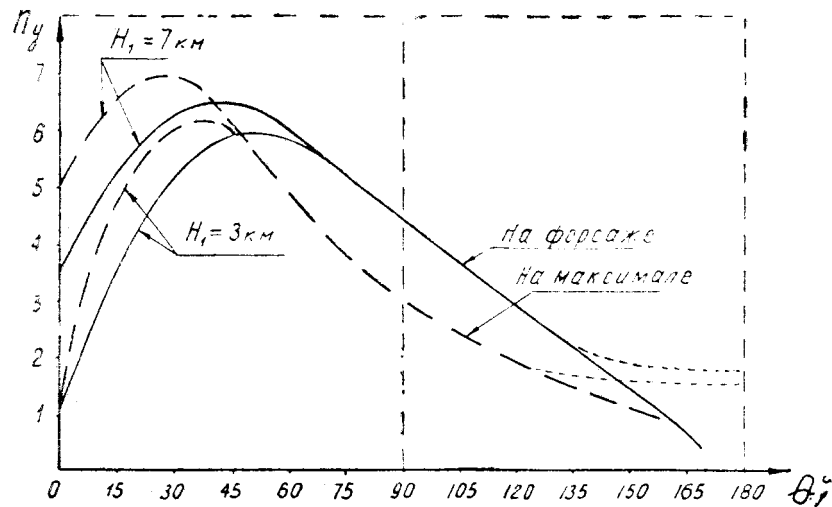


Рис. 7.45: Пример оптимального изменения перегрузки на полупетле

6. Для других условий экстремальности решение получается более сложным. Для примера на рис. 7.45 изображены оптимальные законы изменения перегрузки n_y по углу Θ , обеспечивающие выход в верхнюю точку полупетли с наибольшей истинной скоростью V при заданных условиях ввода (пример рассчитан для самолета с треугольным крылом, начальная индикаторная скорость на вводе 1000 км/ч, начальная высота на вводе 3 и 7 км).

Из графика видно, что при вводе в полупетлю на высоте 3 км (на максимале) летчик к моменту достижения угла $\Theta = 30-45^\circ$ должен быстро увеличить перегрузку до $n_y = 6$, а затем постепенно снижать ее. Для увеличения скорости в верхней точке можно было бы при углах $160-180^\circ$ уменьшить перегрузку до нуля, но выигрыш в скорости получается от этого не очень значительный, а время выполнения фигуры заметно растягивается, поэтому практически к верхней точке следует подходить с перегрузкой $n_y = 1,0-1,5$.

При выполнении петли на форсаже перегрузку нужно создавать несколько медленнее, чтобы она достигала своего наибольшего значения при угле $45-50^\circ$. В дальнейшем перегрузку необходимо держать на одну-полторы единицы больше, чем при выполнении петли на максимале.

При вводе в полупетлю на высоте 7 км перегрузку нужно создавать раньше, чтобы линию горизонта проходить с перегрузкой $n_y = 5$ (на максимале) или $n_y = 3,5$ (на форсаже), что возможно при разгоне со снижением. Наибольшая перегрузка на

максимале должна быть *увеличена* до $n_y = 7$ при угле $25 - 30^\circ$, а на форсаже — до $n_y = 6,5$ при угле $35 - 40^\circ$; после прохода угла $50 - 60^\circ$ оптимальный закон изменения перегрузки *не зависит* от высоты.

Если поставить другую задачу — *выйти в верхнюю точку петли с наибольшей индикаторной (приборной) скоростью*, то оптимальный закон $n_y(\Theta)$ до углов $\Theta = 120 - 130^\circ$ почти совпадает с законом, изображенным на рис. 7.45; но на углах $\Theta = 120 - 180^\circ$ перегрузку следует *уменьшать медленнее*, чтобы к верхней точке подойти при $n_y = 1,5 - 2$ на максимале и при $n_y = 2 - 3$ на форсаже. Самолет при этом окажется на меньшей высоте и на меньшей истинной скорости V (за счет увеличения индуктивного сопротивления), но увеличение плотности воздуха в верхней точке петли приведет здесь к некоторому увеличению индикаторной скорости $V_{и}$.

Для современного самолета с крылом малого удлинения важное значение для выхода в верхнюю точку с достаточной скоростью имеет перегрузка не только в начале полупетли, но и на углах $\Theta = 60 - 140^\circ$. На рис. 7.46 изображена примерная зависимость темпа уменьшения скорости от перегрузки на полупетле (самолет с Δ -крылом, высота ввода 3 км , индикаторная скорость ввода 1000 км/ч , максимал). Из графика видно, что в начале полупетли перегрузку можно без особого ущерба для скорости менять в довольно широких пределах. Например, при $\Theta = 15^\circ$ оптимальной перегрузкой будет $n_y = 5$, но в диапазоне $n_y = 4 - 8$ падение скорости на единицу угла поворота траектории остается почти неизменным. Поэтому, если ввод осуществляется при $n_y > 4$, то это уже хорошо и обеспечивает почти идеальное выполнение начала полупетли при заданных условиях.

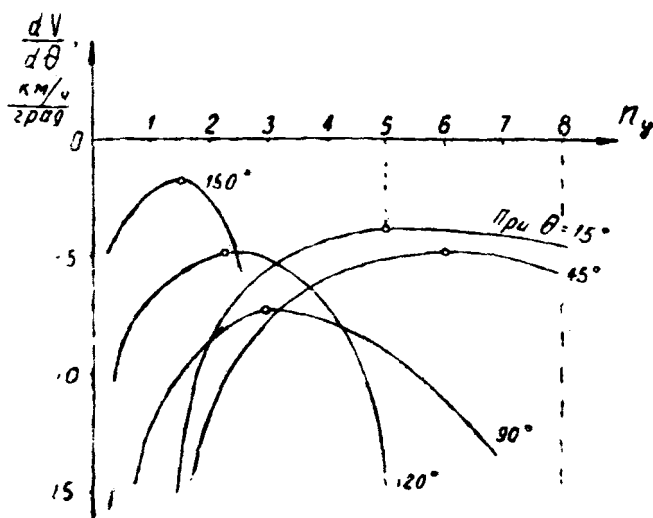


Рис. 7.46: Пример зависимости темпа уменьшения скорости от перегрузки на полупетле

Теперь обратимся к величине перегрузки при $\Theta = 120^\circ$. Оптимальной перегрузкой в этой точке петли будет $n_y = 2,2$. Отступление от этой цифры в большую или меньшую сторону уже приводит к *заметному увеличению темпа падения скорости*. Таким образом, именно здесь важно с *наибольшей точностью* выдержать оптимальное значение перегрузки. Для пилотирования достаточно наметить три-четыре контрольные точки: угол 45° — перегрузка 6, угол 90° — перегрузка 3 (на форсаже — 4,5), угол 135° — перегрузка 1,5 (на форсаже — 2,5). Отступление от этого закона приводит к заметному уменьшению скорости в верхней точке полупетли (петли), а иногда даже — к невыполнению фигуры и сваливанию (все приводимые цифры для конкретного самолета и для других начальных условий могут быть иными).

7. На дозвуковых самолетах с прямым крылом сравнительно большого удлинения несмотря на их меньшую тяговооруженность при выполнении полупетли (петли) допускаются более значительные отклонения от оптимального закона изменения перегрузки. Для примера на рис. 7.47 изображен диапазон перегрузок, в котором при начальных условиях, рекомендуемых инструкциями, еще возможно правильное выполнение полупетли на сверхзвуковом самолете с Δ -крылом (без форсажа) и на учебном самолете Л-29 («Дельфин»).

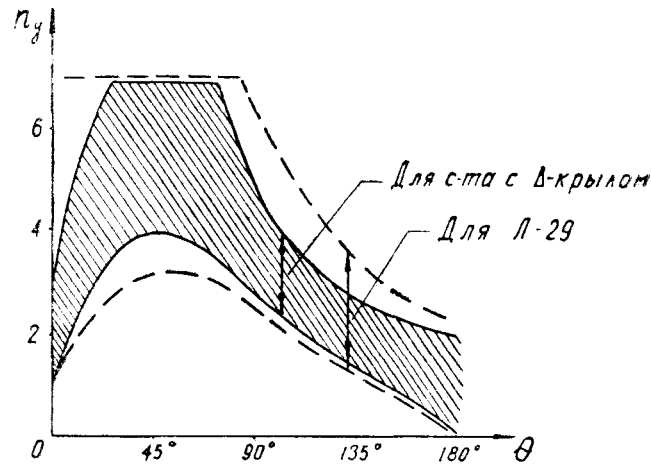


Рис. 7.47: Диапазон перегрузок, в котором еще возможно выполнение полупетли

На самолете Л-29 полупетля получается в любом случае, если летчик просто достаточно энергично тянет ручку. На самолете с Δ -крылом требуется пройти вторую треть полупетли в достаточно узком диапазоне перегрузок, так как в противном случае скорость в верхней точке будет меньше эволютивной. Физически это объясняется тем, что при увеличении перегрузки сверх оптимальной индуктивное сопротивление у самолета с Δ -крылом увеличивается в гораздо большей степени, чем у самолета с прямым крылом. При уменьшении перегрузки падение скорости происходит за счет излишнего набора высоты. На скоростном самолете этот фактор сказывается сильнее, так как, например, увеличение вертикального диаметра полупетли от 3000 до 4500 м (в полтора раза) влияет на скорость в верхней точке гораздо больше, чем увеличение этого диаметра от 1000 до 1500 м.

8. Изложенное имеет очень большое значение для маневрирования в воздушном бою. Если на старых самолетах величина перегрузки при вертикальном маневре почти не влияла на величину конечной энергии, то при выполнении аналогичного маневра на современном сверхзвуковом самолете отклонение от оптимальной перегрузки приводит к значительным потерям энергии к концу фигуры.

Наличие на самолете указателя углов атаки снимает почти все вопросы, так как оптимальному закону уменьшения перегрузки соответствует примерно постоянный угол атаки (рис. 7.48). Так для достижения в верхней точке наибольшей истинной скорости следует создать и выдержать $\alpha \simeq 12 - 15^\circ$ (как на рисунке), для наибольшей индикаторной скорости — на $5 - 6^\circ$ больше. Все приведенные примеры относятся к некоему теоретическому самолету с Δ -крылом. Для конкретного самолета оптимальные законы $n_y(\theta)$ или $\alpha(\theta)$, имея примерно аналогичную форму, могут отличаться величиной ординат.

9. **Безопасный диапазон высот и скоростей ввода в полупетлю** (петлю) определяется из условия выхода в верхнюю точку на приборной скорости, не менее заданной, и имеет вид, примерно изображенный на рис. 7.49. Ограничение диапазона

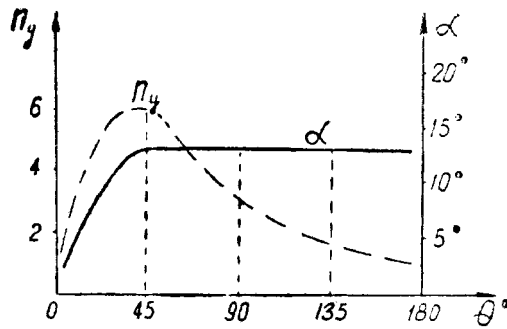


Рис. 7.48: Сравнения оптимальных законов изменения перегрузки и угла атаки на полупетле

слева особых разъяснений не требует.

Ограничение справа вызвано тем обстоятельством, что при чрезмерно большой скорости ввода набор высоты на фигуре получается настолько большим, что в верхней точке самолет попадает в разреженные слои атмосферы и индикаторная скорость получается малой. По рис. 7.49 ввод в полупетлю на высоте 9 км и скорости 1620 км/ч (что соответствует индикаторной скорости 1000 км/ч) приведет к выходу в верхнюю точку на высоте 19 км и скорости 860 км/ч, а это соответствует индикаторной скорости всего 250 км/ч, которая явно меньше безопасной эволютивной скорости.

10. Расчет полупетли и петли Нестерова. Наиболее точный расчет можно произвести методом интегрирования уравнений движения самолета с использованием цифровых или аналоговых ЭВМ. Расчет одной полупетли «вручную» (с помощью логарифмической линейки) занимает несколько часов даже при достаточном навыке в выполнении такой работы.

Более простой, но менее точный метод расчета — по средним величинам. Этот метод подробно изложен в предыдущем параграфе (см. формулы 7.14–7.19). Однако на полупетле скорость V и перегрузка n_y изменяются сильнее, чем на перевороте, и расчет по средним величинам здесь дает большую ошибку. Поэтому полупетлю следует разбить хотя бы на два участка, на каждом из которых будут фигурировать свои средние величины.

11. Техника пилотирования. Выполнив все предварительные действия, летчик плавным, но энергичным движением ручки на себя создает заданную перегрузку (обычно $n_y = 5 - 6$). Теоретически эта перегрузка должна быть создана к моменту достижения угла $\Theta = 30 - 50^\circ$ (в зависимости от условий ввода), что с учетом угла атаки соответствует по авиагоризонту углу тангажа $\vartheta = 40 - 60^\circ$. Практически перегрузку следует создавать за 3–4 с, что и будет примерно соответствовать теоретически оптимальному закону. Замедленное создание перегрузки (за 5–6 с) приведет к заметному отклонению от оптимума, растянутости фигуры по вертикали, уменьшению скорости и индикаторной скорости в верхней точке. Ускоренное создание перегрузки (за 1,5–2,5 с) не приводит к заметному уменьшению скорости в верхней точке, но является уже нерегулируемым действием и может вызвать заброс перегрузки за допустимую по прочности самолета величину.

После достижения наибольшей перегрузки ее следует, согласно теории, постепенно уменьшать по оптимальному закону. Практически наибольшую перегрузку $n_y = 5 - 6$ можно несколько подержать: до угла тангажа (по АГД) $\vartheta = 70 - 80^\circ$ — на максимале, до угла $\vartheta = 100 - 110^\circ$ — на форсаже. Последняя рекомендация приводит к некоторому увеличению перегрузки по сравнению с оптимумом, но это

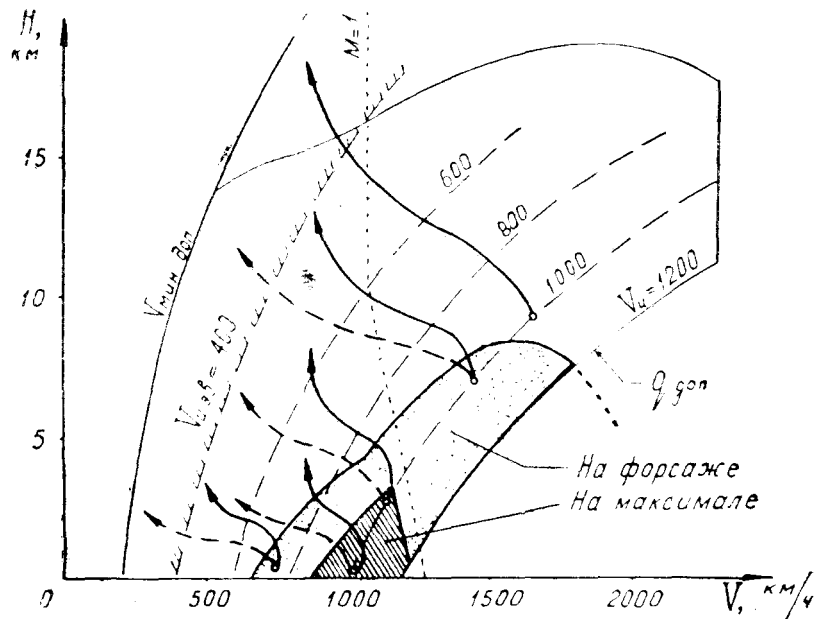


Рис. 7.49: Область высот и скоростей безопасного ввода в полупетлю (пример). Изменение скорости по высоте на полупетле: сплошные стрелки — на форсаже, пунктирные — на максимале

существенно не уменьшает индикаторную скорость самолета в верхней точке фигуры.

В процессе ввода в петлю (полупетлю) особенно важно *не создавать скольжения, крена и вращения самолета вокруг продольной оси*. Ниже покажем, что после ввода устранить крен уже практически невозможно.

Итак, после прохода соответствующего угла ϑ летчик начинает уменьшать перегрузку таким образом, чтобы в верхней точке фигуры получить $n_y = 1,5 - 2,0$ на максимале или $n_y = 2,0 - 3,5$ на форсаже. Уменьшение перегрузки ниже указанных цифр (вплоть до нуля) приводит к некоторому увеличению истинной скорости в верхней точке, но сильно растягивает фигуру по времени.

Следить за положением самолета в пространстве на восходящей части петли можно по АГД, но летчик-истребитель не должен особенно привязываться к этому прибору, тем более что на углах $\vartheta = 80 - 100^\circ$ авиагоризонт «опрокидывается», а шкала начинает перемещаться в противоположном направлении, что в некоторых случаях может привести к временной потере пространственной ориентировки. В то же время пространственное положение самолета на восходящей части петли прекрасно видно, если на вертикальном участке траектории (когда перегрузка ослабнет), слегка повернув голову и скосив глаза, посмотреть влево и вправо на горизонт (рис. 7.50).

Особенно важно при подходе к верхней точке *не перетягивать ручку и не создавать скольжения*. Если здесь допустить отклонение шарика (указателя скольжения), то самолет «не хочет» делать петлю и выворачивается в верхней точке, самостоятельно выполняя полупетлю или сваливаясь в штопор. Более опасным случаем является сваливание еще на восходящем участке фигуры, так как на восходящем штопоре (переходящем затем в нисходящий штопор) почти любой летчик полностью теряет пространственную ориентировку.

Причиной самостоятельного выполнения самолетом полубочки (или перехода в штопор) является повышенная реакция креном на скольжение при больших углах атаки, т. е. *излишняя поперечная устойчивость*. Дополнительным фактором является то, что при больших перегрузках (больших углах атаки) *указатель скольжения*

теряет свою чувствительность и скольжения почти не показывает, а при наличии скольжения УУА **занижает** величину фактического угла атаки.

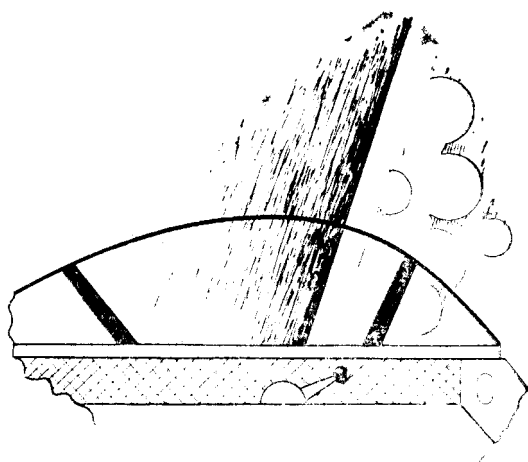


Рис. 7.50: Вид горизонта в левом боковом стекле фонаря на восходящей части петли (тангаж около 110°)

12. **Указатель скольжения** («шарик») работает на принципе маятника, который, будучи подвешенным в кабине самолета, занимал бы положение, обратное суммарному вектору поверхностных сил, действующих на самолет. К *поверхностным силам* относим силу тяги P и полную аэродинамическую силу R ; сила тяжести сама по себе не дает перегрузки и на положение маятника не влияет. Если рассматривать отклонение маятника в плоскости $y_1 - o_1 - z_1$ (в плоскости приборной доски), то маятник («шарик») занимает положение, обратное суммарному вектору двух аэродинамических сил: $Y_1 \simeq Y$ и $Z_1 \simeq Z$, что и отображено на рис. 7.51. Исходя из этого рисунка, можно определить угол отклонения шарика $\beta_{ш}$

$$\operatorname{tg} \beta_{ш} = \frac{n_z}{n_y} = \frac{C_z^\beta \beta}{C_y^\alpha \alpha}.$$

Таким образом, при неизменном угле скольжения β (при неизменной боковой перегрузке n_z) увеличение угла атаки α (увеличение нормальной перегрузки n_y) приводит к уменьшению угла отклонения шарика $\beta_{ш}$. Наоборот, при неизменном положении шарика (при $\beta_{ш} = \text{const}$) увеличение угла атаки α (увеличение нормальной перегрузки n_y) будет сопровождаться соответствующим увеличением угла скольжения β (увеличением боковой перегрузки n_z).

Пусть, например, перед вводом в петлю Нестерова (при $n_y = 1$) шарик указателя скольжения был отклонен вправо на 2 диаметра, а летчик, не устранив скольжения, ввел самолет в фигуру и создал нормальную перегрузку $n_y = 6$. В этом случае при увеличении перегрузки шарик уйдет к центру и остановится в положении $1/3$ диаметра вправо. Сочетание большого угла скольжения (хотя шарик находится почти в центре) и большого угла атаки даст мощный поперечный момент, и самолет «вывернется» из фигуры, выполняя бочку влево.

Из сказанного следует, что скольжение необходимо тщательно устранять еще на малых перегрузках. Если летчик не знает и не учитывает тот факт, что на больших α и n_y указатель скольжения почти не показывает скольжения, то это может привести к «выворачиванию» самолета бочкой из любой фигуры в той точке, где создается большой угол атаки или большая перегрузка (на вводе в петлю и полупетлю, вблизи верхней точки петли и полупетли, на форсированном развороте, на выводе из пикирования и т. д.). Особенно опасна произвольная и неожиданная бочка на малой

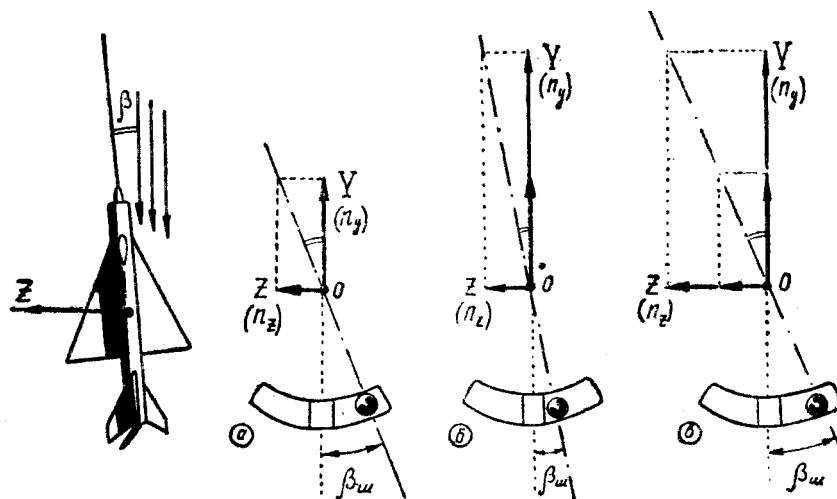


Рис. 7.51: Зависимость отклонения шарика от соотношения между подъемной и боковой силами

высоте, поэтому за координацией отклонения рулей при пилотировании здесь нужно следить особо тщательно.

13. Продолжаем рассмотрение **техники пилотирования**. При выполнении петли *верхнюю точку следует проходить без зависания*, т. е. без уменьшения угловой скорости поворота траектории и *без перехода на отрицательные перегрузки*, но и *без перетягивания ручки*, т. е. без увеличения перегрузки свыше допустимой величины для данной индикаторной скорости. Если самолет (типа МиГ-21, Су-7 и т. п.) проходит верхнюю точку на индикаторной скорости 400–450 км/ч, то перегрузку можно держать в пределах $n_y = 1,5 - 2,5$ (перегрузка сваливания при такой скорости примерно равна 3–4). При индикаторной скорости 600–700 км/ч перегрузку можно увеличить до 3,5 (сваливание на этой скорости происходит при перегрузке 6,5–9,0).

Следует помнить, что сваливание происходит не от уменьшения скорости, а *от увеличения угла атаки* до критической величины. Поэтому верхнюю точку петли, например, на самолете МиГ-21 можно спокойно пройти и на индикаторной скорости 200 км/ч, если уменьшить перегрузку до 0,3–0,5, так как при этой индикаторной скорости критический угол атаки достигается примерно при перегрузке 0,7–0,8.

При проходе верхней точки петли следует исправить образовавшийся на восходящем участке фигуры крен. Крен убирается элеронами и рулем направления координированно, т. е. без скольжения. Ориентироваться следует по линии естественного горизонта, хотя по АГД это действие выполняется, на первый взгляд, проще. Следует иметь в виду, что частый перенос взгляда с окружающего пространства на АГД и обратно может запутать летчика в определении положения самолета, так как АГД обычной схемы отражает это положение достаточно своеобразно. Для примера, на рис. 7.52 изображены видимое положение естественного горизонта при подходе к верхней точке петли с «правым» креном и соответствующее отражение этого положения на АГД. Если смотреть и на горизонт, и на АГД, то сразу сообразить, что и куда накренилось, — трудно. Поэтому летчик не должен разбрасываться, а отдавать предпочтение при пилотировании или положению самолета относительно земли (что желательно в обычных условиях), или показаниям АГД (что предпочтительнее в сложных, метеоусловиях). Заметим, что изображенный на рис. 7.52 «правый» крен является по существу левым креном, который образовался в результате левого крена на вводе в петлю (возьмите модель самолета в руки и проанализируйте этот вопрос).

Фактически, отклоняя ручку влево в верхней точке петли, летчик не убирает до нуля этот левый крен, равный примерно 160° (по рис. 7.52), а увеличивает его до 180° .

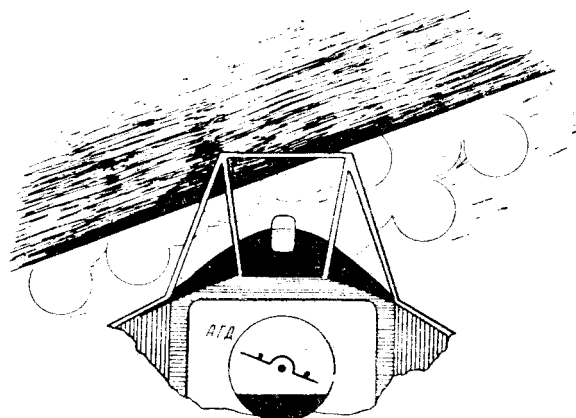


Рис. 7.52: Что видит летчик при подходе к верхней точке петли с «правым» креном (фактически, это левый крен около 160°)

14. После прохода верхней точки дальнейшее выполнение петли соответствует перевороту. Теория переворота, техника пилотирования, переключение внимания, меры безопасности на перевороте и пр.— все целиком и полностью относится к нисходящей части петли Нестерова. Как и переворот, нисходящую часть петли можно выполнять на малом газе, максимале и форсаже. В воздушном бою наиболее целесообразно выполнять вторую половину петли на максимале, что не увеличивает потерю высоты, но сохраняет высокий уровень скорости. Форсаж здесь не приводит к существенному увеличению скорости на выводе из петли, но увеличивает расход топлива и затрудняет пилотирование. Момент выключения форсажа следует соотносить с величиной индикаторной скорости на вершине петли.

При выполнении первой половины петли на форсаже, а второй — на максимале или на малом газе высота на выводе из фигуры может превышать высоту ввода более, чем на половину вертикального диаметра (рис. 7.53). При выполнении всей фигуры на максимале или на форсаже высота на выводе может быть немного больше высоты ввода. Естественно, что нисходящую часть петли всегда можно растянуть так, что высота на выводе будет меньше высоты ввода на любую величину.

15. Если выполняется полупетля, то полубочку в верхней точке можно выполнять только при достаточной скорости, рекомендуемой Инструкцией. Полубочку следует начинать, когда нос самолета ляжет на горизонт (или линия горизонта на АГД совместится с силуэтиком). В процессе полубочки продольная ось самолета поднимется вверх относительно вектора скорости на два угла атаки (без учета кинематического взаимодействия), но сам вектор скорости опустится вниз на угол $-\Delta\theta$. В результате самолет окажется примерно в режиме горизонтального полета (рис. 7.54).

При недостаточной скорости в верхней точке полубочку можно выполнить несколько позже, когда самолет наберет необходимую скорость. При боевом маневрировании вообще нежелательно «классическое» выполнение полупетли (если не иметь в виду бомбометание с кабрирования), особенно, когда противник находится за хвостом. В этом случае фигуру целесообразно немного наклонить в ту или иную сторону (т. е. выполнить косую полупетлю) и заключительную полубочку сделать не точно в верхней точке, а несколько раньше или позже.

Как уже говорилось, самолет к верхней точке полупетли подходит с перегрузкой $n_y = 1,5 - 3,5$. Перед выполнением полубочки ручку следует слегка отпустить и уменьшить перегрузку примерно до $n_y = 0,5 - 0,7$ (при наличии УУА уменьшить

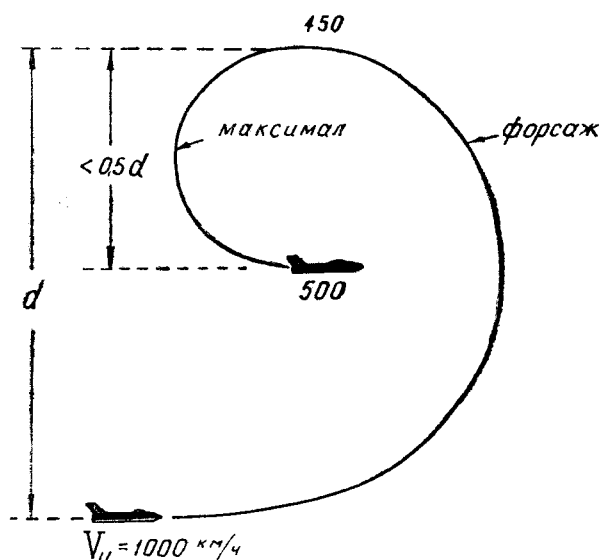


Рис. 7.53: Одна из возможных форм петли Нестерова

угол атаки до $5 - 7^\circ$). При выполнении полубочки с повышенной

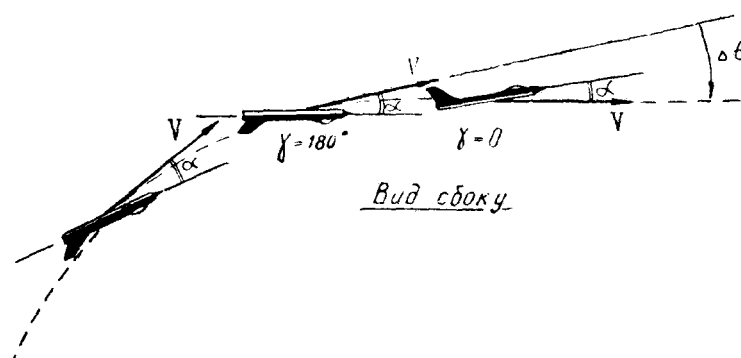


Рис. 7.54: Изменение тангажа на полубочке, завершающей полупетлю

перегрузкой (с повышенным углом атаки) эта полубочка может стать штопорной и неуправляемой. Кроме того, самолет здесь отклоняется в сторону на $20 - 30^\circ$ (угол 2φ). Интересно, что на *левой* полубочке самолет отклоняется *вправо* (рис. 7.55), а на *правой* — *влево*.

При выполнении полупетли в боевой обстановке такое уклонение значения не имеет и даже может оказаться полезным. Однако в учебно-тренировочном полете требуется, чтобы направление вывода было обратным направлению ввода (т. е. чтобы вся фигура уложилась в одну вертикальную плоскость), поэтому перед полубочкой перегрузку приходится уменьшать.

16. Характерные ошибки и отклонения. При выполнении петли Нестерова и полупетли возможны следующие отклонения самолета и ошибки летчика:

а) Отклонение — петля получается косой. *Ошибки* — летчик вводит самолет в фигуру с постепенным увеличением крена, так как не устраняет перед вводом скольжение, не парирует рулями действие гироскопического момента ротора двигателя (например, при левом вращении ротора, если смотреть по полету, самолет на вводе в петлю стремится отвернуть нос влево); некоторые летчики при большой нагрузке на ручке управления тянут ее на себя по кратчайшей линии — от кисти к плечу — и создают тем самым наклон самолета вправо. *Причины* — слабая теоретическая

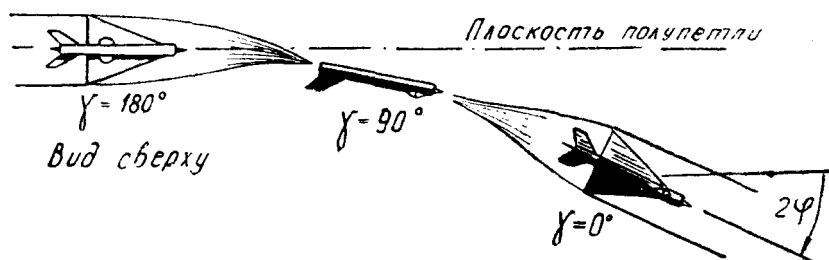


Рис. 7.55: Изменение курса на левой полубочке, завершающей полупетлю

подготовка, слабая физическая подготовка (именно физически слабые летчики тянут ручку наискосок), не научен, неправильно переключает внимание на вводе (не следит за отсутствием скольжения и крена). *Предупреждение ошибки* — дать летчику теоретические разъяснения, улучшить физическую подготовку, научить на земле и в воздухе.

Исправление отклонения — если крен замечен на вводе, то его следует убрать и выполнять в дальнейшем правильную петлю. Если крен замечен на восходящей части петли при больших углах тангажа, то его убирать не следует; нужно прекратить вращение самолета вокруг продольной оси, т. е. предотвратить дальнейшее увеличение крена, и продолжать выполнять с имеющимся креном фигуру, близкую к косой петле. При необходимости крен можно убрать в верхней точке (т. е. довести его до 180°).

Убрать крен при больших углах тангажа практически **н е в о з м о ж н о**. Представим себе, что в результате ввода в петлю с левым креном самолет при угле тангажа $+90^\circ$ занял в пространстве положение, изображенное на рис. 7.56. Как в этом случае выпрямить петлю? Дать правую ногу? Но самолет будет продолжать движение в прежнем направлении со скольжением и стремлением «вывернуться» из фигуры правой бочкой. Отклонить ручку вправо и немного повернуть самолет вокруг продольной оси? Но петля останется косой, только повернется ее плоскость. Чтобы в изображенном на рисунке случае выпрямить петлю, нужно повернуть самолет элеронами вправо вокруг продольной оси на 90° и продолжать выполнение петли в плоскости, перпендикулярной к плоскости ввода. Но вряд ли такое действие можно считать исправлением отклонения.

Исправление крена на восходящей части петли затрудняется еще и тем обстоятельством, что при проходе вертикали меняется знак крена и соответственно сторона, в которую следует отклонять ручку для исправления этого крена. Например, если на вводе замечен левый крен, то для его исправления ручку, естественно, следует отклонить вправо. Но если этот левый крен не исправлен, то после прохода вертикали его уже следует исправлять отклонением ручки влево (рис. 7.57).

Итак, на восходящей части петли при больших углах тангажа безопаснее крен не исправлять, а продолжать выполнение фигуры в виде косой петли или полупетли. Попытка летчика как-то исправить положение на участке петли, близком к вертикали, может привести к потере пространственной ориентировки и к сваливанию самолета в штопор.

б) *Отклонение* — подход к верхней точке петли на скорости менее эволютивной. *Ошибки* — летчик не придерживается оптимального закона изменения перегрузки по углу тангажа, допуская незначительное вращение самолета вокруг продольной оси, или производит ввод в фигуру за пределами разрешенного диапазона высот и скоростей. *Причины* — летчик вообще не знает оптимального закона $n_y(\vartheta)$ для своего самолета, не пользуется указателем перегрузок (ориентируется на субъективное

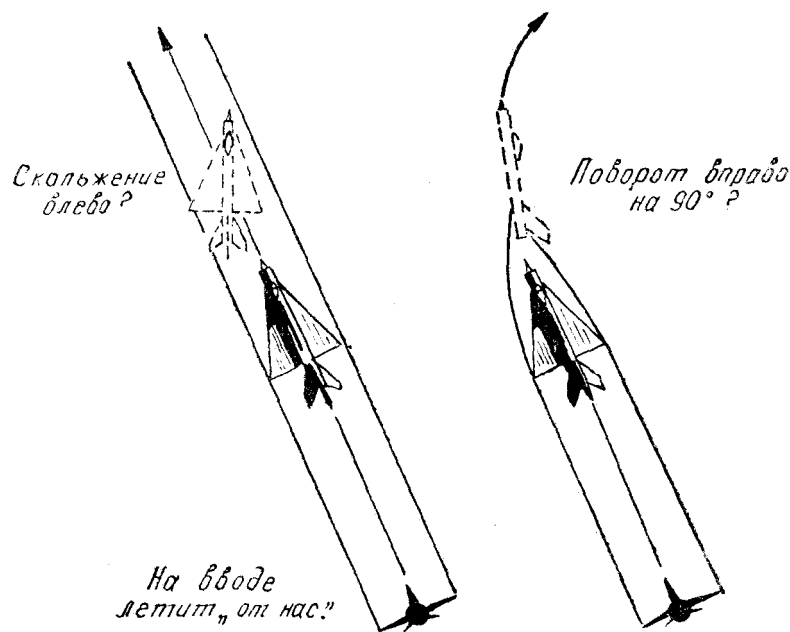


Рис. 7.56: К вопросу о невозможности исправления последствий ввода с креном при больших углах тангажа

ощущение перегрузки), не умеет быстро переключать внимание с авиагоризонта на акселометр и считывать их показания, не включает в порядок переключения внимания проверку отсутствия вращения вокруг продольной оси (не крена, а именно вращения!).

Остановимся на последнем. То обстоятельство, что даже незначительное вращение самолета вокруг продольной оси (ω_x) приводит к задержке выхода из пикирования вследствие некоторой спиральности траектории, уже усвоено всеми летчиками. В учебнике подробные объяснения по этому вопросу даны в предыдущем параграфе (см. рис. 7.43 и объяснения к нему). Но и на восходящих фигурах (на горке, петле, полупетле) вращение вокруг продольной оси также приводит к спиральности траектории и растягиванию фигуры по высоте. Задержка с выходом из пикирования приводит к чрезмерному увеличению скорости с соответствующими последствиями, а задержка с выходом в верхнюю точку петли или полупетли — к падению скорости ниже эволютивной с возможностью сваливания.

Исправление отклонения в полете — при подходе к верхней точке с пониженной скоростью следует уменьшить перегрузку (но не до нуля, так как может заглохнуть двигатель), тщательно парируя педалями возникающие скольжения, задержать момент выключения форсажа или уменьшения оборотов, на нисходящей части петли по достижении достаточной скорости выключить форсаж или убрать обороты и продолжать выполнение нормальной петли.

Если требуется выполнить обязательно полупетлю, то нужно, не снижая тяги, пройти верхнюю точку, набрать необходимую скорость и выполнить полубочку со снижением.

в) *Отклонение* — выход в верхнюю точку фигуры по траектории растянутой восходящей полубочки. Это несколько необычное и редкое, но опасное отклонение развивается примерно следующим образом (рис. 7.58):

— летчик на высоте 1 км (пример) вводит самолет в петлю Нестерова на индикаторной скорости 1000 км/ч с включенным форсажем, но перед вводом допускает «мелкую» ошибку — не устраняет незначительного скольжения на правое крыло, что

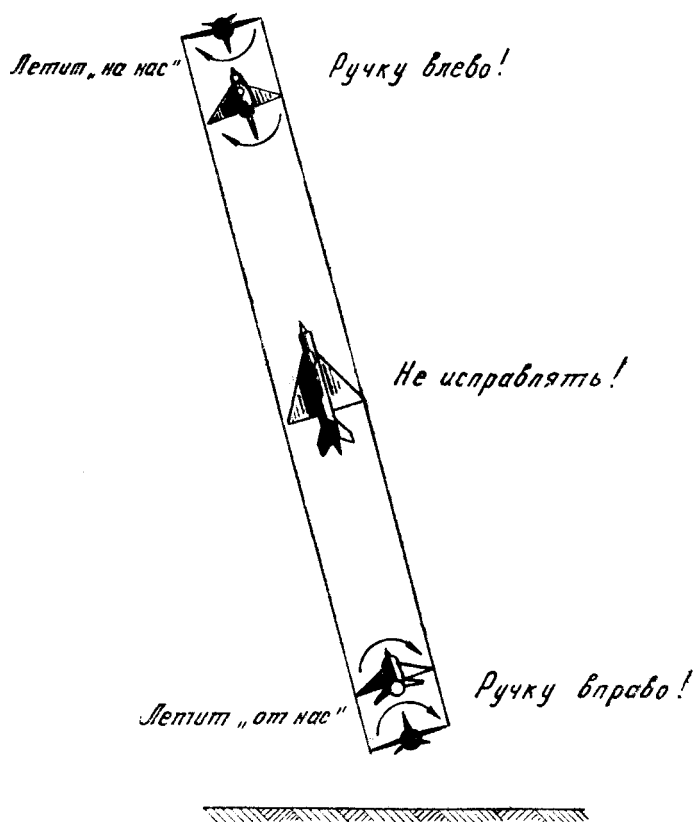


Рис. 7.57: Исправление крена на петле Нестерова

при последующем увеличении перегрузки и угла атаки приводит к резкому возрастанию кренящего момента влево. Если летчик не заметит вращения самолета вокруг продольной оси ($\omega_x \simeq 10 - 15^\circ$ в секунду) и не устранил кренящий момент отклонением педалей или элеронов, то самолет вместо петли начнет описывать левую восходящую замедленную бочку;

— итак, самолет пошел по спиральной траектории 1–2–3, но летчик отклонения не замечает и думает, что самолет идет по обычной траектории 1'–2'–3';

— наконец, выполнив восходящую замедленную полубочку, самолет выходит в точку 4 на высоте 2–2,5 км и на индикаторной скорости 800–900 км/ч (скорость большая — вследствие сравнительно малого набора высоты на траектория 1–2–3–4. При этом в переднем стекле фонаря земля подходит к капоту сверху вниз при «нулевом» крене ($\gamma = 180^\circ$), т. е. в точности так же, как и на правильной петле; на АГД в этот момент метка перевернута и стоит горизонтально, а черта горизонта подходит к метке снизу вверх;

— вполне логично, что неопытный летчик ни о чем не беспокоится, находясь в полной уверенности, что самолет находится в точке 4', т. е. где-то на высоте 4,5–5,5 км. В точке 4 летчик по горизонту и АГД автоматически устраняет вращение (ω_x) и переходит к выполнению нисходящей половины петли Нестерова;

— после прохода точки 4 даже при выключенном форсаже скорость начнет быстро нарастать, и, наконец, только в точке 5 при отвесном пикировании, когда перед глазами вырастает земля, летчик осознает истинное положение. В такой ситуации ему ничего не остается делать, как полностью задресселировать двигатель, выпустить тормозные щитки и сверхэнергично выводить самолет из пикирования, нарушая все ограничения по скоростному напору и прочности самолета.

Опасность описанного отклонения состоит не в характере самого отклонения (ко-

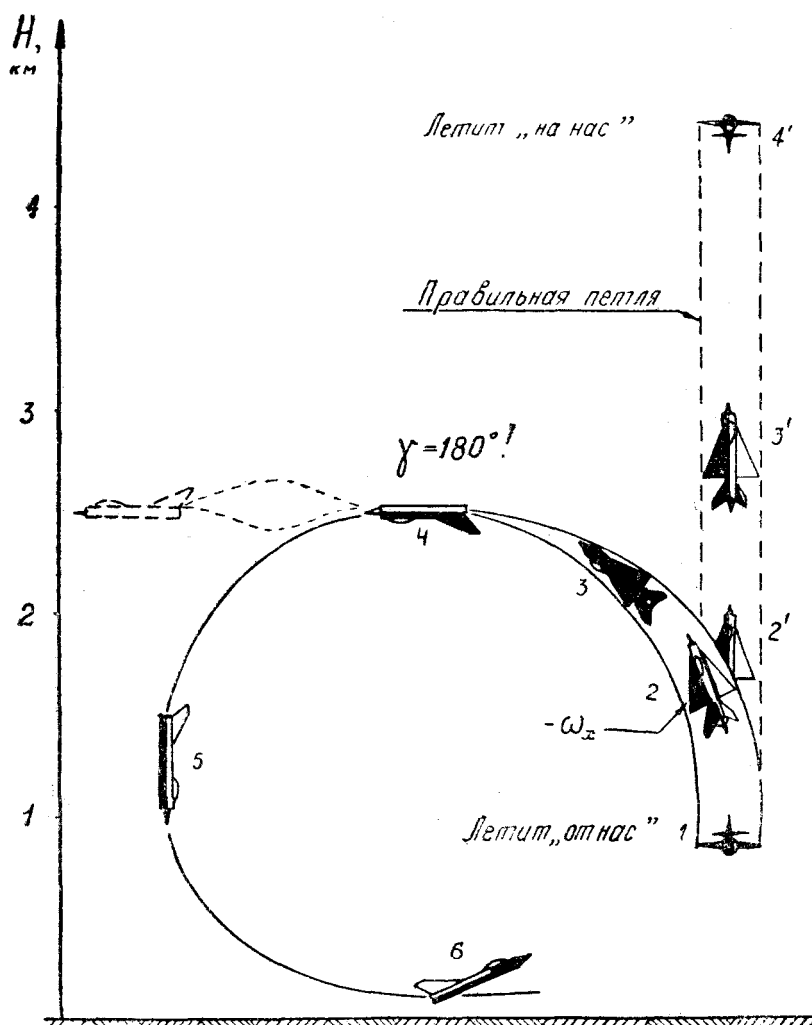


Рис. 7.58: Опасное отклонение на петле, вызываемое вращением самолета вокруг продольной оси

торое легко исправить, выполнив полубочку в точке 4), а в том, что до точки 5 летчик считает положение нормальным, и возникающая здесь перед его глазами картина является для него неожиданной и совершенно непонятной.

Причем это относится не только к разобранным примерам. Во всех случаях полета *опасность представляет то отклонение самолета, которое не замечается летчиком*. Вспомним, например, как происходит потеря ориентировки при полете по маршруту. Если летчик сразу видит, что летит неправильно, то он восстанавливает ориентировку сравнительно просто. Но если летчик летит в ошибочном направлении, а считает, что все идет нормально и даже «узнает» местность, то в конце наступает полная растерянность и необратимая потеря ориентировки.

Вернувшись к рассматриваемому *отклонению*, напомним, что при контроле пространственного положения самолета ничего опасного произойти не может: летчик подтягивает самолет к горизонту и выполняет полупетлю.

Итак, вращение (ω_x) на восходящей части петли может приводить или к растягиванию фигуры по высоте и к выходу в верхнюю точку на пониженной скорости, или, наоборот, к уменьшению набора высоты и к выходу в верхнюю точку на повышенной скорости. Все зависит от скорости вращения ω_x и от точки, в которой начинается это вращение.

г) *Отклонение* — превышение максимальной эксплуатационной перегрузки при вводе в петлю или полупетлю. *Ошибка летчика* — несоразмерное отклонение ручки на себя, несвоевременное отклонение ручки от себя. *Причины* — при вводе в петлю или полупетлю на сверхзвуковой скорости (что обычно соответствует высоте ввода более 3–4 км, если индикаторная скорость равна 1000 км/ч) момент энергичного взятия ручки на себя для создания наибольшей перегрузки за 3–4 с совпадает по времени с моментом обратного перехода через скорость звука, когда продольная устойчивость самолета по перегрузке уменьшается. Летчик или не знает этого вообще, или упустил из виду в данном полете.

На самолетах, у которых скоростной «подхват» выражен очень ярко (обычно это самолеты со стреловидным крылом), ввод в петлю и полупетлю на сверхзвуковой скорости часто запрещается, хотя энергетически выполнение этих фигур и возможно. Но и на тех самолетах, у которых этот «подхват» выражен слабо (обычно это самолеты с треугольным крылом), ввод в петлю или полупетлю на сверхзвуковой скорости нужно производить осторожно, создавая перегрузку несколько медленнее, чем обычно (не за 3–4 с, а за 5–6 с), и находясь в готовности отдать ручку при непроизвольном увеличении перегрузки, сигнализирующем о начале «подхвата». Даже на самых благоприятных в этом отношении самолетах обратный переход через скорость звука сопровождается увеличением перегрузки примерно в 1,5 раза (при неподвижной ручке).

Превышение максимальной эксплуатационной перегрузки возможно и при вводе в петлю или полупетлю на дозвуковой скорости, если самолет (обычно со стреловидным крылом) склонен к «подхвату» на больших углах атаки. В этом случае исходной ошибкой летчика является очень быстрое и резкое создание начальной перегрузки на вводе, что приводит к забросу регулируемого параметра (угла атаки и перегрузки) за допустимую границу и к дальнейшему непроизвольному увеличению угла атаки и перегрузки вследствие начала «подхвата». Особенно опасным является случай, когда скоростной «подхват», начинающийся на любом угле атаки, переходит в «подхват» на больших углах.

На некоторых самолетах превышение максимальной эксплуатационной перегрузки возможно при отказе или невключении демпфера тангажа.

Исправление отклонения в полете — немедленно отпустить ручку от себя. При незначительном проявлении «подхвата» и своевременном его парировании — продолжать выполнение фигуры. При опоздании с парированием «подхвата» и превышении максимальной эксплуатационной перегрузки — уменьшить перегрузку и выйти из фигуры двумя полубочками или другим способом (см. ниже способы вывода самолета из горки).

Предупреждение ошибки — перед полетом на новом типе самолета следует тщательно изучить его моментные и балансировочные диаграммы, обратив внимание на величины угла атаки и коэффициента C_y , при которых начинается «ложка» на моментной диаграмме, и на числа M , при которых балансировочная диаграмма имеет отрицательный наклон.

д) *Отклонение* — вывод из петли Нестерова на недопустимо малой высоте и на пределе по перегрузке или углу атаки. *Ошибка летчика* — создание недостаточной перегрузки (недостаточного угла атаки) на третьей четверти петли.

Обычно такая *ошибка* возникает при показательном пилотаже на предельно малых высотах. Вообще говоря, чем меньше высота, тем легче выполнить петлю, если рассматривать вопрос только с энергетической точки зрения. Но с учетом психологического фактора пилотаж на предельно малой высоте выполнять сложнее, так как менее вероятные ошибки могут приводить к более опасным последствиям.

17. Первая половина петли выполняется на предельно малой высоте обычным

порядком (рис. 7.59, траектория 1 – 2 – 3). После прохода верхней точки форсаж следует обязательно выключить (полезно и снизить обороты), чтобы обеспечить выход из петли без чрезмерного увеличения перегрузки на последней четверти фигуры. Если требуется осуществить вывод из петли на высоте ввода, то вторая половина все равно должна выполняться с расчетом на некоторое превышение точки вывода. И только в самом конце фигуры, когда станет совершенно ясно, что имеется достаточный резерв высоты, можно, уменьшив перегрузку, слегка растянуть конечный участок и закончить петлю на заданной предельно малой высоте (траектория 4 – 5).

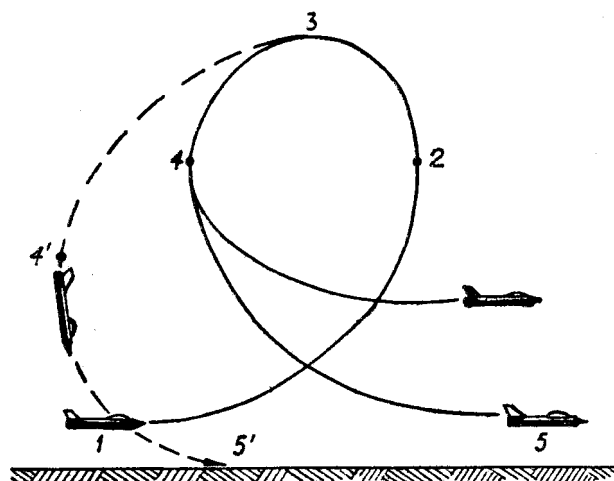


Рис. 7.59: К особенностям выполнения петли Нестерова на предельно малых высотах

Наиболее серьезное *отклонение* при выполнении петли Нестерова на предельно малых высотах возникает по следующей *причине*. Как это видно из рис. 7.59, обычная петля имеет вытянутую по вертикали форму (1 – 2 – 3 – 4 – 5), в результате чего точка вывода (5) оказывается впереди точки ввода (1) на 1–1,5 км, что при показе пилотажа на предельно малых высотах выглядит «некрасиво». При пилотировании над каким-либо ориентиром (например, над ВПП) летчику хочется начать и закончить петлю на одном месте, а иногда это и требуется по заданию. Выполнив обычным способом половину петли (1 – 2 – 3), летчик видит, что вершина фигуры (3) значительно сдвинулась относительно точки ввода (1), и начинает растягивать третью четверть, петли по направлению к этой точке (по линии 3 – 4'). Однако дотянуть до нужного места не удастся и придется заканчивать петлю на большой перегрузке и с нулевым резервом высоты.

18. **Меры безопасности** при выполнении петли Нестерова и полупетли состоят в выдерживании разрешенных условий ввода по скорости, высоте и режиму работы двигателя. При вводе следует учесть метеоусловия, чтобы в верхней точке не войти в облачность. В случае непроизвольного попадания в облачность — не дергать ручку и педали, а держать их в том же положении, что и перед входом в облачность, спокойно перенести взгляд на авиагоризонт, сориентироваться и продолжать по авиагоризонту выполнение петли (если облачность редкая и высокая) или выполнить полупетлю (если облачность плотная и низкая). Ничего особенного здесь нет, и маневр со входом в облачность может применяться в воздушном бою намеренно. Неприятности возникают, когда неопытный летчик при неожиданном входе в облако начинает беспорядочно отклонять все рули.

В меры безопасности входит выдерживание правил пилотирования, обеспечивающих выход в верхнюю точку на скорости не менее эволютивной, а также выполнение третьей четверти петли без промедления и растягивания. На восходящей и нисхо-

дящей частях петли следует обращать внимание на отсутствие вращения самолета вокруг продольной оси.

Анализ петли Нестерова (полупетли) по данным объективного контроля должен включать: соответствие скорости и высоты вводу заданию или безопасной области, определение скорости и высоты в верхней точке фигуры и на выводе, отсутствие превышения летных ограничений самолета по углу атаки, перегрузке, приборной скорости и числу M . Если петля (полупетля) выполнена с отклонением, то анализ следует углубить для установления ошибки летчика, которая привела к данным отклонениям: проверить характер изменения перегрузки (близость к оптимальному закону), наличие или отсутствие вращения (ω_x), плавное или «пилообразное» изменение перегрузки и т. д.

§6. Горка

1. **Горка** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет набирает высоту с постоянным углом наклона траектории.

Горка с углом наклона траектории до 30° называется *пологой*, с углом более 30° — *крутой*.

При боевом маневрировании выполнение горки возможно в следующих случаях: после атаки наземной цели; в качестве противозенитного маневра; при атаке воздушного противника, летящего впереди и выше; для энергичного набора высоты при полете с переменным профилем; для выхода в минимальное время на сверхзвуковой статический потолок на заключительном этапе набора высоты и скорости; для набора динамической высоты, превышающей статический потолок самолета; для отрыва от атакующего противника при наличии у атакованного преимущества в скороподъемности.

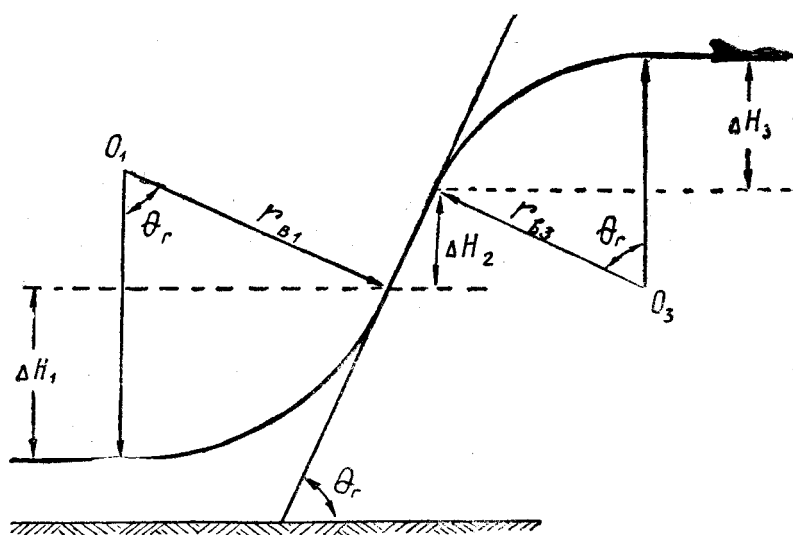


Рис. 7.60: Схема горки и принятые обозначения

В общем случае горка состоит из трех элементов: *ввода, прямолинейного участка и вывода* (рис. 7.60). Однако при выполнении горки на современном сверхзвуковом самолете прямолинейный участок иногда отсутствует, т. е. дуга ввода плавно переходит в дугу вывода.

2. **Расчет элементов горки.** Текущий радиус кривизны траектории, спроеци-

рованной на вертикальную плоскость развертки, равен

$$r_{\text{в}} = \frac{V^2}{g(n_y \cos \gamma - \cos \Theta)}. \quad (7.21)^*$$

На вводе в горку чаще всего $\gamma = 0$ и $\cos \gamma = +1$. Необходимым условием для ввода здесь будет неравенство $n_y > \cos \Theta$.

Необходимым условием *вывода* является неравенство $n_y \cos \gamma < \cos \Theta$ (с учетом всех знаков). Радиус вывода по формуле (7.21) должен получиться *отрицательным*, т. е. $r_{\text{вз}} < 0$, что говорит об изгибе траектории выпуклостью вверх. Абсолютно наименьший радиус вывода получается при $\gamma = 0$ и большой отрицательной перегрузке n_y или при $\gamma = 180^\circ$ и большой положительной перегрузке n_y (второй вариант более реальный). При $\gamma = 0 - 90^\circ$ уменьшению радиуса способствует уменьшение перегрузки n_y , при $\gamma = 90 - 180^\circ$ — увеличение n_y .

Если требуется вычислить *средний радиус* на всем участке ввода или вывода (что необходимо для приближенного расчета приращения высоты), то в формулу (7.21) подставляют средние на рассматриваемом участке значения скорости, перегрузки, крена и угла набора.

В приближенных расчетах перегрузку и крен считают постоянными, а угол $\Theta_{\text{ср}}$ — равным половине угла $\Theta_{\text{г}}$.

Среднюю скорость на рассматриваемом участке принимают равной полусумме начальной и конечной скоростей. Конечную скорость $V_{\text{кон}}$ проще всего вычислить с использованием энергетического метода

$$V_{\text{кон}} = \sqrt{V_{\text{нач}}^2 + 2g(\Delta H_{\text{э}} - \Delta H)}, \quad (7.22)^*$$

где $\Delta H_{\text{э}}$ — приращение энергетической высоты (удельной механической энергии), равное произведению продольной перегрузки n_x на пройденный путь $r_{\text{ср}} \Theta_{\text{г}}$.

Основные трудности здесь заключены в следующем: для определения $r_{\text{ср}}$ нужно иметь $V_{\text{ср}}$ (т. е. $V_{\text{нач}}$ и $V_{\text{кон}}$), а для определения $V_{\text{кон}}$ нужно иметь $\Delta H_{\text{э}}$ и ΔH (которые находятся через $r_{\text{ср}}$). Выход — в последовательных приближениях: сначала берется наугад $V_{\text{кон}}$, вычисляется $r_{\text{ср}}$, уточняется $V_{\text{кон}}$ и т. д.

Приращение высоты на участках ввода и вывода равно

$$\Delta H = r_{\text{в}} (\cos \Theta_{\text{нач}} - \cos \Theta_{\text{кон}}). \quad (7.23)^*$$

На вводе в горку имеем $\Theta_{\text{нач}} = 0$ и $\Theta_{\text{кон}} = \Theta_{\text{г}}$, откуда

$$\Delta H_1 = r_{\text{в1}} (1 - \cos \Theta_{\text{г}}). \quad (7.23/1)^*$$

Наименьший набор высоты ΔH_1 получается при наименьшем радиусе $r_{\text{в1}}$, т. е. при $\gamma = 0$ и большой положительной перегрузке n_y .

На *выводе из горки* имеем $\Theta_{\text{нач}} = \Theta_{\text{г}}$ и $\Theta_{\text{кон}} = 0$, откуда

$$\Delta H_3 = r_{\text{вз}} (\cos \Theta_{\text{г}} - 1), \quad (7.23/2)^*$$

что с учетом отрицательного радиуса $r_{\text{вз}}$ даст положительное приращение высоты ΔH_3 . Уменьшению набора высоты здесь способствует абсолютное уменьшение радиуса $r_{\text{вз}}$, т. е. уменьшение перегрузки n_y при крене менее 90° и увеличение n_y при крене более 90° .

Пример. Дано: $\Theta_{\text{г}} = 50^\circ$, вывод из горки производится при $n_y = 4$, $\gamma = 135^\circ$ и $V_{\text{ср}} = 200 \text{ м/с}$ (720 км/ч). Требуется найти приращение высоты на выводе ΔH_3 .

Решение: $\cos \gamma = \cos 135^\circ = -0,7$; $\cos \Theta_r = \cos 50^\circ = 0,64$; $\cos \Theta_{cp} = \cos 25^\circ = 0,9$; $r_{вз} = 200^2/9,8(-2 \cdot 0,7 - 0,9) = -1775 \text{ м}$ (выпуклостью вверх); $\Delta H_3 = -1775(0,64 - 1) = +643 \text{ м}$.

На прямолинейном участке горки, выполняемом с перегрузкой $n_y = \cos \Theta_r$, приращение высоты равно

$$\Delta H_2 = V_{cp} \sin \Theta_r t. \quad (7.24)$$

3. **Ввод в горку** в большинстве случаев осуществляется по *прямой*, т. е. без крена и с умеренной перегрузкой (в отличие от ввода в петлю или полупетлю). Ввод с очень большой перегрузкой приводит к возрастанию лобового сопротивления, к бесполезной растрате энергии самолета и, в конечном результате, к меньшему набору высоты на горке. Ввод с малой перегрузкой чрезмерно растягивает фигуру во времени и пространстве. Практически наиболее целесообразной перегрузкой ввода является $n_y = 2 - 3$.

Скорость перед вводом в горку должна быть такой, чтобы после вывода она была больше эволютивной. Минимальная скорость ввода зависит от угла горки: чем больше Θ_r тем больше должна быть и скорость ввода, обеспечивающая нормальное выполнение маневра.

Практически применять горку с углами $\Theta_r > 50 - 60^\circ$ нецелесообразно. В большинстве случаев наиболее выгодным углом является $\Theta_r = 40 - 45^\circ$, что обеспечивает достаточно большой набор высоты в сравнительно короткое время.

4. **Вывод из горки** должен быть начат своевременно, чтобы скорость в конце вывода не упала ниже эволютивной. Чем больше угол и высота полета, тем на большей индикаторной скорости следует начинать вывод. При увеличении угла Θ_r возрастает ΔH_3 и уменьшается конечная скорость. При увеличении высоты полета одной и той же индикаторной скорости соответствует все увеличивающаяся истинная скорость, что при прочих равных условиях приводит к увеличению радиуса вывода и набора высоты, а последнее — к уменьшению истинной скорости и к еще большему уменьшению индикаторной скорости. Таким образом, *при увеличении высоты полета вывод из горки следует начинать на большей индикаторной скорости*.

Вывод из горки может производиться *по прямой* без крена, *с разворотом*, по прямой *в перевернутом полете* ($\gamma = 180^\circ$) с двумя полубочками (рис. 7.61).

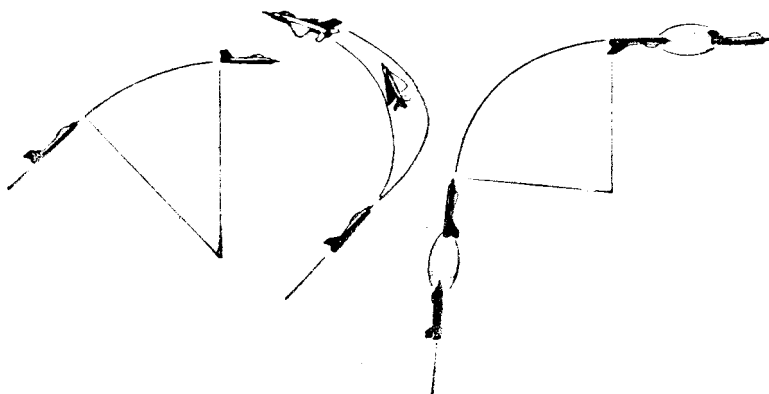


Рис. 7.61: Основные способы вывода самолета из горки

При выводе по *прямой* для искривления траектории вниз (что соответствует отрицательному радиусу $r_{вз}$ по формуле 7.21) необходимо, чтобы $n_y < \cos \Theta$. Но так как отрицательные перегрузки нежелательны, то радиус $r_{вз}$ получается абсолютно очень большим и вывод из горки растягивается по времени и высоте. Применять этот метод вывода целесообразно только при углах горки менее $20 - 30^\circ$.

При выводе с разворотом радиус $r_{вз}$ абсолютно меньше; при этом уменьшаются время и набор высоты ΔH_3 и увеличивается конечная скорость. Вывод из горки с разворотом применяется при $\Theta_r = 40 - 50^\circ$, причем, чем больше угол горки, тем больше должен быть крен.

При выводе из горки в перевернутом полете с двумя полубочками положительную перегрузку n_y можно сделать достаточно большой, что приводит к значительному сокращению набора высоты и расхода скорости на выводе. Такой способ вывода рекомендуется при углах горки, превышающих 50° .

Чем больше высота маневра, тем более энергичный способ, вывода из горки следует применять, несмотря даже на малые углы Θ_r . Например, вывод из горки с углом 30° на малых высотах можно осуществить по прямой без крена, а на стратосферных высотах целесообразнее применить вывод с разворотом или даже в перевернутом полете.

5. По технике пилотирования и переключению внимания горка является простейшей фигурой.

Перед вводом следует оценить высоту и скорость и наметить параметры горки, т. е. перегрузку на вводе, угол горки, скорость начала вывода, способ вывода.

Ввод осуществляется по прямой без крена. Здесь следует обратить внимание на то, чтобы не превысить допустимые значения угла атаки или перегрузки, хотя это на вводе в горку и маловероятно. При определении момента окончания ввода следует иметь в виду, что авиагоризонт показывает не угол наклона траектории Θ , а угол тангажа ϑ , отличающийся от Θ на угол атаки α . Так, например, при $\vartheta = 45^\circ$ (по авиагоризонту) и $\alpha = 10^\circ$ угол наклона траектории равен 35° . Разница между углами ϑ и Θ тем больше, чем больше перегрузка и меньше индикаторная скорость.

После окончания ввода следует отдачей ручки от себя уменьшить угол атаки α и зафиксировать заданный угол Θ_r , имея в виду, что на прямолинейном участке горки перегрузка должна быть уменьшена до величины $n_y = \cos \Theta$ (например, при $\Theta_r = 45^\circ$ необходима перегрузка $n_y = +0,7$). На крутой горке скорость падает довольно быстро (особенно индикаторная скорость) и здесь главное — не упустить момент начала вывода. Чем больше угол горки и высота полета, тем на большей индикаторной скорости следует начинать вывод.

На выводе по прямой без крена нужно проследить за тем, чтобы не уменьшить перегрузку до нуля, так как на некоторых самолетах это приводит к перебоям в подаче топлива к двигателю. При выводе с разворотом — сохранять координацию. Если вывод запаздывает, а скорость падает, то подводить нос самолета к горизонту следует не ногами, а увеличением крена за 90° . При выводе из горки в перевернутом полете первую полубочку можно выполнять с той же перегрузкой, которая была на прямолинейном участке горки; вторую — по правилам полупетли. При выполнении полубочек в одну сторону направление полета после вывода из горки примерно соответствует направлению ввода. При выполнении полубочек в разные стороны направление после вывода из горки изменяется на $10 - 20^\circ$ в сторону первой полубочки.

Простая горка превращается в сложный для летчика маневр, если требуется выполнить ее не произвольно, а с соблюдением конечных параметров ($V_{кон}$, $H_{кон}$ и т. д.) или какого-либо экстремального условия. Глазомерный расчет и выполнение оптимальной горки при заданных граничных условиях почти невозможны.

6. Основным отклонением при выполнении горки является уменьшение скорости на выводе ниже эволютивной. К этому отклонению могут привести следующие **ошибки летчика**: создание чрезмерно большого угла набора, не соответствующего скорости и высоте ввода, опаздывание с началом вывода по времени и высоте вследствие неумения выполнять вывод с креном более 90° или в перевернутом полете.

При выводе из горки на недопустимо малой скорости следует отпустить ручку

от себя до перегрузки $n_y = +0,3 - 0,5$, и, не уменьшая тяги, позволить самолету плавно опустить нос и набрать скорость. Дополнительной *ошибкой* здесь было бы стремление удержать самолет в горизонтальном полете подбором ручки на себя.

При анализе горки по данным объективного контроля следует обратить внимание на соответствие условий вводу заданию, угол горки, скорость и высоту на выводе, суммарный набор высоты. При малой скорости на выводе или при недостаточном суммарном наборе высоты анализ нужно углубить и найти ошибку летчика.

§7. Пикирование

1. **Пикирование** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет снижается с постоянным углом наклона траектории.

Пикирование с углом наклона траектории до 30° называется *пологим*, с углом более 30° — *крутым* и с углом, близким к 90° , — *отвесным*.

Пикирование применяется в основном при атаке наземных целей, а также при необходимости быстро потерять высоту полета и набрать скорость. Иногда пикирование может быть применено и в воздушном бою — для атаки противника, находящегося впереди и ниже атакующего самолета, или, наоборот, для отрыва от противника. В некоторых случаях пикирование применяется как противозенитный маневр.

Пикирование состоит из трех элементов: *ввода, прямолинейного участка* (собственно пикирования) *и вывода*.

2. На рис. 7.62 изображены *схема пикирования* и принятые обозначения. **Расчет элементов пикирования** производится примерно аналогично расчету элементов горки:

— *текущий радиус кривизны траектории*, спроецированной на вертикальную плоскость развертки, определяется по формуле (7.21). На вводе в пикирование траектория должна иметь изгиб выпуклостью вверх, что соответствует отрицательному радиусу $r_{в1}$ и обеспечивается неравенством $n_y \cos \gamma < \cos \Theta$ (с учетом всех знаков). На выводе из пикирования траектория должна иметь изгиб выпуклостью вниз, что соответствует положительному радиусу $r_{в3}$ и обеспечивается неравенством $n_y \cos \gamma > \cos \Theta$ (обычно здесь $\gamma = 0$ и $\cos \gamma = +1$);

— *средняя скорость* на участках ввода и вывода определяется с учетом $V_{нач}$ и $V_{кон}$ на этих участках. Конечную скорость $V_{кон}$ можно найти по формуле (7.22). На выводе из пикирования скорость обычно изменяется мало, и можно принять $V_{ср} \approx V_{нач}$;

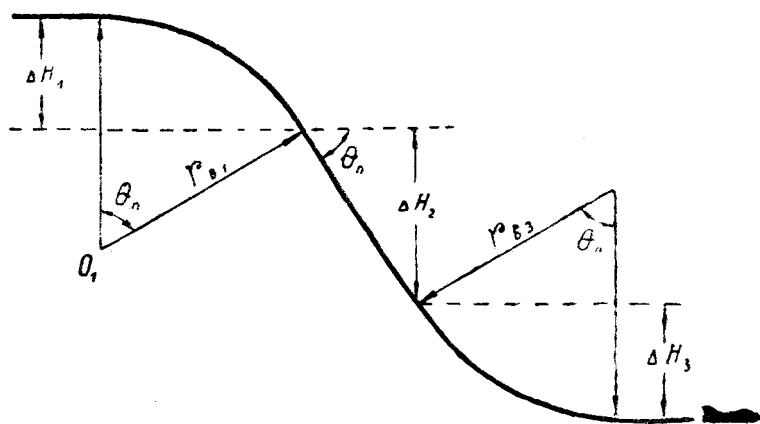


Рис. 7.62: Схема пикирования и принятые обозначения

— *потерю высоты* на участках ввода и вывода можно найти с использованием

формулы (7.23). На вводе в пикирование имеем $\Theta_{\text{нач}} = 0$ и $\Theta_{\text{кон}} = \Theta_{\text{п}}$, откуда

$$\Delta H_1 = r_{\text{в1}} (1 - \cos \Theta_{\text{п}}).$$

На выводе из пикирования имеем $\Theta_{\text{нач}} = \Theta_{\text{п}}$ и $\Theta_{\text{кон}} = 0$, откуда

$$\Delta H_3 = r_{\text{в3}} (\cos \Theta_{\text{п}} - 1);$$

— на прямолинейном участке пикирования, выполняемом с перегрузкой $n_y = \cos \Theta_{\text{п}}$, изменение высоты равно

$$\Delta H_2 = V_{\text{ср}} \sin \Theta_{\text{п}} t. \quad (7.25)^*$$

3. Для уменьшения потери высоты на вводе в пикирование следует уменьшать среднюю скорость, т. е. производить ввод с уменьшением тяги и выпуском тормозных щитков. Сам ввод можно осуществить тремя способами (рис. 7.63) : по прямой без крена, по прямой в перевернутом полете ($\gamma = 180^\circ$), с разворотом. Наименьшая потеря высоты получается при вводе в пикирование в перевернутом полете (с двумя полубочками).

При пикировании с большой высоты ввод безусловно выгоднее выполнять в перевернутом полете, так как в противном случае только для ввода потребуется израсходовать много высоты.

При пикировании с о с р е д н и х в ы с о т ввод в перевернутом полете также дает наименьшую потерю высоты. Но если маневр выполняется для атаки наземной цели, то летчик должен иметь большие навыки в пространственной ориентировке, отыскании цели и слежении за нею в положении самолета «вверх колесами», поэтому на средних высотах ввод в пикирование чаще всего осуществляется с разворотом.

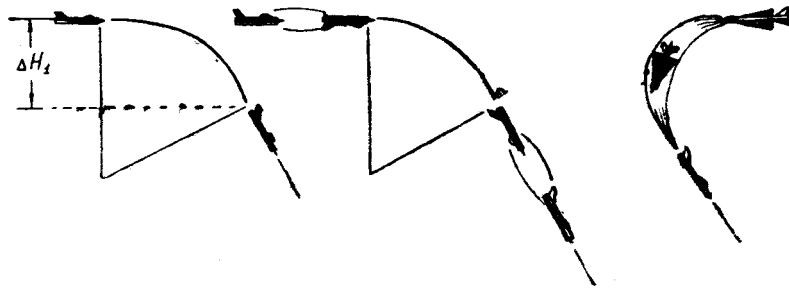


Рис. 7.63: Основные способы ввода самолета в пикирование

4. При вводе в пикирование с разворотом возникает проблема правильного сочетания угловых скоростей опускания носа самолета и разворота, так как разворот должен быть закончен как раз при достижении заданного угла пикирования. Эта задача сводится к *правильному сочетанию перегрузки и угла крена*.

Вспомним систему уравнений (6.4) из VI главы и разделим второе уравнение на третье

$$\frac{d\Theta}{\cos \Theta d\varphi} = \frac{n_y \cos \gamma - \cos \Theta}{n_y \sin \gamma},$$

в конечных величинах (считая $n_y = \text{const}$, $\gamma = \text{const}$ и $\Theta_{\text{ср}} = \frac{1}{2} \Theta_{\text{п}}$) получим

$$\frac{\Delta \Theta}{\Delta \varphi} = \frac{n_y \cos \gamma - \cos \Theta_{\text{ср}} \cos \Theta_{\text{ср}}}{n_y \sin \gamma}, \quad (7.26)$$

Зависимость отношения $\Delta\Theta/\Delta\varphi$ от перегрузки и крена показана графически на рис. 7.64 (при расчете кривых принято $\cos\Theta_{cp} = 0,9$).

Пусть, например, требуется разворотом на 90° ввести самолет в пикирование с углом -45° . Следовательно, $-\Delta\Theta/\Delta\varphi = 0,5$ и маневр ввода можно выполнить одним из следующих способов: $n_y = 1$ и $\gamma = 63^\circ$; 1,5 и 84° ; 2 и 94° ; 4 и 105° ; 8 и 119° (разумеется, годятся и все промежуточные сочетания γ и n_y , соответствующие формуле (7.26)).

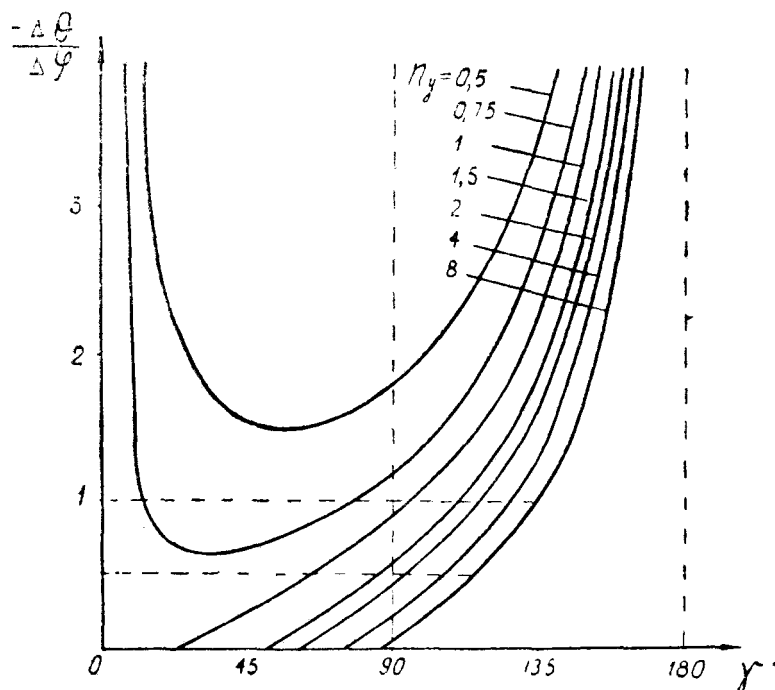


Рис. 7.64: Сочетание перегрузки и крена при вводе самолета в пикирование с разворотом

Выбор одного из возможных вариантов ввода в пикирование является уже штурманской задачей. Он зависит от высоты и скорости полета и от расположения цели относительно линии пути.

5. Техника пилотирования на пикировании сравнительно проста, но имеет некоторые особенности, которые должны учитываться летчиком.

Перед вводом следует оценить высоту и скорость, выбрать ориентир для пикирования под заданным углом или оценить относительное положение цели, выбрать способ ввода, осмотреть воздушное пространство, принять решение для начала маневра.

При вводе по прямой без крена нежелательно уменьшать перегрузку до нуля или до отрицательной величины, так как это затрудняет пилотирование и может привести к остановке двигателя.

При вводе с разворотом пилотировать следует координированно, выводя самолет на ориентир изменением крена и перегрузки, т. е. изменением $\Delta\Theta/\Delta\varphi$ в соответствии с рис. 7.64.

При вводе в перевернутом полете следует иметь в виду, что если обе полубочки выполнить в одну сторону, то курс к концу ввода не изменится; если же первую полубочку выполнить, например, влево, а вторую — вправо, то к концу ввода в пикирование самолет получит большое отклонение влево. Для уменьшения потери высоты на вводе и предотвращения быстрого набора скорости первую полубочку

можно выполнять с предварительным кабрированием и с обычной перегрузкой; вторую полубочку — с уменьшенной перегрузкой, так как большая перегрузка уводит самолет в сторону, что нарушает произведенную в перевернутом полете наводку на цель.

На прямолинейном участке пикирования кроме слежения за целью следует иметь в виду темп нарастания скорости и уменьшения высоты с учетом запаздывания показаний приборов (например, высотомер при крутом пикировании может завывать высоту на 100–200 м). По мере нарастания скорости летчик должен прикладывать к ручке управления все большее давящее усилие. Но снимать это усилие триммером не рекомендуется, так как это может привести к затруднениям на выводе.

При пикировании с больших высот на прямолинейном участке возможно превышение скорости звука, что приводит к перебалансировке самолета, вызываемой смещением центра давления назад. Самолет стремится увеличить угол пикирования (явление продольной неустойчивости по скорости), и летчик должен для сохранения угла несколько подобрать ручку на себя. На некоторых самолетах это явление выражено достаточно сильно, и в этом случае приходится пользоваться триммером, переставным стабилизатором и пр., о чем сказано в Инструкции для конкретного самолета.

Основное внимание на прямолинейном участке пикирования летчик должен уделять определению момента начала вывода, не допуская опаздывания даже при неудачном прицеливании.

Вывод из пикирования должен быть начат своевременно (с учетом запаздывания показаний высотомера) и с некоторым запасом. Нельзя доводить дело до такого положения, когда вывод производится «впритирку» к земле. Даже если по каким-либо тактическим условиям требуется вывести самолет из пикирования на высоте, например, 100 м, то и в этом случае выводить самолет следует с запасом, уменьшая перегрузку и прижимая самолет к земле (к высоте 100 м) только на заключительной стадии вывода, когда станет совершенно ясно, что высоты хватает.

При этом следует учитывать так называемое явление «просадки» самолета. Фактически на выводе из пикирования (из переворота, петли и других нисходящих фигур) никакой «просадки» нет: самолет все время движется по плавной траектории без каких-либо неожиданных изгибов. Но условно «просадкой» можно назвать потерю высоты в конце вывода из пикирования после прохода нулевого угла тангажа, так как при $\vartheta = 0$ угол наклона траектории Θ еще не равен нулю, а именно: $\Theta = -\alpha$ (рис. 7.65). На современных самолетах с крылом малого удлинения угол атаки на выводе из пикирования может быть очень большим (до 15–20°); соответственно будет большой и «просадка».

Величину «просадки» можно рассчитать обычным путем — как вывод из пикирования — по формулам (7.21) и (7.23), приняв $\Theta_{\text{нач}} = -\alpha$ и $\Theta_{\text{кон}} = 0$. Но при этом могут возникнуть затруднения в точном определении разности $\cos \Theta_{\text{нач}} - 1$, так как сам $\cos \Theta_{\text{нач}}$ близок к единице, поэтому лучше применить метод расчета маневров с малыми углами поворота траектории (гл. VI, § 1, п. 8).

При уменьшении скорости на выводе из пикирования «просадка» увеличивается, так как при заданной перегрузке n_y увеличивается угол атаки α («просадку» начинаем считать с угла $\Theta = -\alpha$), а при заданном угле атаки α уменьшаются перегрузка n_y и вертикальное ускорение j_y . Соответственно при увеличении скорости на выводе из пикирования «просадка» уменьшается.

При выводе из пикирования следует обращать внимание на недопущение крена, вращения вокруг продольной оси, перетягивания ручки.

6. Меры безопасности при выполнении пикирования состоят в правильной оценке условий ввода, своевременном начале вывода с учетом рельефа местности и запаз-

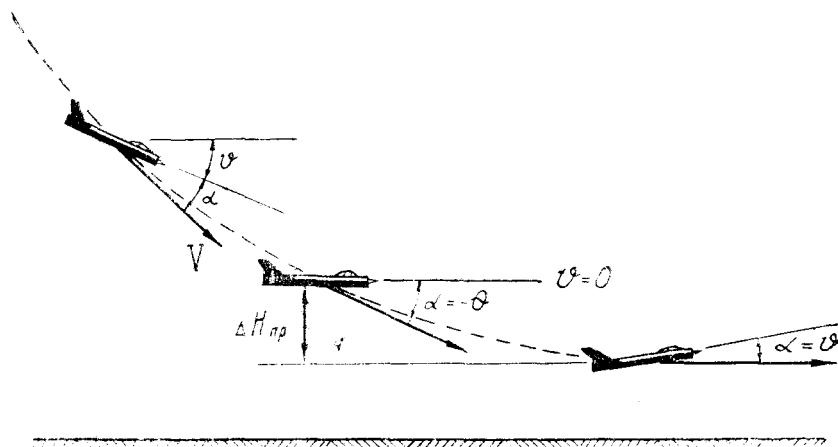


Рис. 7.65: «Просадка» на выводе из пикирования

дывания приборов, в недопущении превышения ограничений по скорости, перегрузке и углу атаки, в специальной проверке отсутствия вращения (ω_x) на выводе, в готовности парировать «подхват».

При анализе пикирования по данным объективного контроля нужно обратить внимание на соответствие условий и способа ввода в пикирование заданию или обстановке, угол пикирования, высоту и скорость на выводе, отсутствие превышения ограничений по скорости, перегрузке и углу атаки. Если пикирование выполнено с отклонениями, то следует установить ошибку летчика, для чего проверить: перегрузку и крен на вводе, продолжительность ввода, момент выключения форсажа и снижения тяги, продолжительность и протяженность прямолинейного участка пикирования, фактическую высоту и скорость в начале вывода, наличие, или отсутствие вращения (ω_x) и крена на выводе и пр.

§8. Спираль

1. **Спираль** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет движется на эксплуатационных углах атаки по спиральной траектории с набором высоты (*восходящая спираль*) или со снижением (*нисходящая спираль*).

Спираль с креном до 45° называется *мелкой*, а с креном более 45° — *глубокой*.

2. Обычно принято рассматривать нисходящую спираль, которой заканчивается пилотаж в зоне. Однако в *воздушном бою* чаще применяется *восходящая* спираль, на которой одновременно используются такие свойства самолета, как «поворотливость» и скороподъемность, т. е. ω и V_y , связанные с перегрузками n_y и n_x .

Восходящую спираль выгодно применить в том случае, когда максимальная тактическая перегрузка $n_{y\text{ макс}}^*$ меньше предельной по тяге перегрузки $n_{y\text{ пр}}$ (в условиях, когда у противника меньше группа индуктивности AG/S и, следовательно, больше предельная по тяге перегрузка $n_{y\text{ пр}}$, а у нас больше располагаемая продольная перегрузка в горизонтальном полете $n_{x\text{ пр}}$). Разворот на спирали здесь следует выполнять с перегрузкой $n_y < n_{y\text{ макс}}^*$, используя избыточную продольную перегрузку $n_{x\text{ пр}}$ на набор высоты. Противник при этом начнет отставать или по высоте, или по скорости.

Если при таком сочетании летных свойств самолетов ввязаться в бой на горизонтали, то противник, имея превосходство в $n_{y\text{ пр}}$, может выполнить вираж с большей угловой скоростью, постепенно улучшая положение для ведения огня или уходя из-под нашей атаки.

3. **Теория спирали.** Траектория движения самолета на установившейся спирали представляет собой винтовую линию, накрученную на вертикальный цилиндр с радиусом r_c (рис. 7.66), который называется *радиусом спирали*. Набор (потеря) высоты за один виток называется *шагом спирали* h_c . Исходя из *схемы сил*, изображенной на рис. 7.66, можно получить все соотношения.

При постоянной скорости необходимо иметь

$$P = Q + G \sin \Theta \text{ или } n_x = \sin \Theta; \quad (7.27)^*$$

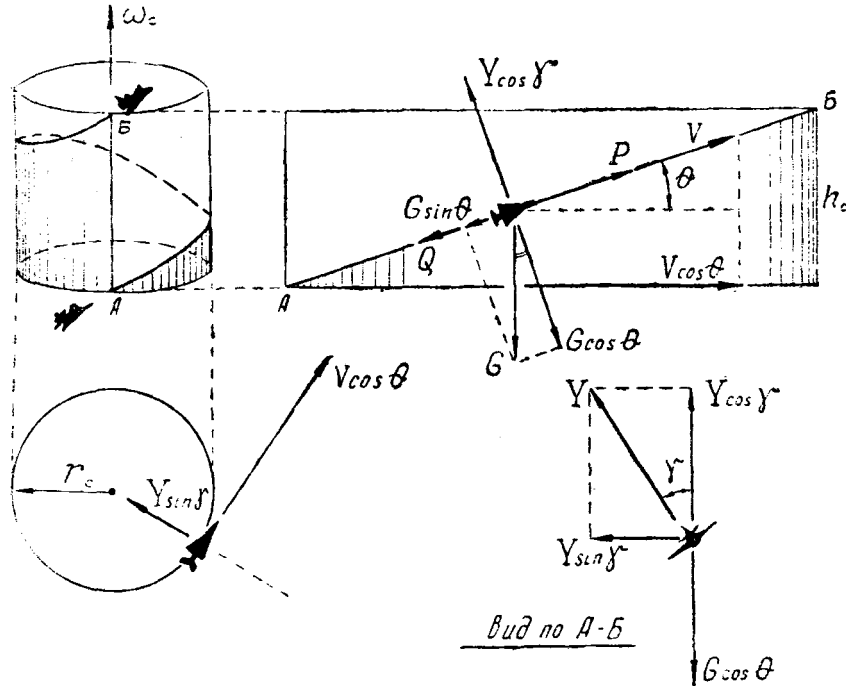


Рис. 7.66: Схема сил, действующих на самолет на спирали

На восходящей установившейся спирали $n_x > 0$, на нисходящей $n_x < 0$, на установившемся вираже $n_x = 0$; на неустановившейся спирали при увеличении скорости $n_x > \sin \Theta$, при уменьшении скорости $n_x < \sin \Theta$.

При постоянном угле набора

$$Y \cos \gamma = G \cos \Theta \text{ или } n_y = \frac{\cos \Theta}{\cos \gamma}; \quad (7.28)^*$$

при заданном крене перегрузка на спирали меньше, чем на вираже.

Из второго закона Ньютона (сила равна массе, умноженной на ускорение) получим

$$Y \sin \gamma = \frac{G}{g} \cdot \frac{(V \cos \Theta)^2}{r_c} \text{ или } r_c = \frac{(V \cos \Theta)^2}{g n_y \sin \gamma},$$

откуда с использованием (7.28) можно вывести *рабочие формулы для расчета радиуса спирали*

$$r_c = \frac{V^2 \cos \Theta}{g \operatorname{tg} \gamma} \text{ или } r_c = \frac{(V \cos \Theta)^2}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \Theta}}. \quad (7.29)^*$$

Время выполнения одного витка спирали определяется по формуле

$$t_c = \frac{2\pi r_c}{V \cos \Theta}. \quad (7.30)$$

Исходя из вертикальной развертки цилиндра на рис. 7.66, получим *шаг спирали*

$$h_c = V \sin \Theta t_c \text{ или } h_c = 2\pi r_c \operatorname{tg} \Theta. \quad (7.31)$$

Полезной может оказаться и следующая формула для определения *угла наклона траектории на спирали*:

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{n_x}{n_y \cos \gamma}, \quad (7.32)$$

полученная делением (7.27) на (7.28). Отсюда для нисходящей спирали, выполняемой без тяги, можно получить

$$\operatorname{tg} \Theta = -\frac{1}{k \cos \gamma}. \quad (7.33)^*$$

Заметим, что при овладении общими методами динамики полета совершенно не требуется запомнить схемы сил и формулы для каждого маневра: все получается автоматически путем логических преобразований системы дифференциальных уравнений движения центра масс самолета, приведенной в VI главе.

Однако если на занятиях с летным составом разбирается только одна фигура пилотажа, то проще будет получить необходимые математические соотношения из конкретной схемы сил для данной фигуры. Если же проводится серия занятий по маневрированию, то целесообразно при разборе каждой фигуры исходить из общих уравнений (6.3) или (6.4).

4. При расчете спирали имеется много свободных параметров, которыми приходится задаваться. Например, на заданной скорости V и при заданной тяге P (в том числе и при $P = 0$) можно выполнить спираль с различным углом крена γ (или наклона траектории Θ), поэтому одним из этих углов также следует задаться (или задаться их эквивалентами — n_y , ω_c , r_c и пр).

Пример. Задано: V , H , P , n_y . Требуется найти: γ , Θ , r_c и другие параметры спирали.

Решение:

- имея V , H и n_y и аэродинамические характеристики самолета, обычным способом находим лобовое сопротивление Q ;
- имея P , Q и вес самолета G , находим n_x ;
- имея n_x , по формуле (7.27) находим Θ ;
- имея n_y и Θ , по формуле (7.28) находим γ ;
- имея V , Θ и n_y , по формулам (7.29)–(7.31) находим r_c , t_c , h_c и другие интересующие нас параметры спирали.

5. При исследовании нисходящей спирали возникает *вопрос о минимальном шаге* одного ее витка, что связано с вопросом о минимальном изменении высоты при развороте на нисходящей спирали на любой произвольный угол $\Delta\varphi$.

Если отвлечься от практики и рассуждать чисто *теоретически*, то минимальный шаг нисходящей спирали получается при отвесном снижении (рис. 7.67).

На рис. 7.68 показана *зависимость шага нисходящей спирали h_c от крена γ* для некоторого самолета, имеющего $k_{\max} = 8$ при $V_{\text{и}} = 450$ км/ч и выполняющего спираль без тяги ($P = 0$) на индикаторной скорости $V_{\text{и}} = 600$ км/ч.

Здесь следует обратить внимание на то, что при увеличении крена до 60° шаг спирали очень *быстро уменьшается*; при крене $60 - 75^\circ$ шаг спирали изменяется незначительно и даже выявляется некоторый *промежуточный минимум* (при крене 65°); при увеличении крена от 75 до 90° шаг спирали *снова быстро уменьшается*. При других величинах максимального аэродинамического качества, наивыгоднейшей скорости самолета, фактической скорости на спирали и тяги зависимость $h_c(\gamma)$ может иметь другой вид с другими величинами промежуточного минимума шага спирали и соответствующего крена.

Крен, при котором имеет место промежуточный минимум шага спирали, назовем *оптимальным* — $\gamma_{\text{опт}}$. Его можно найти по формуле (без вывода)

$$\text{tg } \gamma_{\text{опт}} = \sqrt{1 + \left(\frac{V}{V_{\text{НВ}}}\right)^2}, \quad (7.34)^*$$

которая получена для пологих спиралей ($\cos \Theta \simeq 1$) без учета влияния сжимаемости воздуха и при $P = 0$.

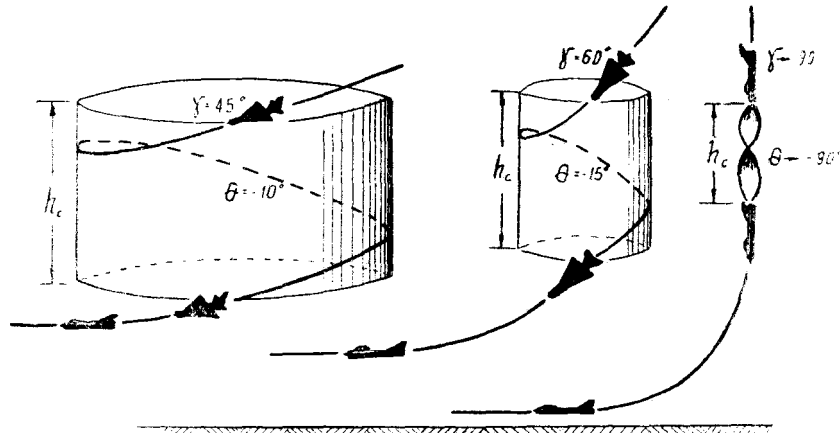


Рис. 7.67: Влияние крена на шаг спирали и на высоту выхода в горизонтальный полет

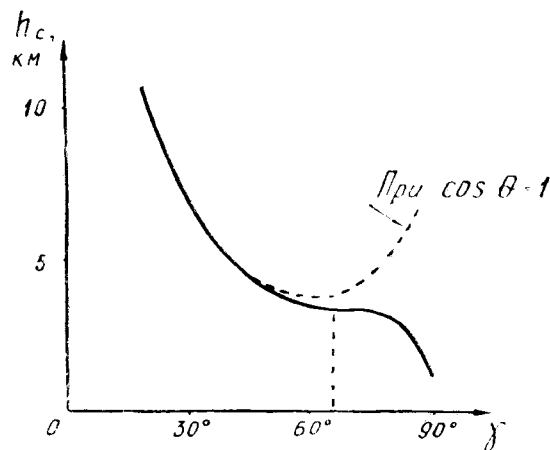


Рис. 7.68: Зависимость шага нисходящей спирали от крена

Практически нисходящую спираль следует выполнять с креном $45\text{--}50^\circ$. В этом случае теряется минимальная высота при развороте на заданный угол, *включая участки ввода и вывода*. Дело в том, что на спирали для поддержания скорости угол снижения должен быть заметно *больше*, чем на прямолинейном планировании (формула (7.33)), поэтому перед вводом в спираль летчик должен предварительно *увеличить* угол планирования, на что расходуется высота, а после выполнения разворота — *уменьшить* угол, на что также расходуется высота. При увеличении крена до $45\text{--}50^\circ$ шаг одного витка спирали уменьшается гораздо быстрее, чем увеличивается расход высоты на ввод и вывод. При увеличении крена свыше $45\text{--}50^\circ$ расход высоты на ввод и вывод растет быстрее, чем уменьшается шаг самой спирали (рис. 7.67). В результате получается, что потеря высоты на витке спирали, включая участки ввода и вывода, имеет *практический минимум* в районе крена $45\text{--}50^\circ$.

6. Важное значение имеют **направления и величины угловых скоростей вращения самолета** относительно связанных осей. Вектор угловой скорости вращения самолета ω_c направлен вертикально вверх на левой спирали и вертикально вниз — на правой (по правилу «буравчика»). На рис. 7.69 показано разложение вектора ω_c на связанные оси самолета x_1, y_1, z_1 на левых восходящей и нисходящей спиралях. Именно такие угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ должен создать летчик рулями, чтобы получилась правильная спираль.

Относительно поперечной оси z_1 самолет и на левой, и на правой спиралях должен вращаться в сторону кабрирования ($+\omega_z$), что обеспечивается соответствующим отклонением ручки на себя.

Относительно вертикальной оси y_1 самолет на левой спирали должен разворачиваться влево ($+\omega_y$), а на правой спирали — вправо ($-\omega_y$), что обеспечивается отклонением педалей по спирали (само отклонение здесь невелико, и правильнее говорить о нажатии на педаль в сторону выполняемой спирали). Необходимое положение педалей контролируется по нейтральному положению шарика указателя скольжения.

На левом вираже и левой восходящей спирали относительно продольной оси x_1 самолет должен вращаться вправо ($+\omega_x$), на левой нисходящей спирали — влево ($-\omega_x$); на правом вираже и правой восходящей спирали — влево ($-\omega_x$); на правой нисходящей спирали — вправо ($+\omega_x$). Это вращение, необходимое для постоянства крена, обеспечивается соответствующим отклонением элеронов. Поддерживая крен отклонением ручки в ту или иную сторону, следует обратить внимание на то, чтобы не увеличить крен и не войти в глубокую спираль. Выполнять нисходящие спирали с креном более 50° и с углом снижения более 20° не рекомендуется.

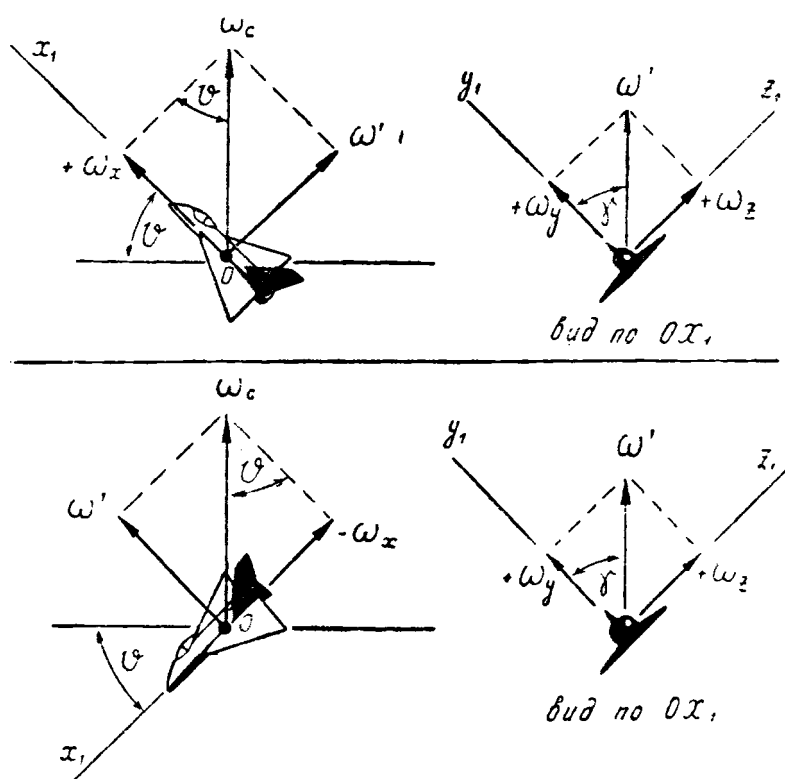


Рис. 7.69: Вектор вращения самолета и его составляющие на левых восходящей и нисходящей спиралях

Восходящая спираль — более безопасная фигура, и ее можно выполнять с любым креном и углом набора. Но следует знать, что при увеличении угла набора

нужно уменьшать скорости вращения относительно поперечной и вертикальной осей (ω_z и ω_y), а относительно продольной оси (ω_x) — увеличивать. Так как вращение относительно продольной оси (ω_x) должно быть направлено в противоположную восходящей спирали сторону, то при увеличении угла набора восходящая спираль одного направления постепенно превращается в восходящую бочку противоположного направления (рис. 7.70), что должно обеспечиваться соответствующим отклонением рулей, т. е. уменьшением нажатия на педаль, уменьшением отклонения ручки на себя и увеличением отклонения ручки в сторону бочки (в сторону, противоположную первоначальной спирали).

7. **Техника пилотирования и переключение внимания** на спирали в основном такие же, как и на вираже или развороте. Но имеются некоторые особенности.

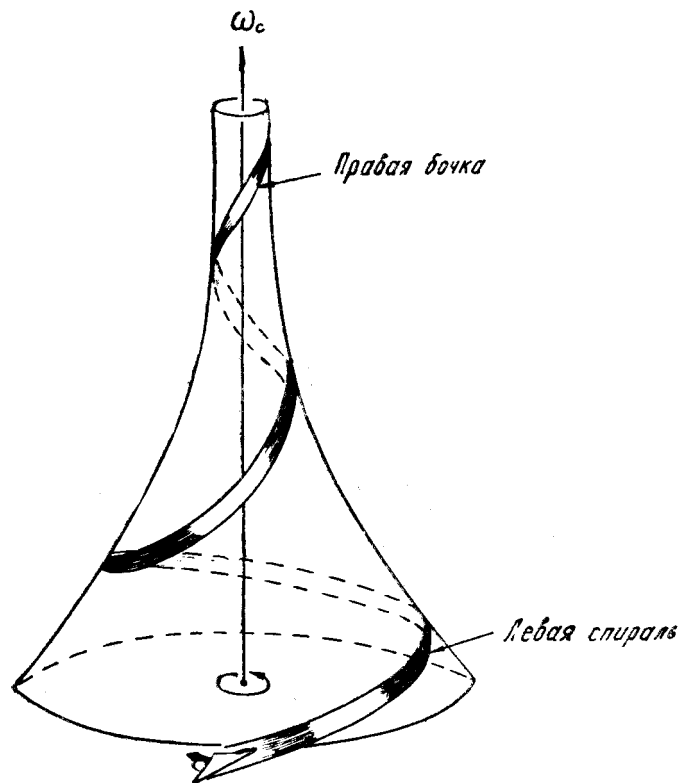


Рис. 7.70: Вырождение левой восходящей спирали в правую восходящую бочку при увеличении угла набора

При вводе в нисходящую спираль сначала создается необходимый угол снижения, а затем крен. На самой спирали скорость поддерживается увеличением или уменьшением угла снижения при постоянном крене (45°), т. е. изменением перегрузки при помощи отклонения ручки от себя или на себя.

На нисходящей спирали распространенным отклонением является увеличение крена вследствие ошибочных действий летчика. На эту ошибку может наслаиваться другая — стремление летчика предотвратить опускание носа самолета выбором ручки на себя без уменьшения крена. При любом непонятном поведении самолета на нисходящей спирали (опускание носа, ускорение вращения, увеличение перегрузки и т. д.) следует прежде всего вывести самолет из крена. Исправлять большие отклонения без вывода самолета из спирали здесь не рекомендуется.

При вводе в восходящую спираль также сначала создается необходимый угол набора, а затем крен. На самой спирали скорость можно регулировать как изме-

нением перегрузки и крена при постоянном угле набора (уменьшение перегрузки способствует увеличению скорости), так и изменением угла набора при постоянном крене. Обычно применяется комбинированный способ. Например, для предотвращения падения скорости уменьшаются и перегрузка, и угол набора с последующим уменьшением крена.

Основным *отклонением* на восходящей спирали является постепенное увеличение крена, иногда за 90° . Это отклонение становится трудноустранимым, если оно сопровождается одновременным увеличением угла набора и потерей скорости. *Исправлять* такое отклонение следует увеличением крена до 180° и выходом в горизонтальный полет в перевернутом положении с умеренной перегрузкой, соответствующей индикаторной (приборной) скорости. В конце выполняется полубочка. Следовательно, выход из восходящей спирали может выполняться одним из способов выхода из горки.

При малом угле набора вывод из восходящей спирали целесообразнее производить обычным способом, т. е. убрать крен и отклонением ручки от себя положить нос самолета на горизонт. При большом угле набора вывод лучше производить «через плечо», т. е. увеличить крен за 90° (вплоть до 180°), отклонением ручки на себя положить нос самолета на горизонт и вывернуть самолет полубочкой в нормальное положение горизонтального полета.

Меры безопасности при выполнении спирали обычные: не допускать чрезмерного падения скорости, на нисходящей спирали — увеличения крена и угла снижения, а на восходящей — чрезмерного увеличения угла набора.

При анализе выполнения спирали по данным объективного контроля можно ограничиться обычной проверкой отсутствия превышения летных ограничений. При ненормальностях в выполнении спирали следует сразу же обратить внимание на величину крена и на порядок, в котором убирались на выводе крен и угол тангажа.

§9. Косая петля

1. **Косая петля** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает в наклонной плоскости замкнутую кривую, расположенную выше точки ввода.

2. Затяжной **маневренный воздушный бой** очень часто вырождается в преследование противниками друг друга по траекториям косой петли. Завязав бой на горизонталях, кто-то из летчиков начинает постепенно приподнимать один край виража, чтобы использовать превосходство в n_{x_p} , и «карусель» продолжается в наклонной плоскости. При завязке боя на вертикалях (погоня и уход по траекториям обычной петли Нестерова) у одного из противников вследствие малой величины n_{x_p} может не хватать скорости для выхода в верхнюю точку петли и тогда маневрирование также переходит в наклонную плоскость. Таким образом, косая петля является одной из самых распространенных фигур маневренного воздушного боя.

Правильная косая петля должна выполняться в одной плоскости, наклон которой к горизонту задается углом ψ (рис. 7.71). И обычный вираж ($\psi = 0$), и петля Нестерова ($\psi = 90^\circ$) являются частными случаями косой петли. Летчик должен уметь выполнять косую петлю под любым углом наклона от 0 до 90° .

3. **Теория косой петли** основана на теории движения в наклонной плоскости, изложенной в VI главе (§ 2, п. 7, рис. 6.2). Вспомним оттуда некоторые величины, важные для пилотирования:

$\Delta\gamma$ — *угол откренивания* плоскости симметрии самолета от плоскости косой петли. Этот угол необходим для удержания самолета в заданной плоскости, т. е. для обеспечения равенства сил $G \cos \psi = Y \sin \Delta\gamma$, откуда была получена формула $\sin \Delta\gamma = \cos \psi / n_y$ (6.8);

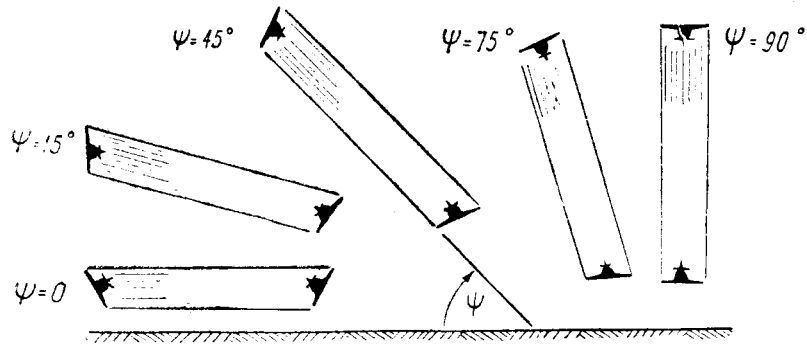


Рис. 7.71: Варианты кривой петли

$\varphi_{пл}$ — угол поворота траектории в плоскости кривой петли, связанный с углом наклона траектории к горизонту зависимостью $\sin \Theta = \sin \psi \sin \varphi_{пл}$ (6.10).

Чем меньше угол ψ (ближе к виражу), тем больше должен быть угол отклонения $\Delta\gamma$ от плоскости фигуры. При увеличении угла ψ (ближе к петле Нестерова) угол отклонения $\Delta\gamma$ уменьшается и становится равным нулю при $\psi = 90^\circ$.

Из формулы (6.8) также видно, что угол отклонения $\Delta\gamma$ уменьшается при увеличении перегрузки, поэтому в первой и последней четвертях кривой петли (когда пере-

грузка сравнительно большая) угол $\Delta\gamma$ должен быть меньше, чем во второй и третьей четвертях (когда перегрузка уменьшается). Например, при выполнении кривой петли с углом наклона $\psi = 45^\circ$ угол отклонения в нижней точке при перегрузке $n_y = 6$ должен быть равен $\Delta\gamma = 7^\circ$ (крен $\gamma = 38^\circ$), в верхней точке при перегрузке $n_y = 2$ получим $\Delta\gamma = 21^\circ$ ($\gamma = 114^\circ$).

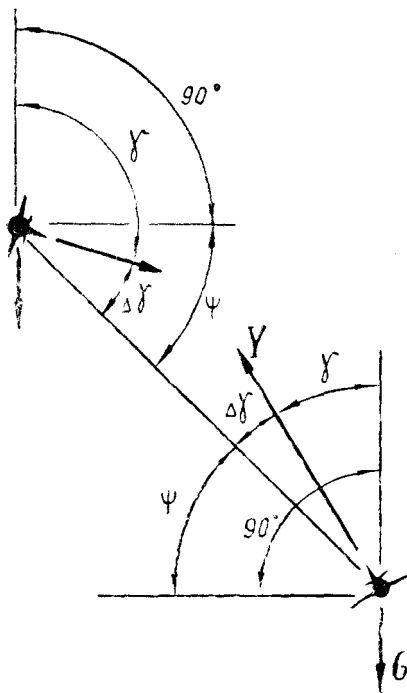


Рис. 7.72: К определению угла крена на кривой петле

Внимательно проанализировав углы ψ , γ и $\Delta\gamma$ на рис. 7.72, можно найти, что в нижней точке кривой петли угол крена (относительно горизонтальной плоскости) равен $\gamma = 90^\circ - \psi - \Delta\gamma$, а в верхней точке $\gamma = 90^\circ + \psi - \Delta\gamma$. Между этими точками крен γ изменяется по сложному закону. Если в первом приближении пренебречь углом отклонения, т. е. положить $\Delta\gamma = 0$, то угол крена γ_0 будет связан с углом ψ и с углом поворота траектории в плоскости петли $\varphi_{пл}$ следующей формулой:

$$\operatorname{tg} \gamma_0 = \frac{\operatorname{tg}(90^\circ - \psi)}{\cos \varphi_{пл}}. \quad (7.35)$$

На рис. 7.73 эта зависимость показана графически. В начале кривой петли $\gamma_0 = 90^\circ - \psi$, при повороте на 90° (т. е. в начале второй четверти) $\gamma_0 = 90^\circ$, при повороте на 180° (т. е. в верхней точке) $\gamma_0 = 90^\circ + \psi$, при повороте на 270° (т. е. в начале последней четверти) $\gamma_0 = 90^\circ$, в конце кривой петли $\gamma_0 = 90^\circ - \psi$.

Для получения величины фактического крена на правильной кривой петле нужно

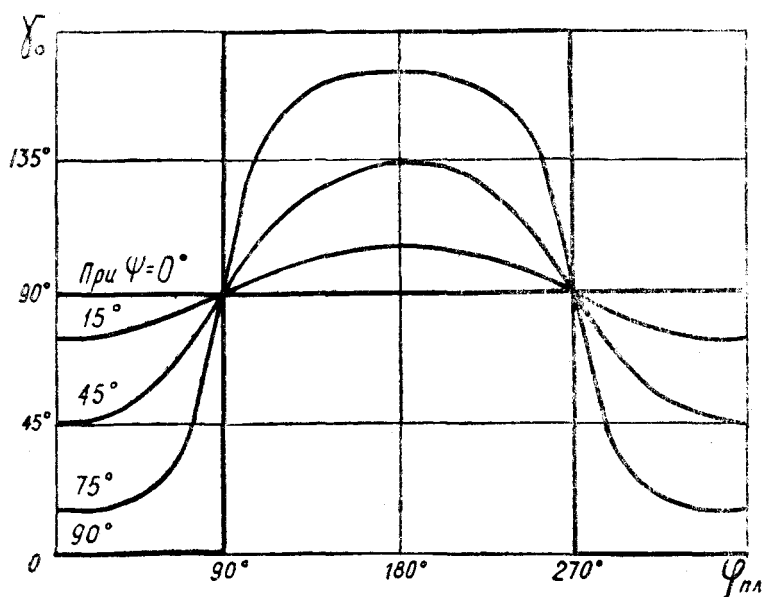


Рис. 7.73: Изменение крена на кривой петле, выполняемой без откренивания плоскости симметрии самолета от плоскости фигуры (теоретический случай)

из γ_0 в каждой точке петли вычесть угол откренивания $\Delta\gamma$, вычисленный с учетом изменения перегрузки n_y . Примерный результат представлен на рис. 7.74. Если функция $\gamma_0(\varphi_{пл})$ и рис. 7.73 справедливы в любом случае и для любого самолета, то функция $\gamma(\varphi_{пл})$ и рис. 7.74 зависят от типа самолета и манеры пилотирования, т. е. от закона изменения перегрузки n_y по углу поворота траектории $\varphi_{пл}$.

4. **Набор высоты** от точки ввода до верхней точки кривой петли (кривой полупетли) зависит от средней перегрузки n_y , угла наклона ψ и средней скорости V . Точный расчет кривой петли возможен только методами численного интегрирования уравнений движения центра тяжести самолета. Приближенный расчет можно произвести с использованием энергетического метода.

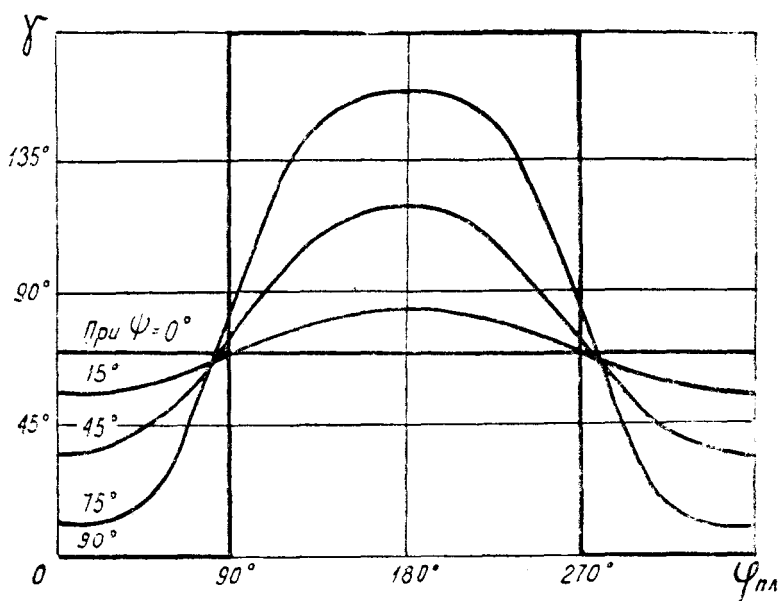


Рис. 7.74: Фактическое изменение крена на кривой петле

Если на обычной петле Нестерова самолет до верхней точки набирает высоту ΔH , то на косой петле — при равных радиусах — будет набрана высота $\Delta H \sin \psi$. Набирая меньшую высоту, самолет на косой петле меньше теряет скорость, поэтому *область высот и скоростей безопасного ввода в косую петлю* расширяется по сравнению с областью для обычной петли. При правильном пилотировании безопасные скорость и высота ввода определяются из условий выхода в верхнюю точку петли на скорости не менее эволютивной. На рис. 7.75 как пример показана зависимость области $V-H$ ввода в косую петлю (и косую полупетлю) от угла наклона плоскости фигуры. При $\psi = 90^\circ$ имеем область ввода в обычную петлю (полупетлю). По мере уменьшения угла ψ границы области ввода приближаются к границам диапазона горизонтального полета самолета.

5. Техника пилотирования на косой петле сложнее, чем на обычной петле Нестерова. Это объясняется *сложным изменением крена* при повороте траектории (рис. 7.74).

При больших углах ψ косую петлю можно выполнять с постоянным наклоном поперечной оси самолета к горизонту, т. е. *без откренивания* на угол $\Delta\gamma$, так как вследствие малости боковой составляющей веса спиральность траектории здесь незначительна. В этом случае фактический крен γ будет равен крену γ_0 (рис. 7.73). Техника пилотирования и переключение внимания — как на обычной петле Нестерова.

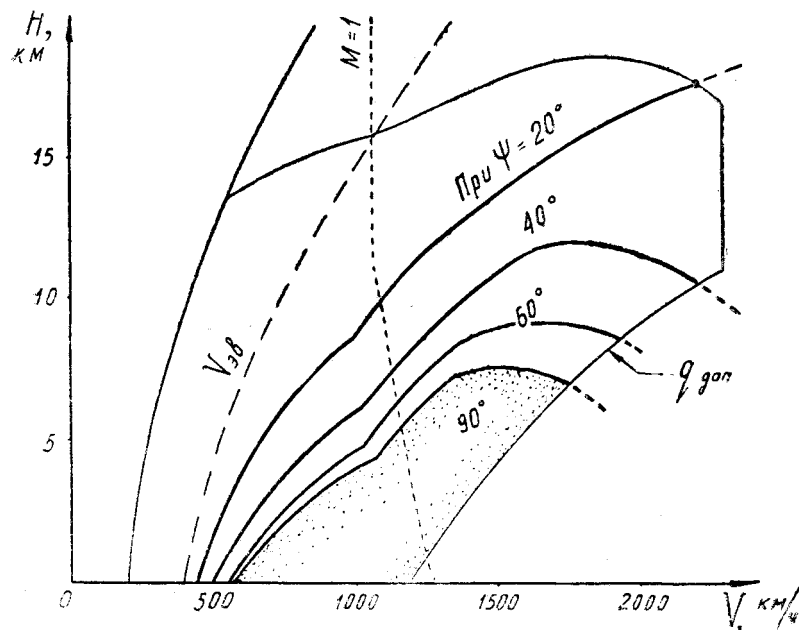


Рис. 7.75: Область высот и скоростей безопасного ввода в косую петлю и полупетлю

При малых углах ψ (менее 30°) крен хорошо определяется как по естественно-му горизонту, так и по авиагоризонту. В данном случае техника пилотирования и переключение внимания — как на вираже. Особенность заключается только в том, что в нижней части фигуры крен нужно несколько уменьшать, а в верхней части — увеличивать (см. рис. 7.71 и 7.74 при $\psi = 0$ и 15°).

Наиболее трудно выполнить правильную косую петлю *со средним углом наклона*. Возьмем для примера петлю с углом $\psi = 45^\circ$. На вводе крен здесь должен быть равен $\gamma = 37^\circ$ (при перегрузке $n_y = 5$). При развороте на 90° крен нужно увеличить до $\gamma = 80^\circ$ (при $n_y = 4$). В верхней точке крен должен быть равен $\gamma = 120^\circ$ (при $n_y = 2,7$), но крен 120° будет воспринят летчиком, как крен 60° . На нисходящей

части кривой петли крен при аналогичных перегрузках следует уменьшать от 120 до 80 и 37°.

Как же практически выполнить косую петлю со средним углом наклона ее плоскости? Рекомендации здесь можно дать следующие.

Проделав все необходимые операции, предшествующие выполнению фигуры, летчик по естественному горизонту и по авиагоризонту создает в горизонтальном полете левый крен 37° (для примера рассмотрим левую косую петлю с углом наклона $\psi = 45^\circ$) и в течение 3–4 с увеличивает перегрузку до $n_y = 5 - 6$. В течение этих секунд крен *выдерживается постоянным* (по авиагоризонту, рис. 7.76), так как в начале фигуры крен и не должен заметно изменяться. Теоретически при повороте на угол $\varphi_{пл} = 20^\circ$ крен следовало бы увеличить от 37 до 39°. Это положение самолета фиксируется, т. е. не допускается вращение вокруг продольной оси. После поворота траектории на угол $\varphi_{пл} \simeq 40 - 50^\circ$ силуэт на авиагоризонте начинает постепенно заваливаться и на этот прибор до верхней точки фигуры обращать внимание не следует.

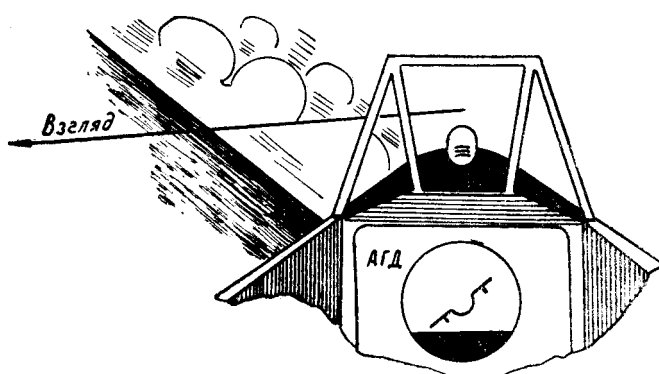


Рис. 7.76: Положение самолета на вводе в левую косую петлю с наклоном 45° (левый крен около 37°)

На восходящей части фигуры после прохода максимума перегрузки пространственное положение самолета можно проконтролировать по положению поперечной оси самолета (плоскости крыла) относительно земли, воспользовавшись тем обстоятельством, что воображаемая поперечная ось (продолжение плоскости крыла) на протяжении всей кривой петли «упирается» примерно в одну точку земной поверхности (рис. 7.77).

К верхней точке рассматриваемой кривой петли самолет должен подойти с левым креном 120° (если отсчитывать крен от нормального положения самолета); летчик в данном случае, отсчитывая угол от перевернутого положения, будет считать, что самолет имеет правый крен 60°. С изображенным на рис. 7.78 креном можно пройти значительный участок кривой петли вблизи ее вершины. Теоретически при повороте траектории от $\varphi_{пл} = 160^\circ$ до $\varphi_{пл} = 200^\circ$ угол крена должен измениться на величину $\pm 3^\circ$. Если же самолет подошел к верхней точке кривой петли с другим креном, то здесь самый удобный момент для восстановления нормального пространственного положения в соответствии с рис. 7.78.

Обычно при нейтральных элеронах на восходящей части кривой петли самолет стремится увеличить крен по сравнению с необходимым для нормального выполнения фигуры (причины увеличения крена — те же, что и на вираже), т. е. в нашем примере самолет к верхней точке стремится подойти с креном $\gamma > 120^\circ$ (приближаясь к перевернутому полету), что по рис. 7.78 соответствует повороту кабины и силуэтика на АГД против часовой стрелки (влево). Для восстановления нормального положения

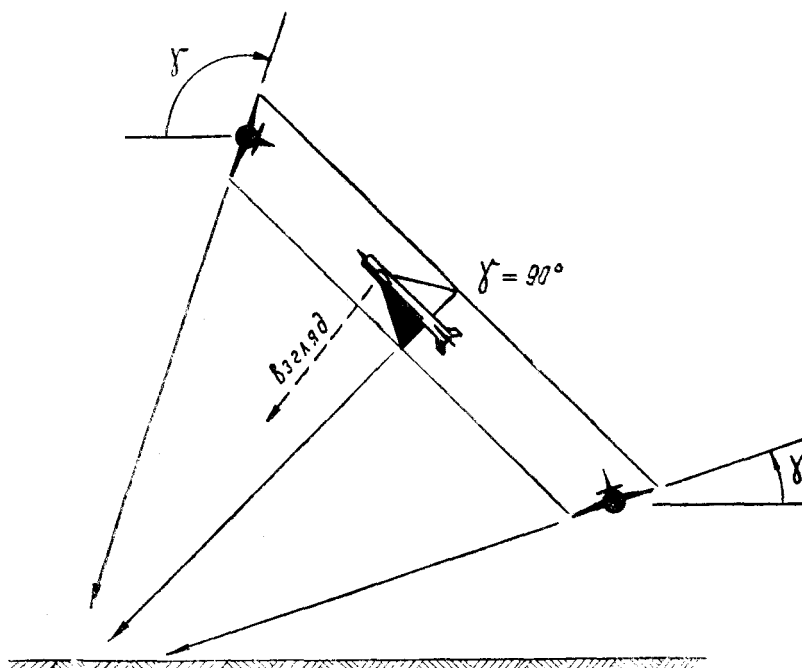


Рис. 7.77: Контроль пространственного положения самолета на восходящей части косої петли

самолета ($\gamma = 120^\circ$) летчик должен здесь отклонить ручку вправо.

На правой косої петле для восстановления нормального положения самолета в верхней точке чаще приходится отклонять ручку влево.

На нисходящей части косої петли нос самолета следует вести вдоль воображаемой линии пересечения плоскости фигуры с поверхностью земли (рис. 7.79), для чего нужно периодически поглядывать вверх (на землю) вдоль линии А—Б.

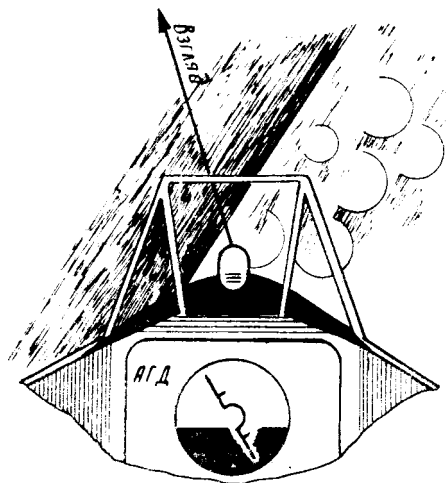


Рис. 7.78: Положение самолета в верхней точке левой косої петли с наклоном 45° (левый крен 120° ; по мнению летчика — это правый крен 60°)

6. **Отклонения и ошибки** на косої петле — примерно те же, что и на обычной петле Нестерова (выход в верхнюю точку на пониженной скорости, уменьшение или увеличение перегрузки по сравнению с заданной и т. д.).

Х а р а к т е р н ы м о т к л о н е н и е м для косої петли является

спиральность траектории (выполнение фигуры не в одной плоскости). *Ошибка летчика* — неправильное отклонение элеронов. *Причины* — неумение определять пространственное положение самолета на косой петле, непонимание теоретических основ данной фигуры.

Очень часто летчик выполняет косую петлю без откренивания самолета на угол $\Delta\gamma$, т. е. сохраняя неизменным положение поперечной оси самолета относительно земли (рис. 7.80). При этом иногда говорят, что такая косая петля выполняется с «постоянным креном», хотя фактически и по АГД крен здесь меняется по закону $\gamma_0(\varphi_{пл})$, изображенному на рис. 7.73. При больших углах ψ такую манеру пилотирования нельзя считать ошибкой и можно даже рекомендовать, так как спиральность траектории из-за малости боковой составляющей веса почти незаметна и боковое уклонение Δz мало. При малых углах ψ откренивание обязательно, особенно на нисходящей части косой петли, так как в противном случае самолет затягивается в спираль. При попадании в нисходящую спираль ни в коем случае не следует пытаться продолжать фигуру. *Нужно немедленно вывести самолет из крена, а затем — из пикирования* (по рис. 7.80,б в точке 4 следует повернуть самолет элеронами вправо и выводить из пикирования, как показано пунктиром).

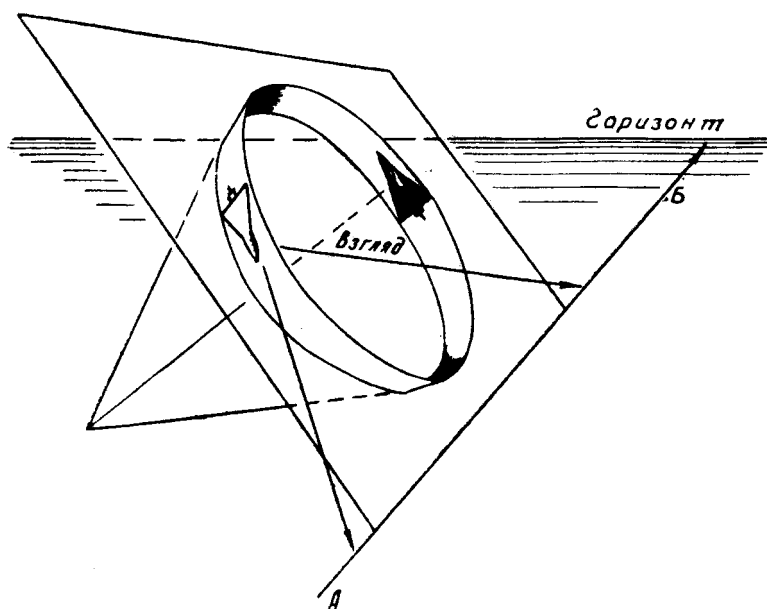


Рис. 7.79: Контроль пространственного положения самолета на нисходящей части косой петли (нос самолета нужно вести вдоль линии А—Б)

Но вред может принести и *чрезмерное откренивание* на восходящей части косой петли. Если угол $\Delta\gamma$ будет больше, чем требуется, то самолет войдет в восходящую спираль (рис. 7.81) и за счет набора дополнительной высоты потеряет скорость. При произвольном входе в восходящую спираль также не следует продолжать фигуру, а нужно увеличить крен до 180° (положить самолет на спину), подтянуть нос самолета к горизонту (движением ручки на себя и созданием перегрузки, соответствующей приборной скорости) и выполнить полубочку. Когда спиральность траектории обнаружена с запозданием, при значительном падении скорости (до эволютивной и ниже), то нужно отдачей ручки от себя уменьшить перегрузку почти до нуля (до $+0,2 \div +0,3$), убрать крен и скольжение, поставить рули нейтрально и позволить самолету самостоятельно опустить нос и набрать скорость, после чего управляемость восстанавливается, и летчик может вывести самолет в режим горизонтального полета

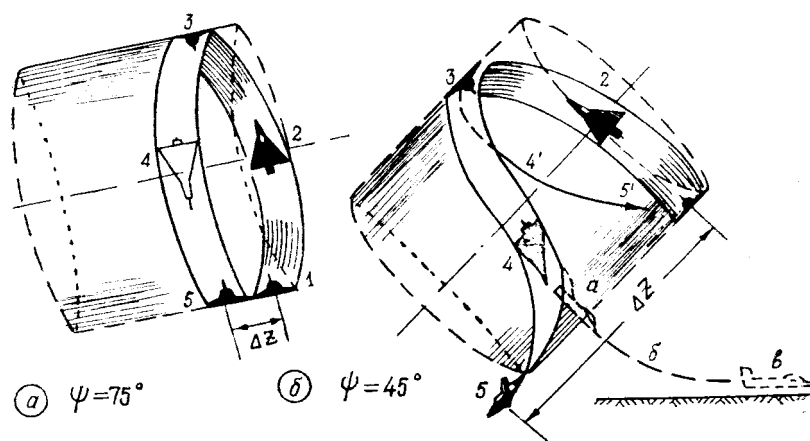


Рис. 7.80: Траектория на косой петле при ее выполнении без откренивания (1–2–3–4–5). Исправление отклонения (а–б–в). Траектория при отклонении ручки вправо в точке 3 (3–4'–5'–1)

или начать какой-либо новый маневр.

В этом вопросе нужно строго придерживаться рекомендаций Инструкции. Так, например, для некоторых самолетов рекомендуется при потере скорости на больших углах тангажа сваливать машину на нос отклонением педалей. Однако для других самолетов выполнение такой рекомендации может привести к попаданию в обычный или перевернутый штопор.

Для исключения возможности попадания в восходящую спираль *первую половину фигуры можно выполнять без откренивания*, т. е. с постоянным наклоном поперечной оси самолета к горизонту. По рис. 7.80 это соответствует участку траектории 1–2–3. В верхней точке косой петли при малых ψ угол откренивания $\Delta\gamma$ нужно создать обязательно. При этом самолет из точки 3 (по рис. 7.80,б) пойдет по траектории 3–4'–5'–1.

7. Полупереворот (косой переворот) — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на угол более 90° (но менее 180°) с последующим движением по нисходящей траектории в наклонной плоскости и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу.

Полупереворот — есть, по сути, вторая половина косой петли, поэтому *схема сил*, действующих на самолет на полуперевороте, *теория* этой фигуры и *правила пилотирования* такие же, как на косой петле.

Неполную полубочку, с которой начинается полупереворот, следует выполнять с расчетом зафиксировать крен $\gamma = 90^\circ + \psi - \Delta\gamma$ (см. рис. 7.72, положение в верхней точке). При больших углах ψ полупереворот рекомендуется выполнять на малом газе или на максимале (в боевой обстановке — на максимале); техника пилотирования при этом напоминает технику пилотирования на обычном перевороте. При малых углах ψ полупереворот рекомендуется выполнять на максимале или на форсаже (в боевой обстановке — на форсаже); техника пилотирования при этом напоминает технику пилотирования на форсированном развороте. Как и в случае косой петли, наибольшие затруднения могут возникнуть при выполнении полупереворота *со средними углами наклона траектории* ($\psi = 40 - 50^\circ$). Здесь особое внимание следует обратить на отсутствие спиральности траектории, для чего намечается взглядом линия движения носа самолета после выполнения начальной полубочки.

Если на обычном перевороте ($\psi = 90^\circ$) самолет теряет высоту ΔH , то на полуперевороте при равных диаметрах будет потеряна высота $\Delta H \sin \psi$, поэтому *область*

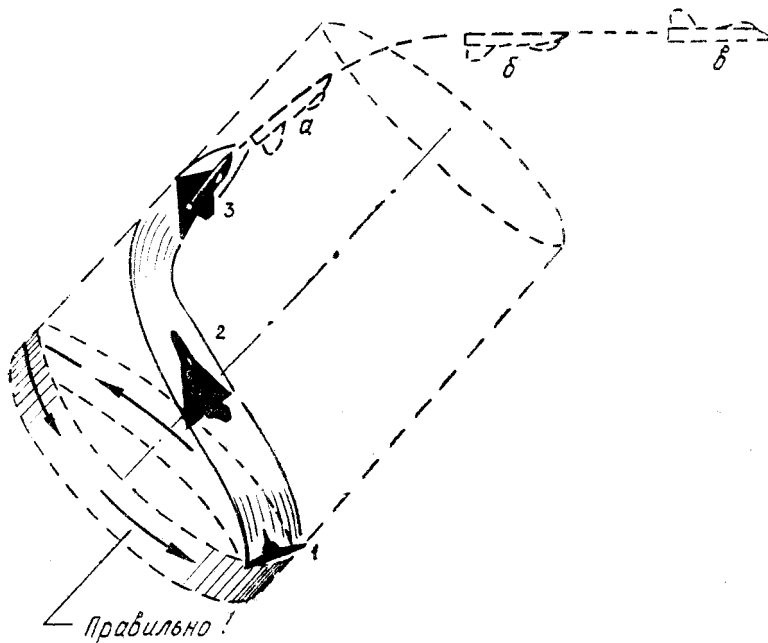


Рис. 7.81: Траектория на косой петле при чрезмерном откренивании (1—2—3). Исправление отклонения (а—б—в)

безопасного ввода самолета в полупереворот шире, чем область для обычного переворота.

На рис. 7.82 как пример показана зависимость от угла наклона ψ безопасной области $H-V$ ввода в полуперевороты, выполняемые на малом газе (подобные графики существуют и для случаев выполнения фигуры на максимале и на форсаже). В самом первом приближении можно считать, что безопасная высота ввода уменьшается пропорционально $\sin \psi$, если идти от обычного переворота, когда $\psi = 90^\circ$, к обычному развороту, когда $\psi = 0$.

В смысле *расхода высоты* полупереворот является более коварной фигурой, чем обычный переворот. Если, например, безопасная высота ввода в обычный переворот равна 3 км, то летчик, произведя ввод на этой высоте, имеет достаточный резерв даже при грубых ошибках в технике пилотирования. При выполнении полупереворота заложенный безопасной высотой ввода резерв может быть быстро израсходован. Пусть, например, безопасная высота ввода в полупереворот с углом наклона $\psi = 30^\circ$ равна 1 км, но эта высота дает резерв на выводе только при $\psi = \text{const} = 30^\circ$. Если же на полуперевороте будет допущена спиральность траектории или увеличение угла ψ , то расход высоты сразу же резко возрастает и положение становится критическим.

При малейшем сомнении в правильности протекания этой фигуры летчик должен немедленно убрать крен до нуля и выводить самолет из пикирования по кратчайшему направлению, т. е. в вертикальной плоскости, не допуская при этом перетягивания ручки и сваливания.

§10. Боевой разворот

1. **Боевой разворот** — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет энергично набирает высоту с одновременным разворотом на 180° или на заданный угол.

Иногда боевой разворот определяют как разворот на 180° в минимальное время с максимальным набором высоты. Последнее определение неправильно, так как макси-

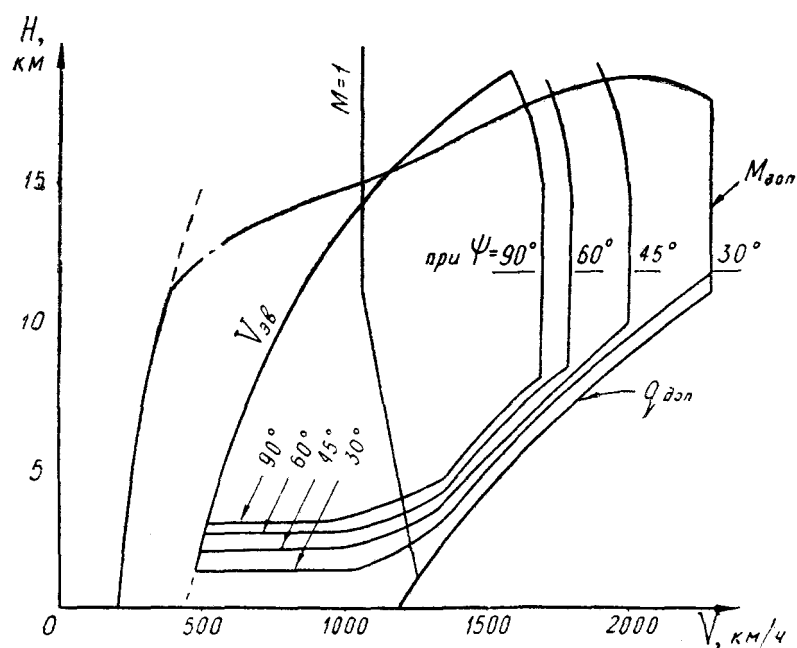


Рис. 7.82: Область высот и скоростей безопасного ввода в полупереворот (без форсажа с уменьшением оборотов)

мальный набор высоты можно получить при медленном развороте с малым креном, и, наоборот, минимальное время получается при движении по траектории, напоминающей форсированный разворот в горизонтальной плоскости (сначала с небольшим набором, а затем со снижением).

Боевой разворот может выполняться самыми *разнообразными способами*: в виде форсированного разворота с набором, в виде части витка восходящей спирали (с различными углами набора и крена), в виде косо́й полупетли (с различными углами наклона ее плоскости), в виде сочетания восходящей спирали с косо́й полупетлей и т. д. Выбор способа выполнения боевого разворота зависит от начальной скорости и высоты, квалификации летчика и тактической обстановки. Хорошо подготовленный летчик-истребитель должен уметь эффективно выполнять всю серию возможных боевых разворотов.

2. Боевой разворот в полном соответствии со своим названием является самой распространенной фигурой **при боевом маневрировании**, с помощью которой можно осуществить:

- выход в начальную точку ввода в пикирование при атаке наземной цели (в случае выхода на траверз цели на предельно малой высоте);
- выход из атаки наземной цели, выполняемый для отхода или построения маневра повторной атаки;
- атаку воздушной цели, идущей с превышением на встречных или встречно пересекающихся курсах;
- выход из атаки воздушной цели, выполняемый для отхода или построения маневра повторной атаки;
- противозенитный маневр;
- выход из-под атаки противника.

3. В общем случае боевой разворот является пространственной фигурой и для анализа траекторию нужно спроецировать на три плоскости: развернутую вертикальную, горизонтальную и перпендикулярную к вектору скорости (рис. 6.1). Соответ-

ственно для расчета боевого разворота можно воспользоваться или общей системой уравнений (6.4), или энергетическим методом.

Если боевой разворот выполняется по типу восходящей спирали, то для его анализа можно воспользоваться частными методами, изложенными в § 8 этой главы. При анализе боевого разворота по типу косо́й полупетли можно использовать материалы § 9 этой главы.

4. Техника пилотирования на боевом развороте может напоминать технику пилотирования на форсированном развороте, восходящей спирали, косо́й полупетле. На рис. 7.83 представлены основные способы выполнения боевого разворота, выбор одного из которых зависит, как уже сказано, от начальных условий, обстановки и квалификации летчика.

а) Боевой разворот по типу форсированного разворота выполняется следующим образом: сначала небольшим взятием ручки на себя создается некоторый угол кабрирования, после чего энергичным отклонением ручки и педалей (с сохранением координации) самолет вводится в разворот с набором высоты. Начальный крен составляет $70\text{--}75^\circ$, затем крен постепенно увеличивается примерно до 90° . Перегрузку следует держать максимально возможную, т. е. сначала — близкую к эксплуатационной, а затем — близкую к границе по допустимому углу атаки. Вывод осуществляется энергичным отклонением ручки и педалей в сторону, противоположную развороту (с сохранением координации), с одновременным отклонением ручки от себя (т. е. ручка идет по диагонали).

Боевой разворот такого типа применяется в том случае, когда не требуется набирать большую высоту, но необходимо развернуться на заданный угол в минимальное время. На малых высотах при вводе на индикаторной скорости около 1000 км/ч такой боевой разворот на 180° можно выполнить примерно за 10 с (имеется в виду типичный сверхзвуковой истребитель).

б) Боевой разворот по типу восходящей спирали применяется, когда требуется набрать большую высоту, а время разворота особой роли не играет. Набор высоты и время разворота здесь могут быть самыми разнообразными. Чем меньше крен на спирали, тем больше будут при развороте на заданный угол время и набор высоты.

Техника пилотирования — как на восходящей спирали: сначала создается желаемый угол кабрирования, а затем самолет плавно вводится в разворот с набором высоты. В процессе разворота поддерживаются примерно постоянные величины крена, тангажа и перегрузки. Перегрузка при этом связана с углами крена и набора соотношением: $n_y = \cos \Theta / \cos \gamma$. Например, при $\Theta = 30^\circ$ и $\gamma = 60^\circ$ требуется держать перегрузку $n_y = 0,87 : 0,5 = 1,74$.

Вывод из разворота осуществляется уменьшением крена и тангажа путем координированного отклонения ручки и педалей против разворота с одновременным отклонением ручки от себя. При больших углах набора ($\Theta = 35\text{--}40^\circ$) вывод целесообразнее осуществлять «через плечо», т. е. сначала увеличить крен за 90° (вплоть до 180°), а затем взятием ручки на себя подтянуть нос самолета к горизонту и выполнить полубочку.

По типу спирали энергичный боевой разворот выполнить невозможно, так как для увеличения набора высоты нужно увеличивать угол Θ , но при этом приходится уменьшать перегрузку n_y ; кроме того, растягиваются участки ввода и вывода (особенно участок вывода).

в) Боевой разворот по типу косо́й полупетли («через плечо») применяется в том случае, когда требуется набрать достаточную высоту, не особенно растягивая время разворота. При этом время разворота на 180° будет несколько больше, чем в случае «а», по причине меньшей средней перегрузки по траектории, но набор высоты будет меньше, чем в случае «б», так как на второй половине маневра подъемная сила

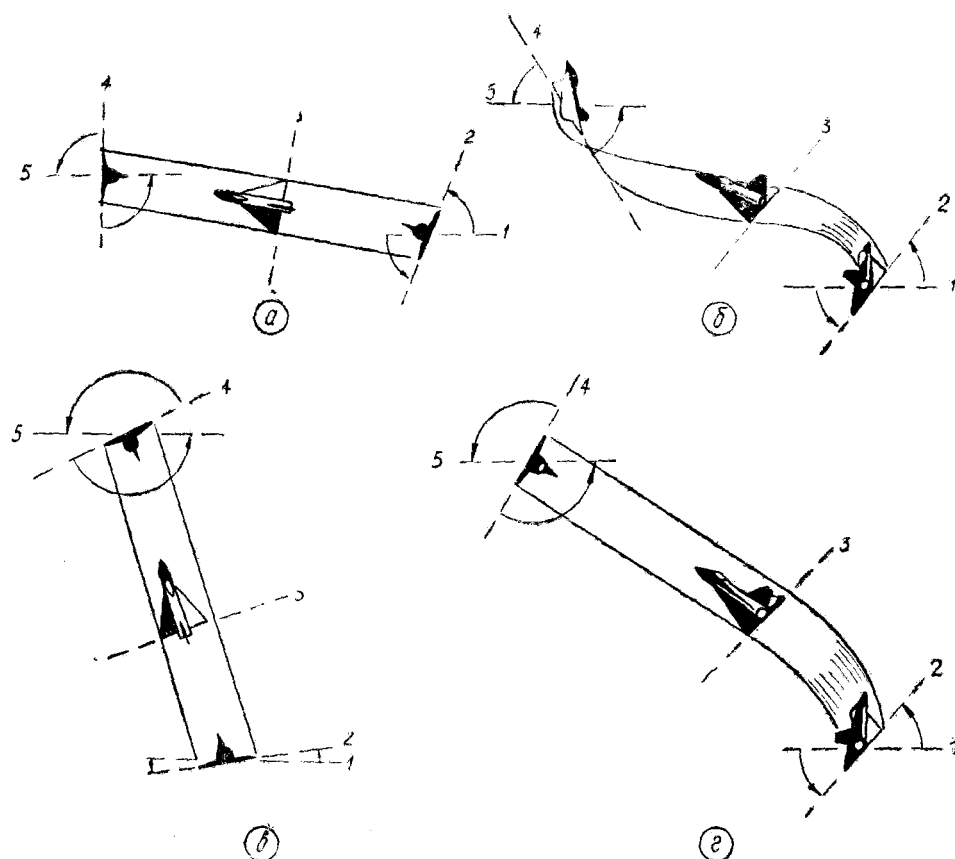


Рис. 7.83: Способы выполнения боевого разворота

самолета направлена вниз.

Боевой разворот такого типа целесообразно выполнять на современных сверхзвуковых самолетах-истребителях при вводе на предельно малых, малых и средних высотах.

Техника пилотирования — как на кривой петле (крен, затем перегрузка и т. д.), но угол отклонения $\Delta\gamma$ можно не создавать, так как здесь спиральность траектории никакой роли не играет. Если закончить фигуру правой полубочкой в верхней точке 3 (рис. 7.80), то в любом случае получим нормальный боевой разворот.

г) При выполнении *комбинированного боевого разворота* его начало осуществляется по типу восходящей спирали (тангаж, затем крен), но с увеличенным углом набора Θ . На участке 2—3 (по рис. 7.83,г) поддерживаются постоянные значения крена, тангажа и перегрузки. Затем элероны ставятся нейтрально и дополнительным взятием ручки на себя (увеличением перегрузки) самолет вводится в косую полупетлю. Варьируя положение точки перехода 3, можно приближать боевой разворот к случаю «б» или к случаю «в». Чем раньше будет осуществлен переход от спирали к косой полупетле, тем меньше будет набор высоты и время выполнения комбинированного боевого разворота.

Боевые развороты по типу «а», «б», «г» можно выполнять на любой угол φ , не изменяя существенно техники пилотирования. В случае «в» (косая полупетля) при необходимости развернуться на угол, меньший 180° , следует на участке 3—4 (рис. 7.84) увеличить крен до 180° , взятием ручки на себя подтянуть нос самолета к горизонту и выполнить полубочку.

Если требуется развернуться на угол, больший 180° , то нужно около верхней точки косой полупетли повернуть самолет элеронами вокруг продольной оси из по-

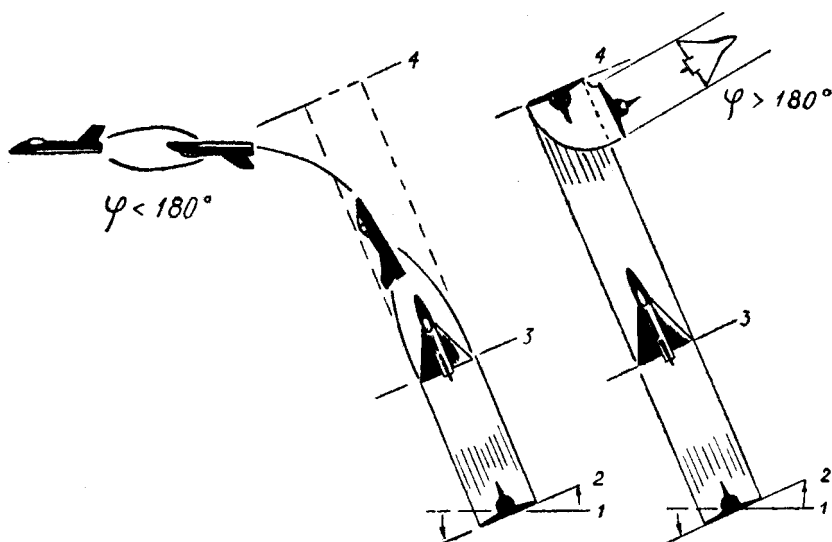


Рис. 7.84: Прекращение и продолжение боевого разворота, выполняемого по типу косой полупетли

ложения $\gamma > 90^\circ$ до положения $\gamma = 60 - 70^\circ$ и продолжать боевой разворот в ту же сторону по типу восходящей спирали.

5. **Основные отклонения** при выполнении боевого разворота следующие: недостаточный набор высоты, большое время, уменьшение скорости ниже эволютивной, отрицательная перегрузка на выводе. *Причиной* этих отклонений является неправильный выбор летчиком типа боевого разворота, т. е. выбор без учета тактической обстановки, маневренных свойств своего самолета, высоты и скорости ввода.

Другие возможные *отклонения* — как на развороте, спирали или восходящей части косой петли.

При анализе выполнения боевого разворота по данным объективного контроля следует прежде всего обратить внимание на скорость и высоту ввода и вывода, время выполнения боевого разворота и прирост высоты, отсутствие или наличие превышения эксплуатационных ограничений. При вялом выполнении боевого разворота установить, по какому типу он выполнялся, и обратить внимание на средний уровень перегрузки. Иногда сам боевой разворот выполняется летчиком достаточно энергично, но сильно растягивается вывод, особенно в том случае, когда из большого угла набора самолет переводится в горизонтальный полет уменьшением крена и тангажа (отдачей ручки от себя).

§11. Пилотирование в группе

1. **Групповой полет** — совместный полет двух и более самолетов в общем строю (боевом порядке) под управлением одного командира.

Боевые порядки служат для решения задач боевой подготовки и выполнения боевых задач. *Строи* устанавливаются для полетов на парадах и выполнения других заданий.

Боевые порядки могут быть *сомкнутые, разомкнутые и рассредоточенные*. Строи могут быть сомкнутые и разомкнутые.

Сомкнутый строй — расположение самолетов в полете, при котором интервалы и дистанции между ними не превышают двух размахов и двух длин самолета.

Разомкнутый строй — расположение самолетов в полете, при котором интерва-

лы и дистанции между ними более двух размахов и двух длин самолета соответственно, но обеспечивают надежную зрительную связь между самолетами.

Применяются следующие **основные строи**: «*клин*», «*ромб*», «*пеленг*», «*змейка*», «*колонна*», «*фронт*».

Основой успешного выполнения полета в боевом порядке или в строю является умение летать в паре. Летчика, который грамотно и уверенно летает в паре, можно допустить к полету в группе, состоящей из любого количества самолетов (здесь не имеется в виду командир группы, который должен иметь особую теоретическую и практическую подготовку).

Полет в группе (в том числе и в паре) предъявляет повышенные требования как к командиру (ведущему) группы, так и к ведомым летчикам. Эти требования изложены в НПП.

2. При полете в строю или в боевом порядке летчик ведомого самолета не может абсолютно точно установить такие же скорость, направление полета, обороты и другие параметры движения, как у ведущего (режимы могут только случайно совпасть на небольшом отрезке времени). Если летчик ведомого самолета будет держать рычаги управления неподвижно, то интервал, дистанция и превышение (принижение) будут неустойчивыми величинами, стремящимися к одностороннему увеличению или уменьшению. Для регулирования параметров строя летчик ведомого самолета должен непрерывно отклонять рули и РУД, слегка изменять курс и наклон траектории, увеличивать и уменьшать скорость. Следовательно, для сохранения места в строю у ведомого самолета должен иметься *резерв тяги и скорости*, что обеспечивается ведущим.

Итак, ведущий должен летать с неполной тягой, оставив резерв δP , который и используется ведомыми для сохранения дистанции. *Величина резерва δP* зависит от следующих факторов:

— от квалификации отдельных летчиков и слетанности группы. Чем выше эти показатели, тем меньший резерв тяги можно оставлять без риска развалить строй;

— от метеоусловий, т. е. от видимости и турбулентности атмосферы. Чем хуже прозрачность атмосферы и сильнее болтанка, тем больший резерв тяги приходится оставлять для сохранения строя;

— от удобства визирования самолета ведущего в стеклах фонаря ведомого. Чем хуже обзор и меньше ориентиров для определения интервала и дистанции, тем больше отклонения и тем больший резерв тяги необходим для парирования этих отклонений;

— от построения и численности группы. Необходимый резерв тяги увеличивается при увеличении интервалов и дистанций и при увеличении числа последовательных парных связей между самолетами.

3. Парной связью называется связь между двумя самолетами, которые непосредственно выдерживают между собой заданные интервал и дистанцию. *Количество парных связей в строю* подсчитывается по наиболее длинной цепочке этих связей. На рис. 7.85 изображены различные строи звена самолетов-истребителей. При полете в строю «ромб» любая цепочка состоит только из одной связи (каждый ведомый непосредственно связан с ведущим). При полете в строю «клин» правая цепочка состоит из двух связей (первый ведомый связан с ведущим, а второй ведомый — с первым ведомым). В строю «пеленг» цепочка состоит из трех связей.

4. Рассмотрим, для примера, *колебания дистанции* (при постоянном интервале) в строю пеленг. Пусть первый ведомый в какой-то момент времени увеличил дистанцию на величину δD (рис. 7.86); тогда второй ведомый для сохранения линии строя вынужден будет притормозить и увеличить дистанцию на $2\delta D$ а третий ведомый

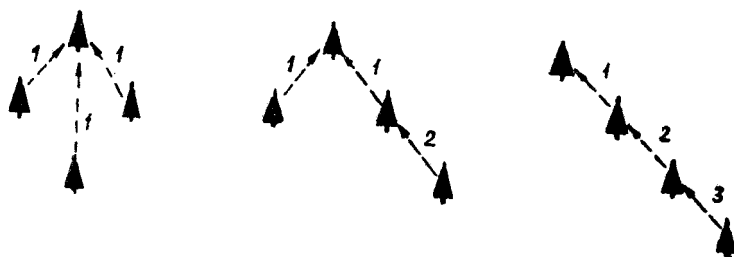


Рис. 7.85: Зависимость длины цепочки парных связей от способа построения звена

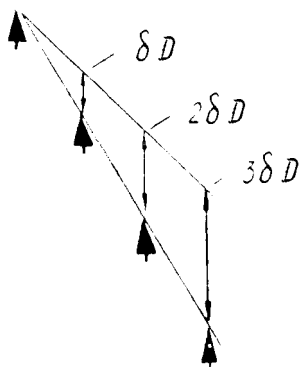


Рис. 7.86: Зависимость колебаний дистанции от длины цепочки парных связей

— на $3\delta D$. Наконец, первый ведомый увидит отклонение и начнет сокращать дистанцию, увеличив скорость на δV ; второй ведомый для сохранения линии строя вынужден будет увеличить скорость на $2\delta V$, а третий ведомый — на $3\delta V$.

Таким образом, по мере увеличения парных связей колебания ведомых усиливаются, что приводит к увеличению требуемого резерва тяги δP для сохранения конфигурации строя. Но прямой пропорциональности между резервом тяги и количеством связей не наблюдается, так как второй, третий и последующие ведомые действуют не только по положению соседнего самолета, но и соизмеряясь с общей обстановкой в группе. Для заданного построения и численности группы самолетов конкретного типа величина требуемого резерва тяги наиболее надежно определяется опытным путем — по амплитуде колебаний оборотов двигателей на ведомых самолетах.

В первом приближении можно считать, что для полета в строю самолетов-истребителей с ТРД обычной схемы *необходимы следующие минимальные резервы тяги*:
 пара — резерв тяги 0,08 ($\delta P = 0,08 P_p$), обороты у ведущего 98%;
 звено — резерв тяги 0,14, обороты у ведущего 96,5%;
 эскадрилья — резерв тяги 0,20, обороты у ведущего 95%;
 полк — резерв тяги 0,28, обороты у ведущего 93%.

5, Необходимость маневрировать скоростью и оставлять резерв тяги приводит к заметному *сокращению допустимого диапазона высот и скоростей полета группы* по сравнению с диапазоном одиночного самолета (рис. 7.87).

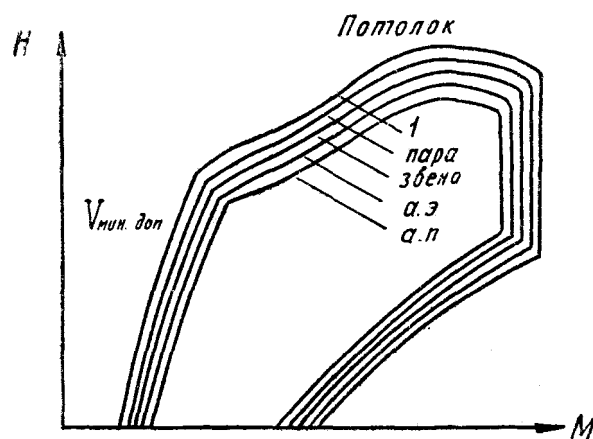


Рис. 7.87: Зависимость диапазона высот и скоростей полета от состава группы

Во-первых, уменьшается высота статического потолка группы. Например, при полете парой нужно оставлять резерв тяги 8% и высота дозвукового статического потолка при этом уменьшается примерно на 500 м. При полете полком требуется оставлять в резерве 28% тяги, что приводит к снижению дозвукового статического потолка примерно на 1800 м. Сверхзвуковой статический потолок снижается в еще большей степени.

Во-вторых, сужается диапазон допустимых скоростей группы, так как ведущий не может лететь на минимальной или максимальной скорости, а должен оставлять резерв скорости для ведомых, осуществляющих периодические отставания и догоны при корректировке дистанции.

Необходимость оставлять резерв тяги приводит также к ухудшению скороподъемности группы и других показателей маневренности. Кроме того, фактические нормальные и продольные перегрузки, используемые при маневрировании в сомкнутом строю, гораздо меньше теоретически возможных, взятых даже при больших запасах (резервах) δP и δC_y . Например, у одиночного современного самолета-истребителя предельная по тяге нормальная перегрузка $n_{yпр}$ может достигать на малой высоте восьми единиц, но развороты или виражи строем выполняются с максимальным креном $\gamma = 60 - 70^\circ$ и перегрузкой $n_y = 2 - 3$.

Ниже будет показано, что пилотирование в разомкнутом боевом порядке с переменной взаимного положения самолетов позволяет группе маневрировать практически с располагаемыми и предельными перегрузками одиночного самолета.

6. Техника пилотирования. При полете в группе значительную часть внимания ведомые и ведущие летчики должны уделять сохранению строя или боевого порядка. Чем строже фиксируется конфигурация группы и меньше интервалы и дистанции, тем большую часть времени *ведомые* летчики смотрят на самолет ведущего, а *ведущий* уделяет внимание плавности пилотирования и обеспечению ведомым условий для сохранения ими заданного места.

Хотя о сохранении строя или боевого порядка должны одинаково заботиться и ведущие, и ведомые летчики, но непосредственным регулированием интервала и дистанции занимается ведомый.

Дистанция регулируется мелкими перемещениями РУД и периодическими выпусками тормозных щитков. При равных возможностях предпочтительнее пользоваться изменением тяги, так как выпуск тормозных щитков увеличивает лобовое сопротивление самолета и расход топлива. Правда, и перемещения РУД немного увеличивают расход топлива по сравнению с полетом на той же скорости, но с постоянными оборотами.

Быстродействие тормозных щитков гораздо выше, чем инертного двигателя, поэтому в некоторых случаях предпочтительнее использовать тормозные щитки, например, при чрезмерном сокращении дистанции, обгоне ведущего и пр. В полете с включенным форсажем на самолетах с нерегулируемой величиной форсажной тяги тормозные щитки являются единственным средством для регулирования дистанции.

При регулировании дистанции — как и любого другого параметра полета — летчик должен реагировать не только на величину отклонения δD но и на скорость изменения этой величины, т. е. на первую производную по времени от отклонения $\delta \dot{D}$. Практически это означает, что величину перемещения РУД или продолжительность выпуска тормозных щитков следует соизмерять не только с величиной отклонения ведомого самолета от заданной дистанции, но и со скоростью изменения дистанции.

Интервал регулируется мелкими *координированными* отворотами и доворотами, т. е. координированным отклонением в соответствующую сторону ручки и педалей.

При этом величина отклонения рулей и изменение крена в ту или иную сторону должны соизмеряться не только с величиной отклонения от заданного интервала, но и со скоростью изменения интервала.

В прямолинейном полете в сомкнутом строю мелкие отклонения от заданного интервала можно регулировать и *педалями*. Но при этом нужно учитывать некоторые тонкости вопроса. При отклонении, например, *правой педали вперед* руль направления отклоняется вправо (рис. 7.88) и на руле появляется боковая сила $-Z_{pH}$, направленная *влево*. В первый момент времени, пока инертный самолет еще не успел повернуться, сила $-Z_{pH}$ приводит к некоторому смещению самолета *влево*, и только после поворота фюзеляжа появляется боковая сила $+Z$, которая начнет смещать самолет *вправо*, т. е. в сторону отклоненной педали. Этот эффект первоначального «неправильного» смещения самолета тем больше, чем меньше плечо руля направления относительно центра тяжести самолета и чем больше вертикальное оперение, что особенно характерно для самолетов-бесхвосток.

Кроме того, при высоком расположении руля направления сила $-Z_{pH}$ в первый момент после дачи *правой* ноги кренит самолет *влево* (в нашем примере) и составляющая подъемной силы $-Y \sin \gamma$ еще больше ускоряет сближение с ведущим самолетом. Только после отворота носа вправо и появления скольжения на левое крыло самолет начнет крениться вправо и составляющая $+Y \sin \gamma$ вместе с силой $+Z$ начнут увеличивать интервал. В этом и состоит смысл регулирования интервала «только педалями».

Однако если какой-то летчик слишком буквально поймет рекомендацию инструкции о регулировании интервала педалями и будет парировать ручкой стремление самолета к накренению от ведущего, то эффект первоначального «неправильного» смещения самолета может неожиданно привести к опасному уменьшению интервала.

Превышение (принижение) регулируется мелкими движениями ручки от себя и на себя.

Указанным способом регулируются дистанция, интервал и превышение (принижение) не только в прямолинейном полете, но и при выполнении любого маневра: разворота, петли, пикирования, бочки и пр. Рассмотрим особенности выполнения строем разворота и бочки, так как на остальных фигурах техника сохранения дистанции, интервала и превышения (принижения) такая же, как и в прямолинейном полете, на развороте или бочке. Например, на перевороте ведомый и ведущий сначала действуют, как на полубочке, а на нисходящем участке траектории — как в прямолинейном полете.

7. Разворот строем. Рассматривается разворот группы способом «захождения», т. е. с сохранением неизменного построения, когда самолеты движутся по траекториям различных радиусов и с различной скоростью (рис. 7.89). *Перегрузка и крен* у внешних и внутренних самолетов также *различные*. Для сохранения строя у всех самолетов должна быть *одинаковой* только *скорость вращения* (поворота траектории). Радиусы разворота двух самолетов отличаются на величину интервала между ними, спроецированного на горизонтальную плоскость. Истинные воздушные скоро-

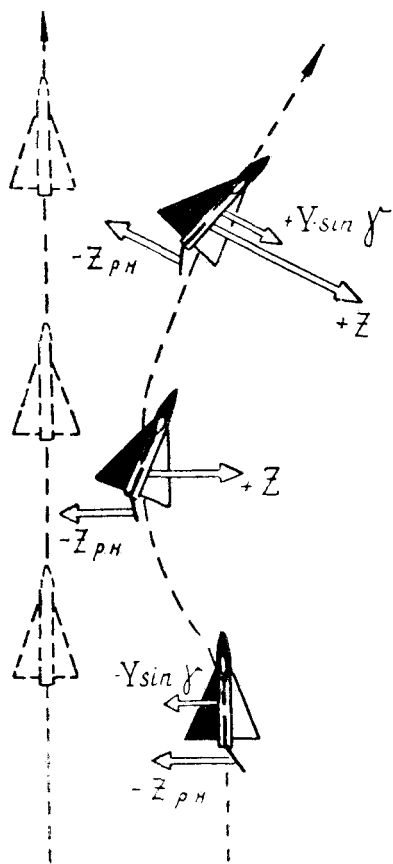


Рис. 7.88: Траектория самолета после отклонения руля направления вправо

сти пропорциональны радиусам.

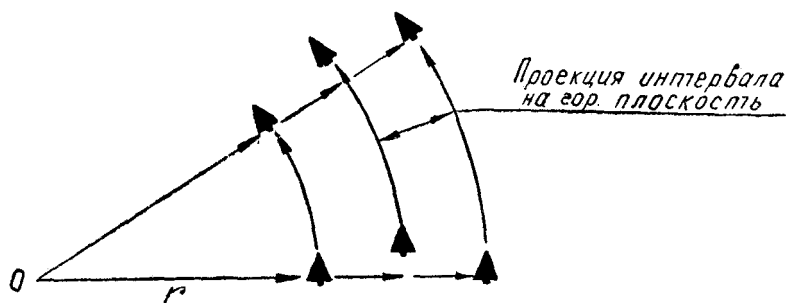


Рис. 7.89: Разворот группы «захождением»

При развороте в *сомкнутом* строю относительная разность в радиусах и скоростях крайних самолетов чрезвычайно мала и практически может не учитываться. Здесь для ведомых должен быть оставлен обычный резерв тяги, скорости и перегрузки, необходимый для сохранения места в строю.

При развороте в *разомкнутом* строю с большими интервалами разность радиусов, скоростей и перегрузок у крайних самолетов следует тщательно учесть. Проверке подлежит: отсутствие опасности сваливания у внутреннего ведомого и превышения ограничений по скорости или перегрузке у внешнего ведомого.

Расчет перегрузок, радиусов, угловых скоростей и других параметров разворота группы выполняется так же, как для одиночного самолета, но с учетом: резерва тяги δP , резерва угла атаки $\delta \alpha$, резерва перегрузки δn_y , резерва скорости δV и разности радиусов, поступательных скоростей, кренов и перегрузок левых и правых ведомых (при одинаковых угловых скоростях у всех самолетов группы).

Дело значительно упрощается, если имеется готовый график, на котором нанесены границы возможных разворотов одиночного самолета. Этот график можно перестроить для группы самолетов, для чего необходимо (рис. 7.90):

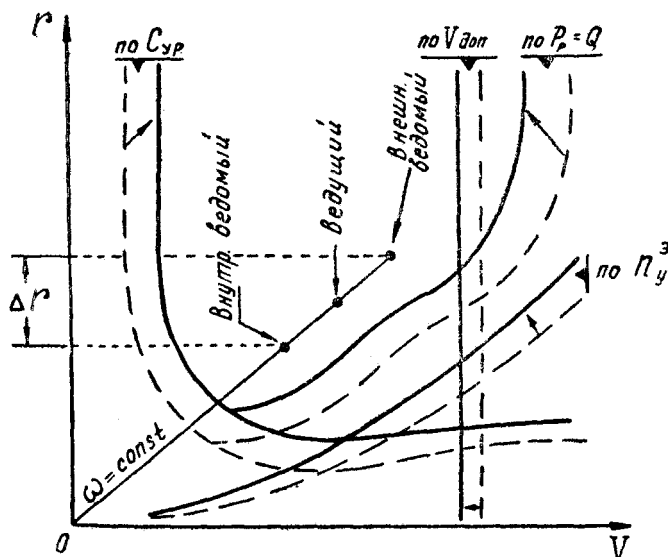


Рис. 7.90: Границы возможного выполнения разворота одиночным самолетом (пунктир) и группой (сплошные линии)

- сместить границу по тяге влево вверх (с учетом δP группы);
- сместить границу по $C_{yр}$ вправо вверх (с учетом δC_y группы);

— сместить границу (параболу) по n_y^3 влево вверх (с учетом δn_y группы или по психофизиологическим ограничениям);

— сместить границу по $V_{\text{доп}}$ влево (с учетом δV группы). Теперь можно найти любые характеристики разворота группы, учтя, что все самолеты имеют одинаковую угловую скорость $\omega = \frac{dV}{r}$, а следовательно, «располагаются» на одной прямой линии, выходящей из начала координат.

Развороты группы способом «захождения» выполняются или *с наклоном плоскости строя*, или *на одной высоте* (рис. 7.91). В разомкнутом строю разворот обычно производится на одной высоте, в сомкнутом — с наклоном плоскости строя. Разворот на предельно малой высоте выполняется всеми самолетами группы на одной высоте, но при этом командир должен учесть, что внутренние ведомые не видят своих ведущих. Поэтому разворот предпочтительнее выполнять в строю «пеленг» в сторону ведущего, а большие группы следует разворачивать только в строю «колонна пеленгов пар» или «колонна пеленгов звеньев». Разворот на предельно малой высоте широкой группы в сторону ведомых может привести к перемешиванию самолетов.

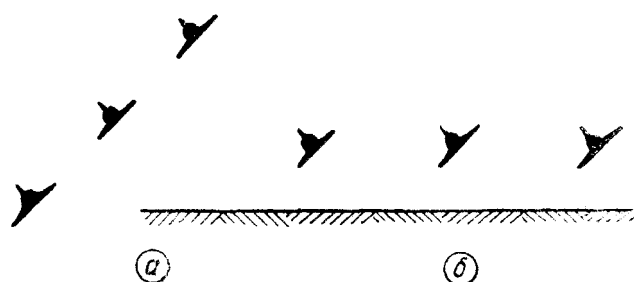


Рис. 7.91: Разворот группы в одной плоскости (а) и на одной высоте (б)

8. При выполнении разворотов строем наиболее **характерными отклонениями и ошибками** являются:

— увеличение интервала и дистанции внешними ведомыми или уменьшение дистанции и интервала внутренними ведомыми вследствие запаздывания с вводом в разворот;

— уменьшение интервала внешними ведомыми («наваливание» на ведущего) вследствие регулирования интервала педалями без изменения крена. При уменьшении интервала дача внешней ноги без уменьшения крена приводит к еще большему сближению с ведущим;

— уменьшение интервала и дистанции внешними ведомыми или увеличение интервала и дистанции внутренними ведомыми на выводе из разворота вследствие запаздывания;

— большие колебания интервала и дистанции вследствие плохого глазомера и размашистых движений рулями и РУД.

9. **Бочка.** При выполнении строем «бочка» является самой трудной фигурой пилотажа. Теория групповой бочки вытекает из теории бочки одиночного самолета. При построении траекторий отдельных самолетов на групповой бочке и при выполнении этой фигуры в воздухе следует помнить, что траектория отдельного самолета — это спираль, накрученная на некоторый цилиндр с радиусом r_6 . Исходя из этого вытекают действия ведущего и ведомых.

Во-первых, ведущий должен выполнять бочку несколько медленнее, чем при одиночном пилотировании, так как ведомым на этой фигуре сохранять интервал и дистанцию довольно трудно. Во-вторых, ведущий должен выполнять бочку с такой перегрузкой n_y , чтобы обеспечить внутренним ведомым движение с *положительной*

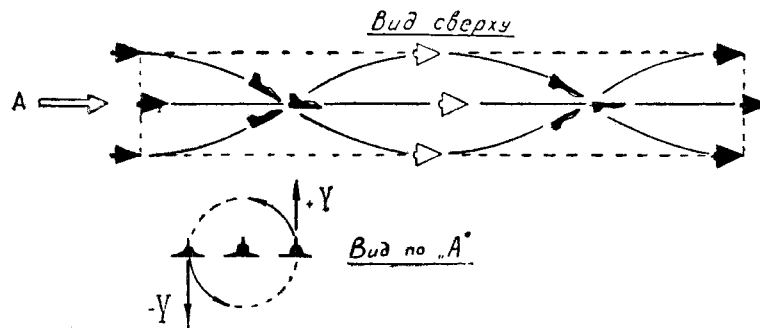


Рис. 7.92: Неправильное выполнение групповой бочки (внутренний ведомый вынужден создавать отрицательную перегрузку)

перегрузкой. Например, если ведущий будет выполнять бочку с нулевой перегрузкой (рис. 7.92), т. е. двигаться по параболе, лежащей в вертикальной плоскости, то внутреннему ведомому придется описывать обратную спираль вокруг ведущего, «ныряя» под него с отрицательной перегрузкой.

При правильном выполнении групповой бочки ведущий должен пилотировать таким образом, чтобы внутренний ведомый выполнял нормальную бочку с положительной перегрузкой. Это условие обеспечивается в том случае, когда ведущий выполняет бочку с радиусом r_6 , превышающим интервал до крайнего внутреннего ведомого.

Вспомним формулу (7.7) для радиуса бочки $r_6 = \frac{g n_y}{\omega^2}$ и решим следующий пример: выполняется групповая бочка в строю «клин из трех самолетов», интервал равен 20 м (между продольными осями самолетов), время выполнения бочки $t_6 = 8$ с (откуда $\omega = 0,785$ рад/с). Перегрузка ведущего, обеспечивающая положительную перегрузку у внутреннего ведомого, находится из условия $r_6 > 20$ м; $r_6 = (9,8 n_y) : 0,785^2 > 20$ м, откуда $n_y > 1,26$.

Траектории самолетов группы при правильном выполнении бочки представляют собой спирали, «намотанные» на цилиндр, несколько отклоненный по курсу в сторону вращения самолетов (рис. 7.93). При этом групповая бочка может выполняться двумя способами: а) с сохранением плоскости строя, б) без скольжения. Для сохранения плоскости строя и внутреннему, и внешнему ведомым приходится отклонять педали на ведущего, чтобы направить искривляющую траекторию силу $N = Y + Z$ к одной оси, т. е. к оси спирали. *Техника пилотирования:* дистанция регулируется РУД, интервал — педалями, плоскость строя — элеронами.

При выполнении бочки без скольжения и внутреннему, и внешнему ведомым приходится держать крен в сторону ведущего (здесь имеется в виду крен относительно плоскости крыла ведущего), чтобы направить искривляющую силу Y к той же оси спирали. *Техника пилотирования:* дистанция регулируется РУД, интервал — элеронами, педалями устраняется скольжение.

Практически бочка выполняется некоторым средним между «а» и «б» методом.

10. При полете в строю неизменной конфигурации, о чем речь шла выше, внимание всех летчиков чрезмерно загружается сохранением интервалов, дистанций и плоскости строя. Кроме того, значительно ухудшаются маневренные возможности, поэтому полет и маневрирование в сомкнутом или разомкнутом фиксированном строю допустимы для самолетов-истребителей только в учебных или показательных целях.

Абсолютно нежизненной оказалась предвоенная идея некоторых летчиков о ведении воздушного боя истребителями в сомкнутых тройках и пятерках. Война сразу же показала решающее преимущество маневрирования в свободном боевом порядке,

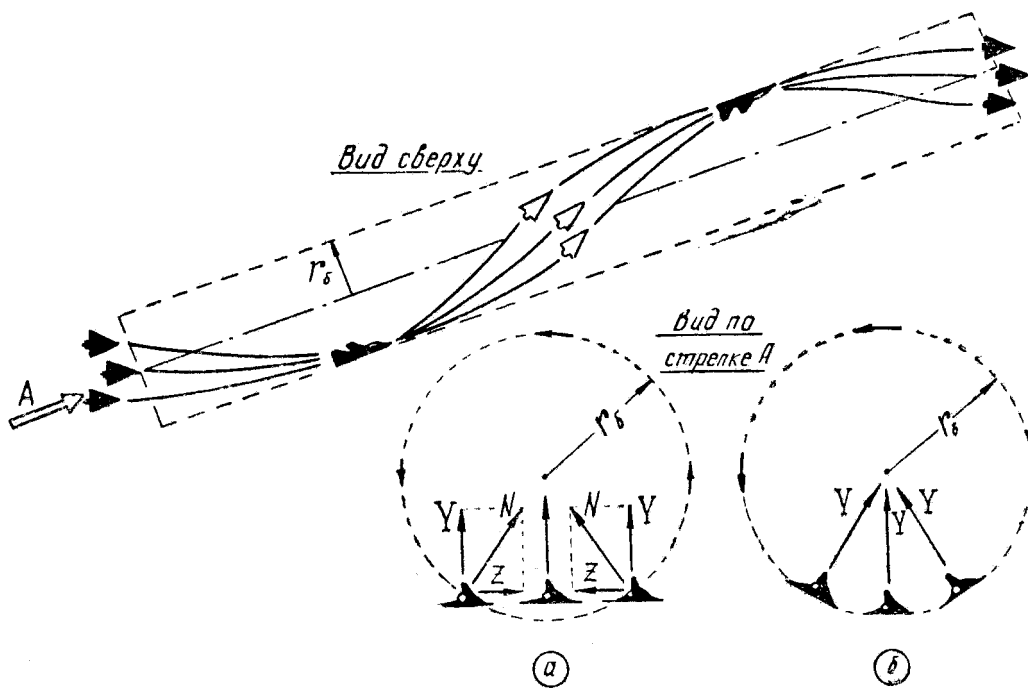


Рис. 7.93: Правильное выполнение групповой бочки: *а* — с одинаковым креном, но со скольжением у ведомых; *б* — без скольжения, но с различным креном

основой которого является пара истребителей. Выдающийся вклад в развитие тактики воздушного боя истребителей в свободном боевом порядке, эшелонированном по высоте, внес А. И. Покрышкин, ныне маршал авиации, которого президент Рузвельт назвал лучшим асом союзных армий во второй мировой войне.

Свободным боевым порядком называется такой, в котором место отдельных самолетов и групп строго не фиксируется заданными интервалом и дистанцией, а определяется задачей, выполняемой этими самолетами и группами.

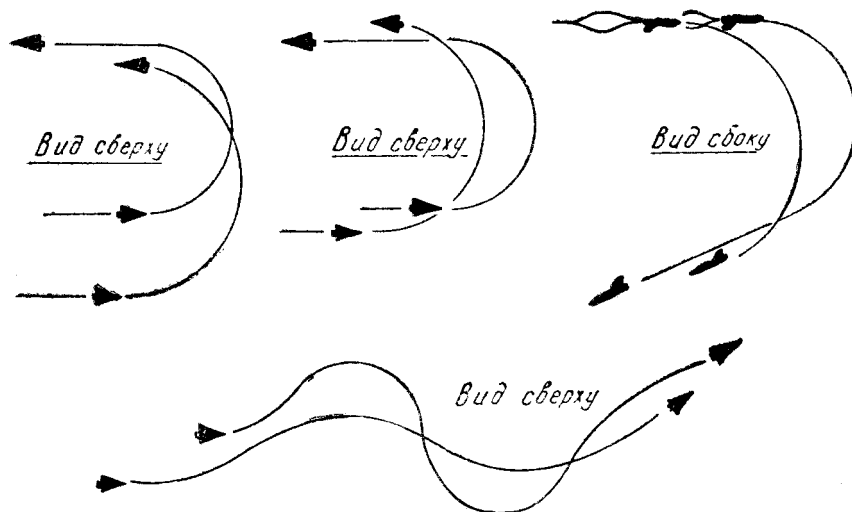


Рис. 7.94: Примеры энергичного маневрирования парой: развороты, переворот, змейка

Маневренные характеристики самолетов в свободном боевом порядке почти *не отличаются* от маневренных характеристик одиночного самолета, так как ведомые самолеты в парах и ведомые группы всегда имеют возможность «подрезать» траек-

торию ведущих самолетов и групп. На рис. 7.94, для примера, показано выполнение парой разворотов, переворота и змейки. В любом случае ведущий может выполнять самый энергичный маневр, а ведомый, даже слегка опаздывая с вводом и пилотируя менее энергично, все же имеет возможность не отрываться от ведущего и выполнять свою задачу.

На переворотах и полупетлях полубочки следует выполнять индивидуально, но обязательно *в одну сторону*, так как самолет на полубочке уклоняется на довольно значительный угол 2φ . Например, при $n_y = 2,5$, $V = 200 \text{ м/с}$ (720 км/ч) и $\omega_x = 1 \text{ рад/с}$ получим угол $2\varphi = 0,25 \text{ рад}$ ($14,3^\circ$) и при выполнении полубочек в разные стороны интервал между самолетами пары будет уменьшаться (или увеличиваться) со скоростью 100 м/с (рис. 7.95). В паре должна быть твердая договоренность относительно направления полубочек на перевороте и полупетле или ведущий должен подавать соответствующую команду, например: «Переворот влево!».

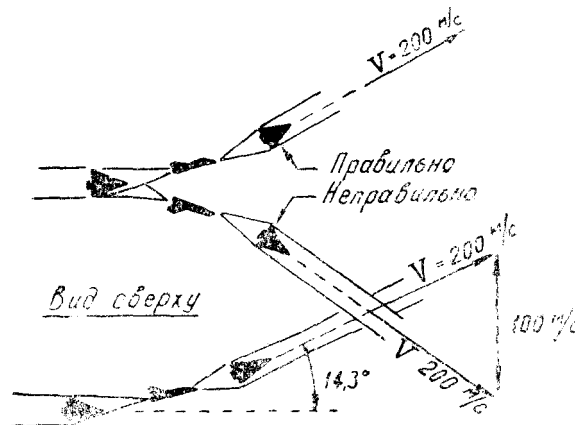


Рис. 7.95: Сближение или расхождение самолетов при выполнении полубочки в разные стороны

По данным **объективного контроля** качество пилотирования *ведущего* при свободном маневрировании определяется по средней скорости и средней перегрузке на определенном отрезке времени; чем выше эти параметры, тем лучше. Качество пилотирования *ведомого* определяется по близости его средней скорости и средней перегрузки на том же отрезке времени к соответствующим параметрам ведущего: чем меньше отличие, тем лучше. Повторение кривых $V(t)$ и $n_y(t)$ для ведомого при этом необязательно.

Глава VIII

Взлет и посадка

Большое влияние на *боевую эффективность* самолета оказывают его *взлетно-посадочные характеристики* (ВПХ). К *основным* ВПХ относят: длины разбега и пробега, взлетную и посадочную дистанции, скорость отрыва и посадочную скорость. К *дополнительным* ВПХ можно отнести: проходимость по грунту (она зависит от давления в пневматиках колес, нагрузки на одно колесо и на одну стойку шасси, от наличия специальных устройств — лыж, гусениц, воздушной подушки и пр.), возможность применения стартовых ускорителей и стартово-финишных устройств, возможность варьирования стартовым весом.

От ВПХ зависят *требования к размерам и качеству взлетно-посадочных полос* (ВПП). Если для базирования авиации можно использовать аэродромы с грунтовыми ВПП или с металлическими и бетонными ВПП сравнительно небольших размеров, то это позволяет избегать излишнего скопления самолетов на отдельных стационарных аэродромах высокого класса, оперативно совершать перебазирование авиации при изменении обстановки, приближать аэродромы фронтовой авиации к району боевых действий, устраивать различные площадки для подскока, засад и пр.

Пригодность ВПП оценивается следующими параметрами: длиной и шириной, характером подходов, прочностью аэродромного покрытия (естественного или искусственного), рельефом поверхности ВПП, аэродромным оборудованием (системой слепой посадки, стартово-финишными устройствами, средствами обеспечения безопасности при выкатывании за пределы ВПП).

Улучшение ВПХ в некоторых случаях эквивалентно увеличению скорости или дальности и продолжительности полета самолета. Пусть, например, самолет «А» имеет плохие ВПХ и может работать только с аэродрома 1 класса, удаленного от линии фронта на 300 км, а самолет «Б» имеет хорошие ВПХ и может работать с любого грунтового аэродрома, удаленного от линии фронта на 50 км. Это эквивалентно тому, как если бы самолет «Б» имел радиус действия на 250 км больше, чем самолет «А»; кроме того, самолет «Б» по вызову может гораздо быстрее прибыть в район боевых действий, что эквивалентно увеличению его максимальной скорости. Таким образом, например, простое увеличение диаметра колес и снижение давления в пневматиках (что позволяет работать с грунта) может оказаться более эффективным, чем значительное увеличение объема топливных баков.

Не последнюю роль играет и влияние ВПХ на *безопасность полетов*. Как правило, улучшение ВПХ приводит к более легким условиям пилотирования на взлете и посадке, к уменьшению вероятности летных происшествий. При этом нужно иметь в виду, что 70% тяжелых летных происшествий происходит именно на взлете и посадке (зарубежная статистика за 1963–1973 гг.).

§1. Взлетные характеристики самолета и их влияние на требуемые размеры ВПП

1. **Взлет** — ускоренное движение самолета от начала разбега (момента увеличения мощности двигателя для отделения от земли при вертикальном взлете) до достижения им скорости и высоты, установленных инструкцией экипажу данного типа самолета и обеспечивающих безопасность перехода к набору высоты.

Обычный взлет в общем случае включает в себя следующие элементы: *разбег, отрыв, выдерживание, переход к набору высоты.*

Важнейшими характеристиками взлета являются: *длина разбега, скорость отрыва, взлетная дистанция.*

2. **При разбеге** по горизонтальной ВПП на самолет действуют следующие силы (рис. 8.1): вес G , реакция земли N , подъемная сила Y , тяга двигателей P (раскладываемая на P_x и P_y), лобовое сопротивление Q (аэродинамическое), сила трения $F = fN$ (где f — коэффициент трения при качении).

Эти силы связаны следующими уравнениями:

$$\left. \begin{array}{l} 1) \quad m j_x = P_x - (Q + F); \\ 2) \quad G = Y + P_y + N, \end{array} \right\} \quad (8.1)$$

где $j_x = dV/dt$ — ускорение разбега.

3. **Ускорение разбега** можно найти из первого уравнения системы (8.1)

$$j_x = g \frac{P_x - (Q + fN)}{G}. \quad (8.2)$$

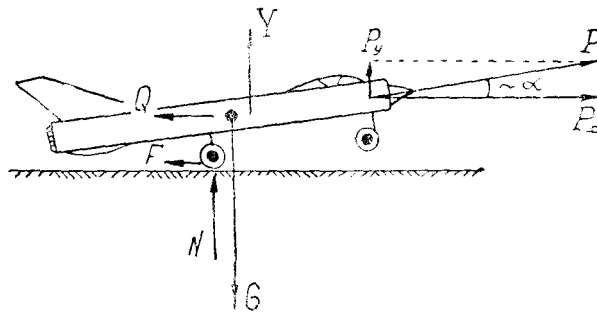


Рис. 8.1: Схема сил, действующих на самолет при разбеге

Величина *коэффициента трения при качении f* зависит от характера поверхности аэродрома:

- хорошее бетонное покрытие — $f = 0,020$;
- бетонное покрытие с незаделанными швами между плитами и местными неровностями — $0,030-0,035$;
- твердый грунт с прочностью более 12 кгс/см^2 — $0,045-0,050$;
- мягкий грунт с прочностью менее 10 кгс/см^2 — $0,070-0,100$;
- вязкий, раскисший грунт — $0,150-0,200$;
- хорошо укатанный снег — $0,045-0,050$;
- сыпучий, плохо укатанный снег — $0,060-0,070$;
- талый снег толщиной $10-12 \text{ см}$ на твердом основании — $0,050-0,060$.

Кроме того, на величину f влияет давление в пневматиках. При взлете с твердой ВПП коэффициент трения уменьшается при увеличении давления в пневматиках,

так как меньше деформируется колесо (здесь выгодны маленькие колеса с давлением в пневматиках свыше 20–25 атм). При взлете с мягкой ВПП коэффициент трения уменьшается при уменьшении давления в пневматиках, так как меньше деформируется грунт (здесь выгодны большие колеса с давлением в пневматиках менее 7–5 атм).

Проекция силы тяги $P_x \simeq P \cos \alpha$ почти равна самой тяге P . Величина тяги в общем случае зависит от скорости, однако в процессе разбега тяга ТРД изменяется незначительно (рис. 8.2), поэтому ее можно считать постоянной. Тяга поршневых двигателей и ТВД с увеличением скорости уменьшается, но на разбеге это уменьшение также незначительно и можно ввести среднюю величину тяги.

Лобовое сопротивление Q возрастает пропорционально квадрату скорости от нуля в начале разбега и до $Q = G/k$ к моменту отрыва (k — аэродинамическое качество на скорости отрыва при взлетной конфигурации самолета).

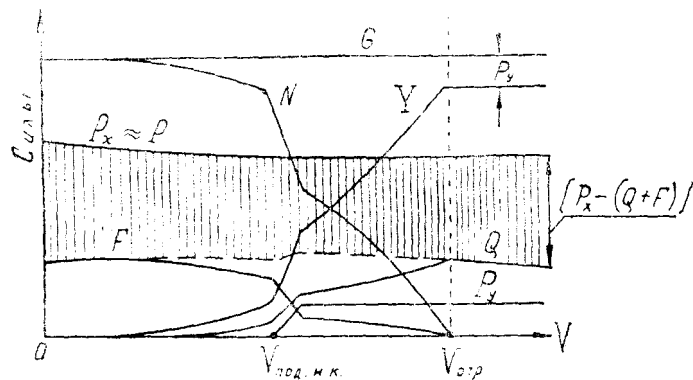


Рис. 8.2: Изменение величин сил в процессе разбега

Сила реакции земли $N = G - Y - P_y$ уменьшается от $N = G$ в начале разбега (здесь $\alpha \simeq 0$ и $P_y \simeq P \sin \alpha \simeq 0$) до нуля к моменту отрыва.

В результате тормозящая сила $(Q + fN)$ изменяется в процессе разбега мало (рис. 8.2) и можно ввести ее среднюю величину

$$(Q + fN)_{\text{ср}} = \frac{1}{2} \left(\frac{G}{k} + fG \right) = \frac{G}{2} \left(\frac{1}{k} + f \right).$$

Подставив это выражение в формулу (8.2), получим величину среднего ускорения разбега

$$j_{x \text{ ср}} = g \left[\bar{P} - \frac{1}{2} \left(\frac{1}{k} + f \right) \right], \quad (8.3)$$

где $\bar{P} = P/G$ — относительная тяговооруженность самолета;

P — средняя тяга на разбеге.

Если $1/k > f$, что обычно имеет место при разбеге по твердой ВПП, то сила аэродинамического сопротивления $Q = G/k$ в конце разбега больше силы трения $F = fG$ в начале разбега и ускорение j_x в процессе разбега несколько уменьшается.

Если $1/k < f$, что обычно имеет место при разбеге по мягкому грунту, то сила аэродинамического сопротивления Q в конце разбега меньше силы трения F в начале разбега и ускорение j_x в процессе разбега несколько увеличивается.

Однако почти во всех случаях для расчетов можно пользоваться величиной среднего ускорения $j_{x \text{ ср}}$.

Из формулы (8.3) следует, что среднее ускорение разбега возрастает при увеличении тяговооруженности и аэродинамического качества и при уменьшении коэффициента трения.

Тяговооруженность $\bar{P} = P/G$ обратно пропорциональна взлетному весу самолета G , прямо пропорциональна атмосферному давлению p и находится в обратной зависимости от температуры T (для обычного ТРД увеличение T на 1%, т. е. примерно на $+3^\circ$, приводит к уменьшению P примерно на 1,5–2%).

Аэродинамическое качество k зависит от взлетной конфигурации самолета. Закрылки (и подобные устройства) хотя и уменьшают k и ускорение разбега, но положительно влияют на другие параметры взлета через уменьшение скорости отрыва. Установка КИС на малую стреловидность не только уменьшает скорость отрыва, но и увеличивает ускорение разбега.

При наличии уклона ВПП следует учесть влияние на j_x составляющей ускорения силы тяжести $-g \sin \Theta_{\text{ВПП}}$. Однако эта составляющая обычно невелика. Например, если начало двухкилометровой ВПП выше ее конца на 35 м (это очень много), то $\Theta_{\text{ВПП}} = 1^\circ$ и $\Delta j_x = 9,8 \cdot \frac{35}{2000} = +0,17 \text{ м/с}^2$.

Чем больше тяговооруженность \bar{P} , тем меньше влияние различных эксплуатационных факторов ($G, k, f, p, T, \Theta_{\text{ВПП}}$) на ускорение разбега.

4. **Скорость отрыва** можно найти из второго уравнения системы (8.1). Самолет теряет контакт с землей, когда сила реакции земли $N = 0$, и, следовательно, $Y = G - P_y$ откуда

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2(G - P_y)}{C_{y\text{отр}} S \rho}}. \quad (8.4)^*$$

Скорость отрыва зависит от эксплуатационных факторов следующим образом:

– увеличение веса G на 1% приводит к увеличению $V_{\text{отр}}$ и $V_{\text{иотр}}$ более чем на 0,5% (при $P_y = 0$ — точно на 0,5%);

– уменьшение $C_{y\text{отр}}$, на 1% приводит к увеличению $V_{\text{отр}}$ и $V_{\text{иотр}}$ на 0,5% (считая $P_y = \text{const}$);

– уменьшение ρ на 1% (вследствие уменьшения давления p на 1% или увеличения температуры T на 1%) приводит к увеличению $V_{\text{отр}}$ более чем на 0,5% (так как ρ влияет и на P_y). Заметим, что изменение p и T на индикаторную (приборную) скорость отрыва почти не влияет (при $P_y = 0$ — совершенно не влияет).

Современные самолеты имеют большую скорость отрыва главным образом из-за большой нагрузки на крыло G/S .

Прочность колес шасси рассчитана на определенную максимальную скорость качения, поэтому изменение атмосферных условий может в некоторых случаях очень сильно повлиять на боевую эффективность самолета.

Пример. Дано: некоторый самолет-бомбардировщик может долететь до заданной цели, имея взлетную массу $m_1 = 100 \text{ т}$, куда входит 40 т топлива и 10 т бомб; при этой массе в нормальных атмосферных условиях ($p_1 = 760 \text{ мм рт. ст.}$, $T_1 = 288^\circ \text{ К}$) самолет отрывается от ВПП на скорости, равной максимально допустимой скорости качения колес. Требуется найти: массу бомб, когда $p_2 = 740 \text{ мм рт. ст.}$ $T_2 = 300^\circ \text{ К}$ ($+27^\circ \text{ С}$).

Решение: $\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{T_1}{T_2} = \frac{740}{760} \cdot \frac{288}{300} = 0,935$; при $V_{\text{отр}2} = V_{\text{отр}1}$ получим $\frac{m_2}{m_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1}$ или $m_2 = 100 \cdot 0,935 = 93,5 \text{ т}$; из них масса бомб может составлять 3,5 т, так как количество топлива по условию задачи уменьшать нельзя.

Таким образом, изменение атмосферных условий привело здесь к тому, что для поражения цели требуется увеличить наряд самолетов-бомбардировщиков примерно в три раза.

5. **Длина разбега** при отсутствии ветра равна

$$L_p = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2 j_{x \text{ ср}}};$$

или в развернутом виде, с учетом формул (8.4) и (8.3)

$$L_p = \frac{G^2 (1 - \bar{P}_y)}{C_{y \text{ отр}} S \rho g \left[P - 0,5 G \left(\frac{1}{k} + f \right) \right]}, \quad (8.6)$$

где $\bar{P}_y = P_y/G$.

Влияние *эксплуатационных факторов* на длину разбега:

— увеличение веса G на 1% приводит к увеличению L_p более чем на 2%. Если тяговооруженность самолета велика, т. е. $P \gg 0,5 G \left(\frac{1}{k} + f \right)$, то увеличение G на 1% приводит к увеличению L_p примерно на 2% (на 2,1–2,2%). Если тяговооруженность мала, то сопротивление движению $0,5 G \left(\frac{1}{k} + f \right)$ становится соизмеримым с тягой P , и увеличение G на 1% приводит к увеличению L_p на 2,5–3% и более. По тем же причинам при взлете с мягкого грунта изменение веса сказывается на длине разбега сильнее, чем при взлете с твердой ВПП;

— уменьшение $C_{y \text{ отр}}$ на 1% приводит к увеличению L_p на 1%;

— уменьшение атмосферного давления p и увеличение температуры T (уменьшение плотности ρ) приводит к заметному увеличению длины разбега как из-за увеличения скорости отрыва, так и вследствие уменьшения тяги и ускорения разбега. Чем меньше тяговооруженность, тем больше атмосферные условия влияют на длину разбега. При очень большой тяговооруженности уменьшение давления на 1% (примерно на 7,6 мм рт. ст.) приводит к увеличению длины разбега примерно на 2% (на 2,1–2,2%), увеличение температуры на 1% (примерно на $+3^\circ$) приводит к увеличению длины разбега примерно на 3% (на 3,1–3,2%). При малой тяговооруженности изменение давления или температуры влияет на длину разбега в гораздо большей степени;

— состояние ВПП (коэффициент трения f) или ее уклон влияют на ускорение разбега и длину разбега тем сильнее, чем меньше тяговооруженность. Для истребителя или истребителя-бомбардировщика, взлетающих на форсаже, влияние этих факторов незначительно;

— встречный или попутный ветер (u м/с) уменьшает или увеличивает путевую скорость отрыва относительно ВПП до величины $V_{\text{отр}} \mp u$. Длина разбега при этом будет равна

$$L_p = \frac{(V_{\text{отр}} \mp u)^2}{2 j_{x \text{ ср}}}.$$

Заметим, что *воздушная скорость отрыва* $V_{\text{отр}}$ (по тонкой стрелке КУС) и *индикаторная скорость отрыва* $V_{\text{и отр}}$ (по широкой стрелке КУС) *от ветра не зависят*.

Попутный ветер влияет на длину разбега относительно больше, чем ветер встречный. Например, если $V_{\text{отр}} = 80$ м/с, $j_{x \text{ ср}} = 5$ м/с² и $u = 15$ м/с, то при взлете в штиль получим $L_p = 640$ м; при взлете против ветра — $L_p = 422$ м (уменьшение на 218 м или 34%); при взлете по ветру — $L_p = 902$ м (увеличение на 262 м или 41%).

Точный учет влияния эксплуатационных факторов на длину разбега конкретного самолета производится по специальным номограммам, приводимым в инструкции экипажу или в Техническом описании. Эти номограммы графически отображают

формулы (8.6) и (8.7), показывая в явном виде зависимость длины разбега L_p от ветра u , взлетного веса самолета G , атмосферного давления p , температуры воздуха T , состояния ВПП, тяги двигателя (максимал или форсаж), положения механизации крыла.

6. Потребные размеры ВПП. Расчеты или номограммы дают *среднюю* величину длины разбега (математическое ожидание или центр рассеивания). На практике следует еще учесть и *рассеивание* длин разбега (вероятное отклонение) относительно величины математического ожидания. Например, если по расчету получено $L_p = 1000$ м, то это вовсе не означает, что можно безопасно взлететь с ВПП, имеющей длину 1000 м. На такой ВПП 50% самолетов будут выкатываться на разбеге за пределы полосы. *Потребная длина* ВПП должна включать: расчетную длину разбега в наиболее тяжелых условиях эксплуатации (высокая температура воздуха, низкое атмосферное давление и пр.) и несколько вероятных отклонений от расчетной длины разбега (исходя из желаемой минимальной вероятности выкатывания за пределы ВПП).

Ширина ВПП выбирается с учетом нескольких вероятных отклонений в направлении разбега (исходя из желаемой минимальной вероятности выкатывания за боковые границы ВПП).

Аналогично определяются потребные размеры ВПП по условиям посадки. ВПП строится (выбирается) по наибольшим размерам.

7. Взлетная дистанция самолета — это расстояние, проходимое самолетом относительно земной (водной) поверхности от начала разбега до набора условно заданной высоты (высоты стандартного препятствия), на которой достигается безопасная скорость полета. Высоту стандартного препятствия обычно принимают равной 25 м, безопасную скорость — равной эволютивной. Взлетная дистанция включает в себя длины **разбега** L_p и **воздушного участка** L_B . В начале воздушного участка имеем $V_1 = V_{отр}$, $H_1 = 0$ и $H_{э1} = V_{отр}^2/2g$; в конце этого участка имеем $V_2 = V_{без}$, $H_2 = 25$ м и $H_{э2} = 25 + V_{без}^2/2g$. Приращение энергетической высоты $\Delta H_э = H_{э2} - H_{э1}$ равно произведению средней продольной перегрузки $n_{x\text{ ср}}$ на длину воздушного участка L_B (считая $\cos \Theta = 1$), т. е. $\Delta H_э = n_{x\text{ ср}} L_B$, откуда

$$L_B = \frac{1}{n_{x\text{ ср}}} \left(25 + \frac{V_{без}^2 - V_{отр}^2}{2g} \right). \quad (8.8)$$

В зависимости от **эксплуатационных факторов** длина воздушного участка изменится примерно таким же образом, как и длина разбега. Соответственно изменяется и взлетная дистанция.

От манеры пилотирования на разбеге взлетная дистанция почти не зависит. Так, например, если летчик на разбеге будет выдерживать малый угол атаки, то отрыв произойдет на повышенной скорости. Длина разбега при этом будет больше, но зато сократится длина воздушного участка.

8. Способы уменьшения длины разбега и взлетной дистанции:

— увеличение относительной тяговооруженности $\bar{P} = P/G$ (заметим, однако, что тягу основных двигателей самолета увеличивают, исходя из других соображений);

— увеличение $C_{y\text{ отр}}$ путем применения механизации крыла. Закрылки и подобные механизмы отклоняются на взлете обычно неполностью, так как при их (максимальном отклонении эффект от некоторого увеличения $C_{y\text{ отр}}$ перекрывается отрицательным эффектом от уменьшения аэродинамического качества и ускорения разбега. Сдув или отсос пограничного слоя на взлете не применяются ввиду уменьшения тяги двигателей;

— увеличение $C_{y_{отр}}$ путем установки КИС на минимальную стреловидность. Это дает большой эффект, так как увеличение $C_{y_{отр}}$ здесь сопровождается увеличением аэродинамического качества и площади крыла;

— применение специальных подъемных двигателей, стартовых ускорителей и катапульт.

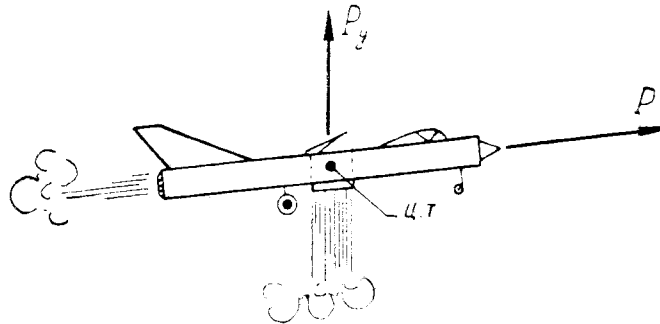


Рис. 8.3: Самолет с подъемными двигателями

Подъемные двигатели устанавливаются в фюзеляже так, чтобы вектор тяги проходил через центр тяжести самолета (рис. 8.3), т. е. чтобы не нарушалась балансировка самолета. Эти двигатели включаются только на короткое время на взлете (иногда и на посадке), поэтому они могут иметь небольшой ресурс, что позволяет их сделать достаточно легкими.

Вертикальную тягу обычно делают не более 50% от веса самолета (т. е. $\bar{P}_y \leq 0,5$). Параметры взлета при этом изменяются следующим образом: если, например, P_y составляет 50% от G ($\bar{P}_y = 0,5$), то скорость отрыва уменьшается примерно на 30%, а длина разбега сокращается на 50%.

Увеличивать вертикальную тягу дальше нецелесообразно, так как на очень малой скорости отрыва уже не обеспечивается управляемость самолета при помощи обычных аэродинамических рулей. Если же на самолете устанавливается сложная система струйных (реактивных) рулей, то тогда выгоднее вообще перейти к вертикальному взлету, т. е. сделать $\bar{P}_y > 1$.

Стартовые ускорители (обычно это пороховые ракеты) также устанавливаются таким образом, чтобы вектор тяги проходил через центр тяжести самолета (рис. 8.4). Если двигатели вертикальной тяги оказывают влияние на длину разбега через уменьшение скорости отрыва, то стартовые ускорители влияют на длину разбега главным образом через увеличение ускорения разбега, хотя здесь сказывается и эффект вертикальной составляющей тяги.

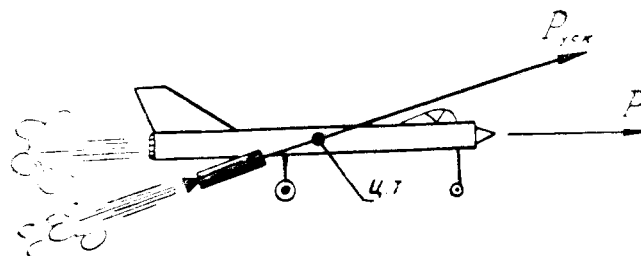


Рис. 8.4: Самолет со стартовыми ускорителями

Исходя из формулы (8.5), можно заключить, что длина разбега сократится примерно во столько же раз, во сколько увеличится ускорение разбега (за счет P_y эф-

фekt будет несколько больше). Особенно большой эффект дают ускорители на тяжелом самолете со слабой тяговооруженностью, когда без ускорителей мала разность $P_x - (Q + F)$.

Если время работы ускорителей меньше времени разбега, то их выгоднее использовать не в начале разбега (когда самолет в единицу времени проходит малое расстояние), а в конце (когда самолет в единицу времени проходит большое расстояние).

Практически момент включения ускорителей должен выбираться так, чтобы они работали несколько секунд и после отрыва, так как резкое уменьшение тяги может в некоторых случаях приводить или к нарушению равновесия самолета, или к «просадке».

Стартовые катапультные установки обычно применяются на кораблях. Они работают по принципу ускорителей. Только ускорение разбега здесь очень велико, так как к концу платформы необходимо набрать нормальную скорость отрыва.

Пример. Дано $V_{отр} = 60 \text{ м/с}$ (220 км/ч), длина платформы $L = 30 \text{ м}$. Требуется найти ускорение «разбега».

Решение:
$$j_x = \frac{V_{отр}^2}{2L} = \frac{60^2}{2 \cdot 30} = 60 \text{ м/с}^2 \text{ (при этом } n_x = +6,1 \text{ единицы).}$$

§2. Пилотирование на взлете

1. **Пилотажные свойства** самолета на взлете определяются, во-первых, параметрами взлета (ускорением разбега, скоростью отрыва и пр.) и, во-вторых, характеристиками устойчивости и управляемости на разбеге и на воздушном участке взлета.

При разбеге на двух колесах **продольная устойчивость** самолета по углу атаки зависит от расположения аэродинамического фокуса относительно осей основных колес (рис. 8.5) и от параметров амортизации. Пусть самолет при разбеге на двух колесах случайно приподнял нос (произошло случайное увеличение угла атаки). При этом приращение подъемной силы $+\Delta Y$ будет приложено в аэродинамическом фокусе.

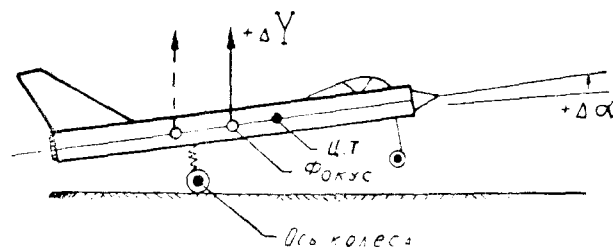


Рис. 8.5: К вопросу о продольной устойчивости самолета при разбеге

Если фокус расположен *позади* осей колес, то в любом случае самолет на разбеге продольно *устойчив*, так как приращение $+\Delta Y$ дает пикирующий момент, направленный против случайного приращения угла атаки.

Если же фокус расположен *впереди* осей колес (но, разумеется, позади центра тяжести), то на *малой* скорости самолет на двух колесах продольно *неустойчив*, так как приращение $+\Delta Y$ приводит здесь к повороту самолета на кабрирование вокруг осей колес. На *большой* скорости, приближающейся к скорости отрыва, самолет становится продольно *устойчивым*, так как приращение $+\Delta Y$ приводит здесь к повороту самолета на пикирование вокруг некоторой точки, приближающейся к центру

тяжести (с момента отрыва самолет вращается точно вокруг центра тяжести); такой поворот возможен только за счет увеличения длины амортизационных стоек.

Таким образом, в процессе разбега на двух колесах точка, вокруг которой может поворачиваться самолет, постепенно перемещается от оси колес к центру тяжести; когда эта точка окажется впереди фокуса, самолет становится продольно устойчивым.

При излишней зарядке амортизационных стоек продольная устойчивость самолета на разбеге уменьшается.

Путевой устойчивостью на разбеге называется стремление самолета устранить угол между плоскостью симметрии и направлением движения по ВПП. Путевая устойчивость зависит, главным образом, от расположения основных колес шасси относительно центра тяжести. При трехколесной системе шасси (со свободно ориентирующимся носовым колесом) отклонение оси самолета от направления движения приводит к некоторому «юзу», за счет которого появляются боковые силы трения скольжения $F_{ск}$ (рис. 8.6), дающие относительно центра тяжести путевой момент, восстанавливающий положение самолета. При такой схеме шасси выдерживание направления на разбеге является довольно простым делом.

Путевое управление осуществляется в начале разбега раздельным торможением колес, а затем рулем направления. При узкой колее шасси раздельное торможение колес не дает достаточного эффекта и приходится применять управляемое переднее колесо. Это тем более относится к шасси велосипедной схемы.

Степень поперечной устойчивости самолета, которая зависит от стреловидности крыла и угла атаки, также влияет на поведение самолета на взлете. В положении, изображенном на рис. 8.6, большая поперечная устойчивость приведет к стремлению самолета накрениться вправо (поток набегает слева); правое колесо будет прижиматься к ВПП сильнее левого; самолет за счет этого фактора будет стремиться к развороту вправо, т. е. устойчивость направления разбега уменьшится.

В момент отрыва и после отрыва большая поперечная устойчивость может привести к накренению самолета или к раскачке в результате действия случайных возмущений или неосторожного отклонения руля направления.

Пилотажные свойства самолета зависят также от **порядка необходимого переключения внимания** летчика. Например, в начале разбега винтового самолета с хвостовым колесом летчик должен почти одновременно выполнить несколько операций: дать газ, поднять хвост, выдержать направление (парируя большой гироскопический момент винта и косой обдув кия). Все это требует исключительно быстрого переключения внимания («распределения» внимания) при коэффициенте напряженности, близком к единице. На реактивном самолете с трехколесным шасси (с носовым колесом) все операции на взлете можно выполнять *поочередно*: нажать на тормоза, увеличить обороты, отпустить тормоза, установить направление и т. д. А это не требует быстрого переключения внимания и особой выучки.

2. Рассмотрим некоторые характерные **особенности техники пилотирования** при взлете на реактивном самолете с трехколесным шасси.

Получив разрешение, нужно включить часы, увеличить обороты до 100%, отпустить тормоза. Тормоза следует отпускать сразу, так как плавное расторма-

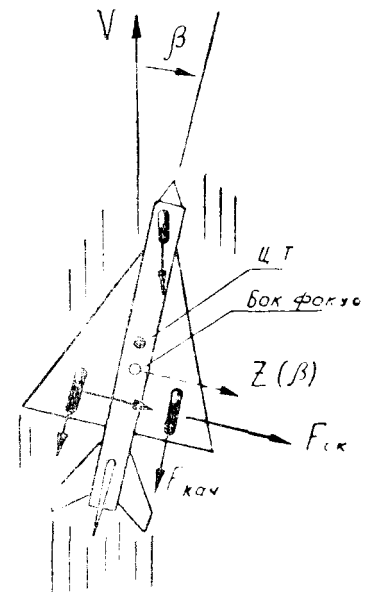


Рис. 8.6: К вопросу о путевой устойчивости самолета при разбеге

живание при несинхронном срабатывании механизмов может привести к развороту в начале движения. При быстром растормаживании некоторая несинхронность не играет роли, так как самолет обладает достаточно большим моментом инерции I_y . Взлет без тормозов (увеличение оборотов в движении) несколько увеличивает длину разбега и не позволяет проверить работу двигателя в спокойной обстановке.

С началом движения все внимание следует сосредоточить на сохранении направления разбега. Направление является здесь единственным главным параметром движения, подлежащим регулированию. Главное для точного выдерживания направления — это смотреть вдаль, на ориентир или конец ВПП, имея в поле зрения нос самолета, детали фонаря, прицел и пр. (рис. 8.7). Неопытный летчик при выдерживании направления имеет склонность фокусировать глаза на деталях самолета, имея в поле зрения ориентир или конец ВПП. Эта небольшая ошибка приводит к тому, что разбег производится «змейкой», с непрерывными отклонениями самолета вправо и влево.

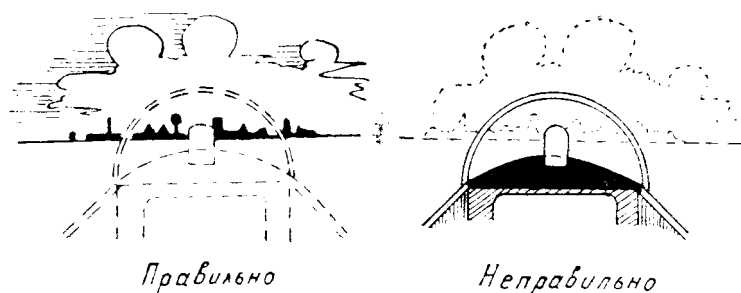


Рис. 8.7: Правильная и неправильная фокусировка зрения при разбеге

Если в начале разбега направление сохранить не удалось, то не следует пытаться исправить положение. Лучше всего взлет прекратить и повторить все сначала.

При наборе скорости направление разбега станет более устойчивым и у летчика освободится внимание для последующих действий. Полезно при этом взглянуть на обороты и убедиться, что двигатели работают на взлетном режиме.

На определенной скорости летчик должен плавным движением ручки (штурвала) на себя поднять носовое колесо, т. е. заранее придать самолету нормальный угол атаки отрыва. Момент подъема носового колеса можно определить по прибору скорости и по наземным ориентирам. На многоместном самолете отсчет скорости может давать второй пилот или штурман.

Поднимать носовое колесо на скорости, меньшей заданной, не рекомендуется по следующим причинам: уменьшается эффективность стабилизатора и ручку придется брать на себя почти полностью; большое отклонение стабилизатора и преждевременное увеличение угла атаки приведут к росту лобового сопротивления и длины разбега; на малой скорости самолет на двух колесах продольно неустойчив, что может вызвать продольную раскачку. Поднимать носовое колесо позже рекомендуемого момента также нельзя, так как может произойти заброс угла атаки и отрыв на малой скорости с последующим ударом о ВПП. Но задержать подъем носового колеса до скорости отрыва на некоторых самолетах можно и даже рекомендуется (в этом случае подъем носового колеса совпадает с отрывом). Самым неблагоприятным случаем является подъем носового колеса на скорости, немного меньшей скорости отрыва.

При разбеге на двух колесах подлежат регулированию уже два главных параметра движения самолета: направление и тангаж. Направление регулируется обычно только рулем поворота, но на некоторых самолетах допускается применение и раздельного торможения колес. В последнем случае в момент притормаживания самолет

стремится опустить нос, что нужно успеть парировать соответствующим рывком ручки (штурвала) на себя.

При потере направления в конце разбега и скатывании с ВПП следует не заворачивать самолет обратно на полосу, а продолжать разбег по грунту параллельно ВПП.

После подъема носового колеса нужно установить постоянный угол атаки, разный углу атаки отрыва. Очень важно, чтобы летчик умел определять положение самолета с точностью до 1° , так как уменьшение угла на 1° приводит к росту длины разбега на 5–10%.

При создании на разбеге нормального угла атаки самолет по достижении скорости отрыва *сам плавно отделится от ВПП*. В этот момент летчик должен перевести взгляд на землю и смотреть влево вперед (в инструкции это место точно задается), скользя глазами по поверхности и не задерживаясь на отдельных деталях. В некоторых кабинах имеется хороший обзор вперед, но рекомендуется смотреть в стандартном направлении.

После отрыва следует произвести выдерживание для набора скорости с небольшим отходом от земли. Угол отхода должен быть таким, чтобы обеспечивалось движение с нарастанием скорости, но скорость должна увеличиваться не быстро, иначе летчик не успеет убрать шасси и закрылки в пределах ограничений. После уборки шасси и закрылков необходимо произвести балансировку самолета при помощи механизма триммерного эффекта.

При достижении скорости максимальной скороподъемности самолет переводится в режим набора высоты с заданным углом наклона траектории.

3. Особенности взлета с боковым ветром. При боковом ветре (u_6) появляется угол скольжения β , который в начале разбега равен 90° , а затем с ростом скорости быстро уменьшается до $5\text{--}10^\circ$ (при средней силе ветра), так как $\operatorname{tg} \beta = \frac{u_6}{V}$. Скольжение приводит к появлению боковой аэродинамической силы Z и поперечного аэродинамического момента M_x (рис. 8.8).

Боковая сила Z стремится сместить («сдуть») самолет с ВПП в сторону, но этому препятствуют силы бокового трения (скольжения) колес $F_{\text{ск}}$, пропорциональные реакции земли N . Для увеличения действия сил N и $F_{\text{ск}}$ подъем носового колеса при взлете с боковым ветром следует производить позднее обычного, т. е. на большей скорости. При этом летчик должен перемещать ручку (штурвал) на себя плавнее и быть готовым парировать возможное отклонение по направлению.

Момент M_x , появляющийся вследствие поперечной устойчивости, стремится наклонить самолет по ветру, но этому препятствуют силы реакции земли, вернее — разность между ними на правом и левом колесах, так как подветренное колесо догружается, а наветренное разгружается. При отрыве, когда силы N исчезают, может неожиданно возникнуть большой крен с возможным касанием подветренной консоли за землю, поэтому в процессе разбега кренящий момент $M_x(\beta)$ следует компенсировать отклонением ручки в сторону против ветра, чтобы к точке отрыва самолет в поперечном отношении был сбалансирован.

Момент M_y образуется вследствие несовпадения точки приложения боковой аэродинамической силы Z , центра тяжести самолета и точек соприкосновения основных колес с ВПП. Если сила Z проходит *позади основных колес*, то самолет с самого начала разбега стремится развернуться *против ветра*, что парируется соответствующим отклонением руля направления и раздельным торможением колес. Наличие на самолете управляемого носового колеса значительно упрощает выдерживание направления разбега при боковом ветре. Отклонение ручки в сторону против ветра помогает сохранению направления за счет разности лобовых сопротивлений левого и правого элеронов.

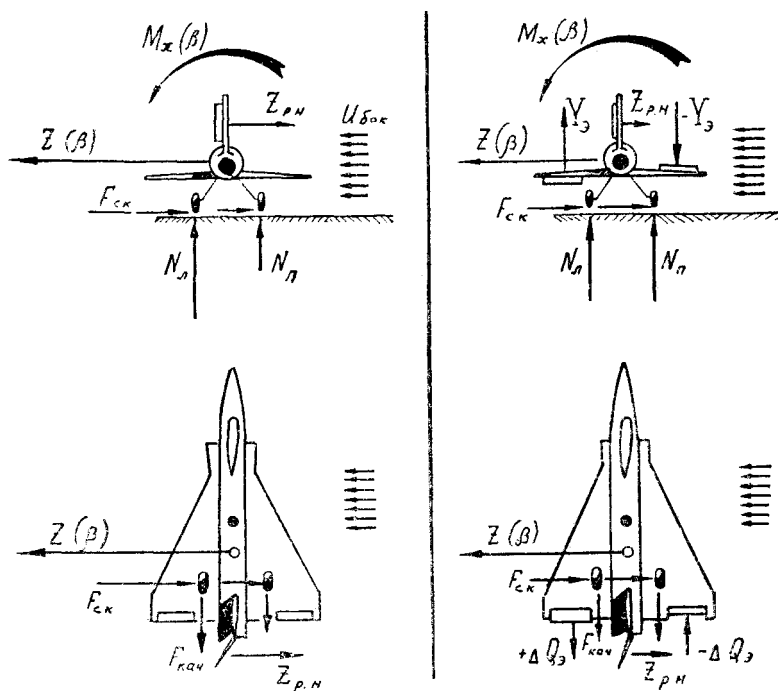


Рис. 8.8: Схема сил при разбеге с боковым ветром при нейтральном положении элеронов и при отклонении ручки против ветра

Если сила Z проходит между центром тяжести самолета и основными колесами, то в начале разбега самолет стремится развернуться *по ветру* (так как ось вращения проходит через колеса, связанные с землей силами трения), а к концу разбега — *против ветра* (так как связь с землей ослабевает и ось вращения проходит через центр тяжести). Действия рулем направления должны соответствовать изменению разворачивающего момента M_y .

Наибольшую трудность при взлете с боковым ветром создает не сохранение направления, а необходимость к концу разбега полностью компенсировать элеронами и рулем направления поперечные и путевые аэродинамические моменты, чтобы самолет при отрыве резко не накренился и не развернулся. Это дается только опытом, так как часть моментов при разбеге компенсируется реакцией земли и силами трения, чего летчик почувствовать не может.

После отрыва самолет находится на больших углах атаки, при которых поперечная устойчивость велика, а путевая мала. Это может привести к энергичному накренению или раскачке при действии на самолет боковых порывов ветра. Летчик должен на воздушном участке взлета особенно тщательно устранять случайные крены, имея при этом в виду, что эффективность элеронов понижена (из-за малой скорости и больших углов атаки). Управление по крену здесь можно осуществлять педалями, учитывая, что реакция самолета со стреловидным или треугольным крылом на отклонение руля направления повышена (малая путевая и большая поперечная устойчивость).

Если после отрыва необходимо продолжать полет в створе ВПП, то со сносом следует бороться курсом при координированном выполнении доворотов. Борьба со сносом методом скольжения имеет чисто теоретический интерес и практического применения на взлете не находит.

4. Особенности взлета с грунта. Ускорение на разбеге пропорционально алгебраической сумме сил $P_x - (Q + F)$. Желательно, чтобы сумма $(Q + F)$ была как можно

меньше.

При взлете с бетонной полосы сила F мала вследствие незначительной величины коэффициента трения ($f = 0,035 - 0,020$), поэтому основное сопротивление движению оказывает сила Q , для уменьшения которой разбег следует производить с минимальным углом атаки. Теоретически здесь было бы выгодно производить весь разбег с опущенным носовым колесом (до $V_{отр}$), а затем движением ручки на себя подорвать самолет от полосы.

При взлете с грунта сила F возрастает ($f = 0,07 - 0,20$ и более) и оказывает большое сопротивление движению самолета. Уменьшить силу F можно за счет увеличения угла атаки и подъемной силы на разбеге, хотя это приводит к некоторому увеличению лобового аэродинамического сопротивления. Для каждого значения коэффициента трения f можно вычислить оптимальный угол атаки при разбеге, при котором сумма $(Q + F)$ будет иметь минимальное значение. Чем больше f , тем больше и $\alpha_{опт}$.

Разбег при взлете с мягкого грунта было бы выгодно начинать сразу на большом угле атаки. Но так можно, очевидно, взлететь только на самолетах с механическим изменением угла тангажа. На обычных самолетах разбег следует начинать со взятой на себя ручкой (для разгрузки носового колеса) и как можно раньше переходить к разбегу на двух колесах (для увеличения подъемной силы и уменьшения силы трения). При дальнейшем движении эффективность стабилизатора увеличивается, а пикирующий момент от сил реакции земли и сил трения уменьшается, что приводит к необходимости постепенно отпускать ручку от себя для выдерживания $\alpha = \text{const}$.

Заметим однако, что на некоторых самолетах даже при полном взятии ручки на себя поднятие носового колеса при взлете с грунта происходит позже, чем при взлете с бетонной ВПП. Этому способствуют пикирующий момент от сил трения в сочетании с высоким расположением двигателей или передней центровкой. Аварийную обстановку, иногда приводящую к невозможности отрыва, могут создать неправильная заправка топливом с недопустимо передней центровкой и подтормаживание колес вследствие неисправностей в системе или перегрева тормозов на рулении.

Грунтовые и снеговые полосы имеют обычно неровный микрорельеф, вследствие чего самолет раскачивается как в продольном, так и в поперечном отношении, что затрудняет выдерживание направления и угла атаки. Для того чтобы в процессе продольных колебаний угол атаки случайно не возрос на опасную величину и не произошел отрыв на малой скорости, приходится совершать разбег по неровной грунтовой ВПП с меньшим углом атаки.

5. Самолет с изменяемой в полете геометрией крыла взлетает с минимальным углом стреловидности консолей. При этом значительно увеличивается коэффициент подъемной силы и сокращаются скорость отрыва и длина разбега. Поперечная устойчивость при минимальной стреловидности крыла уменьшается, что также благоприятно сказывается на выполнении взлета, так как боковой ветер (или боковой порыв) вызывает меньшую реакцию самолета по крену. Более высокое аэродинамическое качество приводит к уменьшению лобового сопротивления после отрыва, к увеличению избыточной тяги и более быстрому разгону.

6. Самолет с мощной механизацией крыла стремится после отрыва энергично поднять нос и перейти на большие углы атаки, что объясняется изменением *угла скоса потока за крылом* в районе горизонтального оперения самолета. Как известно, среднее значение угла скоса потока на дозвуковых скоростях можно определить по формуле

$$\varepsilon = \frac{C_y}{\pi \lambda_{эфф}}$$

Сочетание малого удлинения крыла λ и большого коэффициента подъемной силы

C_y при мощной механизации приводит к значительному возрастанию угла скоса ε .

При движении крыла вблизи земли скосу потока препятствует поверхность ВПП (рис. 8.9) и воздух набегает на горизонтальное оперение снизу, создавая пикирующий момент, который в процессе разбега был уравновешен летчиком соответствующим движением ручки на себя. Когда самолет после отрыва *отойдет от земли*, воздух будет набегать на горизонтальное оперение уже сверху, неожиданно создавая большой кабрирующий момент. Если летчик заранее готов к этому, то парирование кабрирующего момента и последующая балансировка самолета триммером не представляют никаких трудностей.

7. **Самолет с велосипедным шасси** отличается до момента отрыва *нечувствительностью к отклонениям ручки высоты*, поэтому сбалансировать такой самолет на разбеге невозможно, и после отрыва может возникнуть резкое нарушение продольного равновесия вследствие неправильного положения ручки (штурвала).

Положение ручки (штурвала) здесь устанавливается «на глаз» или по специальным меткам; однако и в этом случае летчик должен подготовиться к парированию кабрирующего или пикирующего момента, который может появиться после отрыва, например, вследствие нестандартной центровки.

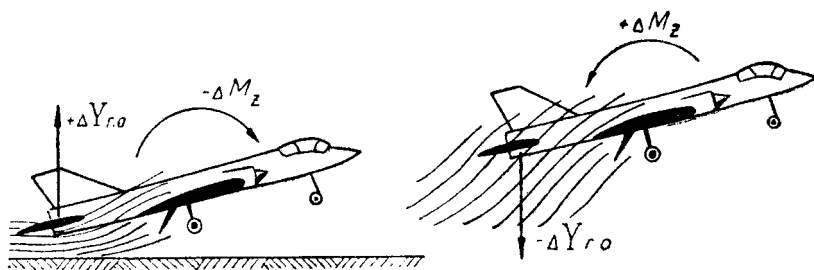


Рис. 8.9: Изменение скоса потока в районе горизонтального оперения после отрыва

Во всех других отношениях взлет на самолете с велосипедным шасси выполняется довольно просто: легко сохраняется направление, не нужно поднимать носовое колесо и регулировать угол тангажа.

8. **Самолет с низким расположением двигателей** имеет после отрыва некоторую *неустойчивость по скорости*, т. е. при увеличении скорости появляется пикирующий момент. Предположим, что в момент отрыва кабрирующий момент от двигателей (равный произведению тяги на вертикальное плечо до центра тяжести) был уравновешен противоположным пикирующим аэродинамическим моментом. При увеличении скорости после отрыва величина тяги практически не изменяется, остается постоянным и соответствующий кабрирующий момент. Аэродинамический момент (в данном случае пикирующий) при неизменной конфигурации самолета пропорционален квадрату скорости и после отрыва быстро увеличивается. Следовательно, самолет при наборе скорости будет иметь тенденцию к пикированию, что необходимо парировать соответствующим отклонением ручки на себя. При дальнейшем увеличении скорости тяга начинает интенсивно возрастать и самолет приобретает нормальные свойства, если не считать перехода через скорость звука, когда все самолеты обладают той или иной степенью неустойчивости по скорости вследствие перемещения фокуса назад.

9. **При взлете с максимальным весом** самолет разбегается с меньшим ускорением до большей скорости отрыва, при этом значительно возрастает длина разбега. Подъем носового колеса производится несколько позже и на увеличенной скорости; ручка (штурвал) берется на себя более энергично с последующей отдачей от себя для парирования заброса и выдерживания нормального взлетного угла тангажа. Несмот-

ря на большие продолжительность и длину разбега летчик не должен увеличивать угол тангажа или подрывать самолет от ВПП, так как превышение нормального угла приводит в конце разбега и после отрыва к увеличению лобового сопротивления, уменьшению избыточной тяги и темпа набора скорости.

При взлете с максимальным весом используются форсажная тяга или стартовые ускорители. Но на некоторых самолетах, у которых двигатели расположены под крылом на большом удалении от центра тяжести, использование форсажа ограничивается, так как при несимметричном включении или выключении форсажа возникают опасно большие поперечный и поперечный моменты.

До взлета с максимальным весом нужно особенно тщательно проверить центровку самолета, так как при выходе за предельно переднюю центровку носовое колесо на разбеге может не подняться и придется прекращать взлет во второй половине разбега. При выходе за предельно заднюю центровку возможен заброс угла атаки в момент подъема носового колеса или отрыва.

10. При взлете с минимальным весом темп разбега получается очень высоким. Подъем носового колеса происходит при сравнительно небольшом взятии ручки на себя, а дальнейший разбег на основных колесах занимает незначительный промежуток времени или совсем отсутствует. После отрыва энергия самолета возрастает необычно быстро, и летчик вынужден создавать большой угол набора для предотвращения чрезмерного увеличения скорости с возможным повреждением шасси или с выходом за другие летные ограничения. Но при большом угле набора возможно проскакивание заданного эшелона по высоте. Ввиду этого взлет с минимальным весом целесообразнее выполнять без форсажа и тогда техника пилотирования приближается к обычной.

11. Самолеты вертикального взлета и посадки (СВВП) имеют вертикальную тягу, превышающую вес самолета на 5–15%. Траектория взлета таких самолетов отличается от обычной.

Отделившись от земли, СВВП может набрать высоту стандартного препятствия по вертикали, а затем начать разгон по горизонтали (рис. 8.10). Можно начинать разгон и одновременно с набором высоты. Переход к набору скорости осуществляется наклоном вектора тяги вперед путем поворота выходящей струи из реактивного сопла.

Во всех случаях желательно сократить время набора высоты стандартного препятствия, т. е. увеличить вертикальную скорость движения. Если подниматься вертикально, то скорость набора высоты будет постоянной и сравнительно небольшой, так как избыток тяги по вертикали невелик. Если же подниматься с одновременным разгоном, то в начале движения скорость набора высоты будет меньше (так как при наклоне вектора тяги сократится его вертикальная составляющая), но затем скороподъемность быстро начнет расти за счет появления подъемной силы крыла. Можно рассчитать оптимальную программу набора заданной высоты в минимальное время.

12. Тяговооруженность современных самолетов возросла настолько, что осуществление вертикального взлета и посадки не представляет проблемы в энергетическом отношении (еще у самолета МиГ-19 тяга равнялась весу). Основные затруднения вызывает вопрос обеспечения *равновесия, устойчивости и управляемости* СВВП на висении и на малых скоростях, когда обычные аэродинамические силы и моменты не действуют.

Неподвижный самолет, опирающийся на реактивную струю, сам по себе никакой устойчивостью не обладает, т. е. он может занять любое положение в пространстве. Самолет, как говорят, находится в состоянии *нейтрального или безразличного равновесия*, когда при любом наклонении не возникает никаких дополнительных моментов. Более того, вблизи земли СВВП находится в состоянии *неустойчивого равнове-*

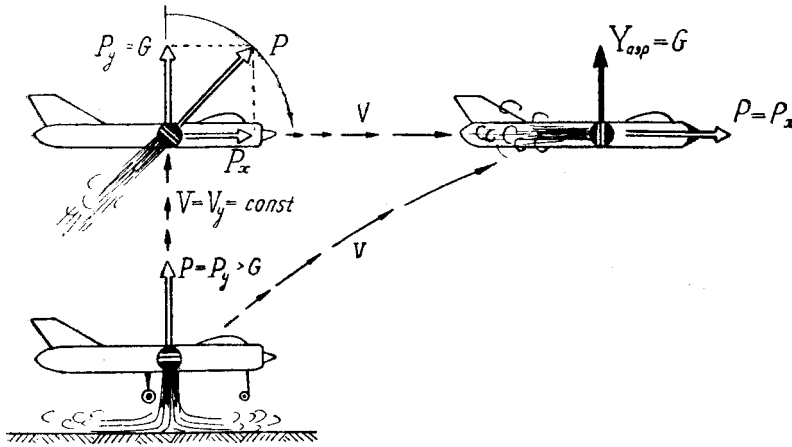


Рис. 8.10: Способы взлета СВВП

сия, когда при случайном накренении возникает дестабилизирующий момент, стремящийся увеличить это накренение. Это объясняется эжекторным (подсасывающим) действием растекающейся по земной поверхности реактивной струи (рис. 8.11). При накренении поток подсасываемого воздуха действует на опущенное крыло сильнее и самолет опрокидывается. По этой же причине возникает вблизи земли и продольная неустойчивость СВВП.

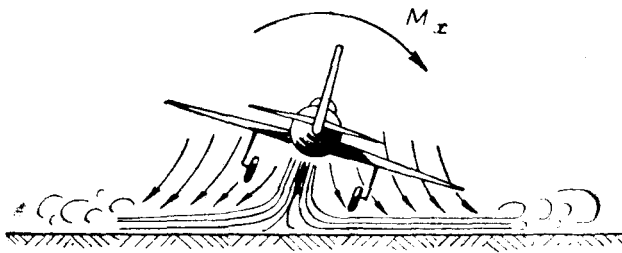


Рис. 8.11: Возникновение дестабилизирующего момента вследствие подсоса воздуха реактивной струей

Равновесие СВВП достигается направлением суммарного вектора тяги двигателей через центр тяжести самолета. В противном случае самолет будет опрокидываться, так как действие любых рулей не могло бы компенсировать момент от очень большой силы тяги. Обрез сопла реактивных двигателей, создающих вертикальную тягу, должен находиться под центром тяжести самолета, что вызывает значительные трудности в объемной и весовой компоновке СВВП.

Устойчивость и управляемость СВВП на малых скоростях и на режиме висения можно обеспечить только при помощи моментов, создаваемых реактивными силами (если не касаться различных экзотических проектов, связанных с установкой массивных гироскопов, машущих крыльев и пр.). Эти моменты могут быть получены одним из следующих способов:

— отбором сжатого воздуха или горячих газов от силовой установки и выпуском их через небольшие регулируемые сопла, расположенные на максимальном удалении от центра тяжести самолета. Эти сопла могут быть или поворотными, или неподвижными с регулированием расхода газов. Сопла должны создавать продольный, путевой и поперечный моменты (каждый — в двух направлениях). Неподвижных сопел должно быть не менее шести, но обычно их устанавливают 10—12 штук (рис. 8.12);

- отклонением вектора тяги двигательной установки, в том числе и поворотом самих двигателей;
- регулированием величины тяги отдельных двигателей, если на самолете установлено несколько двигателей и вектор тяги каждого из них проходит мимо центра тяжести.

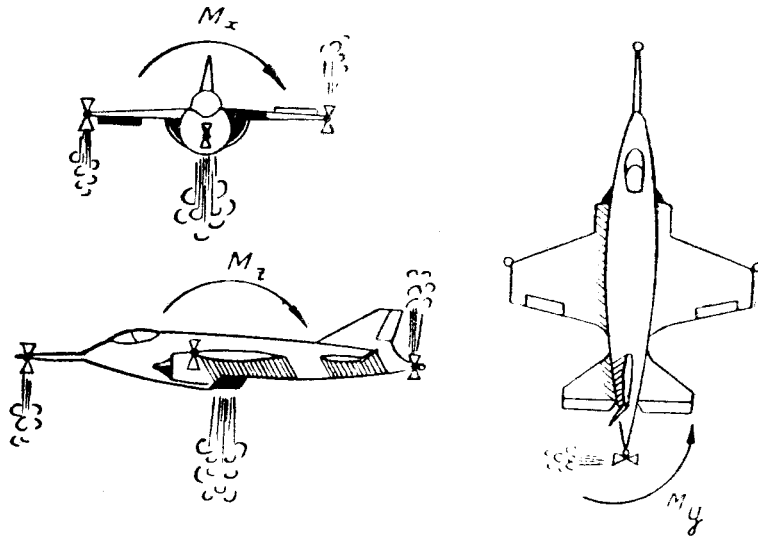


Рис. 8.12: Схема управления СВВП

Наиболее надежной и распространенной является система с управляющими неподвижными соплами, в которые подается воздух из-за компрессора основной двигательной установки. При этом на управление расходуется до 6–13% воздуха, идущего через компрессор, что снижает тягу примерно на 10–15%. Отбор газов из-за турбины приводит к меньшему падению тяги, но система отбора раскаленных газов получает более громоздкой, сложной и ненадежной.

Никаких специальных рычагов для управления самолетом при помощи реактивных сопел (струйных рулей) не устанавливается. Необходимое открытие (закрытие) соответствующих сопел осуществляется при обычных перемещениях ручки и педалей (ручка вправо — открывается верхнее сопло на конце правого полукрыла и нижнее сопло на конце левого полукрыла и т. п.).

Так как СВВП на малых скоростях находится в состоянии безразличного или даже неустойчивого равновесия, то летчик был бы вынужден пилотировать с напряжением, очень внимательно парируя малейшие случайные отклонения от нормального положения самолета. Поэтому функции стабилизации и демпфирования обычно передают автоматике, оставляя за летчиком функцию управления. Открытие (закрытие) соответствующих сопел должно при этом происходить так, чтобы управляющий момент (возьмем для примера поперечный момент M_x) изменялся по следующему закону:

$$M_x = k_1 z_\delta - k_2 \gamma - k_3 \omega_x,$$

т. е. момент M_x должен быть направлен в сторону отклонения ручки z_δ (по желанию летчика) и против случайных крена γ и вращения ω_x (автоматически). Подбором коэффициентов k_1 , k_2 , k_3 можно получить желаемые показатели устойчивости и управляемости СВВП на всех режимах полета.

13. При взлете обычных самолетов с катапульты самолет уходит в воздух на нормальной скорости отрыва, но эта скорость набирается в очень короткий промежуток времени и на небольшом расстоянии. Летчик при этом испытывает значительную

продольную перегрузку, которая резко уменьшается в момент схода с катапульты или при выключении стартовых ракет.

Перед взлетом летчик дает полную тягу двигателям самолета и устанавливает рули в балансирующее для отрыва положение, а *после отделения* от катапульты устраняет мелкие рассогласования между углом атаки и отклонением руля высоты. При таком взлете во время значительных изменений продольной перегрузки важно держать ручку неподвижно, т. е. не отклонять ее на себя при старте и не отдавать от себя при сходе с направляющих устройств.

Для предотвращения произвольного отклонения рулей при резком изменении продольной перегрузки иногда устанавливают специальные фиксаторы, которые «намертво» удерживают рули в нейтральном положении до схода с катапульты. Но такие фиксаторы оказывают сильное психологическое воздействие на летчика, поэтому целесообразнее вместо фиксаторов рулей применять весовую балансировку механизма управления, что устраняет его перемещение под действием продольных и нормальных перегрузок.

§3. Посадочные характеристики самолета и их влияние на потребные размеры ВПП

1. **Посадка** — замедленное движение самолета от начала выравнивания (начала гашения скорости при вертикальной посадке) до окончания пробега (дресселирования двигателя после приземления).

Обычная посадка содержит следующие элементы: *выравнивание, выдерживание, приземление, пробег на двух колесах, опускание носового колеса, пробег на трех колесах*. В некоторых случаях носовое колесо опускается сразу после приземления, т. е. отсутствует элемент — пробег на двух колесах. Иногда посадка выполняется без выдерживания, т. е. приземление производится в конце выравнивания. Существует метод посадки вообще без выравнивания (по-авианосному), когда самолет с небольшим углом снижения направляется прямо в точку приземления, ударяется задними колесами о ВПП (шасси должны иметь соответствующую прочность и амортизацию), опускает в момент удара нос и сразу начинает пробег на всех колесах.

Посадке предшествуют *предпосадочные маневры*: выход к аэродрому, вход в круг, расчет и заход, являющиеся переходным этапом от полета с большими скоростями, характерными для современных самолетов, к собственно посадке. Выход к аэродрому выполняется при помощи различных радиотехнических средств наведения (или визуально) и заканчивается над дальним приводным радиомаяком (ДПРМ). В процессе этого маневра скорость постепенно уменьшается до 400–500 км/ч и высота — до 300–500 м.

Важнейшими характеристиками посадки являются *посадочная скорость, длина пробега, посадочная дистанция*.

2. **Посадочная скорость** определяется из условия $Y + P_y = G$, откуда, принимая $P_y = 0$, получим

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} S \rho}} \quad (8.9)^*$$

Посадочная скорость зависит от эксплуатационных факторов следующим образом:

- увеличение G на 1% приводит к увеличению $V_{\text{пос}}$ и $V_{\text{и пос}}$ на 0,5%;
- уменьшение $C_{y_{\text{пос}}}$ на 1% приводит к увеличению $V_{\text{пос}}$ и $V_{\text{и пос}}$ на 0,5%;

— уменьшение ρ на 1% (вследствие уменьшения p на 1% или повышения T на 1%) приводит к увеличению $V_{\text{пос}}$ на 0,5%, но индикаторная посадочная скорость $V_{\text{и пос}}$ от атмосферных условий не зависит.

Современные самолеты имеют большую посадочную скорость главным образом за счет значительной нагрузки на крыло G/S .

Очень часто путевая посадочная скорость ограничивается прочностью шасси и тогда вводится соответствующее ограничение посадочного веса. Ограничение посадочной скорости более строгое, чем скорости отрыва, так как отрыв происходит плавно, а приземление — с некоторым ударом о ВПП неподвижных колес.

3. **Замедление пробега** определяется по формуле

$$j_x = g \frac{(Q + fN) - P_x}{G}, \quad (8.10)$$

где P_x — горизонтальная составляющая тяги на минимальных оборотах (тяги «малого газа» или «холостого хода»);

f — коэффициент трения с учетом работы тормозов. Этот коэффициент не является коэффициентом трения при качении, а приближается к коэффициенту трения при сцеплении резины с бетоном или грунтом. На бетонной ВПП при максимально эффективном торможении $f = 0,4 - 0,5$. Практически средний коэффициент трения даже при хорошем торможении примерно в два раза меньше, т. е. $f_{\text{ср}} = 0,15 - 0,25$.

На рис. 8.13 показан характер изменения величин сил, действующих на самолет в процессе пробега. Первое скачкообразное изменение сил связано с опусканием носового колеса; второй скачок силы F обусловлен включением тормозов, силы Q — выпуском тормозного парашюта.

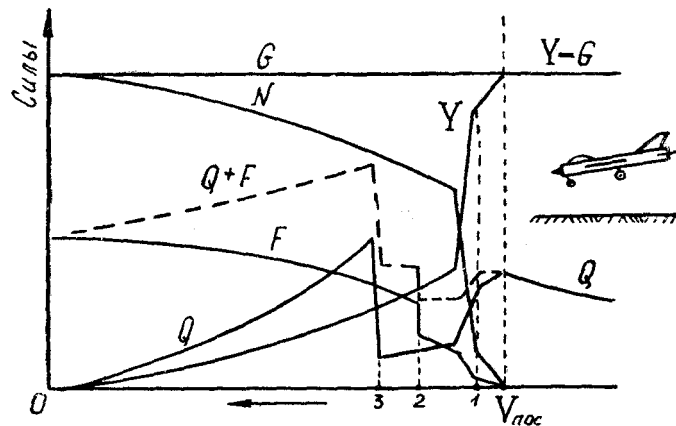


Рис. 8.13: Изменение величин сил в процессе пробега

В отличие от ускорения разбега вычислить среднее замедление пробега весьма трудно, так как, во-первых, тормозящая сила ($Q + F$) изменяется по сложному закону и, во-вторых, величина этой силы зависит главным образом от поведения летчика, т. е. от момента опускания им носового колеса и выпуска парашюта, интенсивности торможения.

В самом первом приближении можно положить $Q_{\text{ср}} \simeq 0,5 \frac{G}{k_{\text{ср}}}$, $F_{\text{ср}} \simeq 0,5 f_{\text{ср}} G$ и $P_x \simeq 0$, тогда из формулы (8.10) получим

$$j_{x \text{ ср}} \simeq 0,5 g \left(\frac{1}{k_{\text{ср}}} + f_{\text{ср}} \right). \quad (8.11)$$

От веса G среднее замедление пробега не зависит, так как пропорционально весу изменяются и тормозящие силы ($Q_{\text{ср}}$ и $F_{\text{ср}}$), и масса самолета. Влияние веса сказывается только в том случае, когда используется реверс тяги ($-P_x$ или когда при новом весе летчик изменяет интенсивность торможения ($f_{\text{ср}}$) или выпускает тормозной парашют в другой точке пробега (что влияет на $k_{\text{ср}}$).

В общем случае следует учесть не зависящую от веса самолета составляющую ускорения, связанную с наклоном ВПП: $\Delta j_x = g \sin \Theta_{\text{ВПП}}$ — но эта величина сравнительно мала.

4. **Длина пробега** при отсутствии ветра равна

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{x \text{ ср}}} \quad (8.12)^*$$

или в развернутом виде с учетом формул (8.9) и (8.11)

$$L_{\text{пр}} = \frac{2G}{C_{y \text{ пос}} S \rho g \left(\frac{1}{k_{\text{ср}}} + f_{\text{ср}} \right)}.$$

Влияние *эксплуатационных факторов* на длину пробега:

- увеличение веса G на 1% приводит к увеличению $L_{\text{пр}}$ также на 1%;
- уменьшение $C_{y \text{ пос}}$ на 1% приводит к увеличению $L_{\text{пр}}$ на 1%. Уменьшение $C_{y \text{ пос}}$ может произойти вследствие неиспользования посадочной механизации крыла (отказ или др.) или из-за того, что летчик к моменту приземления не создал нормальный посадочный угол атаки;

- уменьшение ρ на 1%, в результате уменьшения на 1% давления p (примерно на 7,6 мм рт. ст.) или увеличения на 1% температуры T (примерно на $+3^\circ$) приводит к росту $L_{\text{пр}}$ на 1%;

- ветер влияет на длину пробега так же, как и на длину разбега, т. е. в формулу (8.12) вместо воздушной скорости $V_{\text{пос}}$ следует подставлять скорость относительно ВПП, равную $V_{\text{пос}} \pm u$, где u — проекция вектора ветра на направление пробега. Влияние ветра на длину пробега существенно;

- состояние ВПП через коэффициент трения $f_{\text{ср}}$ очень сильно влияет на длину пробега, так как, например, на обледенелой ВПП коэффициент трения заторможенного колеса может быть в десятки раз меньше, чем на сухом бетоне (на длину разбега состояние ВПП почти не влияет, так как коэффициент трения при качении колеса зависит в основном от твердости ВПП и не зависит от того — бетон это или лед). Наибольшее сцепление заторможенных колес с ВПП имеет место на сухом бетоне; далее следуют мокрый бетон, сухой травянистый грунт, мокрый грунт, укатанный снег, лед. При использовании тормозных парашютов влияние состояния ВПП на длину пробега уменьшается;

- наклон ВПП при использовании тормозов влияет на длину пробега незначительно, так как на практике угол $\Theta_{\text{ВПП}}$ чрезвычайно мал.

Практически учет влияния эксплуатационных факторов на длину пробега производится по специальным номограммам, которые по содержанию и внешнему виду напоминают номограммы для разбега. Однако следует заметить, что разброс длин пробега (вероятное отклонение) от расчетной величины (от центра рассеивания) здесь очень большой, так как длина пробега зависит от действий летчика в гораздо большей степени, чем длина разбега.

По условиям посадки **потребная длина ВПП** должна включать: участок от начала ВПП до расчетной точки приземления (обычно 200 м), несколько вероятных отклонений от расчетной точки приземления (вперед), расчетную длину пробега в

наиболее неблагоприятных условиях эксплуатации (высокая температура, низкое атмосферное давление, мокрая полоса и пр.), несколько вероятных отклонений от расчетной длины пробега (в большую сторону). **Потребная ширина** ВПП назначается с учетом нескольких боковых вероятных отклонений от расчетной точки приземления (от оси ВПП) и нескольких угловых вероятных отклонений от точного направления пробега.

Потребная ширина ВПП по условиям посадки больше чем по условиям взлета. Потребная длина ВПП для самолетов ИА, ИБА и подобных им выбирается чаще по условиям посадки, а для самолетов ФБА, ДВА, ВТА и подобных им — чаще по условиям взлета.

5. Способы уменьшения длины пробега:

— увеличение $C_{y\text{пос}}$ путем механизации крыла. Закрылки и подобные механизмы отклоняются на посадке на максимальный угол. Большой эффект дают сдвиг пограничного слоя и КИС;

— увеличение среднего коэффициента трения $f_{\text{ср}}$ путем повышения теплоемкости тормозов и установки автоматов растормаживания, что позволяет применять самое интенсивное торможение с начала пробега. Уборка на пробеге закрывков приводит к уменьшению подъемной силы Y и соответствующему увеличению силы реакции земли $N = G - Y$ и силы трения $F = fN$, что заметно повышает эффективность тормозов в начале пробега. Уборка закрывков при выпущенных спойлерах (щитках, отклоняющихся вверх) приводит к появлению на пробеге **отрицательной** подъемной силы и тогда эффективность тормозов повышается еще более;

— увеличение среднего сопротивления $Q_{\text{ср}}$ путем использования тормозных посадочных парашютов. Но парашюты эффективны только в том случае, когда они выпускаются на большой скорости, т. е. до приземления или сразу после приземления, так как величина их работы примерно пропорциональна кубу скорости в момент их выпуска. Выпуск парашютов на скорости, равной 80% от посадочной, уменьшает их работу примерно в 2 раза. Пусть, например, без парашютов $L_{\text{пр}} = 1750 \text{ м}$, а при выпуске парашютов на $V = V_{\text{пос}}$ получаем $L_{\text{пр}} = 1000 \text{ м}$ ($\Delta L_{\text{пр}} = -750 \text{ м}$); тогда при выпуске парашютов на $V = 0,8 V_{\text{пос}}$ получим $L_{\text{пр}} \simeq 1375 \text{ м}$ ($\Delta L_{\text{пр}} = -375 \text{ м}$). Если тормоза колес работают, то выпуск парашютов во второй половине пробега сокращает общую длину пробега всего на несколько десятков метров. Например, при выше принятых условиях выпуск парашютов на скорости $V = 0,4 V_{\text{пос}}$ уменьшает их работу в 15 раз, что сокращает длину пробега всего на 50 м, т. е. до $L_{\text{пр}} \simeq 1700 \text{ м}$. Различного рода тормозные щитки на длину пробега непосредственно не влияют, но их выпуск предотвращает нежелательное увеличение скорости планирования и приземления, а это косвенно приводит к сокращению и длины пробега;

— применение реверса тяги (обратной тяги). Обратная тяга $-P_x$ увеличивает замедление пробега на $\Delta j_x = g \frac{P_x}{G}$. Согласно формуле (8.12) соответственно уменьшается длина пробега. Реверс тяги обычно применяется на тяжелых машинах, у которых *относительно малы* площадь тормозных парашютов и мощность тормозов;

— применение различного рода финишных устройств, цепляющихся за самолет после приземления и придающих ему большое замедление пробега. Финишные устройства чаще применяются на авианосцах. На обычных аэродромах их используют в качестве аварийного средства остановки самолета за пределами ВПП;

— применение схемы СВВП ($\bar{P}_y > 1$), позволяющей производить точечную посадку.

В заключение заметим, что часто предлагаемые неспециалистами различного рода наземные движущиеся ВПП изменить длину пробега или разбега не могут, так как сила трения от скорости качения или скольжения колес почти не зависит, а

остальные силы связаны с воздухом.

6. **Посадочная дистанция самолета** — расстояние, проходимое самолетом относительно земной (водной) поверхности с условно заданной высоты (высоты стандартного препятствия) до полной остановки после приземления (приводнения).

Посадочная дистанция включает в себя следующие участки: прямолинейное *планирование* (снижение), *выравнивание*, *выдерживание*, *пробег*.

7. **Длину прямолинейного участка планирования** (снижения) можно определить с использованием следующих формул:

$$L_{\text{пл}} = \frac{\Delta H}{\text{tg } \Theta}; \quad (8.14)$$

$$\text{tg } \Theta \simeq -\frac{1}{k} + \bar{P} - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}$$

(последняя формула получается из 1 уравнения движения центра масс самолета с допущением $\cos \Theta = 1$).

Пример: Дано: качество $k = 5$; тяга $P = 0,1 G$; ускорение $dV/dt = -0,5 \text{ м/с}^2$ (т. е. планирование происходит с уменьшением скорости); $\Delta H = -15 \text{ м}$ (с высоты 25 м до начала выравнивания). Требуется найти $L_{\text{пл}}$.

Решение: $\text{tg } \Theta = -1/5 + 0,1 + 0,5/9,8 = -0,049$; $\Theta = -2^\circ 48'$; $L_{\text{пл}} = -15 / -0,049 = 300 \text{ м}$.

При планировании с постоянной скоростью без тяги из формул (8.15) и (8.14) получим

$$\text{tg } \Theta = -\frac{1}{k} \quad \text{и} \quad L_{\text{пл}} = -\Delta H k.$$

Угол снижения не должен быть слишком большим, так как в противном случае в точке начала выравнивания самолет подходит с большой вертикальной скоростью, что вынуждает летчика производить выравнивание одним резким нерегулируемым движением ручки или начинать его на высоте $20\text{--}50 \text{ м}$ (и более). Для уменьшения угла снижения полет до начала выравнивания производится с тягой.

Однако угол снижения не должен быть и слишком мал, так как в противном случае увеличивается посадочная дистанция и затрудняется расчет (т. е. увеличивается рассеивание точек приземления). На самолетах с высоким аэродинамическим качеством для увеличения угла снижения применяются спойлеры (щитки, отклоняемые вверх), небольшие тормозные парашюты или другие устройства, ухудшающие качество. Это бывает тем более необходимо, что на некоторых самолетах запрещается на снижении дросселировать двигатель ниже некоторого уровня (во избежание выключения СПС, для более быстрого ухода на второй круг или по другим причинам).

8. **При выравнивании** самолет имеет вертикальное ускорение $j_y = g(n_y - 1)$, время выравнивания $t_{\text{вр}} = \sqrt{-2\Delta H/j_y}$ или $t_{\text{вр}} = -V_{y1} j_y$ (V_{y1} — вертикальная скорость в начале выравнивания), проходимое за это время расстояние $L_{\text{вр}} = V_{\text{ср}} t_{\text{вр}}$.

Пример. Дано: $n_y = 1,1$; $\Delta H = -7 \text{ м}$; $V_{\text{ср}} = 80 \text{ м/с}$ (290 км/ч). Требуется найти $L_{\text{вр}}$.

Решение. $j_y = 9,8(1,1 - 1) = 0,98 \simeq 1 \text{ м/с}^2$; $t_{\text{вр}} = \sqrt{2 \cdot 7/1} = 3,7 \text{ с}$; $L_{\text{вр}} = 80 \cdot 3,7 \simeq 300 \text{ м}$.

На выравнивании скорость заметно падает даже в том случае, если летчик не уменьшает тягу, так как увеличивается индуктивное сопротивление и уменьшается угол снижения. Поэтому в начале выравнивания скорость должна быть такой, чтобы в конце его она еще оставалась не ниже посадочной.

При посадке без тяги имеется нижний предел скорости начала выравнивания, за которым выравнивание становится принципиально невозможным при любом способе

пилотирования, т. е. когда в любом случае скорость уменьшается ниже посадочной еще до окончания выравнивания и самолет приземляется с ударом (при выравнивании с малой перегрузкой скорость падает за счет большого пути, при выравнивании с большой перегрузкой — за счет индуктивного сопротивления).

При посадке с тягой на самолетах, имеющих малое аэродинамическое качество, снижать тягу до окончания выравнивания не рекомендуется, так как это может привести к «проваливанию» такого самолета (даже если не касаться вопроса о работе СПС).

9. **Длину участка выдерживания** можно найти по формуле

$$L_{\text{вд}} = \frac{V_{\text{вд}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} k_{\text{ср}},$$

где $V_{\text{вд}}$ — скорость в начале выдерживания (в конце выравнивания);

$k_{\text{ср}}$ — среднее аэродинамическое качество на выдерживании с учетом тяги и экранирующего действия земли.

16. **Суммарную длину выравнивания и выдерживания** можно найти энергетическим методом:

$$L_{\text{вр}} + L_{\text{вд}} = \left(H_1 + \frac{V_1^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} \right) k_{\text{ср}},$$

где H_1 — высота начала выравнивания;

V_1 — скорость в начале выравнивания;

$k_{\text{ср}}$ — среднее аэродинамическое качество на рассматриваемом участке с учетом перегрузки, тяги и влияния земли.

Эксплуатационные факторы влияют на суммарную длину участков выравнивания и выдерживания (на $L_{\text{вр}} + L_{\text{вд}}$) следующим образом:

— если при увеличении веса самолета G летчик увеличит скорости планирования и начала выравнивания пропорционально \sqrt{G} (что и рекомендуется делать), то средние угол атаки и качество не изменятся, посадочная скорость увеличится пропорционально \sqrt{G} , а длина рассматриваемого воздушного участка в соответствии с последней формулой изменится пропорционально весу самолета G (изменение веса на 1%; приводит к изменению длины участка также на 1%);

— если при изменении плотности воздуха ρ (вследствие изменения температуры или давления) летчик будет выдерживать заданные индикаторные («приборные») скорости на всех этапах посадки (что и рекомендуется делать), то средние угол атаки и качество не изменятся, воздушная скорость на всех этапах изменится обратно пропорционально $\sqrt{\rho}$, а длина участка — обратно пропорционально ρ (например, при уменьшении плотности воздуха на 1% длина участка увеличится на 1%);

— если при встречном ветре летчик выдерживает обычные индикаторные скорости, то соответствующие путевые скорости относительно земли будут меньше на величину u и длина рассматриваемого участка сократится пропорционально уменьшению разности $[(V_1 - u)^2 - (V_{\text{пос}} - u)^2]$. Тот же численный результат можно получить и другим путем: от длины участка в штиль следует отнять $\Delta L = ut$, где t — время полета на этом участке, не зависящее от скорости и направления ветра. Для практического учета влияния встречного ветра летчик должен или перенести вперед точку начала выравнивания на величину ΔL , (при сохранении нормальных скоростей), или увеличить скорости планирования и начала выравнивания на $\frac{1}{4}u$ (при сохранении нормальной глиссады снижения). Например, при встречном ветре 10 м/с все скорости следует увеличить примерно на 10 км/ч (точно — на 9 км/ч), при 20 м/с — на 20 км/ч (точно — на 18 км/ч) и т. д.

§4. Пилотирование на посадке

1. **Пилотажные свойства** самолета на посадке определяются, во-первых, параметрами посадки (скоростью и углом снижения до выравнивания, посадочной скоростью, замедлением пробега и пр.) и, во-вторых, характеристиками устойчивости и управляемости на воздушном участке посадки и на пробеге.

Современные самолеты имеют очень большую удельную нагрузку на крыло G/S , вследствие чего значительно возросла скорость приземления и длина пробега. Выполнение посадки на больших скоростях связано с известными психологическими затруднениями для летчика. Например, в 30-х годах считалось, что на скорости более 140–150 км/ч самолет не сможет посадить ни один летчик. Но человек обладает громадной приспособляемостью, и в настоящее время средние по квалификации летчики сажают самолет на скорости 300–350 км/ч. Некоторые экспериментальные машины имеют скорость приземления до 500 км/ч. Решительные меры, предпринимаемые в последнее время во всех странах для уменьшения скорости приземления самолетов, связаны не с психологическими ограничениями человека, а с нежелательным увеличением размеров бетонных ВПП.

2. **Определение высоты на посадке.** Выполнение посадки связано с точным *глазомерным* определением высоты. Каким образом летчик это делает, т. е. какая физическая величина служит ему критерием высоты?

Распространенное мнение о решающей роли бинокулярного зрения (зрения двумя глазами) или свойства зрачков к «наводке на резкость» не подтверждается практикой. Высота при посадке определяется летчиком по целому ряду условных признаков, главным из которых является общая картина *набегания земли*, характеризующаяся угловой скоростью набегания и веером (углом) разбегания.

Когда летчик смотрит на землю с высоты 25–30 м, то земля набегает на самолет сравнительно медленно и почти параллельными полосами (рис. 8.14). С высоты 10 м земля набегает быстрее, а веер разбегания полос шире. На высоте 1 м скорость набегания земли еще больше, а веер разбегания полос приближается к линии горизонта.

Таким образом, летчик определяет при посадке некоторые параметры движения земли, связанные с высотой довольно условно. В процессе обучения летному делу инструктор каждому случаю набегания земли дает обозначение в виде величины высоты, что обучаемый и запоминает. Истинное значение высоты при этом большого значения не имеет. Главное — это научиться начинать и заканчивать выравнивание при определенной картине.

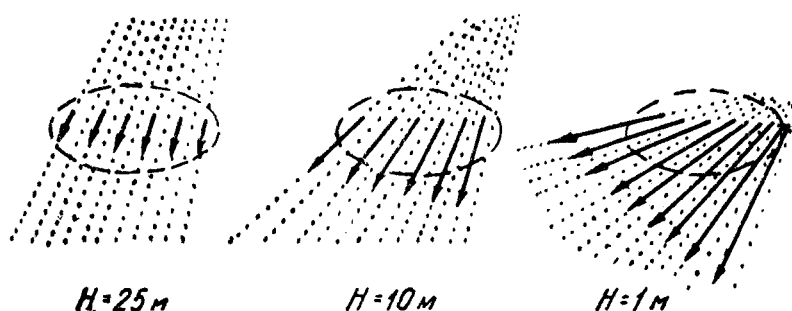


Рис. 8.14: Картина набегания земли, наблюдаемая летчиком с различных высот при посадке

Сказанное имеет очень важное значение для летной практики, так как неправильное или нестабильное направление взгляда при посадке неизбежно приводит к

искажению соответствующей картины набегания земли и неправильному профилю посадки. Если смотреть очень *близко*, то картина набегания получится такой, какой она была на меньшей высоте при нормальном удалении взгляда, т. е. высоту, например, 2 м летчик будет принимать за 1 м, что приведет к *высокому* выравниванию. Если смотреть *дальше* обычного места, то картина будет соответствовать случаю, наблюдаемому на большей высоте, т. е. высоту 1 м летчик будет принимать за 2 м, что приведет к *низкому* профилю посадки.

При посадке взгляд должен *скользить* по поверхности земли, не задерживаясь на отдельных деталях. В противном случае может наступить временная потеря представления о высоте. При направлении взгляда правее или левее рекомендуемого места возникает впечатление крена или сноса и летчик начинает «бороться» с мнимым отклонением, создавая действительное.

Таким образом, рекомендуемое направление взгляда на посадке выработано на основе теории и практики и должно строго выполняться. Некоторые летчики утверждают, что они могут на посадке временно отвлекать взгляд от земли. Это весьма опасное нарушение. Оно случайно проходит благополучно только благодаря сравнительной простоте посадки на современном самолете, когда достаточно более или менее правильно начать выравнивание, чтобы самолет дальше приземлился сам. Даже на простом самолете следует пилотировать по всем правилам, иначе освоение более сложной машины будет чрезвычайно затруднено.

3. На современном самолете с ТРД, имеющем трехколесное шасси (с носовым колесом), **посадка выполняется следующим образом.**

Самолет выводится из четвертого разворота и проходит ДПРМ на высоте 300–400 м (приводимые здесь и дальше цифры для конкретного самолета могут быть другими), а затем снижается в точку начала выравнивания, отстоящую от места приземления на 200–300 м. При этом летчик должен учитывать, что на современном самолете его нос не направлен в точку снижения. Угол наклона траектории (отрицательный) составляет 3–5°, а вертикальная скорость снижения 5–8 м/с. На самолетах с крылом малого удлинения угол атаки на предпосадочном снижении больше 3–5°, т. е. самолет летит с положительным углом тангажа (нос выше горизонта), что затрудняет обзор ВПП и выдерживание направления. В некоторых случаях конструкция самолета позволяет отклонять нос фюзеляжа вниз для улучшения обзора вперед при больших углах тангажа. Для обеспечения полета с малым углом снижения, значительно отличающимся от угла установившегося планирования без тяги, обороты двигателей приходится держать достаточно высокими (до 85%), почти как в горизонтальном полете.

Скорость от ДПРМ до начала выравнивания обычно уменьшают на 60–100 км/ч, что примерно соответствует ускорению $\dot{V} = -(0,5-0,7)\text{м/с}^2$. Этот маневр достаточно сложный, так как летчику трудно правильно рассчитать и выдержать такой темп торможения, чтобы подойти к точке выравнивания именно на заданной скорости. Теоретически это подтверждается тем, что при регулировании параметра движения (которым здесь является ускорение \dot{V}) нужно реагировать и на его производную (в нашем случае на изменение ускорения, т. е. на \ddot{V}). Таким образом, летчик, наблюдая за скоростью, должен учитывать три характеристики: V , \dot{V} и \ddot{V} .

При снижении с постоянной скоростью летчик учитывает только две характеристики: V и \dot{V} . Пилотирование упрощается, но возникают затруднения в связи с выбором величины этой постоянной скорости. Снижение на малой скорости, соответствующей нормальному началу выравнивания, будет проходить на втором режиме и может оказаться опасным. Снижение на повышенной скорости затрудняет расчет и может привести к взмыванию; в этом случае после выравнивания ручку придется отдавать от себя, а затем выбирать ее в ускоренном темпе.

Выравнивание — наиболее сложный в психологическом отношении элемент полета. При первоначальном обучении наиболее трудно курсантам дается именно выравнивание на посадке. Научился курсант выполнять выравнивание — можно его выпускать в самостоятельный полет по кругу, не научился — отчисляют.

Затруднения в усвоении выравнивания связаны со следующими причинами. Во-первых, сама высота измеряется по косвенным признакам и не все обладают достаточной зрительной памятью для запоминания картины набегания земли на разных высотах. Во-вторых, изменение высоты следует за отклонением ручки с большим запаздыванием: при отклонении ручки самолет приобретает угловое ускорение $\dot{\omega}_z$, интеграл от углового ускорения по времени дает угловую скорость ω_z , интеграл от угловой скорости — изменение угла тангажа ϑ (а также угла атаки, подъемной силы и перегрузки), интеграл от перегрузки (с участием других коэффициентов) дает изменение угла наклона траектории. При таком запаздывании в системе «летчик—самолет—летчик» пилотирование весьма затруднено и требует большого навыка. Летчик должен как бы предвидеть на несколько секунд вперед реакцию самолета по высоте на отклонение ручки. В-третьих, для формирования профиля посадки летчик, наблюдая за высотой, должен учитывать три характеристики: H , $\dot{H} = V_y$ и $\ddot{H} = \dot{V}_y$.



Рис. 8.15: Зависимость профиля посадки от особенностей восприятия высоты летчиком

Если летчик будет отклонять ручку только в соответствии с высотой H (большая высота — ручку от себя, малая высота — ручку на себя), то самолет пойдет вдоль земли по волнообразной траектории. При постоянной скорости колебания были бы незатухающими (рис. 8.15, кривая 1), но практически (с учетом торможения) произойдет потеря скорости и сваливание самолета где-то на втором взмывании.

Если же летчик будет отклонять ручку, учитывая не только высоту H но и вертикальную скорость $\dot{H} = V_y$ то колебания высоты будут затухающими (кривая 2). Практически самолет более или менее благополучно приземлится после одного взмывания.

Итак, чтобы сформировать нормальный профиль посадки, т. е. быстро подвести самолет к земле без взмываний (кривая 3), необходимо отклонять ручку в соответствии с высотой H , вертикальной скоростью $\dot{H} = V_y$ (первой производной от высоты) и вертикальным ускорением $\ddot{H} = \dot{V}_y$ (второй производной от высоты), т. е. ручка на себя берется тем энергичнее, чем меньше высота, больше скорость снижения и меньше темп уменьшения скорости снижения. Летчик неосознанно реагирует ручкой на изменение величины каждой из этих трех характеристик высоты.

Метод посадки без выравнивания (по-авианосному) снимает эти затруднения, но создает другие, связанные со снижением на вторых режимах на скорости, превышающей минимальную всего на 10–15 км/ч.

Современные самолеты имеют низкое аэродинамическое качество, особенно в посадочной конфигурации, и теряют много механической энергии в процессе выравнивания, к концу которого самолет уже не может взмыть или иметь длительный этап выдерживания.

Самолет с носовым колесом в момент приземления стремится уменьшить угол

атаки, что почти полностью исключает возможность повторного отделения от земли («козла»). Только грубейшая ошибка летчика с касанием земли первоначально носовым колесом может привести к такому отклонению самолета.

С точки зрения сокращения длины пробега выгодно сразу же после приземления опустить носовое колесо, выпустить тормозной парашют, убрать закрылки и, взяв ручку на себя, начать интенсивное торможение с использованием автомата. Если длина ВПП позволяет, то некоторую часть кинетической энергии самолета можно погасить за счет лобового сопротивления, для чего пробег на основных колесах несколько затягивают полным отклонением ручки на себя. На некоторых самолетах с малой теплоемкостью тормозных барабанов такой метод пробега обязателен.

4. Особенности посадки с боковым ветром. При заходе на посадку самолет должен на последней прямой двигаться в вертикальной плоскости, проходящей через ось ВПП. Но при наличии бокового ветра появляется сноса. В этом случае для движения по заданной линии пути летчик должен направить вектор воздушной скорости самолета под углом к оси ВПП. Это можно сделать двумя способами (рис. 8.16).

Во-первых, можно создать крен и скольжение в наветренную сторону, причем угол скольжения должен быть равен углу сноса. Преимуществом этого способа является то, что продольная ось и колеса самолета перемещаются параллельно оси ВПП. Но выравнивание и выдерживание приходится производить с креном, который убирается только в самый последний момент перед приземлением. Если крен убрать несколько раньше, то боковой ветер снесет самолет с полосы. При запаздывании с уборкой крена приземление произойдет на одно колесо. Техника выполнения посадки довольно сложна, особенно при ветре справа.

Во-вторых, можно координированно отвернуть самолет от посадочного курса против ветра на угол, равный углу сноса, т. е. создать курсовой угол упреждения. Этот способ имеет то преимущество, что самолет снижается и совершает посадку без крена и скольжения. Но зато продольная ось и колеса самолета не параллельны оси ВПП, что в момент приземления может привести к нежелательному боковому удару шасси, поэтому в момент приземления летчик должен отклонением педали развернуть самолет вдоль ВПП. При преждевременном выполнении этого действия боковой ветер снесет самолет с полосы и, кроме того, отклонение руля направления на больших углах атаки может привести к образованию крена в подветренную сторону. Некоторые летчики предпочитают сажать самолет с боковым ударом, когда за счет переднего расположения центра тяжести по отношению к основным колесам самолет в момент приземления самостоятельно разворачивается точно вдоль ВПП. Такой способ пилотирования достаточно прост, но приводит к повышенному износу покрышек и к изгибным напряжениям в основных стойках шасси. Перед приземлением летчик должен хотя бы частично развернуть самолет вдоль оси ВПП.

На некоторых самолетах («Боинг» В-52, «Дуглас» С-54 и др.) для устранения нагрузок на шасси при посадке со сносом применяются поворотные основные стойки. В этом случае самолет при боковом ветре садится так, что его продольная ось не совпадает с направлением движения и осью ВПП, но колеса развернуты по движению относительно земли.

Так как угол сноса $УС = \frac{u_{бок}}{V}$, то по мере уменьшения скорости в процессе посадки курсовой угол упреждения следовало бы постепенно увеличивать, что и

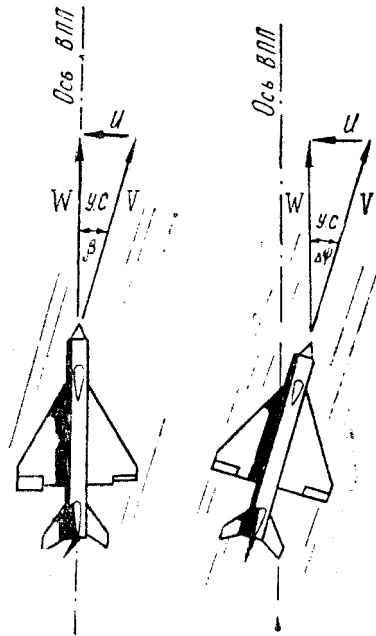


Рис. 8.16: Два способа полета вдоль оси ВПП при наличии сноса

приходится делать в процессе захода по радиоглиссаде. При визуальном заходе удобнее снижаться с постоянным курсом, но заходить под небольшим углом к полосе против ветра; по мере уменьшения скорости траектория движения постепенно искривляется и к моменту приземления самолет будет лететь уже вдоль оси ВПП (рис. 8.17).

После приземления для повышения устойчивости направления пробега следует быстрее опустить носовое колесо, чтобы увеличить нагрузку на шасси (силы N). При этом силы бокового трения колес возрастут и уравновесят действие боковой аэродинамической силы Z , не позволяя ветру «сдуть» самолет с полосы. Элероны на пробеге следует отклонить против ветра для выравнивания нагрузок на правое и левое колеса, что позволяет использовать тормоза более интенсивно, так как максимальная степень торможения ограничивается по наименее нагруженному колесу. Но полного уравнивания не происходит, и длина пробега при боковом ветре будет больше обычной.

Имеются некоторые особенности и в использовании тормозного парашюта. Парашют с нижним креплением можно выпускать только после начала пробега на всех колесах, когда увеличится путевая устойчивость движения. Кроме того, линия действия силы $Q_{\text{пар}}$ такого парашюта проходит низко и его выпуск приведет к появлению пикирующего момента, что при пробеге на двух колесах вызовет резкое опускание носа с ударом переднего колеса о ВПП.

Парашют с верхним креплением следует выпускать сразу же после приземления, так как вектор $Q_{\text{пар}}$ в двухточечном положении самолета проходит через центр тяжести и не создает дополнительных продольных моментов. Если такой парашют раскрыть после опускания носового колеса, то вектор $Q_{\text{пар}}$ пройдет уже выше центра тяжести, появится кабрирующий момент, носовое колесо при рывке снова поднимется



Рис. 8.17: Парирование увеличения угла сноса заходом под углом к ВПП

и возможна потеря направления. Верхний парашют разрешается выпускать и до момента приземления, но при боковом ветре этого делать нельзя, так как в противном случае самолет до приземления развернется носом точно против набегающего потока (против ветра) и сядет со сносом.

К концу пробега тормозной эффект парашюта падает, а сам парашют при боковом ветре все больше отклоняется в сторону, мешая выдерживать направление и применять интенсивное торможение двух колес (приходится притормаживать только одно колесо). Поэтому сбрасывать парашют нужно несколько раньше, чем обычно.

5. Самолет с изменяемой в полете геометрией крыла следует сажать с минимальным углом стреловидных консолей. При этом значительно увеличивается коэффициент подъемной силы, что позволяет уменьшить скорость снижения и приземления и значительно сократить длину пробега. Увеличение аэродинамического качества дает возможность производить предпосадочное снижение на пониженных оборотах без риска быстро потерять скорость при несоразмерных действиях РУД и рулем высоты. Облегчается также заход на посадку и сама посадка в случае отказа двигателя. Уменьшение поперечной устойчивости прямого крыла благоприятно сказывается при посадке с боковым ветром, так как снижается вероятность появления опасных кренов.

6. При включении системы сдува пограничного слоя (СПС) или использовании другой мощной механизации крыла воздушный поток в районе горизонтального оперения скашивается вниз, что приводит к появлению кабрирующего момента, который в полете уравнивается летчиком соответствующими отклонениями ручки и триммера. Если на посадке самолет снижается до высоты примерно 1,5–2 м, то поверхность земли уже препятствует образованию скоса потока за крылом (рис. 8.9) и неожиданно появляется пикирующий момент. При посадке на самолете с СПС перед приземлением приходится энергично подбирать ручку на себя, иногда до упора. Эта особенность самолета проявляется особенно резко при посадке с низким профилем на повышенной скорости.

После приземления выключение сдува пограничного слоя и уборка закрылков позволяют производить интенсивное торможение с самого начала пробега.

При использовании СПС имеются некоторые особенности и в эксплуатации двигателя. Обороты нельзя уменьшать ниже величины, при которой сдув пограничного слоя выключается с резким проваливанием самолета, поэтому обороты можно уменьшать только после приземления самолета, что затрудняет исправление расчета с перелетом.

7. Посадка без использования механизации крыла производится на повышенной скорости (в среднем на 40–50 км/ч). Снижение также выполняется на увеличенной против обычной скорости, но при меньших оборотах двигателя, так как аэродинамическое качество самолета выше (лобовое сопротивление меньше). Профиль посадки должен быть более пологим и содержать элемент выдерживания после выравнивания. На выдерживании необходимо подбирать ручку на себя, создавая самолету предельное посадочное положение с минимальным зазором между хвостовой пятой и ВПП. После приземления применить с максимальной эффективностью все средства торможения. Выключение двигателей на сухой ВПП может дополнительно сократить длину пробега на 10%, а на скользкой ВПП — еще больше.

8. Низкое расположение двигателей приводит на малых предпосадочных скоростях к *неустойчивости самолета по скорости*. Когда самолет снижается после четвертого разворота с постепенным уменьшением скорости, кабрирующий момент от тяги двигателей при постоянных оборотах заметно не изменяется, а противодействующий ему пикирующий аэродинамический момент уменьшается пропорционально квадрату скорости и самолет приобретает тенденцию поднять нос и уменьшить

скорость быстрее, чем это было предусмотрено летчиком. Ручку при уменьшении скорости приходится отдавать несколько от себя.

При постановке РУД на «малый газ» в конце выравнивания кабрирующий момент от тяги двигателей сразу уменьшается и самолет стремится опустить нос, что следует парировать дополнительным взятием ручки на себя.

При заходе на посадку с уменьшенными оборотами эти особенности ослабевают или исчезают вовсе.

9. При посадке с максимальным допустимым весом скорость снижения следует увеличить на половину относительного увеличения веса по сравнению с нормальным посадочным. Например, при увеличении веса на 20% скорость снижения следует увеличить на 10%. При увеличении веса возрастает скорость приземления и длина пробега. Профиль посадки должен быть плавным, а приземление следует произвести с минимальной вертикальной скоростью. Если выпуск тормозного парашюта имеет ограничение по скорости, то постараться не оборвать его преждевременным раскрытием. Тормоза использовать с учетом их мощности и тепловой емкости, так как на некоторых самолетах при посадке с максимальным весом они к концу пробега перегреваются и могут отказать в самый критический момент.

Аналогично следует садиться и на тяжелых самолетах с подвешенными ракетами. Здесь важно не сорвать подвески грубым приземлением.

10. При посадке на грунтовую ВПП техника пилотирования на снижении обычная, но затруднены *заход и расчет*, так как грунтовая площадка менее контрастна и хуже просматривается. В этих условиях летчик имеет тенденцию производить расчет с перелетом, что нежелательно, так как теряются навыки в выполнении правильной посадки.

Выравнивание при посадке на грунт производится обычным образом, но выдерживание следует по возможности затянуть, чтобы посадочная скорость была минимальной. *Приземление* нужно постараться произвести по касательной, т. е. без вертикального удара (без «плюха»), так как в противном случае на мягком грунте самолет сразу резко опустит нос с возможной поломкой передней стойки шасси. *В момент касания земли* основными колесами следует парировать стремление самолета к опусканию носа взятием ручки на себя и по возможности затянуть *пробег* на двух колесах, для чего ручка постепенно выбирается до упора. При этом торможение будет несколько меньше, чем в случае опускания носа и применения тормозов, но зато значительно уменьшится нагрузка на шасси, особенно на переднюю стойку.

Сруливание с полосы следует производить на ходу, без остановки, чтобы предотвратить попадание земли во входное устройство двигателя и не разрушать поверхность грунтовой ВПП.

11. Укороченная и точечная посадка. При укороченной посадке посадочная дистанция уменьшается главным образом в результате сокращения пробега и отчасти выдерживания. В остальном укороченная посадка не отличается от обычной.

Сокращение длины пробега происходит за счет уменьшения посадочной скорости путем создания вертикальной тяги, уравнивающей часть веса самолета. Если вертикальная тяга составляет, например, 40% от веса самолета, то длина пробега сокращается также на 40%, а посадочная скорость — на 22,5%. Уменьшение посадочной скорости и длины пробега ограничивается у таких самолетов условиями управляемости аэродинамическими рулями.

Кроме того, для сокращения длины пробега и выдерживания можно использовать реверс тяги, если устройство реактивных сопел или подвесок вертикальных двигателей позволяет направлять реактивную струю не только вниз, но и вперед.

Самолеты вертикального взлета и посадки (СВВП) благодаря тому, что вертикальная тяга у них превышает вес, способны совершать посадку на очень малые

площадки и практически без пробега.

Посадочный маневр осуществляется обычно одним из двух способов. При первом способе СВВП тормозится в горизонтальном полете до полной остановки на некоторой высоте, причем для более быстрого гашения скорости вектор тяги отклоняется назад (рис. 8.18). На горизонтальном участке вес самолета уравнивается частично подъемной силой крыла и частично вертикальной составляющей тяги. После уменьшения скорости до нуля вектор тяги поворотом реактивного сопла устанавливается вертикально, а обороты уменьшаются настолько, чтобы самолет начал медленно снижаться. При касании земли колесами обороты двигателя следует быстро убрать, так как самолет имеет тенденцию к подпрыгиванию и накренению.

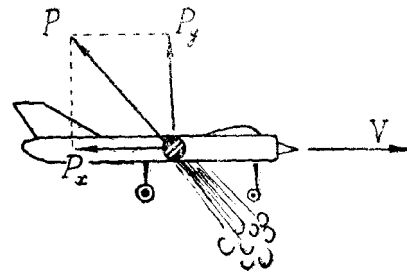


Рис. 8.18: Ускоренное торможение СВВП отклонением вектором тяги назад

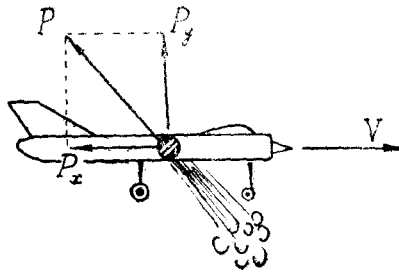


Рис. 8.19: Способы посадки СВВП

При втором способе (рис. 8.19) самолет одновременно снижается и тормозится. В этом случае интенсивность торможения трудно рассчитать и самолет может подойти к земле, двигаясь хвостом вперед. Поэтому делают поправку в сторону увеличения скорости по траектории снижения, посадка получается с некоторой горизонтальной скоростью и небольшим пробегом. Вообще, посадка СВВП во многом напоминает посадку вертолета и может выполняться самыми разнообразными методами, вплоть до обычной посадки по-самолетному.

Глава IX

Дальность и продолжительность полета

Дальность полета — расстояние, проходимое самолетом относительно земной (водной) поверхности от места вылета до места посадки по маршруту полета.

Практическая дальность полета самолета (группы) — дальность полета с заданным режимом и профилем полета с полной или заданной заправкой горючим без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков горючего.

Максимальная практическая дальность полета самолета (группы) — практическая дальность полета на высоте и скорости наибольшей дальности полета с полной заправкой горючим.

Тактический радиус действия — максимальное расстояние, которое может пролететь самолет (группа) с заданным режимом и профилем полета от аэродрома взлета до объекта действия с выполнением поставленной задачи и возвращением на свой аэродром при полной или заданной заправке горючим без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков горючего.

Продолжительность полета — время пребывания самолета в полете.

По аналогии с дальностью различают практическую и максимальную практическую продолжительность полета самолета (группы).

Дальность и продолжительность полета имеют большое тактическое значение. Большая дальность полета позволяет наносить удары по целям, расположенным в глубоком тылу противника, быстро сосредоточивать усилия больших масс авиации в решающем месте, отдалять рубежи перехвата, повышать глубину воздушной разведки и т. д. Продолжительность полета важна для патрульных самолетов, корректировщиков, самолетов радиолокационного дозора, противолодочных самолетов, а также для истребителей при действиях из положения дежурства в воздухе.

При выполнении боевой задачи на заданном расстоянии от аэродрома базирования наличие избыточного запаса топлива обеспечивает на маршруте возможность маневрировать скоростью, высотой и курсом, что повышает вероятности преодоления ПВО противника и поражения цели. Избыток топлива позволяет истребителю совершать неоднократные повторные атаки противника, вести воздушный бой на форсированных режимах работы двигателя, позже выходить из боя, вынуждать противника вести маневренный воздушный бой до полного израсходования топлива, что равнозначно уничтожению противника. Таким образом, топливо является в руках летчика сильным оружием.

§1. Расходы топлива

1. Удельный расход топлива $C_{уд}$ — это расход топлива в килограммах за 1 час, приходящийся на единицу тяги (на 1 Ньютон). Размерность $C_{уд} — \frac{кг}{Н \cdot ч}$. Для ТВД под удельным расходом топлива, обозначаемым C_e , понимают расход топлива в килограммах за 1 час, приходящийся на единицу мощности двигателя (на 1 киловатт).

Размерность $C_e — \frac{кг}{кВт \cdot ч}$

Тяга связана с мощностью формулой

$$P = \frac{1000 \cdot N \eta_B}{V}, \quad (9.1)$$

где N — мощность двигателя, $кВт$;

η_B — к.п.д. воздушного винта;

V — скорость полета, $м/с$;

P — тяга, $Н$.

С учетом формулы (9.1) удельный расход C_e можно всегда перевести в удельный расход $C_{уд}$

$$C_{уд} = \frac{C_e V}{1000 \cdot \eta_B}. \quad (9.2)$$

Для ЖРД чаще используется понятие удельной тяги $P_{уд} \left[\frac{Н \cdot с}{кг} \right]$. Удельная тяга — это тяга, которую можно держать в течение одной секунды, израсходовав 1 кг топлива (или по-другому — это время в секундах, в течение которого можно держать тягу 1 Н, израсходовав 1 кг топлива). Из определения следует связь удельного расхода топлива с удельной тягой

$$C_{уд} = \frac{3600}{P_{уд}}. \quad (9.3)$$

Ниже речь будет идти о самолетах с ТРД, однако излагаемые принципы расчета расходов топлива полностью подходят и для других самолетов, если в основу расчета положить соответствующие характеристики конкретных двигателей.

Удельный расход топлива $C_{уд}$ данного двигателя зависит от оборотов, степени форсирования, скорости (числа M) и высоты полета. На рис. 9.1 эти зависимости показаны в относительных координатах, где $\bar{C}_{уд} = C_{уд} C_{уд\text{мин}}$. Следует обратить особое внимание на значительное увеличение удельного расхода при включении форсажа, уменьшении оборотов двигателя и увеличении скорости полета вблизи $M = 2,0 - 2,5S$. При изменении температуры воздуха (относительно стандартной) удельный расход дополнительно изменяется примерно пропорционально \sqrt{T} . Например, при увеличении температуры на 1% удельный расход по сравнению с изображенным на рис. 9.1 увеличивается примерно на 0,5%.

На стенде ($H = 0, M = 0$) в стандартных атмосферных условиях типичные двигатели имеют примерно следующие удельные расходы:

ТРД с центробежным компрессором	— 0,10–0,12 кг/Н·ч;
ТРД с осевым компрессором	— 0,08–0,10 » ;
ДТРД (двухконтурные)	— 0,05–0,08 » ;
ТРД и ДТРД с форсажом	— 0,16–0,25 » ;
ЖРД (жидкостные ракетные)	— 0,80–1,50 » ;

В старой (технической) системе единиц соответствующие цифры будут в 9,8 раз больше (естественно, без физического увеличения самих удельных расходов); например, для ЖРД будем иметь $C_{уд} = 8 - 15 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$ (килограммов топлива на килограмм тяги в час).

2. **Часовой расход топлива** $C_{\text{ч}}$ равен произведению удельного расхода на тягу

$$C_{\text{ч}} = C_{\text{уд}} P \left[\frac{\text{кг}}{\text{ч}} \right].$$

В горизонтальном полете $P = Q_{\Gamma}$ и часовой расход равен

$$C_{\text{ч.г}} = C_{\text{уд}} Q_{\Gamma} = C_{\text{уд}} \frac{G}{k}. \quad (9.4)^*$$

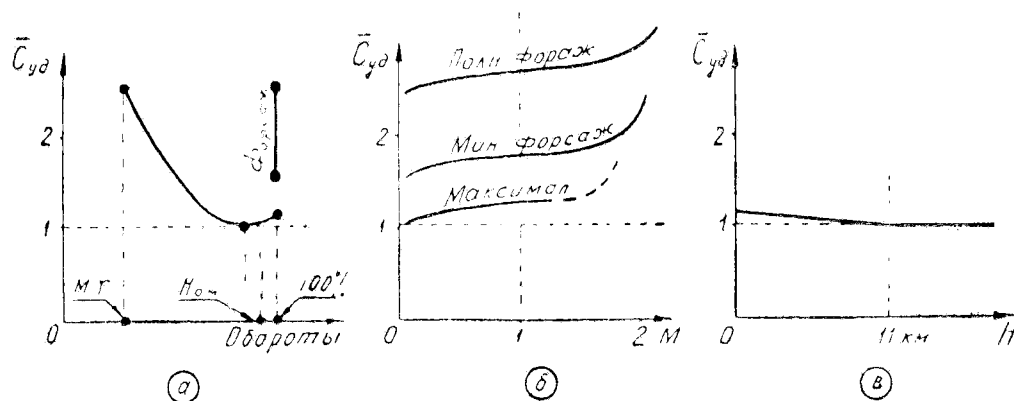


Рис. 9.1: Пример зависимости относительного удельного расхода топлива ТРД от оборотов (а), числа M (б) и высоты (в)

По скорости часовой расход $C_{\text{ч.г}}$ изменяется примерно так же, как и лобовое сопротивление Q_{Γ} (рис. 9.2); при $C_{\text{уд}} = \text{const}$ имела бы строгая пропорциональность между $C_{\text{ч.г}}$ и Q_{Γ} . На заданной высоте скорость минимального часового расхода у самолета с ТРД примерно равна наивыгоднейшей скорости $V_{\text{нв}}$, на которой имеют место $k_{\text{макс}}$ и $Q_{\Gamma\text{мин}}$.

При увеличении высоты полета минимальный часовой расход уменьшается вследствие уменьшения удельного расхода $C_{\text{уд}}$, который в свою очередь уменьшается из-за увеличения оборотов двигателя, потребных для горизонтального полета (у земли можно лететь на наивыгоднейшей скорости, например, при оборотах 60%, а на потолке для этого необходимы обороты 100%). Кроме того, некоторое влияние на удельный расход оказывает падение температуры воздуха до высоты 11 км (рис. 9.1, в).

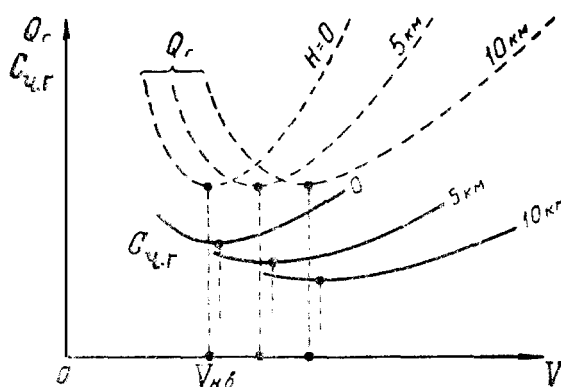


Рис. 9.2: Зависимость часового расхода топлива от скорости и высоты (пример)

Самый минимальный часовой расход получается при полете на наивыгоднейшей скорости с номинальными оборотами (без форсажа), т. е. на высоте, несколько

меньшей бесфорсажного дозвукового статического потолка. При увеличении оборотов до 100% и выходе на статический потолок часовой расход несколько возрастает вследствие увеличения $C_{уд}$ (см. рис. 9.1,а).

От температуры воздуха часовой расход $C_{ч.г}$ зависит так же, как и удельный расход $C_{уд}$, т. е. при полете на заданной высоте часовой расход пропорционален \sqrt{T} , так как при заданном числе M качество k и сопротивление Q_Γ от температуры не зависят.

У самолетов с поршневыми двигателями часовой расход, топлива в горизонтальном полете равен

$$C_{ч.г} = C_e N_\Gamma = C_e \frac{Q_\Gamma V}{3,6 \cdot 1000 \eta_B}, \quad (9.5)$$

где V — скорость, км/ч;

N_Γ — мощность двигателя, кВт, потребная для горизонтального полета;

η_B — к. п. д. воздушного винта.

Следовательно, при $C_e = \text{const}$ минимальный часовой расход на заданной высоте получится при минимальной мощности, потребной для горизонтального полета, т. е. при $N_{\Gamma, \text{мин}} = (Q_\Gamma V)_{\text{мин}}$, что имеет место на так называемой «экономической» скорости $V_{\text{эк}}$, которая в $\sqrt[4]{3} = 1,3$ раза меньше наивыгоднейшей скорости $V_{\text{нв}}$. С высотой минимальный часовой расход здесь увеличивается из-за роста скорости V (при неизменном сопротивлении Q_Γ).

Самолеты с ТВД занимают промежуточное положение между самолетами с ТРД и поршневыми двигателями, т. е. у этих самолетов минимальный часовой расход получается на скорости, промежуточной между $V_{\text{эк}}$ и $V_{\text{нв}}$ (сказывается значительное падение C_e при уменьшении скорости).

3. При ведении воздушного боя важное значение имеет часовой расход топлива при располагаемой тяге

$$C_{ч.р} = C_{уд} P_r.$$

Кривые $C_{ч.р}(M, H)$, описывающие изменение этого часового расхода по скорости и высоте, должны в принципе примерно напоминать высотно-скоростные характеристики двигателя $P_r(M, H)$, но с поправкой на изменение $C_{уд}$. На рис. 9.3 дан пример часовых расходов при располагаемой форсажной тяге для некоторого сверхзвукового самолета-истребителя (верхний и нижний графики идентичны).

На малых высотах $C_{ч.р}$ значительно больше часового расхода в установившемся горизонтальном полете. Пусть, например, для горизонтального полета с наивыгоднейшей скоростью самолету-истребителю достаточно при оборотах 60% иметь тягу около 10 000 Н. При увеличении оборотов до 100% тяга на малой высоте возрастает в 3–4 раза (правда, при некотором снижении $C_{уд}$). При включении форсажа тяга может стать в 6–8 раз больше (по сравнению с необходимой для горизонтального полета) с одновременным увеличением $C_{уд}$ в 2–2,5 раза, что приведет к росту часового расхода в 12–20 раз! Следовательно, если при полете у земли с наивыгоднейшей скоростью этот самолет может продержаться в воздухе, например, 1,5 ч, то при включении полного форсажа все топливо будет израсходовано за 5–8 мин.

В нашем примере 1 мин воздушного боя на полном форсаже эквивалентна по расходу топлива 12–20 мин горизонтального полета на наивыгоднейшей скорости, 1 мин воздушного боя на максимале — 3–4 мин горизонтального полета. Поэтому, как об этом неоднократно упоминалось в VII главе, на нисходящих участках маневров форсаж следует по возможности выключать.

При увеличении высоты полета часовые расходы $C_{ч.р}$ и $C_{ч.г}$ сближаются и на статическом потолке становятся равными друг другу, так как горизонтальный полет на статическом потолке происходит с располагаемой тягой.

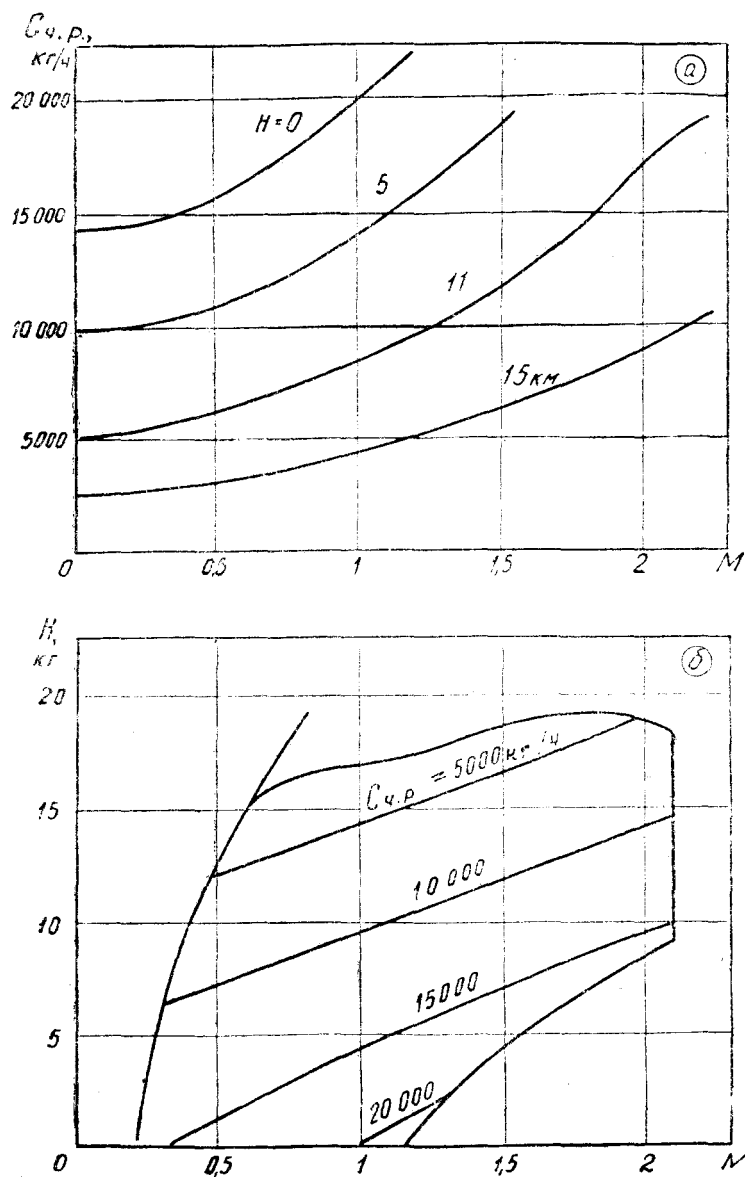


Рис. 9.3: Часовой расход топлива при располагаемой форсажной тяге (пример)

4. **Километровый расход топлива** C_k равен отношению часового расхода в горизонтальном полете к скорости полета

$$C_k = \frac{C_{ч.р.}}{V} = C_{уд} \frac{Q_r}{V} = C_{уд} \frac{G}{kV} \left[\frac{кг}{км} \right], \quad (9.6)^*$$

где V , км/ч.

На заданной высоте минимальный километровый расход получается на той скорости, на которой отношение $C_{ч.р.}/V$ минимально. Эту скорость можно найти графически, проведя из начала координат касательную к кривой $C_{ч.р.}(V)$ (рис. 9.4), так как тангенс угла наклона этой касательной и есть $C_{ч.р.}/V$.

Скорость минимального километрового расхода (скорость наибольшей дальности горизонтального полета) с высотой постепенно увеличивается, приближаясь к критической, но не заходя за последнюю, так как дальше аэродинамическое качество резко падает и часовой расход возрастает. Индикаторная скорость минимального километрового расхода с высотой несколько падает, приближаясь вблизи дозвукового

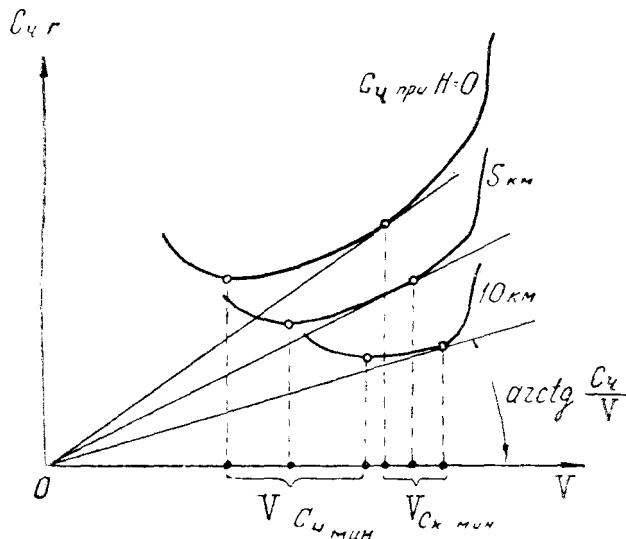


Рис. 9.4: Графическое определение скорости минимального километрового расхода топлива

статического потолка к наивыгоднейшей скорости и к скорости минимального часового расхода.

С увеличением высоты минимальный километровый расход уменьшается, во-первых, вследствие уменьшения часового расхода и, во-вторых, вследствие увеличения воздушной скорости. Таким образом, километровый расход с высотой падает интенсивнее, чем часовой расход.

Самый минимальный километровый расход у типичных самолетов с ТРД получается при полете с номинальными оборотами (без форсажа) вблизи бесфорсажного дозвукового потолка на околоскоростной скорости (для разных самолетов это будет скорость 850–900–950–1000 км/ч «по тонкой стрелке»).

На рис. 9.5 в качестве примера показана типичная зависимость $C_k(M, H)$ для некоторого сверхзвукового самолета с ТРД, имеющего массу около 10 т (для самолета с другой массой графики будут иметь примерно аналогичный вид, но величина C_k возрастет или упадет пропорционально массе m). Содержание верхнего и нижнего графиков совершенно идентичное, отличие их внешнего вида определяется только разными координатами. Верхний график обычно приводится в технических описаниях. Однако для летчика нагляднее и удобнее нижний график, на котором изолинии равных километровых расходов проведены прямо в диапазоне высот и скоростей полета самолета.

От температуры воздуха километровый (расход $C_k = C_{уд} \frac{G}{kV}$ не зависит, так как пропорционально \sqrt{T} изменяется и удельный расход $C_{уд}$, и скорость звука a , и скорость полета V).

§2. Дальность и продолжительность полета

1. **Продолжительность** горизонтального участка полета самолета с ТРД равна

$$\tau_{\Gamma} = \frac{m_{\text{т.г}}}{C_{\text{ч}}} = \frac{k m_{\text{т.г}}}{C_{\text{уд}} g m_{\text{ср}}}. \quad (9.7)$$

где $m_{\text{т.г}}$ — масса топлива, которое можно израсходовать на участке горизонтального полета;

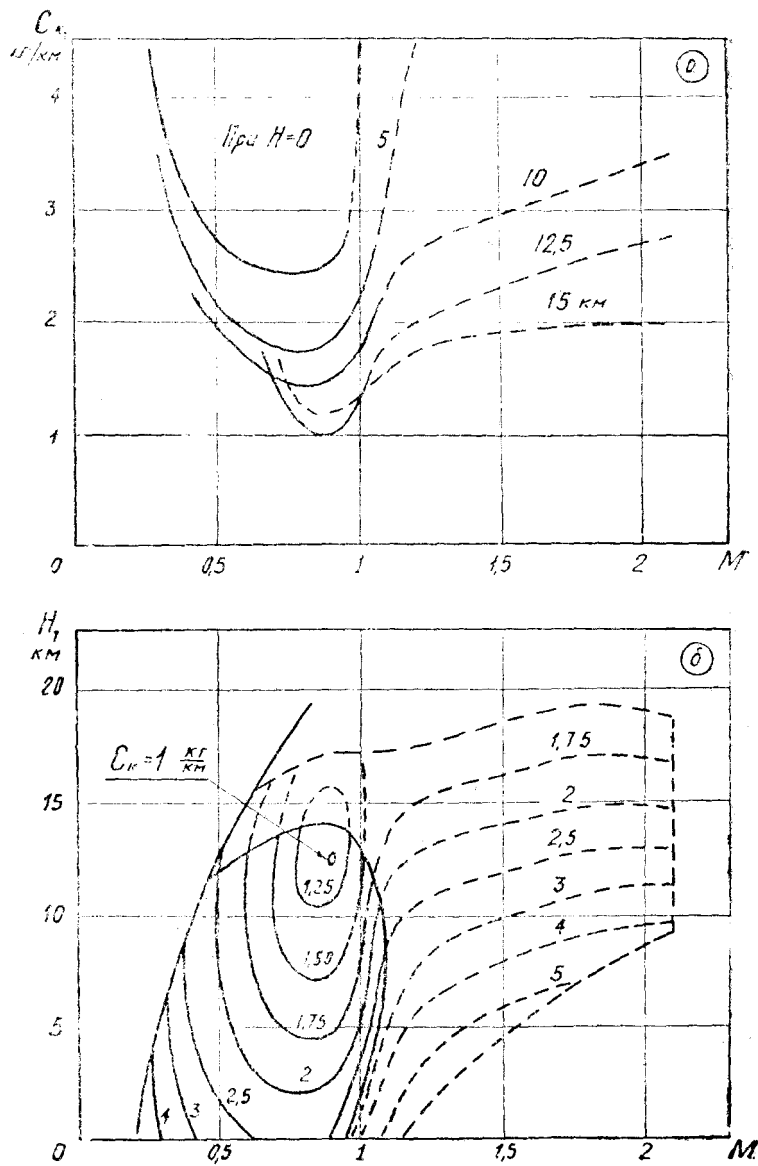


Рис. 9.5: Километровые расходы топлива: без форсажа — сплошные линии, с форсажем — пунктир (пример)

$m_{\text{ср}}$ — средняя масса самолета на этом участке.

Продолжительность полета связана с часовым расходом, и зависит от тех же факторов: максимальная продолжительность на заданной высоте получается при-

мерно на наиболее выгодной скорости, с высотой максимальная продолжительность полета увеличивается вследствие уменьшения $C_{уд}$ (сказывается возрастание оборотов), при увеличении температуры продолжительность полета падает (из-за возрастания $C_{уд}$). На оптимальной высоте максимальная продолжительность полета примерно в 1,5 раза больше, чем у земли (рис. 9.6).

На самолетах с КИС для увеличения продолжительности полета крыло следует ставить в положение минимальной стреловидности, что увеличивает аэродинамическое качество и продолжительность полета примерно в два раза по сравнению с полетом на докритической скорости при максимальной стреловидности.

На сверхзвуковых скоростях продолжительность полета резко падает вследствие уменьшения аэродинамического качества k и увеличения удельного расхода $C_{уд}$ (из-за включения форсажа).

2. **Дальность** на горизонтальном участке полета самолета с ТРД равна (без учета ветра)

$$L_{\Gamma} = \frac{m_{\Gamma}}{C_k} = \frac{kV m_{\Gamma}}{C_{уд} g m_{ср}} \quad (9.8)$$

где группа $\frac{kV}{C_{уд}}$ называется **параметром дальности** самолета.

Дальность полета связана с километровым расходом и зависит от тех же факторов: максимальная дальность на заданной высоте получается на скорости минимального километрового расхода топлива, с высотой дальность полета увеличивается в большей степени, чем продолжительность, температура воздуха на дальность полета не влияет.

На оптимальной высоте максимальная дальность полета примерно в 2–2,5 раза больше, чем у земли (рис. 9.6).

На сверхзвуковых скоростях дальность падает не так резко, как продолжительность, так как увеличение удельного расхода $C_{уд}$ и уменьшение аэродинамического качества k частично компенсируются ростом скорости V .

3. **Для расчета дальности полета** в формулу (9.8) подставляется *средняя* масса самолета $m_{ср}$. Однако при большом относительном запасе топлива расчет по средней массе может дать некоторую ошибку. Более точный результат дает *интегральная формула*, которая выводится следующим путем:

$$dL_{\Gamma} = \frac{dm_{\Gamma}}{C_k} = -\frac{dm}{C_k} = -\frac{kV}{gC_{уд}} \cdot \frac{dm}{m};$$

произведем формальные операции интегрирования (считая $\frac{kV}{gC_{уд}} = \text{const}$), введем

обозначение $\bar{m}_{\Gamma} = \frac{m_{\Gamma}}{m_1}$ (это начальный относительный запас топлива для горизонтального полета) и получим

$$L_{\Gamma} = \frac{kV}{gC_{уд}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{\Gamma}}. \quad (9.9)$$

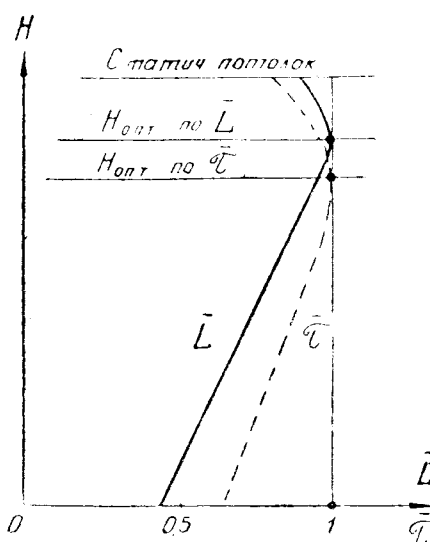


Рис. 9.6: Относительное изменение дальности и продолжительности полета в зависимости от высоты

По сравнению с этой формулой расчет по средней массе дает следующие ошибки: при $\bar{m}_{т.г} = 0,3$ — ошибка 1%, при $\bar{m}_{т.г} = 0,6$ — ошибка 7%. Таким образом, для всех самолетов, за исключением тяжелых машин с большой дальностью полета, расчет можно производить по средней массе, т. е. по приближенной формуле (9.8).

Какую максимальную дальность полета можно получить на современном тяжелом бомбардировщике или транспортном самолете? Возьмем наилучшие параметры для дозвукового самолета (типа В-52): $k = 18$, $V = 950$ км/ч, $C_{уд} = 0,08$ кг/Н·ч, $\bar{m}_{т.г} = 0,6$ (60%) и по формуле (9.9) получим $L_r = 20\,000$ км. Возьмем наилучшие параметры для сверхзвукового самолета (типа ХВ-70): $k = 7$, $V = 3000$ км/ч, $C_{уд} = 0,25$ кг/Н·ч, $\bar{m}_{т.г} = 0,6$ и получим $L_r = 7850$ км. Эти дальности, очевидно, и являются предельными для современного уровня развития авиации.

4. В формулы (9.7)–(9.9) входит $\bar{m}_{т.г}$ — масса топлива, которое можно израсходовать на *горизонтальном участке* полета. Для нахождения $\bar{m}_{т.г}$ нужно из залитого в баки топлива m_r вычесть части $\Delta m_{т.i}$, идущие:

- на запуск, пробу двигателей, руление и взлет;
- сбор группы и набор заданной высоты;
- воздушный бой или маневрирование для атаки наземной цели;
- случайные отклонения от маршрута или от заданного режима полета и изменение скорости ветра;
- снижение, роспуск группы, круг, посадку и заруливание;
- невырабатываемый остаток.

То, что останется после вычитания, и пойдет для полета к цели (району воздушного боя) и обратно. Если набор высоты и снижение (сбор и роспуск группы) производятся по маршруту, то расстояние, проходимое на этих участках, включается в общую дальность полета.

Теоретический расчет дальности, продолжительности и расхода топлива при наборе и снижении (и при любом маневре) производится обычными методами динамики полета с разделением траектории на отдельные мелкие участки, на каждом из которых имеем

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{V_y} \left(\text{или } \Delta t = \frac{\Delta \Theta}{\omega_B}, \text{ или } \Delta t = \frac{\Delta \varphi}{\omega_r}, \right. \\ \left. \text{или } \Delta t = \frac{\Delta V}{j_x} \text{ и т. д.} \right) : \Delta L_r = V \cos \Theta \Delta t; \\ \Delta m_r = \frac{C_{уд} P}{3600} \Delta t.$$

Практически такие расчеты в полном объеме не производятся, а используется «Инструкция по расчету дальности и продолжительности полета», в которой имеются все необходимые данные, например, готовые функции $\Delta t(\Delta H)$, $\Delta L_r(\Delta H)$, $\Delta m_r(\Delta H)$ для набора и снижения.

В прикидочных расчетах топливо можно делить на три части: для маневрирования в районе наземной цели или воздушного боя, для полета по маршруту и гарантийный запас (включающий прочие части). Также приближенно можно считать, что повышенный расход топлива при наборе (без включения форсажа) и малый расход топлива при снижении примерно компенсируют друг друга, и топливо, израсходованное при наборе и снижении, можно считать как бы израсходованным в горизонтальном полете (при этом произойдет некоторое завышение дальности полета).

Пример 1. Дано: рис. 9.3 и 9.5; масса заправленного топлива 3000 кг; гарантийный запас 545 кг; расстояние до цели 400 км; полет до цели производится на

предельно малой высоте и скорости 1100 км/ч ($M = 0,9$); в районе цели самолет в течение 2 мин маневрирует на предельно малых высотах со средней скоростью 1000 км/ч ($M = 0,8$) при использовании полного форсажа.

Требуется найти режим полета от цели до аэродрома.

Решение. По рис. 9.5 километровый расход при $H = 0$ и $M = 0,9$ равен 2,5 кг/км; при полете к цели будет израсходовано $2,5 \cdot 400 = 1000$ кг; по рис. 9.3 часовой расход при полном форсаже на указанном в условии режиме равен 19 000 кг/ч; за 2 мин, маневрирования будет израсходовано $19\,000 \cdot \frac{2}{60} = 633$ кг; на обратный путь можно потратить $3000 - 545 - 1000 - 633 = 822$ кг; при этом километровый расход должен быть не более $822 : 400 = 2,06$ кг/км, что по рис. 9.5 соответствует высоте полета не менее 2 км на скорости наибольшей дальности (можно выбирать любой другой режим, ограниченный изолинией $C_k \simeq 2$ кг/км); если некоторый участок обратного пути требуется пройти на предельно малой высоте (при $C_k = 2,5$ кг/км), то затем соответствующий участок надо пройти на высоте более 7 км (при $C_k = 1,5$ кг/км).

Пример 2. Дано: расстояние до района возможного воздушного боя 500 км; полет до этого района и обратно производится на оптимальном режиме, т. е. на высоте 12,5 км и скорости 1100 км/ч ($M = 0,9$); остальные условия — прежние.

Требуется найти возможное время воздушного боя на высоте 5 км и средней скорости 1000 км/ч ($M = 0,8$) при использовании полного форсажа.

Решение. По рис. 9.5 километровый расход на оптимальном режиме равен 1 кг/км; на полет к району воздушного боя и обратно будет израсходовано $1 \cdot 500 \cdot 2 = 1000$ кг; для воздушного боя останется $3000 - 545 - 1000 = 1455$ кг; на заданном режиме часовой расход по рис. 9.3 составляет 14 000 кг/ч; следовательно, воздушный бой можно вести в течение $\frac{1455}{14\,000} \cdot 60 = 6$ мин.

Командир при помощи графиков, подобных изображенным на рис. 9.3 и 9.5, должен примерно прикинуть возможные варианты выполнения боевой задачи, а уже затем дать задание штурману и инженеру на точный расчет выбранных вариантов в полном соответствии с «Инструкцией по расчету дальности и продолжительности полета».

§3. Параметры самолета и эксплуатационные факторы, влияющие на дальность и продолжительность полета

1. **Дальность и продолжительность полета** прежде всего связаны с относительной массой топлива $\bar{m}_T = \frac{m_T}{m}$ — (именно с относительной, а не с абсолютной массой).

Так как сумма относительных масс, входящих в общую массу самолета, равна единице, то *увеличить часть \bar{m}_m можно только за счет уменьшения других частей массы*. В этом направлении возможны следующие мероприятия:

— уменьшение относительной массы конструкции самолета \bar{m}_k . Например, у истребителей $\bar{m}_k \simeq 0,3 - 0,35$, а у тяжелых бомбардировщиков $\bar{m}_k \simeq 0,2 - 0,25$. Но уменьшение \bar{m}_k неизбежно приводит к снижению прочности самолета, т. е. к снижению максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{y \max}^3$;

— уменьшение относительной массы двигательной установки $\bar{m}_{д.у}$. Например, у истребителей $\bar{m}_{д.у} \simeq 0,12 - 0,17$, а у тяжелых бомбардировщиков $\bar{m}_{д.у} \simeq 0,05 - 0,08$. Но уменьшение $\bar{m}_{д.у}$ приводит к снижению тяговооруженности самолета, увеличению длины разбега, уменьшению максимальной скорости, скороподъемности и маневренных характеристик;

— увеличение общей абсолютной массы самолета m (до 150–200 m и более). Так как абсолютную массу экипажа, катапультируемых сидений, некоторых элементов оборудования и вооружения уменьшить нельзя, то приходится увеличивать абсолютную массу самолета, чтобы относительная доля перечисленных частей уменьшилась (с 0,05–0,1 на истребителе, до 0,02–0,03 на тяжелом бомбардировщике).

За счет всего этого относительную массу топлива удается повысить от $\bar{m}_T = 0,25 - 0,35$ на истребителе до $\bar{m}_T = 0,5 - 0,6$ на тяжелом бомбардировщике.

2. **Подвесные баки** в принципе служат для увеличения относительной массы топлива \bar{m}_T . Но эти баки, как и должно быть, также снижают максимальную эксплуатационную перегрузку $n_{y\max}^{\text{э}}$, увеличивают длину разбега, уменьшают максимальную скорость и пр.

Большой эффект баки дают в том случае, когда они сбрасываются после выработки из них топлива. Если баки не сбрасываются, то приращение лобового сопротивления $\Delta Q_{\text{п.б}}$ «съедает» дополнительное топливо на протяжении всего полета, и увеличение дальности полета получается меньшим. Особенно малое приращение дальности дают несбрасываемые подвесные баки при полете на больших околозвуковых скоростях у земли и на сверхзвуковых скоростях на всех высотах (здесь в некоторых случаях применение несбрасываемых подвесных баков может привести даже к **уменьшению** дальности и продолжительности полета).

3. **Наибольшая дальность полета** пропорциональна произведению $(kV)_{\text{макс}}$. Конструктивно увеличение этого произведения достигается применением крыла наибольшего удлинения (удлинение ограничивается условиями прочности и жесткости), что увеличивает качество k , и приданием крылу умеренной стреловидности (до 30–40°), что увеличивает критическую скорость V , до которой сохраняется высокое аэродинамическое качество; при этом достигается максимум произведения kV .

Самолеты, предназначенные для полета на сверхзвуковых скоростях, имеют крыло малого удлинения, малое аэродинамическое качество и меньшую величину произведения $(kV)_{\text{макс}}$. Дальность полета таких самолетов, при прочих равных условиях, ниже, чем дальность полета самолетов дозвуковых.

Самолеты с КИС хорошо приспособлены для сверхзвукового полета (при стреловидности 70–75°), и для достижения большой дальности в дозвуковом полете (при стреловидности 20–30°), так как при постановке крыла на малую стреловидность значительно увеличиваются удлинение, аэродинамическое качество и произведение $(kV)_{\text{макс}}$.

К некоторому дополнительному увеличению произведения $(kV)_{\text{макс}}$ (на 3–4%) приводит применение суперкритического профиля (см. гл. I, § 4), $k_{\text{макс}}$ при этом немного уменьшается, но относительно больше возрастает критическая скорость.

4. Последним параметром самолета, от которого зависит дальность и продолжительность полета, является **удельный расход топлива** $C_{\text{уд}}$. Из распространенных двигателей наименьшим удельным расходом обладают ТВД, затем следуют ДТРД (двухконтурные) и ТРД. Следовательно, самолеты с ТВД при прочих равных условиях имеют наибольшую *продолжительность* полета. С *дальностью* полета дело обстоит несколько сложнее, так как она увеличивается при увеличении произведения kV и, следовательно, скорости V . Но при увеличении V критическая скорость обтекания лопастей винта будет достигнута раньше, чем критическая скорость полета самолета, и с этого момента к. п. д. винта резко падает, а удельный расход возрастает. Режим полета, на котором имеет место $(kV)_{\text{макс}}$, не достигается.

В этом отношении лучший результат дают ДТРД. У этих двигателей удельный расход на малых скоростях больше, чем у ТВД, но зато по скорости он возрастает плавнее и не имеет тенденции к резкому скачку вверх на той скорости, на которой у ТВД лопасти винта выходят на критический режим обтекания. В результате мак-

симум величины $\frac{kV}{C_{уд}}$, от которой зависит дальность полета, у самолета с ДТРД при прочих равных условиях больше, чем у самолета с ТВД.

Сверхзвуковые самолеты, хотя и имеют резервы для увеличения дальности полета, но с околозвуковыми самолетами пока не сравнялись, так как даже на скорости 3000 км/ч параметр дальности $\frac{kV}{C_{уд}}$ еще гораздо меньше, чем на скорости 900–1000 км/ч (скорость в 3 раза больше, но зато в 2–3 раза больше удельный расход и в 2–3 раза меньше аэродинамическое качество).

Теперь перейдем к анализу влияния эксплуатационных факторов.

5. Влияние ветра. На *продолжительность* полета скорость и направление ветра никакого влияния не оказывают. *Дальность* полета, что очевидно, увеличивается при попутном ветре и уменьшается при встречном. Если на скорости минимального километрового расхода V продолжительность полета равна τ , то в штиль дальность полета равна $L = V\tau$; при попутном ветре u км/ч, получим $L = (V + u)\tau$; при встречном — $L = (V - u)\tau$.

В струйных течениях (см. гл. IV, § 5) скорость ветра иногда достигает 720 км/ч, что при неудачном выборе маршрута и высоты полета может привести к уменьшению дальности полета в 2–3 раза и более. Наоборот, при умелом использовании струйных течений дальность полета увеличивается иногда в полтора раза по сравнению с заданной технической дальностью. Маршрут дальнего бомбардировщика в некоторых случаях можно выбрать так, что полет к цели и обратно будет проходить в попутных струйных течениях. Если высота ядра встречного струйного течения совпадает с оптимальной высотой наибольшей дальности полета, то выгоднее полет производить на меньшей высоте, а именно: у нижней границы струйного течения.

Расчет дальности полета при наличии ветра ведется по тем же формулам и теми же методами, что и в штиль. Только при расчетах исходят не из воздушной скорости V , а из путевой скорости относительно земли $W = V \pm u$. Например, для получения максимальной дальности следует найти режим полета, на котором $\frac{kW}{C_{уд}}$ принимает максимальное значение.

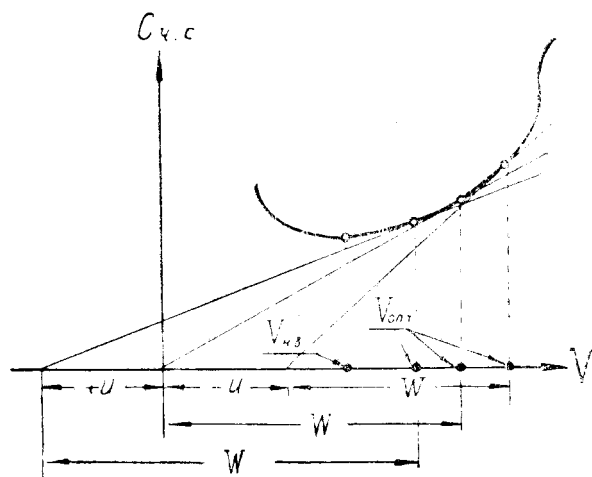


Рис. 9.7: Графическое определение скорости минимального километрового расхода топлива при наличии встречного или попутного ветра

Оптимальную воздушную скорость, при которой имеет место *минимальный километровой расход* (относительно земли), можно найти проведением касательной к кривой $C_{ч.г}(V)$ из точки, отстоящей от начала координат на $\pm u$ влево — при по-

путном ветре, вправо — при встречном (рис. 9.7). Однако практически при любом ветре полет производится на воздушной скорости минимального километрового расхода, рассчитанной для безветрия. Только при очень сильном попутном ветре можно лететь на несколько меньшей воздушной скорости (чтобы увеличить время полезного действия этого ветра), а при очень сильном встречном ветре — на несколько большей воздушной скорости (чтобы уменьшить время вредного действия ветра).

6. **Изменение массы** (веса) самолета влияет на дальность и продолжительность полета в соответствии с изменением отношения $\bar{m}_{\text{т.ср}} = \frac{m_{\text{т}}}{m_{\text{ср}}} = \frac{m_{\text{т}}}{m - 0,5 m_{\text{т}}}$. Пусть $m_1 = 8000 \text{ кг}$, $m_{\text{т}1} = 2000 \text{ кг}$ и $\bar{m}_{\text{т.ср.1}} = 2000 : 7000 = 0,286$. Если за счет дополнительного груза начальная масса самолета возрастет до $m_2 = 9000 \text{ кг}$ (на 12,5%), то при том же запасе топлива получим $\bar{m}_{\text{т.ср.2}} = 2000 : 8000 = 0,250$ (уменьшение на 12,5%).

Итак, при увеличении начальной массы самолета на 1% (не за счет топлива) дальность и продолжительность полета уменьшаются также на 1%.

Если дополнительный груз (бомбы, ракеты и пр.) сбрасывается на половине пути, то увеличение начальной массы самолета на 1% приводит к уменьшению дальности и продолжительности полета примерно на 0,5%.

При размещении дополнительного груза на внешних подвесках дальность и продолжительность полета уменьшаются дополнительно: увеличение C_x на 1% приводит к уменьшению L и τ при несбрасываемых подвесках на 1% и при сбросе подвесок на половине пути на 0,5%.

7. **Изменение температуры воздуха T** при заданных числе M и атмосферном давлении p (при заданной барометрической высоте) на *дальность* полета не влияет. *Продолжительность* полета при этом изменяется примерно обратно пропорционально \sqrt{T} .

Если задана *фактическая высота* полета над земной поверхностью, то на дальность и продолжительность полета влияет и атмосферное давление p — в точном соответствии с изменением барометрической высоты.

Пусть в первом случае полет происходит на предельно малой высоте 200 м, на которой при стандартных атмосферных условиях давление $p_1 = 742 \text{ мм рт. ст.}$ Если во втором случае полет на той же фактической высоте 200 м будет происходить при пониженном давлении $p_2 = 700 \text{ мм рт. ст.}$, то по влиянию на расход топлива это будет соответствовать барометрической высоте 700 м в стандартных условиях.

Таким образом при $M = \text{const}$ дальность и продолжительность полета на заданной фактической высоте при понижении атмосферного давления будут больше, а при повышении — меньше. По рис. 9.6 изменение барометрической высоты на 100 м (что у земли соответствует изменению давления примерно на 9 мм рт. ст.) приводит к изменению дальности полета на предельно малых высотах примерно на 1%.

8. **Дозаправка в воздухе** значительно увеличивает дальность и продолжительность полета боевого самолета. Если заправляемый самолет и заправщик одного типа, то дальность полета заправляемого самолета — без учета влияния веса на C_k — можно увеличить примерно на одну треть. Способ заправки в этом случае следующий: оба летят до израсходования $1/3$ топлива, затем *заправщик* отдает $1/3$ и на оставшейся трети возвращается обратно, *заправляемый* самолет с полной заправкой продолжает полет к цели.

Если заправщик гораздо больше заправляемого самолета, то при одной дозаправке дальность полета заправляемого самолета можно в принципе увеличить в два раза. В этом случае оба самолета летят до полного израсходования топлива в заправляемом самолете, затем заправщик отдает топливо до полной заправки заправляемого самолета и возвращается обратно, а *заправляемый* самолет с полной заправкой про-

должает полет к цели.

Встречная дозаправка более эффективна, чем попутная, так как самолет, возвращающийся с боевого задания, имеет меньший полетный вес и соответственно меньший километровый расход, т. е. на полученном здесь топливе он пролетит большее расстояние (при попутной дозаправке из однотипного танкера дальность заправляемого самолета увеличивается менее, чем на $\frac{1}{3}$, при встречной — более, чем на $\frac{1}{3}$). Однако организовать встречу для дозаправки возвращающегося с боевого задания самолета довольно сложно. При *попутной* дозаправке заправщик и заправляемый самолет до точки дозаправки могут лететь вместе, в пределах визуальной видимости, а при несостоявшейся встрече или технических неполадках — можно вообще вернуться на свои аэродромы. Несостоявшаяся *встречная* дозаправка приведет к потере боевого самолета.

При необходимости резко увеличить дальность полета (в 2–3 раза) можно организовать *серии попутных и встречных дозаправок* («многоступенчатую» дозаправку). Принцип «многоступенчатой» дозаправки проследим на попутной дозаправке группы из трех самолетов (без учета влияния веса на C_k). Три самолета летят до израсходования $\frac{1}{3}$ топлива, затем *первый* самолет отдает $\frac{1}{3}$ топлива *второму* и на оставшейся трети возвращается обратно, *второй* и *третий* самолеты летят до израсходования *вторым* самолетом $\frac{1}{9}$ топлива (к этому моменту второй самолет имеет $\frac{8}{9}$ полной заправки, а третий самолет — $\frac{5}{9}$ полной заправки); второй самолет отдает третьему $\frac{4}{9}$ и на оставшихся $\frac{4}{9}$ возвращается обратно, третий самолет с полной заправкой ($\frac{5}{9} + \frac{4}{9} = 1$) продолжает полет к цели.

При двух-, трехступенчатых попутной и встречной дозаправках современные тяжелые самолеты могут достигнуть любой точки земного шара с возвратом на аэродром вылета.

§4. Особенности пилотирования, связанные с дальностью и продолжительностью полета

1. **Полет «по потолкам».** Самую наибольшую дальность полета можно получить при методе пилотирования «по потолкам». Суть этого метода состоит в следующем.

После взлета набор высоты производится на максимальных оборотах, на режиме максимальной для этих оборотов скороподъемности, т. е. на той скорости V , на которой $V_y = V_{y\text{ макс}}$. В этом случае средний километровый расход топлива на участке набора получается минимальным. Если набор высоты производится не по маршруту, то на некоторых самолетах можно включить форсаж, чтобы быстрее выйти на заданную высоту (это выгодно в том случае, когда увеличение скороподъемности перекрывает рост часового расхода топлива).

В конце набора летчик устанавливает такие число M (скорость V), высоту H и обороты \bar{n} , при которых для заданного начального веса самолета G_1 параметр дальности $\frac{kV}{C_{уд}} = \frac{k a M}{C_{уд}}$ имеет максимальное значение (т. е. $C_k = C_{k\text{ мин}}$). Для каждого веса самолета этот режим указывается в «Инструкции по расчету дальности и продолжительности полета».

При полете по маршруту топливо выгорает и самолет становится легче. Если летчик при этом не трогает РУД (сохраняет постоянные обороты \bar{n}) и штурвалом выдерживает постоянное число M (в стратосфере можно выдерживать и постоянную скорость V), то автоматически остаются постоянными угол атаки α , коэффициенты C_x и C_y , аэродинамическое качество k , удельный расход топлива $C_{уд}$ (последнее — только в стратосфере). В результате остается постоянным и установленный летчиком

в начале полета **максимальный** параметр дальности $\frac{kV}{C_{уд}}$.

При $C_y = \text{const}$ и $M = \text{const}$ уменьшение веса самолета G будет приводить к автоматическому набору высоты с сохранением пропорции $p : p_1 = G : G_1$, где G_1 — вес самолета в начале полета «по потолкам», G — текущий вес, p_1 — атмосферное давление на оптимальной высоте в начале полета «по потолкам», p — давление на текущей высоте.

При постоянстве параметра дальности (при $\frac{kV}{C_{уд}} = \text{const}$) текущий километровый расход топлива C_k будет постепенно уменьшаться пропорционально уменьшению веса самолета G .

Итак, в полете «по потолкам» от летчика требуется только одно — *выдерживать штурвалом заданное постоянное число M* . Стрелку вариометра при этом следует удерживать вблизи нуля, так как скорость набора высоты здесь не превышает 0,2–0,4 м/с. Траектория полета проходит ниже и параллельно траектории полета на статическом дозвуковом потолке (рис. 9.8). Наименование «полет по потолкам» имеет тот смысл, что самолет в процессе всего полета по маршруту находится на потолке для установленных оборотов двигателя.

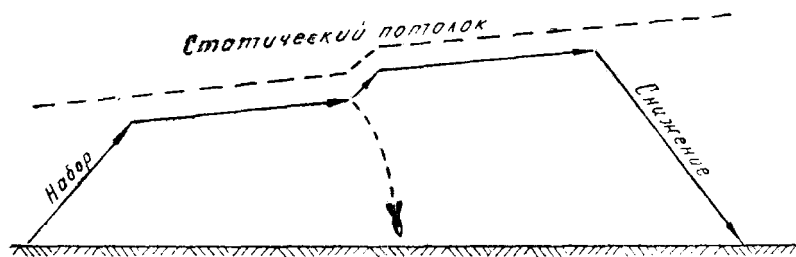


Рис. 9.8: Траектория полета «по потолкам»

2. Более сложной будет техника пилотирования при полете на дальность, если задана постоянная высота на всем маршруте или на отдельных его отрезках. В этом случае, как и обычно, в начале участка летчик должен установить согласно «Инструкции» такие число M (скорость V) и обороты \bar{n} , при которых на заданной высоте H обеспечивается максимальное значение параметра дальности $\frac{kV}{C_{уд}}$ (т. е. обеспечивается $C_{к\text{мин}}$).

Далее в соответствии с заданием летчик выдерживает штурвалом постоянную высоту (по вариометру и высотомеру). Но при такой технике пилотирования уменьшение веса самолета будет автоматически приводить к уменьшению α , C_y , C_x и к тенденции на увеличение скорости.

Что делать? Можно не трогать РУД (сохраняя обороты постоянными), но тогда будет увеличиваться скорость, что приведет к падению аэродинамического качества k и росту удельного расхода $C_{уд}$. Можно РУД сохранять постоянное число M (постоянную скорость), постепенно уменьшая обороты по мере облегчения самолета, но тогда удельный расход также возрастет, а качество k при уменьшении C_y будет все равно падать.

Наилучшим решением здесь является пилотирование с постепенным уменьшением оборотов при одновременном незначительном уменьшении числа M (скорости V), однако пилотирование при постоянном числе M не намного отличается от оптимального.

3. **При полете на максимальную дальность** очень важно выдержать заданный режим с *наибольшей точностью*. Например, уменьшение высоты всего на 500 м

уменьшит дальность полета примерно на 5% (рис. 9.5, 9.6). Большую роль играет и точное выдерживание числа M (скорости V). Например, при полете на высоте 5 км увеличение числа M от 0,85 до 1,0 приведет по рис. 9.5 к увеличению километрового расхода от 1,75 до 2,25 кг/км (на 30%) и к соответствующему уменьшению дальности полета.

4. **Влияние высоты** на дальность полета самолета с ТРД настолько значительное, что выгодно набирать высоту после взлета даже в том случае, когда предстоит полет по короткому маршруту. Например, если длина маршрута равна сумме участков набора и снижения (А—В по рис. 9.9), то даже в этом крайнем случае все же выгоднее (по расходу топлива) выполнять полет по траектории, состоящей из набора высоты, небольшого горизонтального участка (ниже оптимальной высоты на 3–4 км) и снижения. При еще меньшей длине маршрута (А—Б) вся оптимальная траектория состоит из набора и снижения. При большей длине маршрута (А—Г) оптимальная траектория приближается к «полету по потолкам».

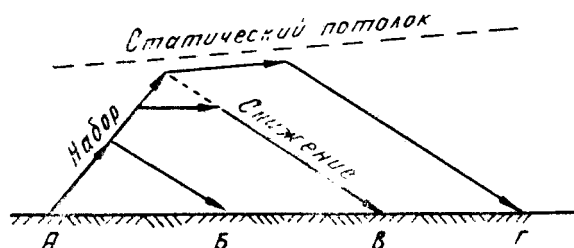


Рис. 9.9: Оптимальные по расходу топлива траектории полета по короткому маршруту

5. **При полете по маршруту на предельно малых, малых и средних высотах** километровый расход на самолете, имеющем несколько ТРД, можно заметно сократить выключением одного из двигателей. При этом тягу и обороты у работающих двигателей придется увеличить, что приведет к падению удельного расхода топлива $C_{уд}$ (рис. 9.1,а) и к соответствующему уменьшению километрового расхода C_k .

Наибольший эффект этот способ дает на самолете с двумя ТРД, расположенными внутри фюзеляжа, так как при выключении одного двигателя лобовое сопротивление возрастает незначительно (рис. 9.10).

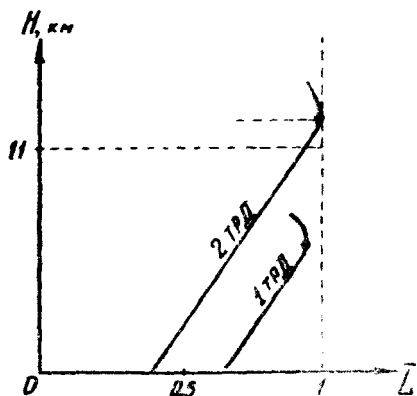


Рис. 9.10: Относительное изменение дальности полета при выключении одного из двух двигателей (пример)

При расположении двигателей под крылом эффект получается меньше, так как при выключении двигателя появляется большой путевой момент, который приходится парировать созданием скольжения и отклонением руля направления и элеронов, а все это приводит к заметному увеличению лобового сопротивления самолета.

Выключать один из двигателей рационально в том случае, когда положительный эффект от уменьшения удельного расхода на работающих двигателях значительно больше отрицательного эффекта от увеличения лобового сопротивления. Разумеется, выключать двигатели можно только в соответствующей обстановке, при которой исключается внезапное появление противника. Необходимым условием является также надежный и быстрый запуск выключенного двигателя.

6. **Пилотирование при дозаправке в воздухе.** Дозаправка топливом в воздухе является одним из самых сложных маневров и требует от пилотов и операторов высокой теоретической и практической подготовки.

При дозаправке ни один из двух самолетов *не должен выходить на второй режим*, т. е. уменьшать скорость меньше наивыгоднейшей, а также не должен нарушать те или иные ограничения скорости. В процессе дозаправки масса самолета изменяется значительно, что влияет и на положение границы вторых режимов, и на другие характерные скорости полета. Это обстоятельство особенно необходимо учитывать в том случае, когда заправщик и заправляемый самолет разного типа и имеют разные ограничения по скорости и другим параметрам полета.

При уменьшении массы *заправщика* уменьшается его индуктивное сопротивление (пропорциональное квадрату массы), появляется избыточная тяга, и этот самолет стремится *увеличить* скорость. Наоборот, у *заправляемого* самолета индуктивное сопротивление увеличивается и скорость должна *падать*. Это может привести к отрыву шланга.

При дозаправке на повышенных скоростях влияние изменения массы на сопротивление самолета уменьшается.

Пример. При полете на наивыгоднейшей скорости, равной 400 км/ч, увеличение массы заправляемого самолета на 40% приводит к росту общего сопротивления на 48%; при полете на скорости 800 км/ч аналогичное увеличение массы приводит к росту общего сопротивления всего на 5,6%.

При дозаправке *задачей пилота самолета-заправщика* является возможно более точное выдерживание режима прямолинейного полета. Сохранение относительного места в строю — *задача пилота заправляемого самолета*. Обычно пилот *самолета-заправщика* держит обороты постоянными, и скорость самолета постепенно увеличивается, что является положительным фактором, так как по мере увеличения массы заправляемого самолета режим наибольшего избытка тяги этого самолета также сдвигается в сторону большей скорости и тем самым сохраняется его способность к маневрированию по дистанции. Для сохранения места в строю пилот заправляемого самолета должен периодически увеличивать тягу, не допуская чрезмерного растяжения шланга. Эта работа существенно облегчается тем обстоятельством, что не требуется непрерывно работать РУД или тормозными щитками, так как мелкие отклонения устраняются небольшим натяжением шланга при отставании и сопротивлением конуса при догоне (если шланг натянут, то сопротивление конуса относится к самолету-заправщику; если шланг провисает — к заправляемому самолету).

Наиболее сложным элементом является процесс *сближения и сцепки*. Здесь следует избегать попадания в спутную струю самолета-заправщика, состоящую из концевых вихрей крыла, кильватерного следа фюзеляжа и реактивных струй двигателей.

Посередине между концевыми вихрями имеет место только небольшой скос потока вниз, мало влияющий на полет заправляемого самолета. Следовательно, сближение следует производить точно в плоскости симметрии самолета-заправщика.

При попадании в турбулентный кильватерный след фюзеляжа или в реактивные струи двигателей наблюдается легкая тряска, несколько увеличивается лобовое сопротивление (из-за турбулизации пограничного слоя) и начинает колебаться стрелка прибора скорости (из-за неравномерности воздушного потока в районе ПВД). Следовательно, сближение следует производить с некоторым *принижением*, хотя никакой опасности попадание в кильватерный след не представляет.

Во время точного пристраивания к конусу пилот *заправляемого* самолета должен действовать мелкими двойными отклонениями рулей. Между отклонениями следует делать выдержку для уточнения относительного перемещения самолета. Ни в коем случае нельзя гоняться за всеми относительными колебаниями конуса. Прицеливаться штангой надо в середину области колебаний конуса, а затем терпеливо выждать удобный момент для сцепки.

Трудности здесь связаны с тем, что, во-первых, линия визирования «глаз—конус»



Рис. 9.11: Траектории центра тяжести самолета и конца штанги при различных способах пристраивания к конусу

($л_1—\kappa_1$ на рис. 9.11) не совпадает с линией «штанга—конус» ($ш_1—\kappa_1$); во-вторых, траектория конца штанги при маневрировании не совпадает с траекторией центра тяжести самолета. Предположим, что штанга ($ш_1$) вначале находится ниже конуса (κ_1). Чтобы вывести управляемый самолет в один прием (как бы горкой) на уровень конуса по линии $o_1—o_2$, следует сначала искривить траекторию вверх (увеличить угол атаки), после чего искривить траекторию вниз (уменьшить угол атаки вдвойне), а затем установить режим горизонтального полета (увеличить угол атаки до исходного значения). При таком изменении угла атаки штанга должна описать затухающую волнообразную траекторию $ш_1—ш_2$. Но пилот при проскакивании штанги вверх мимо конуса обычно инстинктивно отдает штурвал от себя, и штанга после этого быстро опускается вниз в положение $ш_3$; пилот, естественно, берет штурвал на себя, и штанга снова проскакивает вверх и т. д. При таком пилотировании может возникнуть опасная *раскачка*. Если это случилось, то нужно немедленно *зажать штурвал* в нейтральном положении — раскачка тут же прекратится. Но для такого действия пилот должен совершить некоторое психологическое усилие по преодолению своих летных навыков.

Итак, выводить самолет на высоту конуса следует несколькими *мелкими движениями штурвала* на себя и от себя, уточняя после каждого движения относительное положение самолета.

Глава X

Пилотирование на критических режимах и в особых случаях полета

К критическим режимам и явлениям в полете относятся: штопор, парашютирование, инерционное вращение самолета, флаттер частей самолета, «подхват», «валетка» самолета, реверс элеронов и другие явления, обуславливающие аварийную ситуацию.

Полеты на критических режимах осуществляются вне диапазона эксплуатационных скоростей, углов атаки или угловых скоростей вращения самолета и **категорически запрещаются**, если это не предусмотрено заданием.

В данной главе из критических режимов будут рассмотрены *штопор и инерционное вращение самолета*. Остальные критические режимы были проанализированы ранее, во II главе.

К особым случаям в полете относятся: попадание в опасные метеорологические явления, отказ авиационной техники, пожар на самолете, попадание в метеорологические условия, к полетам в которых экипаж не подготовлен, потеря пространственной ориентировки, ранение или резкое ухудшение здоровья членов экипажа, потеря радиосвязи, отказ средств связи и РТО полетов.

Весь летный состав обязан твердо знать порядок действий в каждом особом случае в полете и, систематически тренируясь на земле, постоянно поддерживать навыки в выполнении этих действий. В особых случаях полета командир экипажа и руководитель полета должны действовать, заботясь в первую очередь о сохранении жизни пассажиров и экипажа.

При возникновении угрозы безопасности полета руководитель полетов должен, используя свой опыт, знание авиационной техники и документов, регламентирующих летную службу, быстро уяснить обстановку в воздухе и на земле, оценить степень опасности, в соответствии с этим принять решение и добиться его выполнения.

Если создалась непосредственная угроза безопасности экипажа, руководитель полетов должен без колебаний отдать приказание экипажу покинуть самолет и выслать к месту приземления поисково-спасательную команду.

В данной главе из особых случаев полета будут рассмотрены только такие, которые связаны с *пилотированием* (т. е. опущены пожар, отказ средств связи и пр.).

§1. Полет на больших углах атаки

1. Чаще всего **выход на большие углы атаки** происходит при потере скорости. Самолет может потерять скорость при падении тяги (например, при полном или частичном отказе двигательной установки) и одновременном стремлении летчика выдерживать прежний угол тангажа, при наборе высоты с излишне большим углом Θ , в процессе маневрирования с перегрузками больше предельной по тяге, на чрезмерно растянутых вертикальных (восходящих) фигурах.

При увеличении угла атаки самолет обычно сначала выходит на *режим тряски*, затем на режим *покачивания* с крыла на крыло и, наконец, на режим *сваливания*, который имеет место на угле атаки, близком к критическому. Некоторые самолеты сваливаются сразу, без предупреждения.

Особенно опасен выход на угол атаки сваливания в процессе маневрирования с большой перегрузкой, так как сваливание в этом случае происходит более резко, чем с режима горизонтального полета. Например, если в горизонтальном полете самолет выходит на критический угол атаки при скорости 230 км/ч , то при маневре с перегрузкой $n_y = 4$ выход на этот же угол атаки произойдет примерно при скорости 460 км/ч и сваливание здесь будет происходить гораздо энергичнее, так как силы и моменты, действующие на самолет, пропорциональны квадрату скорости.

2. **При выходе самолета на большие углы атаки** его поведение будет зависеть от места зарождения срыва потока и быстроты развития (распространения) этого срыва вдоль хорды и размаха крыла.

Срыв потока, как правило, зарождается у *задней кромки*, т. е. там, где пограничный слой наиболее толстый и менее устойчивый и где обтекание профиля происходит при положительных градиентах давления (струйки идут против нарастающего давления). Такой срыв приводит к появлению пикирующего момента, что является положительным фактором.

По размаху срыв может зарождаться в любом сечении крыла, что зависит от формы крыла в плане, геометрической или аэродинамической крутки, наличия скольжения.

У прямоугольного нестреловидного крыла срыв зарождается в центральных сечениях, что весьма благоприятно с точки зрения безопасности пилотирования, ибо кренящие моменты от несимметричности срыва получаются незначительными вследствие малости плеча.

На трапецевидном нестреловидном, стреловидном и треугольном крыльях срыв зарождается в концевых сечениях, если только не предусмотрены специальные меры против этого явления. Несимметричный концевой срыв сопровождается более сильным изменением моментов крена и рыскания, а также — что наиболее опасно — изменением момента тангажа в сторону кабрирования (последнее относится только к стреловидному крылу).

Кроме места зарождения срыва большое влияние на поведение самолета оказывает *скорость распространения срыва вдоль размаха крыла*. При быстром распространении несимметричного срыва самолет резко валится на крыло, при медленном — опускает нос с небольшим креном.

Выход на большие углы атаки и появление местных срывов потока на крыле еще не означает, что самолет сразу входит в штопор. Характерной особенностью современных самолетов со стреловидными и треугольными крыльями является сравнительно медленное развитие срыва вдоль размаха, так как, зародившись в концевых сечениях, срыв распространяется затем к фюзеляжу навстречу набегающему потоку. При этом обычно возникает более или менее сильная *тряска самолета*, как бы предупреждающая летчика о выходе на большие углы атаки.

При торможении самолета в прямолинейном полете такая предупредительная тряска обычно появляется на скорости, существенно большей скорости сваливания. По мере дальнейшего уменьшения скорости тряска в зависимости от компоновки самолета может усиливаться, не меняя своей интенсивности или вовсе пропадать. В процессе торможения заметно уменьшается эффективность элеронов, которая при приближении к скорости сваливания может упасть практически до нуля. Эффективность же рулей направления и высоты при этом еще остается достаточной.

3. Рассмотрим поведение самолета при выходе на угол атаки, близкий к критическому. Предположим, что в прямолинейном горизонтальном полете устойчивый по перегрузке самолет потерял скорость и вышел на большие углы атаки. И пусть срыв потока произошел сначала на левом полукрыле. Тогда самолет начнет крениться влево, а затем «соскальзывать» на опущенное полукрыло под действием составляющей веса $G \sin \gamma$ (рис. 10.1). При этом у поперечно устойчивого самолета, во-первых, появится поперечный момент $M_x^\beta \beta$, направленный вправо и препятствующий дальнейшему накрениению, и, во-вторых, при скольжении устранится

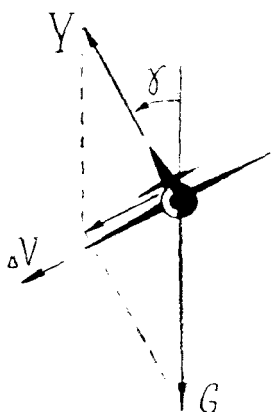


Рис. 10.1: Появление скольжения на опускающееся полукрыло в начальный момент сваливания

срыв потока на опускающемся полукрыле и возникнут благоприятные условия для срыва потока на противоположном (затемненном) полукрыле. Вследствие этого самолет перестанет крениться влево, устранив крен и накренившись затем вправо. Затем картина повторяется в противоположном порядке.

Таким образом, у самолетов со стреловидным или треугольным крылом выход на большие углы атаки сопровождается *тряской*, а затем *покачиванием* с крыла на крыло, напоминающим падение листа. Если при этом устойчивость по перегрузке сохраняется (отсутствуют концевой срыв и «подхват»), то самолет самостоятельно *опускает нос и набирает скорость*, т. е. при нейтральном положении педалей в штопор не входит.

Иначе ведет себя самолет, когда срыв потока сопровождается приростом кабрирующего момента. В таком случае при неподвижной ручке управления угол атаки будет энергично увеличиваться, что приведет к более быстрому развитию срыва по всему опускающемуся полукрылу и к *сваливанию в штопор*.

4. При появлении покачивания с крыла на крыло летчик должен *прекратить* *выбирание ручки на себя*, ограничиваясь той перегрузкой при маневре, которая соответствует границе покачивания. Пилотирование на режиме тряски на многих самолетах допускается и считается вполне нормальным, так как угол атаки начала тряски иногда в 2–2,5 раза меньше критического. При сваливании самолета на крыло ручку следует отпустить от себя до нейтрального и за нейтральное положение при нейтральных педалях. Давать ногу против начинающегося сваливания на современных самолетах в большинстве случаев *не рекомендуется*, так как может произойти еще более энергичное сваливание в противоположную сторону (т. е. в сторону отклоненной вперед педали) вследствие чрезмерной поперечной устойчивости самолета со стреловидным или треугольным крылом на больших углах атаки (сильной реакции креном на скольжение).

Если сваливание предотвратить не удалось и самолет вошел в штопор, то нужно действовать в соответствии с правилами вывода из штопора.

Конкретные особенности каждого самолета при сваливании и штопоре и правила пилотирования при этом даны в соответствующих документах.

§2. Штопор

1. **Штопор** — неуправляемое движение самолета обычно по нисходящей траектории на закритических углах атаки при одновременном сложном вращении его в пространстве.

Штопор не является фигурой пилотажа. Самолет срывается в него, как правило, произвольно, в результате грубых ошибок летчика в технике пилотирования.

2. Первым человеком, который на самолете сознательно выполнил штопор и указал способ вывода из него, был русский летчик К. К. Арцеулов. Теорию штопора разработал советский ученый В. С. Пышнов. Советские аэродинамики постоянно занимают ведущее место в дальнейшем развитии теории штопора и ее практическом применении. Большой вклад в это дело внесли выдающиеся советские летчики-испытатели и авиаконструкторы.

В результате советские самолеты всегда отличались хорошими противоштопорными свойствами. Наши истребители 1941–1945 гг. (Як-3, Ла-5 и др.), ведя маневренный воздушный бой с немецкими истребителями, часто доводили последних до сваливания в штопор. В то же время, например, американский истребитель «Аэрокобра», небольшое количество которых было получено по ленд-лизу, доставил нашим летчикам много хлопот, так как имел склонность к плоскому штопору, вывод из которого не всегда удавался.

И на современном этапе развития военной авиации сохраняется, примерно, такая же картина. Наши истребители (МиГ-21 и другие) обладают хорошими противоштопорными свойствами, в то время как, например, американские самолеты F-104 («Старфайтер») или F-4 («Фантом») весьма неблагоприятны в этом отношении.

Следовательно, сравнение маневренных возможностей только по располагаемым нормальным перегрузкам имеет условную достоверность, если не учитывать противоштопорные свойства сравниваемых самолетов.

3. Неправильно также считать, что штопор может начаться только при уменьшении индикаторной скорости ниже некоторой минимальной скорости горизонтального полета. Основной предпосылкой к штопору является не потеря скорости, а *выход самолета на критические и закритические углы атаки*. А это может произойти почти на любой скорости, если летчик перетянет ручку и создаст перегрузку

$$n_y \simeq \frac{V^2}{V_{св.г}^2}$$

где V — скорость на маневре;

$V_{св.г}$ — скорость сваливания в горизонтальном полете (здесь принято, что $C_{y_{св}} \simeq \text{const}$, т. е. не зависит от скорости). Например, если в горизонтальном полете самолет срывается в штопор на скорости 250 км/ч, то при $n_y = 6$ срыв произойдет на скорости 610 км/ч.

Наоборот, если углы атаки малы, то самолет не сорвется в штопор и на скорости, меньшей скорости сваливания с горизонтального полета. Например, если на том же самолете скорость в верхней точке петли Нестерова упадет до 200 км/ч, то при отдаче ручки от себя и уменьшении перегрузки до величины $+0,2 \div +0,4$ никакого срыва не произойдет. Самолет просто опустит нос и перейдет в пикирование с набором скорости.

4. Рассмотрим вначале **причины авторотации** (самовращения) крыла, поскольку она является основой штопора. На рис. 10.2 изображено крыло, накреняющееся относительно вектора скорости в правую сторону. В любом случае это приводит к увеличению угла атаки на правом полукрыле и к его уменьшению на левом полукрыле, но в зависимости от исходного угла атаки результат получается различный.

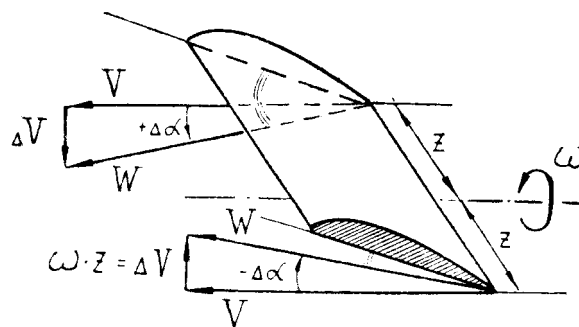


Рис. 10.2: Изменение углов атаки на полукрыльях при накренении самолета

Предположим, что самолет вначале летел с углом атаки α_1 , который меньше критического, и под действием какой-либо случайной причины начал крениться вправо. При этом угол атаки и подъемная сила на правом полукрыле возрастут, на левом — уменьшатся и накренение вправо прекратится (рис. 10.3).

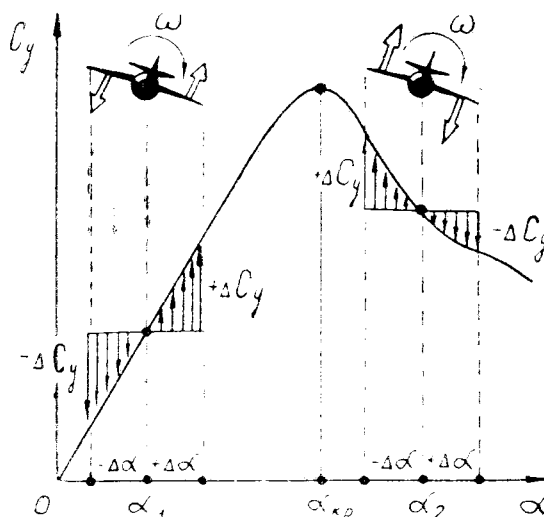


Рис. 10.3: Изменение подъемной силы на полукрыльях при накренении самолета на докритических и закритических углах атаки

Если же самолет летел с углом атаки α_2 , который больше критического, то при случайном накренении вправо подъемная сила на правом полукрыле упадет (хотя угол атаки увеличится), а на левом возрастет (хотя угол атаки станет меньше) и самолет будет накрываться вправо все быстрее и быстрее. Когда подъемные силы на полукрыльях станут равными, установится постоянная угловая скорость ω , которая и называется *установившейся скоростью авторотации* ω_A . На докритических углах атаки скорость авторотации ω_A равна нулю. После прохода критического угла атаки скорость авторотации быстро возрастает и достигает максимума примерно при $\alpha = 40 - 50^\circ$. Затем она падает и достигает нуля при угле атаки, близком к 90° . На рис. 10.4 показаны зависимости $C_y(\alpha)$ и $\omega_A(\alpha)$ при отсутствии и при наличии внешнего и внутреннего скольжения.

Скольжение оказывает большое влияние на скорость авторотации, особенно у самолетов со стреловидным или треугольным крылом. *Внешнее скольжение* на штопоре (вперед выдвинуто поднимающееся полукрыло) обычно способствует авторотации, увеличивая ее скорость. *Внутреннее скольжение* (вперед выдвинуто опускающееся полукрыло) обычно замедляет авторотацию.

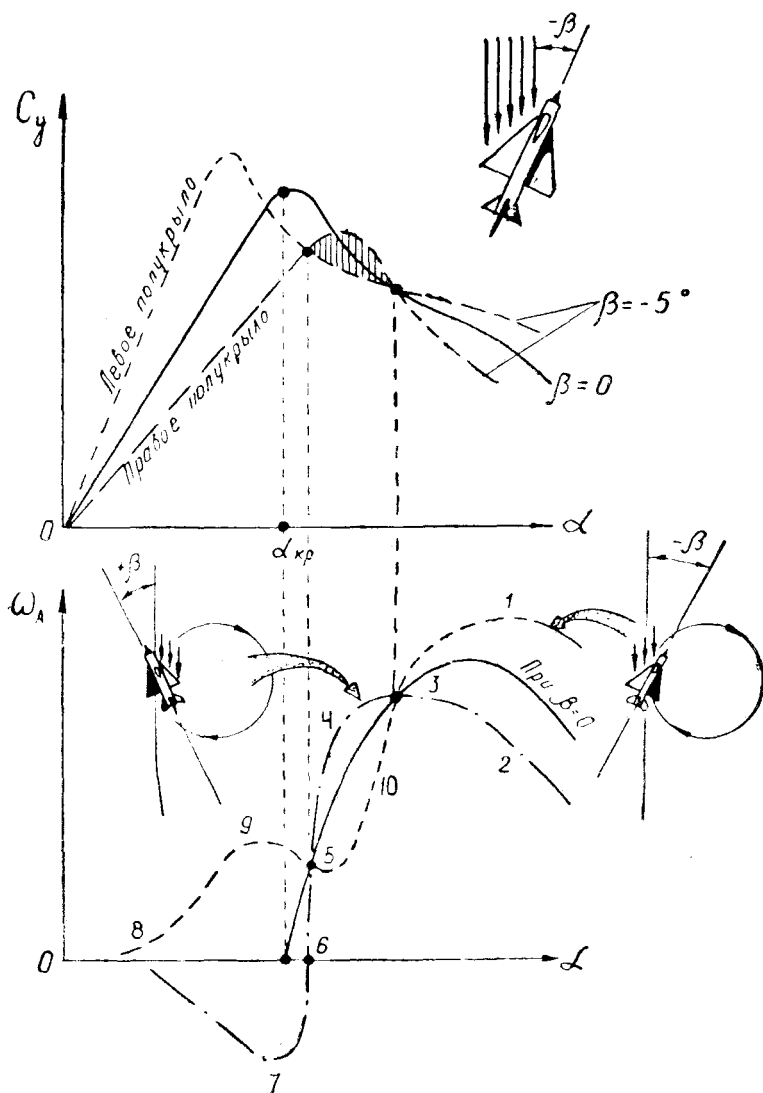


Рис. 10.4: Влияние углов атаки и скольжения на скорость авторотации при штопоре

Однако у самолета со стреловидным или треугольным крылом в некотором диапазоне закритических углов атаки действие скольжения может быть противоположным. Выдвинутое вперед полукрыло имеет относительно потока воздуха меньшую стреловидность и больший коэффициент подъемной силы на докритических углах атаки, но при увеличении угла атаки срыв потока на этом полукрыле происходит раньше и более резко. Наоборот, отстающее полукрыло имеет относительно потока большую стреловидность и меньший коэффициент подъемной силы на докритических углах атаки, но при увеличении угла атаки срыв потока на этом полукрыле происходит позже и протекает плавнее.

В результате может оказаться, что в некотором диапазоне закритических углов атаки на отстающем полукрыле подъемная сила будет больше, чем на выдвинутом вперед полукрыле (на рис. 10.4 заштриховано), т. е. при внешнем скольжении на штопоре (педали по штопору) авторотация будет замедляться, а при внутреннем скольжении (педали против штопора) — ускоряться.

Обратная реакция на скольжение может наблюдаться только на некоторых самолетах и только в узком диапазоне закритических углов атаки. В большинстве же случаев внешнее скольжение способствует штопору и препятствует выходу из него,

а внутреннее скольжение препятствует штопору и способствует выходу из него.

5. **Процесс произвольного срыва в штопор** развивается примерно следующим образом. Когда самолет по какой-либо причине вышел на закритические углы атаки, на крыле происходит срыв потока, сопровождаемый падением подъемной силы. Только совершенно случайно этот срыв может произойти одновременно и симметрично на двух полукрыльях и тогда самолет плавно опустит нос и войдет в пикирование.

Однако чаще срыв развивается несимметрично, и самолет начинает крениться вправо или влево. При этом у поднимающегося полукрыла подъемная сила возрастает и лобовое сопротивление уменьшается, у опускающегося полукрыла, наоборот, подъемная сила падает и лобовое сопротивление увеличивается. В результате самолет начинает энергично вращаться вокруг продольной и вертикальной осей (за счет разности подъемных сил и сопротивлений полукрыльев), т. е. начинается штопор. Заметим, что если имеется предварительное скольжение (отклонены педали), то вращение может начаться и *на докритических углах атаки* (отрезок 8–9 на рис. 10.4).

При вращении самолета подъемная сила также вращается и ее среднее действие равно нулю, поэтому после срыва в штопор самолет будет двигаться вдоль некоторой вытянутой *спирали*, осью которой является *парабола* — траектория падения тела без подъемной силы. У современного реактивного самолета истинная воздушная скорость при срыве в штопор сравнительно, велика, особенно на больших высотах, поэтому снижение после срыва происходит вдоль довольно пологой параболы, которая приближается к вертикали только через большой промежуток времени.

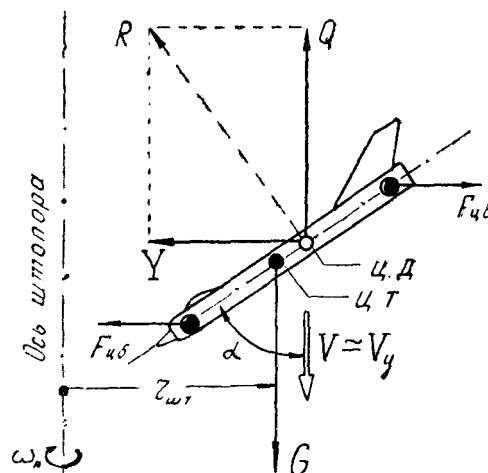


Рис. 10.5: Схема сил, действующих на самолет при установившемся вертикальном штопоре

6. Рассмотрим **схему сил**, действующих на самолет при установившемся вертикальном штопоре (рис. 10.5). Самолет при таком штопоре снижается почти вертикально, т. е. $V_y \simeq V$, так как спираль достаточно вытянута (виток занимает по высоте несколько сот метров при радиусе в несколько метров). Вес самолета G уравновешивается лобовым сопротивлением Q , откуда можно найти *скорость снижения*

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_x S \rho}}$$

Подъемная сила Y является центростремительной силой, закручивающей траек-

торию в спираль с радиусом $r_{шт}$, который можно определить следующим путем:

$$Y = m r_{шт} \omega_A^2;$$

$$r_{шт} = \frac{g C_y S \rho V^2}{2G \omega_A^2} = \frac{g C_y}{\omega_A^2 C_x}.$$

Центр давления при штопоре находится позади центра тяжести самолета, т. е. аэродинамические силы Y и Q (равные в сумме силе R) дают пикирующий момент, стремящийся уменьшить угол атаки α . Этот момент уравнивается кабрирующим моментом от центробежных сил $F_{цб}$, пропорциональных квадрату скорости вращения. Чем длиннее и массивнее фюзеляж и чем больше скорость вращения ω_A , тем на большем угле атаки наступит равновесие рассмотренных моментов, т. е. штопор будет более плоским.

Теперь рассмотрим вопрос о том, в какую сторону и с какой скоростью вращается самолет на штопоре относительно своих связанных осей. Общий вектор ω_A , естественно, параллелен оси штопора (рис. 10.6) и направлен вниз на правом штопоре и вверх на левом. На рисунке изображен правый штопор, который и будем анализировать.

Вектор ω_A раскладываем на три вектора — по направлениям связанных осей самолета.

Вектор ω_x на правом штопоре направлен вперед, т. е. относительно продольной оси самолет непрерывно вращается (кренится) вправо — в сторону штопора.

Вектор ω_y на правом штопоре направлен относительно самолета вниз, т. е. самолет непрерывно разворачивается вправо — в сторону штопора.

Вектор ω_z — в зависимости от скольжения — может быть направлен по-разному. Если на правом штопоре поток набегает на правое полукрыло (внутреннее скольжение), то вектор ω_z направлен в сторону правого полукрыла, т. е. самолет как бы непрерывно поднимает нос и опускает хвост (относительно связанной оси, а не относительно горизонта!). Если же поток набегает на левое полукрыло (внешнее скольжение), то вектор ω_z направлен влево, т. е. самолет как бы непрерывно опускает нос и поднимает хвост. Последнее обстоятельство, как увидим ниже, препятствует переходу самолета на малые углы атаки при отдаче ручки от себя.

7. Штопор современного самолета отличается крайней неравномерностью вращения, что вызвано, главным образом, разносом масс вдоль длинного фюзеляжа, вследствие чего моменты инерции I_y и I_z более чем в 10 раз превосходят момент инерции I_x .

Поршневые самолеты старых аэродинамических форм, имея малые моменты инерции, могли быстро изменить положение продольной оси в пространстве. После срыва в штопор они сразу же раскручивались вокруг осей x_1 и y_1 (приобретали ω_x и ω_y и вращались симметрично относительно траектории штопора примерно с постоянными углами атаки и скольжения и с постоянной угловой скоростью (рис. 10.7).

Современный самолет не может так быстро изменить положение продольной оси, т. е. вследствие малости момента инерции I_x он раскручивается вокруг оси x_1 (ω_x) с некоторым опережением. В результате этого после срыва в штопор наклон продольной оси самолета отстаёт от увеличивающегося наклона траектории. Возникает кинематическое взаимодействие между углами атаки и скольжения. Углы атаки и скольжения непрерывно меняются, меняются величины поперечного момента M_x и флюгерного момента M_y , что приводит к рывкам скорости вращения, остановкам, перебрасываниям из штопора одного направления в штопор противоположный, к подниманию и опусканию носа, к временному переходу на отрицательные углы атаки и т. д.

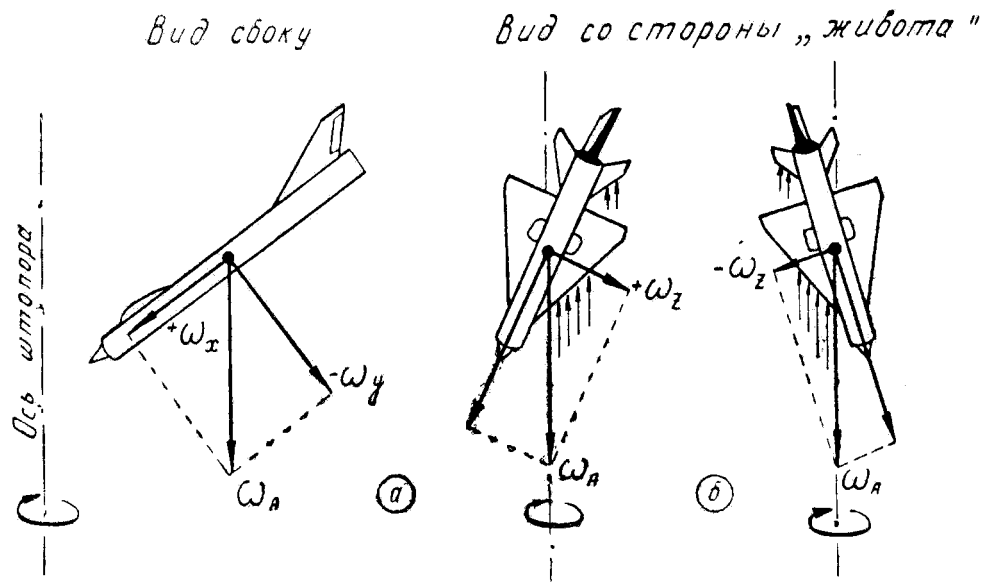


Рис. 10.6: Разложение вектора угловой скорости на связанные оси самолета при правом штопоре: а — педали против штопора, б — педали по штопору

Заметим, что на рис. 10.7 все эти многочисленные и сложные движения самолета отразить не представлялось возможным. Здесь условно выделено только кинематическое взаимодействие между α и β .

Кроме того, на неравномерность вращения влияют *собственные продольные и боковые колебания самолета*, также приводящие к периодическому изменению углов атаки и скольжения. При срыве в штопор самолет переходит на новые (большие) углы атаки и скольжения не плавно, а с забросами и колебаниями, затухание которых растягивается на длительное время ввиду больших моментов инерции самолета и слабого демпфирования на малых индикаторных скоростях и больших углах атаки. Заметим, что периоды продольных и боковых колебаний самолета не совпадают между собой и не имеют никакого отношения к периоду вращения на штопоре, поэтому каждая из перечисленных причин изменяет угол атаки и угол скольжения со своим периодом и общая картина получается весьма сложной.

Если к этой картине штопора добавить особенности, вытекающие из рис. 10.4, учесть действие *перекрестных аэродинамических и инерционных моментов*, учесть *гироскопический момент* вращающегося ротора двигателя и т. д., то станет ясно, что без проведения летных испытаний рассчитать теоретически движение современного самолета на штопоре очень трудно. Однако основные условия, обеспечивающие надежный выход самолета из штопора, прогнозируются вполне удовлетворительно.

8. Поведение современного самолета на штопоре зависит не только от особенностей весовой и аэродинамической компоновки, но также и от условий и характера ввода в штопор. На одном и том же самолете иногда возможны совершенно различные штопоры: нормальный и перевернутый, крутой и плоский, с быстрым и медленным вращением, равномерный и полностью неравномерный, причем возможны и все промежуточные градации между указанными крайностями.

Например, штопор самолета МиГ-21 обычно отличается крайней неравномерностью, но специальными методами ввода можно получить быстрый и совершенно равномерный штопор. В условиях строевой части делать это не рекомендуется из-за трудностей вывода!

Неравномерность штопора увеличивается, если ввод осуществлять резким отклонением рулей и если срыв происходит на большой скорости и при большой перегруз-

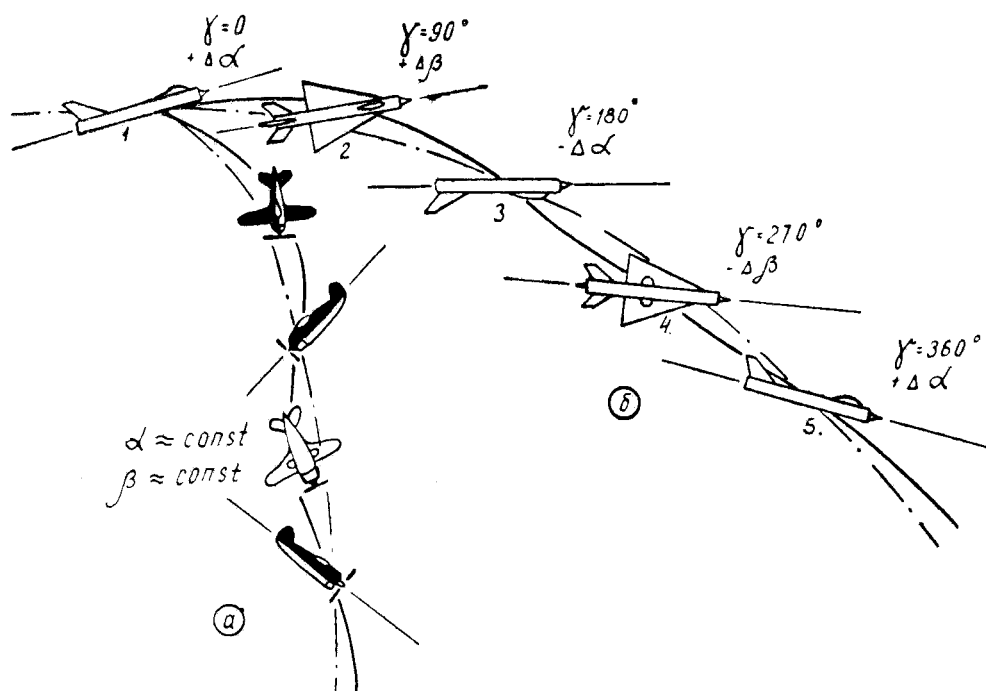


Рис. 10.7: Движение самолета на первом витке штопора

ке. Наоборот, штопор получается более равномерным при вводе с горизонтального полета плавным отклонением педали с постепенным выбором ручки на себя.

9. Ввиду такого разнообразия штопоров **вывод самолета в режим нормального полета** теперь не может осуществляться одним стандартным методом, применяемым, как это было раньше, во всех случаях и на всех самолетах. Однако **принципиальные основы вывода самолета из штопора** логичнее будет рассмотреть на стандартном методе, который излагается ниже.

Для вывода самолета из штопора летчик должен сначала *определить направление вращения*. Это правило, на первый взгляд, кажется тривиальным, но практикой установлено, что некоторые летчики определяют направление вращения самолета неверно.

Как летчик обучается выводу из штопора? В горизонтальном полете убираются обороты двигателя, по мере падения скорости ручка плавно выбирается на себя, при достижении заданной скорости отклоняется вперед, например, **правая** педаль, и выполняется виток или два витка **правого** штопора. Естественно, что для вывода из этого штопора отклоняется вперед **левая** педаль и т. д.

При произвольном срыве в процессе энергичного пространственного маневра дело выглядит в психологическом отношении несколько иначе. Летчик, полностью поглощенный выполнением маневра, незаметно перетягивает ручку (что особенно легко сделать при необратимом гидроусилителе), и ...самолет вдруг куда-то валится, кренится сначала в одну сторону, затем в другую, а потом все вертится в непонятном направлении.

В такой обстановке некоторые летчики, как показывает опыт, склонны за направление *вращения самолета* принимать направление *вращения земли*. Увидев, например, что земля вращается вправо, неопытный летчик начинает выводить самолет из штопора отклонением вперед левой педали и т. д. Но ведь штопор здесь левый! При перевернутом штопоре такую ошибку может совершить даже умудренный опытом летчик. (Заметим, что указатель поворота правильно показывает направление вращения при любом штопоре.)

После определения направления вращения полезно сначала дать *рули по штопору* (педали по штопору, ручку на себя), чтобы последующий вывод происходил как бы «с разбега».

Для вывода самолета из штопора летчик должен энергично и до отказа отклонить *педали против штопора*, а вслед за этим (с некоторым интервалом) *отдать ручку от себя*, не отклоняя ее в сторону (т. е. не отклоняя элероны).

Такой порядок отклонения рулей установлен в связи со следующими соображениями. В процессе штопора самолет летит обычно с внешним скольжением, которое способствует авторотации. Для уменьшения скорости вращения ω_A нужно энергичным отклонением руля направления против штопора перевести самолет на внутреннее скольжение, препятствующее авторотации, что по рис. 10.4 соответствует переходу из точки 1 в точку 2. Уменьшение ω_A само по себе уже приведет к некоторому уменьшению угла атаки, так как уменьшаются центробежные силы $F_{цб}$ (рис. 10.5), а отдача ручки от себя даст самолету еще больший импульс на уменьшение α , что по рис. 10.4 соответствует переходу вдоль линии 2–3–4–5–6. При $\omega_A = 0$ (в точке 6) педали следует *немедленно поставить нейтрально*, так как в противном случае начнется вращение в противоположную сторону, т. е. в сторону отклонений вперед педали (точка 7).

Как это видно из рис. 10.4, уменьшение угла атаки может привести в первый момент после отдачи ручки к некоторому *увеличению* скорости авторотации (участок 2–3–4). Второй причиной временного увеличения скорости вращения после отдачи ручки от себя является стремление самолета сохранить момент количества движения: при уменьшении угла атаки разнесенные по концам фюзеляжа грузы приближаются к оси вращения, что должно приводить к увеличению ω (вспомните, как ускоряет вращение фигурист на льду).

Порядок отклонения рулей при выводе из штопора менять, в общем случае, нельзя. При некоторых компоновках хвостового оперения отклонение вниз руля высоты или управляемого стабилизатора приводит к затенению руля направления (рис. 10.8). Следовательно, нужно сначала отклонить незатененный руль направления при взятой на себя ручке, а уж затем отклонить руль высоты.

Теперь снова обратимся к рис. 10.6, на котором изображен **правый** штопор. Если сначала отклонить педали против штопора (рис. 10.6,а), то отдача ручки от себя при таком положении самолета приведет к дополнительному моменту, *затормаживающему вращение*. Представим себе, что руль высоты отклонили вниз. Подъемная сила горизонтального оперения будет на рисунке в этом случае направлена от нас, проходя правее оси вращения и давая относительно этой оси момент влево, т. е.

против вращения. Кроме того, при таком скольжении поток будет набегать на правую половину стреловидного горизонтального оперения, что приведет к дополнительному моменту против вращения.

Если же сначала отдать ручку от себя, т. е. сделать это при педалях, отклоненных по штопору (рис. 10.6,б), то подъемная сила горизонтального оперения (также направленная от нас) пройдет левее оси вращения, давая момент относительно этой оси вправо, т. е. *в сторону вращения*. Кроме того, при таком скольжении поток будет набегать на левую половину горизонтального оперения, что даст дополнительный момент в сторону вращения.

Таким образом, отклонение ручки от себя после отклонения педалей приводит не только к уменьшению угла атаки, но и к непосредственному появлению поперечного момента против вращения. Наоборот, отклонение ручки при педалях по штопору приводит к ускорению вращения, а следовательно, и к невозможности уменьшить угол атаки из-за возрастания центробежных сил.

На некоторых самолетах для вывода из плоского нормального штопора (неперевернутого) рекомендуется ручку отклонять **полностью на себя**. Это объясняется тем, что стабилизатор также создает максимальную подъемную силу на своем критическом угле атаки.

Пусть, например, критический угол атаки стреловидного стабилизатора $\alpha_{кр.ст} = 27^\circ$, стабилизатор может отклоняться вверх на 25° (ручка на себя) и вниз на 15° (ручка от себя), самолет находится в плоском штопоре на угле атаки $\alpha = 50^\circ$. Если здесь летчик отклонит ручку полностью от себя, то угол атаки стабилизатора $\alpha_{ст} = 50^\circ + 15^\circ = 65^\circ$; если же летчик отклонит ручку полностью на себя, то $\alpha_{ст} = 50^\circ - 25^\circ = 25^\circ$. Можно полагать, что при $\alpha_{ст} = 25^\circ$ (ручка на себя) подъемная сила стабилизатора, дающая пикирующий момент на уменьшение угла атаки самолета, будет **больше**, чем при $\alpha_{ст} = 65^\circ$ (ручка от себя). Но при выводе из штопора отклонением ручки на себя летчик должен очень точно уловить тот момент, когда самолет начинает выходить из штопора и когда ручку следует поставить нейтрально.

При даче рулей на вывод из штопора элероны *следует держать нейтрально*. Теоретически отклонение ручки по штопору, т. е. в сторону вращения, способствует созданию полезного внутреннего скольжения и уменьшению скорости вращения. Например, если на правом штопоре отклонить ручку вправо, то левый элерон опустится, а правый поднимется, сопротивление левого полукрыла увеличится, правого уменьшится, что будет способствовать выходу из правого штопора. Но летчик при этом должен очень тонко уловить момент перехода на докритические углы атаки, когда восстанавливается нормальное действие элеронов и когда их следует поставить нейтрально. Отклонение элеронов по штопору (ручку — в сторону вращения) можно рекомендовать только в особых случаях (невыход из штопора при обычных действиях рулями) и в строгом соответствии с Инструкцией по технике пилотирования для данного конкретного самолета.

После прекращения вращения следует поставить педали нейтрально, а ручку задержать в отданном положении, набрать скорость и плавно вывести самолет из пикирования, не допуская спешки и суетливости. Следует помнить, что в штопор можно повторно сорваться и при сравнительно большой скорости, если вывод из пикирования будет резким, с чрезмерно большой перегрузкой.

10. Перевернутый штопор происходит на закритических отрицательных углах атаки и принципиально ничем не отличается от нормального штопора. На самолет при этом действует отрицательная перегрузка $-n_y$, и летчик висит на ремнях. Если

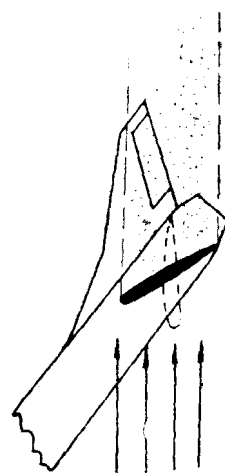


Рис. 10.8: Затенение руля направления при отклонении ручки от себя

привязные ремни подогнаны недостаточно плотно, то это может привести к потере летчиком ручки управления и педалей. Затруднены будут также пространственная ориентировка и определение направления вращения. Поэтому при выводе из перевернутого штопора педали в большинстве случаев рекомендуется ставить **нейтрально**. Кроме того, при полете на отрицательных углах атаки эффективность вертикального оперения достаточно велика, что само по себе (при нейтральных педалях) ликвидирует внешнее скольжение и создает скольжение внутреннее — за счет путевого демпфирующего момента от кия.

Для перехода с закритических отрицательных углов атаки на обычные ручку управления теоретически следует отклонять **на себя**, но на большинстве самолетов достаточно ее поставить **нейтрально**.

Попадание в перевернутый штопор возможно на вертикальных фигурах при потере скорости, когда летчик пытается «исправить» положение резкой отдачей ручки от себя. В перевернутый штопор можно попасть и при выводе из нормального штопора, если летчик дает рули на вывод с лишним запасом, не соразмеряя отклонение рулей с характером штопора. Например, если инструкция рекомендует для вывода из штопора данного вида отдать ручку до нейтрального положения, а летчик отдаст ее резко до отказа, да еще и запоздает с постановкой педалей в нейтральное положение, то перевернутый штопор гарантирован.

11. Вернемся к нормальному штопору. Для старых поршневых самолетов почти всегда рекомендовался изложенный выше стандартный способ вывода из штопора. Для современных самолетов существует довольно большой набор этих способов. По характеру отклонений рулей **способы вывода из штопора можно классифицировать** от «слабого» до «сильного».

При *наиболее «слабом»* способе все рули одновременно ставятся в нейтральное положение.

При *более «сильном»* способе педали отклоняются до отказа против штопора, а ручка ставится в нейтральное положение (одновременно или последовательно).

При *еще более «сильном»* способе педали отклоняются до отказа против штопора, а затем ручка отдается до отказа от себя.

При *самом «сильном»* способе вывода из штопора педали отклоняются до отказа против штопора, а затем ручка отклоняется до отказа от себя и вбок, в сторону штопора.

Существует еще и так называемый *динамический* способ вывода из штопора, заключающийся в раскачке самолета по углу атаки и по углу скольжения периодическими отклонениями ручки и педалей в такт собственным колебаниям самолета. Но этот способ исключительно сложен и требует от летчика мастерства самого высшего класса. Применяется он при летных испытаниях, если опытный самолет никаким другим способом вывода из штопора не поддается. К практической эксплуатации такие самолеты не допускаются.

Как уже было сказано, современные самолеты выводятся из штопора различными способами. Но бывает, что один и тот же самолет может штопорить по-разному и тогда для него инструкция предусматривает различные способы вывода — в зависимости от характера штопора.

Общий принцип здесь такой: *чем равномернее и быстрее вращение на штопоре, тем «сильнее» должен быть способ вывода*. Если самолет равномерно и быстро вращается в одну сторону в положении, близком к плоскому штопору, то следует применить один из самых «сильных» способов вывода. Если же самолет вращается крайне неравномерно, с периодическими остановками и перебросами в противоположный штопор, с поднятием и опусканием носа и т. д., то следует применить «слабый» способ вывода, т. е. поставить все рули нейтрально. Действительно, в последнем

случае трудно угадать, когда отклонять педали против штопора (и в какую сторону) и когда отдавать ручку. Если самолет в какой-то момент времени сам опускает нос и замедляет вращение, а летчик в этот же момент даст ногу «против штопора» и отклонит ручку до отказа от себя, то будет гарантирован переход в перевернутый штопор противоположного направления.

Ввиду большого разнообразия штопоров даже у одного самолета нельзя дать стандартные правила действий на все случаи жизни. Летчик, сообразуясь с обстановкой и теорией, должен сам разумно выбрать наиболее целесообразный способ действий, **из перечисленных в инструкции.**

При непонятном положении, вращении или поведении самолета следует все рули поставить нейтрально, а не отклонять их беспорядочно в разные стороны.

§3. Инерционное вращение

1. **Инерционное вращение самолета** — интенсивное вращение самолета на докритических углах атаки, вызываемое энергичным отклонением рулей и сопровождаемое значительными нормальной и боковой перегрузками, а также нарушением привычной реакции самолета на отклонения рулей.

Инерционное вращение имеет и другие названия: инерционное самовращение, аэроинерционное вращение (или самовращение), инерционная (или аэроинерционная) авторотация и пр.

2. Понятно, что за счет сил инерции никакого вращения получить нельзя, так как в противном случае можно было бы построить вечный двигатель. *Вращение здесь происходит под воздействием обычных аэродинамических моментов, возникающих на больших положительных или отрицательных углах атаки при наличии скольжения* (рис. 10.9). Энергия на вращение черпается, как и на штопоре, из запаса кинетической и потенциальной энергии самолета, т. е. в процессе инерционного вращения происходит уменьшение скорости и высоты. На больших углах атаки и скольжения самолет удерживается за счет центробежных сил вращающихся по окружностям носовых и хвостовых масс длинного фюзеляжа (рис. 10.10).

В процессе вращения массивный киль обычно перебрасывается центробежной силой во внешнюю сторону от оси вращения, и самолет начинает авторотировать в основном на отрицательных углах атаки.

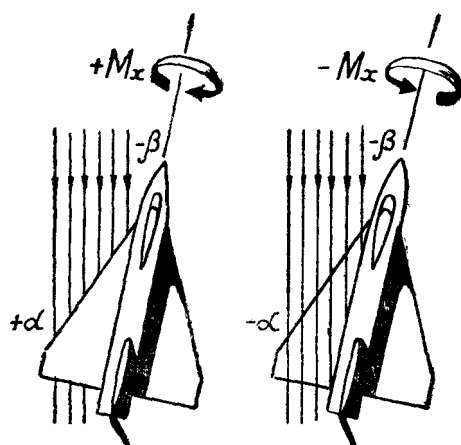


Рис. 10.9: Вращающие моменты при инерционном вращении самолета

В отличие от штопора выход на большие углы атаки и скольжения здесь происходит не за счет взятия ручки на себя и не за счет отклонения педалей, а в результате

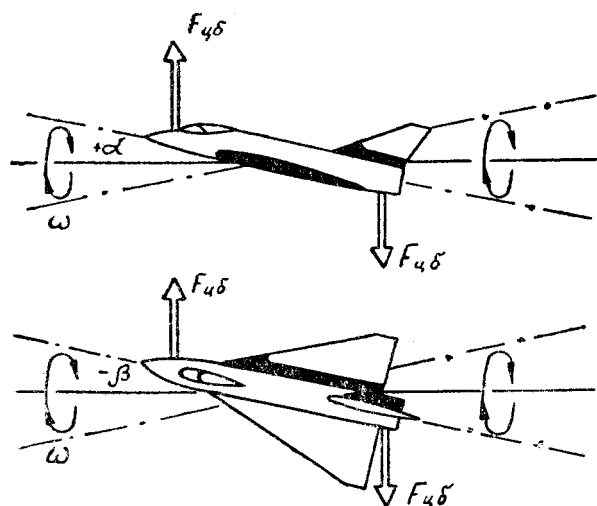


Рис. 10.10: Центробежные силы, удерживающие самолет на больших углах атаки и скольжения при инерционном вращении

быстрого вращения вокруг оси, не совпадающей с продольной осью самолета. При этом центробежные силы масс на концах фюзеляжа стремятся увеличить углы атаки и скольжения. Этим дестабилизирующим инерционным силам противостоят аэродинамические силы, связанные с наличием у самолета продольной и флюгерной устойчивости. При какой-то скорости вращения $\omega_{кр}$ наступает *потеря продольной или флюгерной устойчивости*, самолет выходит на большие α и β и начинается авторотация (инерционное вращение) со все усиливающейся угловой скоростью, доходящей до 360° в секунду.

Характер протекания инерционного вращения почти полностью соответствует обычному или перевернутому штопору. Только все явления выражены более резко вследствие высокой скорости полета и быстрого вращения, так как аэродинамические силы и моменты пропорциональны $V_{и}^2$ а инерционные силы и моменты пропорциональны ω^2 .

Например, при срыве в обычный штопор на скорости 300 км/ч колебания нормальной перегрузки происходят в диапазоне $\pm 1,2$ единицы, а колебания боковой перегрузки — в диапазоне $\pm 0,2$ единицы. Срыв в инерционное вращение может произойти при $M = 0,6 - 0,9$ и при $M > 1,7$ (все цифры — частные примеры), т. е. практически на любой индикаторной скорости, в том числе и на максимально допустимой по скоростному напору. Нормальная перегрузка n_y при этом изменяется в такт колебаниям угла атаки в диапазоне от $+8$ до -6 единиц, а боковая перегрузка n_z — в такт колебаниям угла скольжения в диапазоне от $+2$ до -2 единиц. Если в системе управления рулем направления нет бустера, то нагрузки на педалях достигают величины 1200 Н . Пространственная ориентировка и управление самолетом при таких больших знакопеременных перегрузках чрезвычайно затруднены. Из-за больших переменных углов атаки и скольжения происходит срыв потока в воздухозаборнике и двигатель выключается.

Для прекращения инерционного вращения достаточно все рули поставить *нейтрально*. Правда, в условиях переменных перегрузок это сделать не просто, особенно при плохой подгонке привязных ремней.

В процессе инерционного вращения самолет испытывает большое лобовое сопротивление и постепенно теряет скорость до $350-400 \text{ км/ч}$ («по прибору»), траектория наклоняется вниз, приближаясь к вертикали, и движение переходит в обычный (нормальный или перевернутый) штопор. Но для такого перехода требуется потерять

более 5–6 км высоты.

3. Теперь рассмотрим **практические случаи, при которых может возникнуть инерционное вращение**. Как уже сказано, предварительным условием является быстрое закручивание самолета вокруг оси, не совпадающей с его продольной осью. Естественно, что летчик знает инструкцию и делает это закручивание не специально, а в результате ошибок пилотирования.

Первый пример. Атакую учебную цель, летчик для удобства прицеливания летит со скольжением на левое крыло (ручка влево, правая педаль вперед). Выполнив атаку и уходя под цель, летчик энергично отдает ручку от себя и непроизвольно переводит самолет на отрицательные углы атаки. Но отклоненная вперед правая педаль совместно с отрицательным углом атаки дает мощный кренящий момент влево (на выдвинутое вперед левое полукрыло поток набегаёт сверху — рис. 10.9), что в сумме с отклоненной влево ручкой приводит к неожиданному для летчика быстрому вращению влево с угловой скоростью более 90° в секунду. Психологическая неожиданность здесь возникает потому, что летчик не менял положение педалей и элеронов и «только» отдал ручку от себя, т. е. летчик не предпринимал обычных действий, при которых начинается накренение и вращение. Если после начала неожиданно быстрого накренения (вращения) летчик не поставит немедленно все рули нейтрально, а начнет отклонять их в разные стороны, то могут создаться условия для дальнейшего развития инерционного вращения.

Второй пример. При пилотировании с большой перегрузкой летчик энергично наклоняет самолет влево (ручка влево), а затем при достижении крена 90° (относительно исходного положения) пытается остановить вращение отклонением вперед правой педали. Но самолет неожиданно начинает вращаться влево с еще большей скоростью. Дело в том, что при быстром накренении продольная ось самолета не успевает изменить своего положения в пространстве и угол атаки кинематически уменьшается, переходя в угол скольжения (левым крылом вперед). При крене 90° самолет переходит на отрицательные углы атаки, поток начинает набегать сверху на выдвинутое вперед левое полукрыло и появляется мощный поперечный момент влево. Нажатие на правую педаль или отдача ручки от себя в таком положении только усиливают вращение влево. И в этом случае постановка всех рулей в нейтральное положение приводит к прекращению вращения.

Нетрудно заметить, что все примеры попадания в инерционное вращение связаны с наличием *скольжения*, т. е. с некоординированным пилотированием. Современные самолеты с треугольным крылом срываются в настоящий штопор редко даже при грубых ошибках в технике пилотирования, поэтому у отдельных летчиков появилось некоторое пренебрежение к соблюдению координации отклонения рулей. Однако некоординированный пилотаж может привести на некоторых самолетах к инерционному вращению. При соблюдении координации (шарик в центре) инерционное вращение *не может возникнуть* ни при каких других условиях.

4. **При непонятном поведении самолета** все рули следует ставить *нейтрально* вследствие того, что в некоторых случаях рули могут действовать в *обратную* сторону. Например, на закритических положительных или отрицательных углах ата-

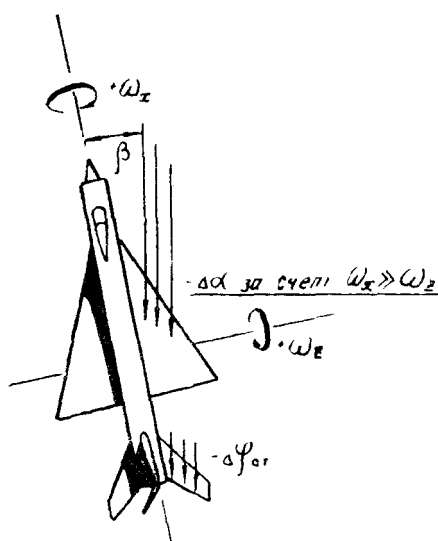


Рис. 10.11: Уменьшение угла атаки крыла за счет накренения самолета при отклонении ручки на себя

ки отклонение ручки *вправо* приводит к накренению самолета *влево*. На отрицательных углах атаки при нажатии на *правую* педаль самолет также может наклоняться *влево* (рис. 10.9). При наличии скольжения отклонение ручки, например, *на себя* может привести не к увеличению, а к *уменьшению* угла атаки и к *накренению* самолета. Если в положении самолета, изображенном на рис. 10.11, летчик возьмет ручку на себя, то воздушный поток будет набегать на верхнюю поверхность правой половины стабилизатора. Отрицательная подъемная сила правой половины стабилизатора будет вращать самолет, во-первых, в сторону кабрирования ($+\omega_z$), и, во-вторых, в сторону правого крена ($+\omega_x$). За счет $+\omega_z$ угол атаки должен увеличиваться, за счет $+\omega_x$ — уменьшаться (так как при накренении поток будет набегать на крыло сверху). Вследствие большой величины момента инерции I_z и малой величины момента инерции I_x самолет наклоняется быстрее, чем под-

нимает нос, и угол атаки при отклонении ручки на себя может уменьшаться.

5. Инерционное вращение не является результатом какого-то недосмотра со стороны конструкторов или ученых. Этим свойством обладают все самолеты-истребители с длинным тяжелым фюзеляжем и короткими легкими крыльями. Особенно склонен к инерционному вращению американский истребитель F-104, на котором произошли десятки катастроф только по этой причине (и сотни катастроф по другим причинам).

Самолет МиГ-21 имеет меньшую склонность к инерционному вращению. Для его развития нужно совершить грубую ошибку в технике пилотирования с перекрещиванием рулей (ручку влево и от себя, правую педаль вперед), а при ускорении накренения начать беспорядочно отклонять рули и один-два раза попасть в такт колебаниям углов атаки и скольжения. Должно также произойти такое сочетание по фазе колебаний α, β и угла поворота относительно оси вращения, чтобы момент M_x был некоторое время направлен в одну сторону и успел раскрутить самолет до критической угловой скорости. Вероятность совпадения всех этих условий невелика, но не равна нулю.

§4. Частичный или полный отказ двигательной установки

1. Критические точки на разбеге. В интересах безопасности полета и для предотвращения ошибок при принятии решения в случае уменьшения тяги на разбеге летчик должен учитывать величины «критической длины пути» и «критической скорости».

Наименьшее расстояние, пройденное самолетом с начала разбега, за пределами которого становится возможным его взлет в случае отказа одного из двигателей, называется **первой критической длиной пути**, а скорость, до которой при этом разгоняется самолет, — **первой критической скоростью** разбега самолета.

На рис. 10.12 кривая $O-A-B-C-D$ дает зависимость между скоростью и проходимым путем при нормальном разбеге. В точке D самолет достигает скорости отрыва и взлетает в пределах ВПП. Кривыми AA_1, BB_1, CC_1 показан темп нарастания ско-

рости при отказе одного из двигателей. Из рисунка видно, что при отказе двигателя в точках A или B самолет не успевает набрать скорость отрыва в пределах ВПП. При отказе двигателя в точке C (и дальше) самолет уже успевает набрать скорость отрыва в пределах ВПП (кривая CC_1 . Точка C соответствует первой критической длине пути L_1 и первой критической скорости V_1 . Если при частичном отказе двигательной установки скорость не возрастает, а также если точка D приходится на конец ВПП, то взлет становится невозможным ни при каких условиях, т. е. первой критической точки не существует.

При отказе двигателя на многодвигательном самолете с разнесенной по крылу силовой установкой летчику придется бороться с тенденцией самолета к развороту, что особенно сложно при наличии бокового ветра. На самолетах с ТВД после срабатывания автомата флюгирования направление разбега выдерживается относительно легко.

Для повышения безопасности большое значение имеет определение предельных значений пройденного пути и скорости на разбеге, при которых еще возможно отказаться от продолжения взлета.

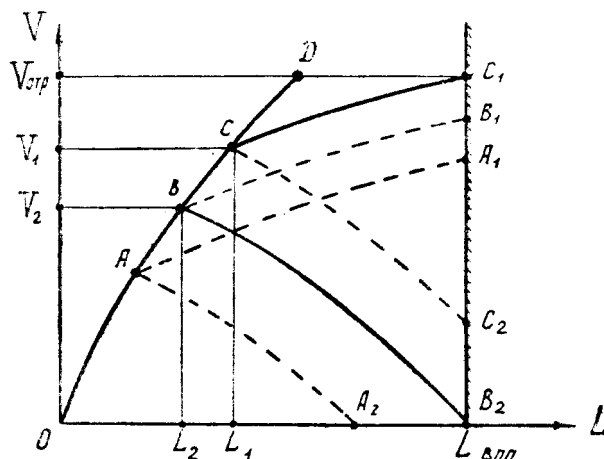


Рис. 10.12: К определению первой и второй критических точек при разбеге

Наибольшее расстояние, пройденное самолетом с начала разбега, за пределами которого еще возможно прекратить взлет и остановить самолет в пределах ВПП без применения специальных аэродромных задерживающих устройств, называется **второй критической длиной пути**, а скорость самолета в момент прекращения взлета — **второй критической скоростью** разбега самолета. Если летчик решил прекратить взлет в точке A , то самолет может быть остановлен в пределах ВПП (точка A_2). Если же торможение начинается в точке C , то остановить самолет в пределах ВПП уже невозможно. На рисунке точка B соответствует второй критической длине пути и второй критической скорости, когда еще можно остановить самолет у самой границы ВПП.

Итак, если самолет на разбеге уже успел пройти расстояние $L > L_1$ и набрать скорость $V > V_1$ (по рис. 10.12), то при отказе одного из двигателей возможно продолжение взлета с отрывом в пределах ВПП (для двухдвигательных самолетов инструкция обычно рекомендует прекращать взлет и в этом случае).

При $L < L_1$ и $V < V_1$ отрыв в пределах ВПП невозможен и взлет следует прекратить; при этом, если $L < L_2$ и $V < V_2$, то последующий пробег уложится в пределы ВПП, а если $L > L_2$ и $V > V_2$ то пробег обязательно закончится за пределами ВПП, на грунте.

Критические длина пути и скорость как в случае прекращения взлета, так и

тогда, когда при отказе одного двигателя продолжается взлет, зависят от веса самолета, температуры и давления воздуха, ветра и состояния ВПП. Следовательно, критические значения пути и скорости необходимо рассчитывать с учетом конкретных стартовых условий взлета. Эти расчеты и графики должны быть выполнены со всей тщательностью и проверены в ходе летных испытаний. Как правило, при расчетах не учитывается возможность повреждения тормозного парашюта, отказа тормозной системы и повреждения пневматиков колес, а также нерешительность летчика при достижении критической скорости. Рядом с ВПП в критических точках можно установить заметные ориентиры.

2. Посадка с неработающими двигателями. Опыт эксплуатации современных самолетов показывает, что они могут совершать посадку с неработающим двигателем (двигателями). Однако в этом случае для нормальной работы управления необходимо сохранение давления в гидросистеме.

Основной особенностью при посадке с неработающим двигателем является возможность осуществления лишь планирующего полета с углом $\Theta \simeq \frac{1}{k}$ (k — аэродинамическое качество).

Максимальное качество и минимальный угол планирования самолет имеет при *наивыгоднейшей* скорости. Однако эта скорость может оказаться недостаточной для выравнивания самолета, так как с момента начала выравнивания скорость начинает быстро падать и ее может нехватить до момента нормального приземления. Поэтому предпосадочное планирование следует производить на скорости, *превышающей наивыгоднейшую*.

Для выполнения управляемого *выравнивания*, когда движение ручки связано с высотой, вертикальной скоростью и ускорением, летчику требуется не менее 3 с (желательно 4–5 с), а так как самолет снижается с вертикальной скоростью до 50 м/с, то выравнивание следует начинать на высоте 150–250 м. Обычно выравнивание разбивают на два этапа: *первое выравнивание* начинается на высоте 150–250 м для уменьшения угла планирования и вертикальной скорости до нормальной величины при обычной посадке, *второе выравнивание* начинается на высоте 10–15 м для уменьшения угла и вертикальной скорости до нуля к высоте 1 м.

Главное при заходе на посадку с неработающим двигателем — это *не уменьшать скорость*. На малой скорости выравнивание невозможно, а увеличить скорость отдачи ручки от себя на высоте менее 400–500 м уже нельзя, так как в дальнейшем пришлось бы выравнивать самолет из более крутого снижения, но для этого может не хватить высоты. Обратимся к рис. 10.13. Пусть высота в точке A равна 150–200 м, а скорость — немного больше посадочной. Удаление линии EFG от самолета определяется максимальной дальностью наклонного или горизонтального полета без тяги до сваливания, т. е. дальше этой границы самолет пролететь не может в любом случае.

Если летчик в точке A энергично отдаст ручку от себя, то самолет пойдет вниз по дуге $ABCD$ минимального радиуса $R_{\min 1}$. Следовательно, ниже этой дуги самолет также оказаться не может. Если летчик будет продолжать лететь по прямой AE , то самолет достигнет скорости сваливания в точке E . Если летчик в точке A отдаст ручку от себя, а затем начнет в точке B выравнивание, то самолет свалится в точке F . Если после отдачи ручки начать выравнивание в точке C по дуге минимального радиуса CG , то к моменту потери скорости самолет как раз достигнет земли и в точке G произойдет удар с некоторой вертикальной скоростью V_y . Последний вариант — самый благоприятный (при заданных начальных условиях в точке A), так как при этом удар произойдет при самой минимальной вертикальной скорости из всех возможных.

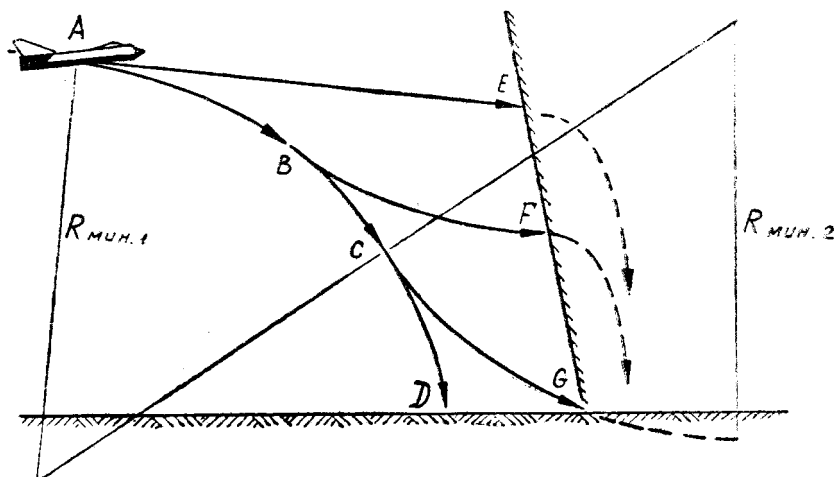


Рис. 10.13: Возможные траектории полета без тяги при недостаточном запасе скорости в точке *EFG* — граница сваливания

В аналогичную ситуацию можно попасть и в том случае, когда летчик сам уберет обороты, не достигнув нормальной высоты выравнивания (например, при расчете с перелетом). Приземление с ударом здесь будет также неизбежным при любых движениях ручкой.

Наибольшие трудности при посадке с неработающими двигателями представляет *расчет*, который рекомендуется выполнять по контрольным точкам. Обычно намечают четыре контрольные точки (рис. 10.14): 1 — над началом ВПП, 2 — напротив начала ВПП на удалении нормального полета по кругу, 3 — в точке начала нормального третьего разворота при полете по кругу (напротив ДПРМ), 4 — после выполнения четвертого разворота (над ДПРМ). По некоторым инструкциям контрольная точка 4 располагается перед четвертым разворотом.

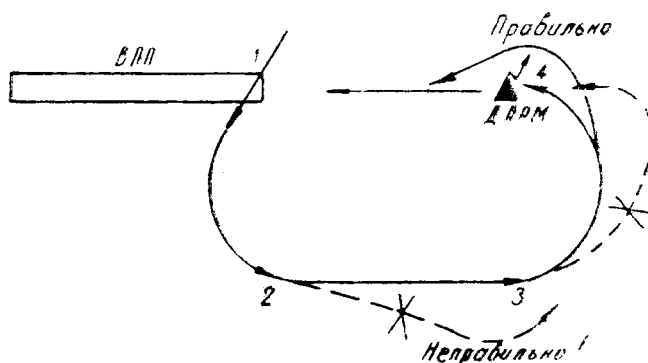


Рис. 10.14: Заход на посадку по контрольным точкам

В соответствии с типом самолета (его аэродинамическим качеством) над каждой контрольной точкой следует проходить на определенной высоте, уточняя отклонения от точки к точке. Исправление расчета производится выпуском шасси, закрылков и тормозных щитков, а также изменением маршрута. Следует иметь в виду, что высота кажется сначала чрезвычайно большой и у летчика появляется желание отвернуть самолет в сторону от аэродрома. Но этого делать ни в коем случае нельзя. Явный излишек высоты следует терять проходом контрольной точки *вперед*, т. е. затягиванием начала соответствующего разворота, но не отворотом.

3. **Полет с несимметричной тягой.** При отказе одного из двигателей на мно-

годвигательном самолете перед летчиком встают следующие вопросы: в каком диапазоне высот и скоростей возможен горизонтальный полет самолета при меньшей располагаемой тяге, каким образом выполнять прямолинейный полет, развороты и посадку при несимметричной тяге, как действовать рулями в момент отказа одного из двигателей.

Анализ проведем на примере самолета, имеющего два ТРД, расположенных на стреловидном крыле. Будем считать, что *отказал левый двигатель*.

При полном отказе одного из двух двигателей располагаемая тяга падает на 50%. В этом случае установившийся полет на сверхзвуковой скорости становится невозможным, т. е. *диапазон скоростей* сразу сокращается в два-три раза. Высота дозвукового потолка при этом уменьшается примерно на 5 км (рис. 10.15). В большинстве случаев при расположении двигателей на крыле, т. е. на большом удалении от продольной оси самолета, полет на одном двигателе с включенным форсажем невозможен из-за большого заворачивающего момента. Выключение форсажа приводит к дальнейшему сокращению *диапазона скоростей* установившегося полета. Попытка летчика лететь горизонтально на большой высоте может привести к потере скорости и срыву. При этом следует учитывать, что ограничение по минимальной скорости несколько увеличивается, так как при несимметричном обтекании срыв наступает несколько раньше. Выполняя полет на малой высоте и скорости, значительно отличающейся от скорости минимального километрового расхода, летчик должен иметь в виду снижение располагаемой по остатку топлива дальности полета.

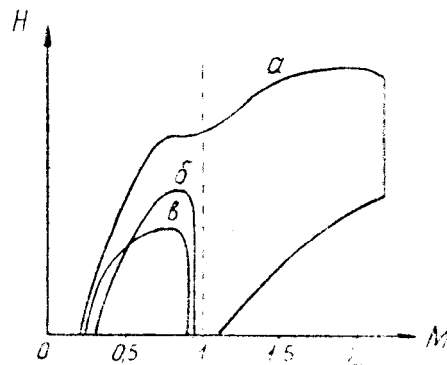


Рис. 10.15: Диапазоны высот и скоростей полета: *а* — на двух двигателях с форсажем, *б* — на одном двигателе с форсажем, *в* — на одном двигателе без форсажа

4. При отказе одного из двигателей **силы и моменты, действующие на самолет, становятся несимметричными** и равновесие самолета нарушается. Если летчик при этом не отреагирует соответствующим отклонением рычагов управления, то дальнейшее движение самолета будет проходить по какой-то пространственной криволинейной траектории.

В любом случае при восстановлении *бокового равновесия* самолета справедливы равенства:

1. $m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^{\delta_\omega} \delta_\omega = m_y(P)$;
2. $m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_\omega} \delta_\omega + m_x^{\delta_n} \delta_n = 0$;
3. $C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_n} \delta_n + \frac{G}{S q} \sin \gamma = 0$.

В эти уравнения входят четыре свободных параметра, которыми может управлять летчик: β , γ , δ_n , δ_ω . Задав один из них, можно затем найти необходимую величину трех остальных параметров. Графическим отражением приведенной системы уравнений является рис. 10.16.

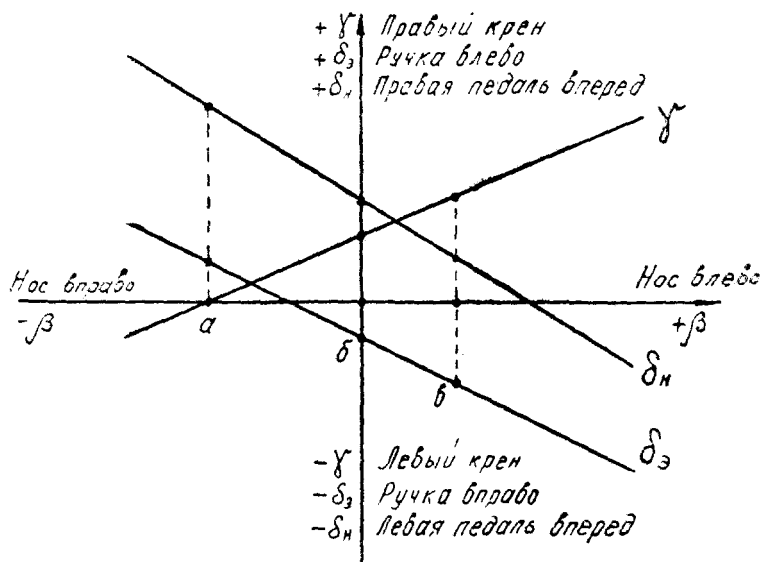


Рис. 10.16: Балансировочные диаграммы самолета с отказавшим левым двигателем

Балансировка самолета в прямолинейном полете с несимметричной тягой достигается тремя основными способами пилотирования.

а) Полет без крена, со скольжением в сторону отказавшего двигателя (рис. 10.17). Равновесие боковых сил и моментов здесь достигается следующим образом. Путьевой момент $+M_y$ от несимметрии тяги уравнивается противоположным моментом пары сил $-Z_n$ и $+Z_{\beta}$, для чего следует нажать на правую педаль и лететь со скольжением на левое крыло. Но эта же пара сил даст поперечный момент $+M_x$, в нашем примере кренящий самолет вправо. Уравнивается этот момент противоположным моментом пары сил $+\Delta Y_{\varepsilon}$ (на элеронах), для чего следует отклонить ручку влево.

(Заметим, что вопросы равновесия и балансировки удобнее рассматривать в связанных осях самолета x_1, y_1, z_1 , что и сделано на рис. 10.17–10.19).

Такой метод пилотирования следует применять только в некоторых случаях, когда по каким-либо особым причинам требуется лететь обязательно без крена. Руль направления при этом приходится отклонять почти до отказа, что затруднительно, а в сочетании с углом скольжения приводит к увеличению лобового сопротивления и перерасходу топлива.

Несмотря на то, что полет происходит со скольжением, шарик «указателя скольжения» находится в центре, так как сумма боковых аэродинамических сил вдоль оси z_1 равна нулю.

б) Полет без скольжения, с креном в сторону работающего двигателя (рис. 10.18). Путьевой заворачивающий момент $+M_y$ от несимметрии тяги уравнивается противоположным моментом силы $-Z_n$, для чего следует нажать на правую педаль. Но чтобы под действием силы $-Z_n$ самолет не искривлял траекторию влево, нужно создать правый крен и уравновесить указанную силу составляющей веса $+G \sin \gamma$. Сила $-Z_n$ при высоком расположении руля направления даст в нашем примере левый кренящий момент $-M_x$, для парирования которого ручку следует отклонить вправо.

По балансировочным кривым на рис. 10.16 видно, что по сравнению с первым случаем здесь требуются меньшие отклонения элеронов и руля направления. Кроме того, отсутствие скольжения приводит к уменьшению лобового сопротивления самолета и километрового расхода топлива.

Отметим, что при полете без скольжения шарик будет отклонен вправо, так как

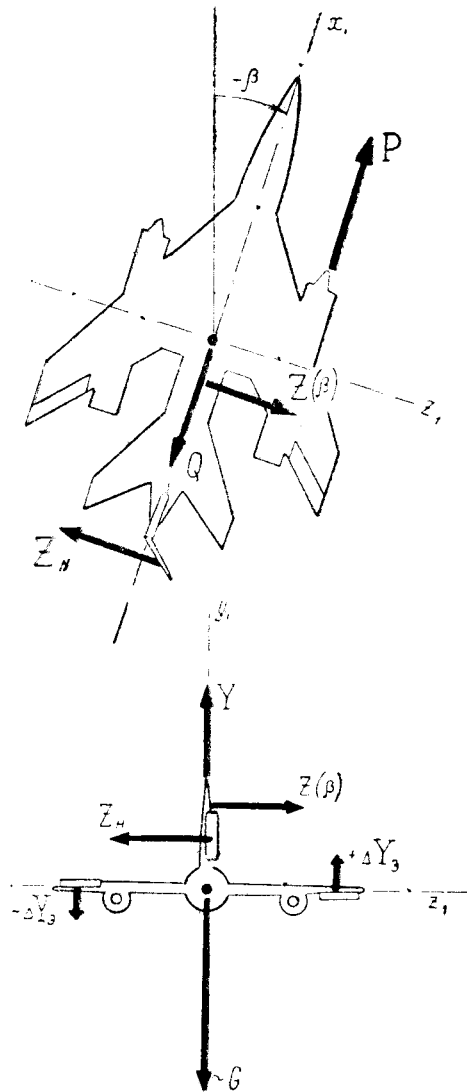


Рис. 10.17: Равновесие сил и моментов при полете с несимметричной тягой без крена

имеется **аэродинамически** неуравновешенная сила $-Z_{\text{н}}$.

в) Полет с креном и скольжением в сторону работающего двигателя (рис. 10.19). В этом случае *путевой* заворачивающий момент $+M_y$ полностью или частично уравновешивается противоположным моментом силы $-Z_{\beta}$. Если этого недостаточно, то нажимам на *правую педаль* создается сила $-Z_{\text{н}}$, помогающая удерживать самолет от разворота влево. Однако силы $-Z_{\beta}$ и $-Z_{\text{н}}$ стремятся наклонить самолет влево, что парируется отклонением *ручки вправо*. Кроме того, силы $-Z_{\beta}$ и $-Z_{\text{н}}$ должны быть уравновешены противоположной силой $+G \sin \gamma$, для чего полет производится с большим *правым креном*.

Достоинство такого метода пилотирования состоит в относительно малых потребных отклонениях рулей. При достаточно большом скольжении в сторону работающего двигателя возможна *путевая* балансировка даже при нейтральном положении руля направления. Но при этом увеличиваются крен и потребное отклонение элеронов. Метод целесообразно применять при отсутствии бустера в системе руля направления.

5. Маневрирование при отказе одного из двигателей. При отказе одного из двигателей маневренные возможности самолета резко уменьшаются, так как запас тяги сокращается в гораздо большей степени, чем сама тяга. Например, на самолете

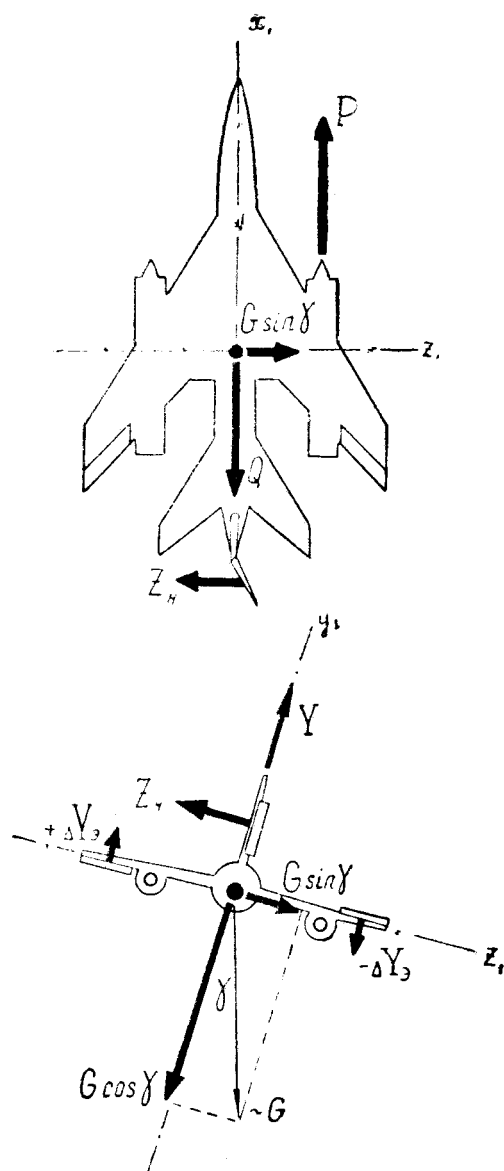


Рис. 10.18: Равновесие сил и моментов при полете с несимметричной тягой без скольжения

имеются два двигателя с тягой по $30\,000\text{ H}$, а лобовое сопротивление составляет $25\,000\text{ H}$; запас тяги в этом случае равен $35\,000\text{ H}$. При отказе одного двигателя тяга упадет в два раза; запас тяги станет равным $5\,000\text{ H}$, т. е. его величина упадет в семь раз. Как известно, допустимые крен и перегрузка при разворотах зависят от запаса избыточной тяги. Если запас тяги равен нулю, то возможен только прямолинейный полет и всякое наклонение самолета с целью выполнить разворот немедленно приводит к потере скорости или высоты. Кроме того, при полете с несимметричной тягой уменьшается запас хода рулей на маневрирование, так как рули частично отклонены для балансировки самолета.

При разворотах угол крена следует отсчитывать не от горизонта, а *от исходного положения* до разворота. Например, если самолет летел на одном правом двигателе с правым креном 5° и если по запасу тяги допускается разворот с креном до 30° , то в нашем примере разворот вправо можно выполнять с креном до 35° , а влево — до 25° . Следовательно, развороты в сторону работающего двигателя можно выполнять с несколько большим креном и они менее опасны, так как скольжение при несим-

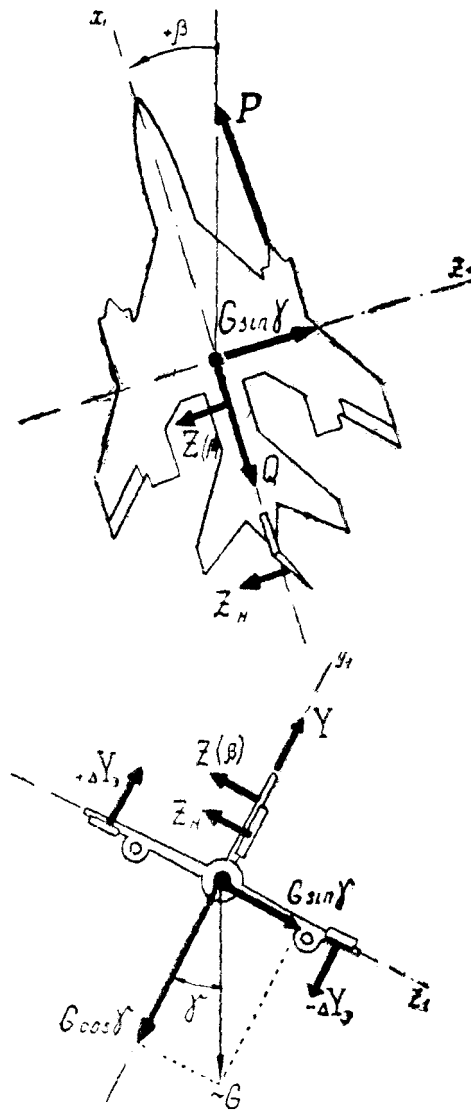


Рис. 10.19: Равновесие сил и моментов при полете с несимметричной тягой, с креном и скольжением в сторону работающего двигателя

метричной тяге выполняется обычно в сторону работающего двигателя, а внутреннее скольжение на разворотах уменьшает вероятность срыва в штопор. Шарик указателя скольжения на разворотах следует удерживать не в центре, а в том положении, которое он занимал в прямолинейном полете до разворота.

В процессе маневрирования следует избегать попадания на второй режим полета. При уменьшении скорости ниже наименьшей лобовое сопротивление самолета увеличивается и тяги оставшихся исправных двигателей может не хватить для продолжения горизонтального установившегося полета. В этом случае следует перевести самолет на снижение и набрать скорость первого режима. Некоторые летчики ошибочно считают, что на меньшей скорости всегда меньше и необходимая для полета тяга. При отказе двигателя эти летчики допускают потерю скорости и попадают в безвыходное положение. Если в горизонтальном полете двигатели «не тянут», то следует перевести самолет на снижение и принимать решение, но не допускать уменьшения скорости.

Особенно опасен выход на второй режим на малой высоте (при полете по кругу),

когда нет никаких резервов для увеличения скорости, поэтому не следует спешить с выпуском шасси и закрылков.

В некоторые моменты полета, особенно при заходе на посадку, летчик вынужден работать РУД. При полете с несимметричной тягой вместе с изменением оборотов летчик должен согласованно уменьшать или увеличивать углы крена и скольжения, иначе самолет будет уводить в сторону, что может привести к невыходу на посадочную полосу, а уход на второй круг на неисправном самолете крайне нежелателен.

6. Поведение самолета в момент отказа одного из двигателей. При достаточной тяге работающих двигателей прямолинейный полет, развороты и посадка обычно затруднений не вызывают. Наиболее сложным и опасным моментом является **момент внезапного отказа двигателя**. При появлении несимметричной тяги самолет **начинает разворачиваться** в сторону отказавшего двигателя с угловым ускорением $\dot{\omega}_y$, которое вначале пропорционально заворачивающему моменту $M_y(P)$ и обратно пропорционально моменту инерции I_y ; при этом угловая скорость разворота ω_y будет пропорциональна времени t , а угол скольжения β пропорционален t^2 .

Устойчивый в поперечном отношении самолет при появлении угла скольжения β **начнет крениться** с угловым ускорением $\dot{\omega}_x$, пропорциональным поперечному моменту $M_x = M_x^\beta \beta$ и обратно пропорциональным моменту инерции I_x (вспомним, что сам угол β пропорционален t^2); при этом угловая скорость накренения ω_x будет пропорциональна t^3 , а угол крена γ пропорционален t^4 .

Заметим, что в таком темпе крен нарастает только в первые секунды после отказа двигателя. В дальнейшем некоторые аэродинамические (статические и демпфирующие) моменты замедляют угловое ускорение $\dot{\omega}_x$, но для безопасности полета важен именно первый момент.

При отказе двигателя *крен нарастает тем быстрее, чем больше степень поперечной статической устойчивости самолета M_x^β* . Особенно большой поперечной устойчивостью обладают самолеты со стреловидными или треугольными крыльями на больших углах атаки. На таких самолетах отказ двигателя наиболее опасен на взлете или при выполнении энергичного маневра с большой перегрузкой.

Крен нарастает быстрее при увеличении заворачивающего момента $M_y(P)$, т. е. при увеличении тяги или при расположении двигателей на большом удалении от продольной оси самолета. Следовательно, наиболее опасным является полет с максимальной тягой или на форсаже, что имеет место на взлете и при маневрировании. Сочетание стреловидного крыла (большой поперечной устойчивости) и расположенных на этом крыле мощных двигателей весьма неблагоприятно. На таких самолетах обычно не рекомендуется производить взлет на полном форсажном режиме, тем более, что отказ в работе форсажной камеры является более вероятным случаем по сравнению с общим отказом двигателя. Кроме того, отказ форсажной камеры происходит почти мгновенно, а при общем отказе двигателя, работающего на максимальном режиме, тяга чаще падает более плавно, что позволяет летчику своевременно справиться с произвольным скольжением и креном при меньших отклонениях рулей.

Отказ двигателя в процессе взлета опасен не только указанными выше факторами и близостью земли, но и тем, что *эффективность рулей на малой скорости еще недостаточна*.

Особое внимание следует обратить на то, что при появлении несимметричной тяги крен самолета вначале нарастает примерно пропорционально четвертой степени времени. Например, если за первую секунду самолет наклонится на 1° , то через две секунды крен будет равен 16° , через три секунды — 81° и т. д. Таким образом, малейшее запаздывание реакции летчика при отказе двигателя приводит к появлению большого крена и даже к полному переворачиванию самолета на спину. Самолет вначале как бы нехотя наклоняется (этот период длится до 2 с), а затем резко пе-

реворачивается, поэтому на самолетах, обладающих таким неприятным свойством, устанавливается автоматическое устройство, которое быстро реагирует на появление несимметричной тяги, отклоняя рули в соответствующую сторону и на необходимую величину.

На самолетах, у которых двигатели расположены близко к продольной оси (в корне крыла, в фюзеляже, на хвосте), все проблемы, связанные с устойчивостью, балансировкой и управляемостью при отказе одного из двигателей, полностью снимаются. При расположении на крыле не двух мощных, а четырех (и более) сравнительно слабых двигателей отказ одного из них также не ставит перед летчиком сложных проблем, особенно, если крыло не стреловидное, а прямое.

§5. Отрицательная тяга ТВД

1. **Турбовинтовой двигатель** имеет способность при определенных условиях работы создавать *отрицательную тягу*, внезапное возникновение которой в полете может привести к тяжелым последствиям.

Для того чтобы не допустить самопроизвольного возникновения отрицательной тяги, в регуляторах ТВД и воздушных винтов имеются специальные автоматические устройства, но они не могут быть абсолютно надежными.

Отрицательная тяга возникает, когда лопасти винта переходят на отрицательные углы атаки, что возможно в трех случаях:

- при уменьшении оборотов (без изменения скорости полета и угла установки лопастей);
- при уменьшении угла установки лопастей (без изменения скорости полета и оборотов);
- при увеличении скорости полета (без изменения оборотов и угла установки лопастей).

На рис. 10-20 показана работа элемента лопасти винта в различных условиях; V — скорость полета самолета, $u = \omega r$ — окружная скорость элемента лопасти, W — суммарная скорость элемента лопасти в воздухе.

Наиболее опасно внезапное возникновение отрицательной тяги при отказе в полете одного из двигателей, когда регуляторы, стремясь сохранить постоянные обороты винта, уменьшают угол установки лопастей. Отрицательная тяга вращающегося винта неработающего двигателя, во-первых, «съедает» значительную часть мощности работающих двигателей и, во-вторых, затрудняет пилотирование вследствие нарушения путевого, а затем и поперечного равновесия самолета.

2. *Появление отрицательной тяги* возможно на любой силовой установке при использовании в качестве движителя воздушного винта. Однако ТВД может создавать отрицательную тягу в несколько десятков раз большую, чем поршневой двигатель. Это объясняется, во-первых, различием в диапазонах возможного изменения углов установки лопастей винтов и, во-вторых, разным внутренним сопротивлением вращению ротора ТВД или коленвала поршневого двигателя.

На поршневом двигателе минимальный угол установки лопастей ограничен величиной $19-20^\circ$, а при снижении мощности обороты винта не могут возрасти из-за большого «насосного» сопротивления вращению поршневой группы, что и обеспечивает сравнительно небольшую отрицательную тягу при переходе винта на режим авторотации.

У ТВД в целях облегчения запуска угол установки лопастей винта может уменьшаться до нуля, и если это случится в полете вследствие неисправности в системе регулирования, то образуется большая отрицательная тяга. Заметим, что под действием аэродинамических и инерционных сил лопасти винта сами по себе стремятся

перейти на неблагоприятный минимальный угол установки и только регулятор оборотов с помощью давления масла, подаваемого во втулку винта, удерживает лопасти в заданном положении.

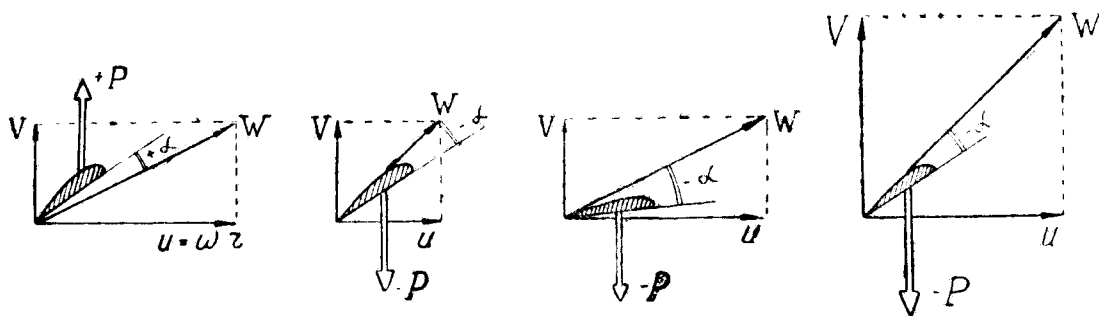


Рис. 10.20: Работа элемента лопасти винта: в нормальных условиях, при уменьшении оборотов, уменьшении угла установки, увеличении скорости полета

Кроме того, при уменьшении мощности обороты винта у ТВД могут оставаться постоянными и даже возрасть (за счет энергии набегающего потока воздуха), так как внутреннее сопротивление вращению ротора незначительно.

В результате перечисленных причин лопасть винта ТВД может занять положение относительно треугольника скоростей, изображенное на рис. 10.21,а. Здесь суммарная скорость лопасти W значительно больше скорости полета V и, следовательно, отрицательная тяга $-P$ вращающегося винта может быть гораздо больше лобового сопротивления Q остановленного винта с лопастями, поставленными поперек потока (рис. 10.21, б). При постановке лопастей по потоку (во флюгерное положение) лобовое сопротивление винта уменьшается еще в десятки раз.

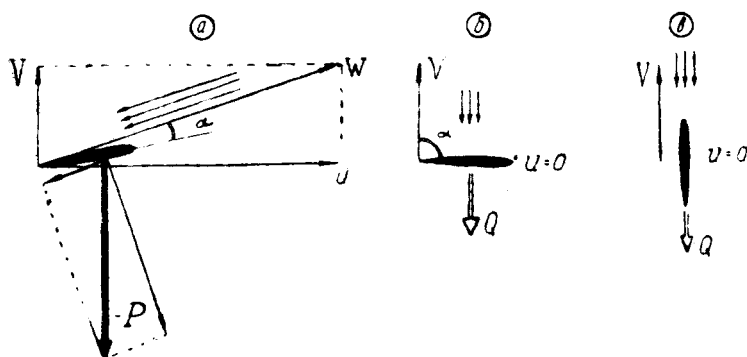


Рис. 10.21: Силы, создаваемые вращающимся и невращающимся винтами

Таким образом, отрицательная тяга ТВД не есть простое лобовое сопротивление лопастей винта. Она может в десятки раз превосходить сопротивление и даже быть больше положительной тяги при полной мощности двигателя.

3. *Отрицательная тяга* ТВД, возникшая в полете, приводит к появлению неуравновешенных сил и моментов. При отказе одного из двигателей *путевое равновесие нарушается*, самолет разворачивается в сторону отказавшего двигателя и появляется скольжение на противоположное крыло. В результате скольжения, а также прекращения обдува крыла потоком от винта отказавшего двигателя *появляется мощный поперечный момент M_x* , кренящий самолет в сторону отказавшего двигателя. Чем выше был режим работы ТВД, тем энергичнее будет возрасть крен.

Особенно опасно появление крена в результате возникновения отрицательной тяги на малой скорости полета — на взлете. В горизонтальном полете будут происхо-

дить качественно те же явления, но в ослабленном виде.

4. **Однако отказ ТВД на взлете совершенно неопасен** при надежной работе системы автоматического флюгирования воздушного винта. На рис. 10.22 сплошной линией показано изменение во времени тяги ТВД (в процентах от максимальной) при отказе двигателя на взлете и срабатывании системы автоматического флюгирования. Из рисунка видно, что величина отрицательной тяги при этом невелика, так как автофлюгер не позволяет лопастям винта облегчиться до положения промежуточного упора, а быстро затяжеляет винт и переводит лопасти во флюгерное положение, т. е. на угол установки 90° .

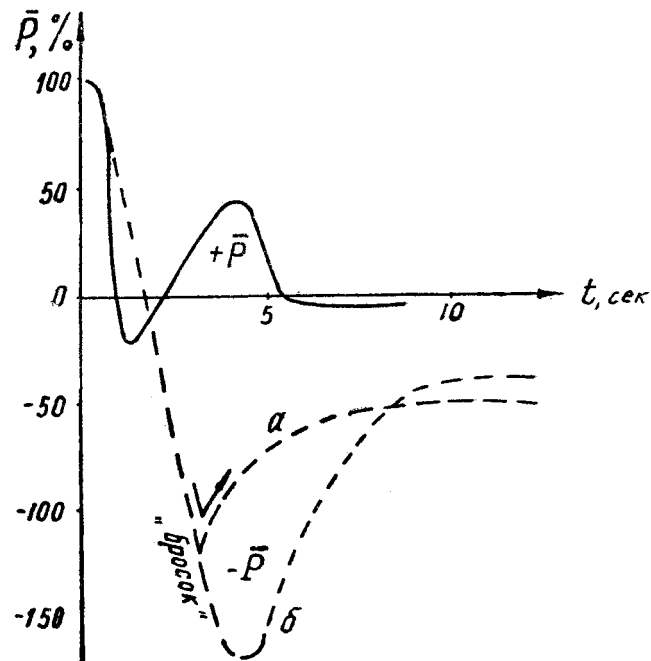


Рис. 10.22: Изменение по времени тяги ТВД после его отказа. Сплошная линия — с автофлюгером. Пунктир — без автофлюгера (*а* — при постановке лопастей на промежуточный упор, *б* — при постановке лопастей на минимальный угол)

В процессе флюгирования в определенный момент создается некоторая положительная тяга. Это происходит потому, что переходящий во флюгерное положение винт, используя кинетическую энергию вращения, некоторое время работает на положительных углах атаки. В дальнейшем обороты резко падают почти до нуля и винт с лопастями во флюгерном положении создает лишь незначительное сопротивление. *Быстрота срабатывания* системы автоматического флюгирования подбирается таким образом, чтобы при отказе одного ТВД на взлете, даже если летчик не сразу вмешивается в управление самолетом, крен в сторону отказавшего ТВД не превысил бы 30° за 5 с. Практически летчик вмешивается в управление значительно раньше и величина крена получается намного меньше. Таким образом, система автоматического флюгирования лопастей воздушного винта ТВД надежно предохраняет силовую установку и самолет от выхода на опасный режим.

5. На рис. 10.22 пунктирными линиями показан характер изменения тяги отказавшего ТВД, по времени при отсутствии (или отказе) автофлюгера. Здесь после отказа двигателя регулятор, стремясь сохранить заданные обороты, быстро уменьшает угол установки лопастей, и в момент перехода лопастей на отрицательные углы атаки резко («броском») возрастает отрицательная тяга (кривая *б*). Если лопасти становятся на включенный промежуточный упор, то бросок отрицательной

тяги будет меньше (кривая *a*).

В дальнейшем, с переходом винта на устойчивую авторотацию при зафиксированных лопастях (на минимальном или промежуточном упорах) и снижении оборотов, величина отрицательной тяги уменьшается. При этом обороты авторотации и отрицательная тяга будут меньше, если винт отказавшего ТВД с промежуточного упора снять (см. кривые *a* и *б* после 8-й секунды).

6. **На самолете с четырьмя ТВД** следует избегать в полете положения, когда два двигателя (например, средние) дают положительную тягу, а два двигателя — отрицательную. В практике такое явление возможно, если при планировании на посадку поставить рычаги управления крайними двигателями на *проходную защелку*, а средними работать для уточнения расчета. При этом значительно ухудшаются условия обдува крыла и хвостового оперения самолета, что может привести даже к некоторому нарушению управляемости.

§6. Отказ бустеров и автоматических устройств в системе управления

1. **В системе управления самолетом** применяются две схемы включения гидроусилителей (бустеров): обратимая и необратимая (рис. 10.23).

В обратимой схеме большая часть нагрузки от шарнирного момента руля преодолевается гидроусилителем и только до 10% нагрузки передается летчику через «обратимую тягу» для обеспечения чувства управления. На больших скоростях управление становится тяжелым, на малых — легким. Если отключить гидроусилитель, управление станет обычным, т. е. как на самолетах без бустеров. В настоящее время обратимая схема применяется редко.

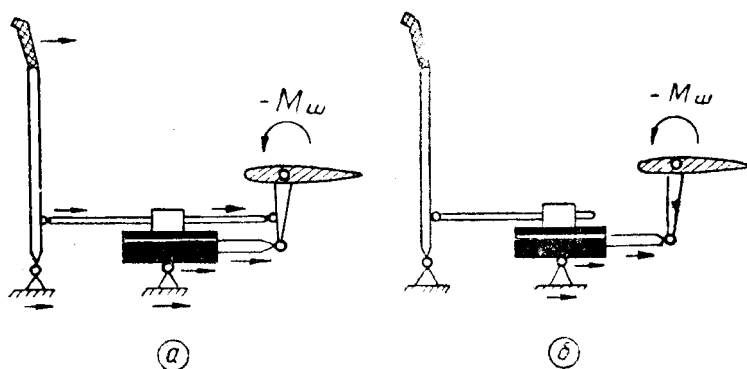


Рис. 10.23: Включение гидроусилителя по обратимой (*a*) и необратимой (*б*) схемам; стрелками показан поток усилий от шарнирного момента руля

2. **В необратимой** схеме управления *гидроусилитель* полностью воспринимает все усилия, идущие от руля, т. е. здесь отсутствует передача шарнирного момента на ручку управления. Чувство управления здесь создается искусственно, с помощью *загрузочного механизма*. В этих целях могут использоваться простые пружины с линейной зависимостью усилия на ручке от ее отклонения. При данной конструкции будут создаваться одинаковые усилия как при больших, так и при малых скоростях полета, поэтому на больших скоростях легко могут быть получены опасная перегрузка или быстрое накренивание.

В комбинации с пружинами применяются *грузы*, предназначенные для создания дополнительных усилий на ручке при создании перегрузки.

У самолетов с управляемым стабилизатором система управления всегда неотъемлемая. Шарнирные моменты, создаваемые управляемым стабилизатором, настолько велики и необычны для летчика по направлению, что ручное управление при отказе гидроусилителя все равно невозможно.

Обеспечение надежности управления здесь идет по пути *дублирования* как отдельных агрегатов (двухкамерные, резервные гидроусилители), так и полностью систем. В последнем случае могут быть двойные и тройные гидросистемы, дополнительные автономные (электрические) системы и др.

Летчик должен помнить, что *скорость перекладки рулей* при управлении с помощью аварийной системы значительно меньше, чем при работе основной системы. В практике наиболее часто делают располагаемую скорость перекладки руля высоты равной 50 град/с . В условиях умеренной болтанки во время горизонтального полета скорость перекладки рулей обычно не превышает $6\text{--}8 \text{ град/с}$. При плавном пилотировании можно выполнить поворот, петлю Нестерова и некоторые другие фигуры при скоростях перекладки рулей до $10\text{--}16 \text{ град/с}$. Однако для гарантии выполнения энергичного пилотажа скорость перекладки рулей должна быть значительно больше.

С увеличением размеров самолета требуемые скорости перекладки рулей уменьшаются. Так, для самолета с массой свыше 200 т считается достаточной скорость перекладки руля высоты и элеронов $22\text{--}23 \text{ град/с}$.

Дублирующие аварийные системы должны обеспечивать достаточную скорость перекладки стабилизатора и элеронов, хотя она становится в несколько раз меньшей, чем при работе от основных систем. При этом можно продолжать горизонтальный полет и производить посадку. Реакция самолета на отклонение ручки становится относительно вялой, т. е. самолет с большим запаздыванием ходит за ручкой. У летчика создается впечатление большого расхода рулей, а в отдельных случаях — даже отказа управления.

Посадку при включении аварийной дублирующей системы лучше производить с прямой. В спокойной атмосфере опытный летчик может посадить самолет при располагаемой скорости перекладки элеронов и стабилизатора, равной примерно $6\text{--}8 \text{ град/с}$. Полет при аварийном электрическом управлении стабилизатором требует от летного состава дополнительных навыков.

3. Автомат регулирования усилий (АРУ) служит для имитации естественных усилий на ручке управления при помощи загрузочных пружин, натяжение которых регулируется в зависимости от скорости и высоты полета.

В связи с *неисправностями* АРУ возможны следующие типичные случаи пилотирования (на примере самолета МиГ-21):

а) Механизм АРУ заело на «большом плече». В этом случае безопасность полета полностью сохраняется до приборной скорости 750 км/ч и на высоте свыше $7,5 \text{ км}$. Если летчик на «большом плече» АРУ, не заметив неисправности, превысит скорость 750 км/ч или на сверхзвуке снизится ниже $7,5 \text{ км}$, то возможно (но не обязательно) появление продольной раскачки самолета вследствие чрезмерной эффективности управления. Например, на приборной скорости 1000 км/ч усилием на ручке, равным 5 Н , можно отклонить стабилизатор на 2° , а это даст перегрузку $n_y = 8$.

Источником раскачки является сам летчик. При неподвижной ручке раскачка немедленно прекращается на любой скорости. При аккуратном пилотировании (без размашистых движений ручкой) на «большом плече» можно летать без всякой раскачки во всем диапазоне высот и скоростей полета самолета (вплоть до приборной скорости 1200 км/ч).

б) Если механизм АРУ заело на «среднем плече», то можно безопасно летать во всем диапазоне высот и скоростей, но при некотором уменьшении маневренных возможностей самолета на малых скоростях и больших высотах.

в) *Механизм АРУ заело на «малом плече»*. В этом случае также можно безопасно летать во всем диапазоне высот и скоростей, но при значительном уменьшении маневренных возможностей самолета и увеличении продольной нагрузки на ручке управления. При посадке следует учитывать, что стабилизатор отклоняется в два раза меньше, а нагрузка на ручке увеличивается против обычной почти в четыре раза, поэтому профиль посадки должен быть плавным. Не следует допускать такого подхода к земле, при котором пришлось бы брать ручку на себя большим и быстрым движением. Самолет здесь может не отреагировать, так как стабилизатор отклоняется мало. В процессе всего полета «на малом плече» следует пользоваться триммером, снимая нагрузки с ручки управления вплоть до начала выравнивания. Посадку рекомендуется производить без помощи триммера, хотя при этом летчику приходится тянуть ручку с большей силой.

Аналогичные замечания можно сделать и для случаев отказа других автоматов регулирования управления (АРЗ и пр.).

4. Если произошла **самопроизвольная перекладка механизма триммерного эффекта** на «малом плече», то для удержания ручки в нейтральном положении летчик должен прикладывать к ручке постоянное усилие от $+100\text{ Н}$ (толкать) до -220 Н (тянуть). Рекомендуется немедленно уменьшить скорость и перевести ручную АРУ на «большое плечо». В данном случае для удержания ручки в нейтральном положении усилие нужно меньше: от $+28$ до -60 Н .

Самопроизвольную перекладку триммера в прямолинейном полете летчик обычно вовремя обнаруживает и действует затем правильно. Если такая неисправность возникает при маневрировании (особенно, когда триммер перекалывается в положение «на себя»), то дело может закончиться срывом в штопор, так как летчик пилотирует не по отклонениям рулей, а по усилиям на рычагах управления.

5. На некоторых самолетах **система продольного управления** включает в себя и *переставной стабилизатор, и руль высоты*. Привод стабилизатора может отказать, тогда стабилизатор перекалывается в крайнее положение и на самолет действует повышенный пикирующий или кабрирующий момент.

При уводе стабилизатора на пикирование отклонения руля высоты (ручка на себя) обычно хватает для балансировки самолета во всем диапазоне скоростей полета, так как руль отклоняется вверх на больший угол, чем вниз. *При уводе стабилизатора на кабрирование* ручку обычно приходится отдавать от себя полностью, но и этого бывает недостаточно для балансировки самолета, который стремится задрать нос и потерять скорость. В этом случае летчик регулирует угол тангажа увеличением и уменьшением крена и постепенно уменьшает скорость. Начиная с некоторой малой скорости, отклонения руля высоты уже достаточно для полной продольной балансировки самолета и выполнения посадки.

6. На современном самолете в систему управления может включаться довольно много и других устройств: автопилоты, автоматы устойчивости, демпферы и т. д. Отказ этих устройств может приводить к отклонениям рулей в крайнее положение, к вождению или подергиванию рычагов управления. В случае неисправности некоторого устройства его следует выключить, учитывая при дальнейшем пилотировании характер изменения динамических свойств самолета. Обычно при этом инструкция рекомендует снизить скорость и следовать на аэродром посадки.

§7. Полет при отказе части пилотажно-навигационных приборов

1. **Принцип действия ряда пилотажно-навигационных приборов** таков, что некоторые из них выполняют одинаковые или сходные функции.

Высотомером, например, можно пользоваться не только для определения высоты полета, но и для выдерживания режима горизонтального полета или примерного определения вертикальной скорости снижения и подъема.

По *указателю скорости* можно выдерживать режим горизонтального полета, подъема и снижения.

Компас, особенно гироскопический, служит не только для отсчета или выдерживания курса. С его помощью можно определить направление и угловую скорость разворота самолета — как по указателю поворота.

Следовательно, в случае отказа одного прибора контроль режима полета можно осуществлять по оставшимся. Для безопасности полета по приборам летчик должен знать их взаимозаменяемость и особенности контроля полета при отказе одного или нескольких приборов.

2. **От приемника воздушного давления** (ПВД) работают указатели скорости (УС, КУС), числа M , барометрический высотомер (ВД), вариометр (ВАР) и ряд других приборов. Указатели скорости и числа M связаны со статической системой и системой полного давления, барометрический высотомер и вариометр — только со статической системой. На многих самолетах имеется *аварийная система* питания барометрических приборов, что повышает их надежность. При этом летчик должен помнить, что *аэродинамические поправки* приборов, питающихся от аварийной системы, имеют другую величину. Поэтому в момент переключения показания приборов изменяются скачком, что не следует принимать за изменение режима полета самолета.

От электросети питаются авиагоризонт, указатель поворота, указатель оборотов двигателя, радиовысотомер, дистанционный компас и другие приборы. **Независимо** работают обычный магнитный компас и указатель скольжения (шарик).

3. **В случае отказа указателя скорости** из-за неисправности проводки полного давления от ПВД контроль скорости полета можно производить с помощью других приборов, имеющихся на самолете, причем основным дублирующим прибором здесь является указатель оборотов (для ТВД — указатель положения рычага топлива).

По *высотомеру и вариометру* летчик выдерживает постоянную высоту и угол наклона траектории, по *авиагоризонту* — угол тангажа и, следовательно, угол атаки. В этом случае скорость полета будет связана только с *оборотами двигателя*. В крайнем случае для выдерживания скорости достаточно только двух приборов: указателя оборотов и авиагоризонта, или указателя оборотов и вариометра, или указателя оборотов и высотомера. При видимости естественного горизонта можно обойтись и одним указателем оборотов, если летчик помнит и может установить на глаз заданный угол тангажа.

4. **В случае отказа барометрического высотомера** естественно воспользоваться *радиовысотомером*, учитывая то обстоятельство, что он показывает абсолютную высоту над пролетаемой местностью. Изменение радиовысоты может говорить как об изменении наклона траектории полета самолета, так и о наклоне рельефа земли. Для уточнения этого вопроса можно воспользоваться вариометром (но обычно он отказывает вместе с высотомером) или указателем высоты и перепада давления в кабине.

5. **В случае отказа указателя числа M** можно воспользоваться тонкой стрелкой *указателя скорости*, имея в виду, что скорость звука (т. е. скорость полета при

$M = 1$) изменяется в стандартных условиях от 1230 км/ч у земли до 1060 км/ч на высоте 11 км.

6. В случае отказа авиагоризонта полет вне видимости земли можно продолжать с использованием указателя поворота (ЭУП) и приборов, служащих для поддержания режима по высоте и скорости.

Заметим, что оцифровка в градусах крена на ЭУП носит условный характер и соответствует крену при правильном выраже только на вполне определенной истинной скорости. Фактически стрелка ЭУП отклоняется пропорционально угловой скорости вращения самолета вокруг его вертикальной связанной оси

$$\omega_y = \frac{g \sin \gamma}{V}.$$

Из формулы (и из физики явления) видно, что при одном и том же крене увеличение скорости приводит к уменьшению ω_y и, следовательно, к уменьшению отклонения стрелки ЭУП.

При пользовании этим прибором развороты следует выполнять с небольшим креном и строго координированно, т. е. держать шарик точно в центре. Нетрудно сообразить, что когда самолет летит по прямой со скольжением и креном, стрелка ЭУП стоит в центре. То же происходит, если выполняется некоординированный разворот с потерей высоты и внутренним скольжением при крене 90° . В этом случае самолет хотя и вращается с большой угловой скоростью ω , но проекция ω на вертикальную ось самолета равна нулю ($\omega_y = 0$), и стрелка ЭУП будет также показывать отсутствие крена и разворота.

Итак, сначала педалями следует установить в центре шарик (правило: «шарик бежит от ноги»), а затем ручкой установить стрелку ЭУП (правило: «стрелка идет за ручкой»), удерживая педалями шарик в центре.

При отказе авиагоризонта угол тангажа выдерживается с использованием указателя скорости, выотомера и вариометра. Наиболее быстродействующим здесь является вариометр, показаниями которого и следует руководствоваться при движениях ручки от себя и на себя.

Теоретически определить крен без авиагоризонта и ЭУП можно и по гирокомпасу, на шкале которого хорошо видно вращение самолета, прямо связанное с креном, если шарик в центре.

7. Основная проблема в рассматриваемом вопросе состоит не в том, что летчик не может пилотировать по дублирующим приборам, а в том, что ему **неизвестно, какие приборы отказали, а каким еще можно верить**. Если эта задача правильно решена, то с пилотированием на ограниченном количестве приборов обычно справляется любой средний летчик.

При определении отказа приборов следует руководствоваться следующими правилами:

— если показания одного прибора противоречат одинаковым показаниям нескольких других, то естественно предположить, что отказал только один прибор. Например, авиагоризонт показывает быстрое увеличение крена, а гирокомпас, ЭУП, указатель перегрузок и другие указывают на горизонтальный прямолинейный полет. Вывод: отказал авиагоризонт;

— чаще отказывают более сложные приборы, реже — простые. Надо иметь в виду и статистику предыдущих отказов;

— приборы не отказывают все сразу. При неисправностях в электросети или в проводке от ПВД отказывают приборы электрической или барометрической группы.

В настоящее время на некоторых приборах устанавливается световой индикатор отказа (красная лампочка или др.). Имеются приборы, у которых при отказе шкала закрывается крышкой.

§8. Пилотирование при попадании в спутную струю

1. **Попадание в спутную струю** впереди летящего самолета может произойти при атаке цели под малыми ракурсами, при заправке топливом в воздухе, при заходе на посадку и взлете с малым интервалом по времени, при произвольном сближении самолетов.

2. **Спутная струя** за самолетом образуется (рис. 10.24):

- струями от двигателей;
- кильватерным следом фюзеляжа;
- концевыми вихрями крыла.

Струи от двигателей имеют протяженность 50–100 м (в зависимости от мощности силовой установки). Преодолевая сопротивление воздуха, они быстро рассеиваются и никакого влияния на последующий самолет не оказывают, если только его воздухозаборник не попадет прямо в струю на близком расстоянии, что может привести к остановке двигателя.

Кильватерный след фюзеляжа имеет протяженность 50–150 м (в зависимости от размеров фюзеляжа) и образуется при стекании пограничного слоя. Этот след также быстро рассеивается и влияния на последующие самолеты не оказывает.

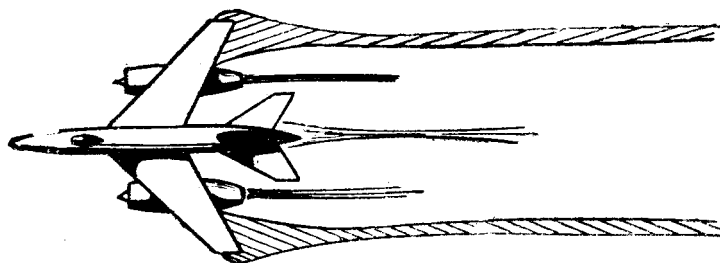


Рис. 10.24: Спутная струя за самолетом

Основное возмущение атмосферы за летящим самолетом дают концевые вихри крыла. Они имеют протяженность свыше 2000 м (иногда до 10 км), очень устойчивы и рассеиваются медленно. Сбегая с концов крыла, эти вихри затем несколько сближаются между собой до расстояния, равного 0,8 от размаха крыла, и несколько понижаются относительно траектории полета в неподвижном воздухе (на 5–10 м и более, в зависимости от размеров самолета и скорости полета). Восходящие или нисходящие потоки могут сместить спутную струю на значительную величину от указанного направления.

Диаметр концевого вихря составляет примерно 17% от размаха крыла.

При попадании в зону действия концевого вихря впереди летящего самолета можно ощутить сильное встряхивание даже тогда, когда пролетевшего самолета уже не видно. Встряхивание ощущается даже при замыкании собственного виража. При попадании в концевой вихрь на близкой дистанции от самолета эффект действия элеронов может оказаться меньше кренящего эффекта вихря и тогда переворачивание самолета неизбежно.

Концевые вихри образуются за счет подъемной силы вследствие циркуляции потока вокруг профиля крыла и закона непрерывности вихря в сплошной среде, или, проще говоря, за счет перетекания воздуха через концы крыла с нижней поверхности (где давление выше) на верхнюю (где давление ниже).

Мощность концевого вихря и скорость вращения воздуха в нем увеличиваются при увеличении веса самолета, уменьшении удлинения крыла, увеличении коэффициента C_y , т. е. при уменьшении скорости и увеличении высоты полета. Вес современных самолетов сильно возрос, а удлинение крыла сократилось, поэтому мощность

концевых вихрей возросла в очень сильной степени. Особенно опасно попадание в концевой вихрь от тяжелого самолета, совершающего взлет или посадку, т. е. летящего с большим коэффициентом C_y на малой скорости. Положение последующего самолета при этом усугубляется малой высотой.

Дополнительная скорость воздушного потока в плоскости, перпендикулярной к вектору скорости полета самолета, возникающая за счет концевых вихрей, называется *индуцированной* или *наведенной*. Чем дальше от вихря, тем слабее его влияние и меньше индуцированная скорость.

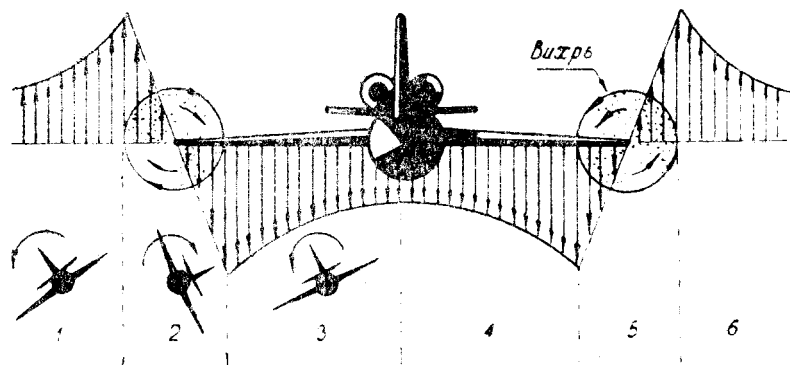


Рис. 10.25: Индуцированная (наведенная) скорость воздушного потока в пространстве за пролетевшим самолетом

На рис. 10.25 показано *поле скоростей* в воздушном пространстве за пролетевшим самолетом. Хорошо видно, что непосредственно за крылом индуцированная скорость потока направлена прямо вниз. Это и есть известный скос потока за крылом. Справа и слева от крыла индуцированная скорость направлена вверх.

Теперь более подробно рассмотрим **воздействие концевого вихря на последующий самолет**. Предположим, что истребитель летит позади тяжелого самолета и проходит у него за хвостом слева направо. В зоне № 1 (до левого концевого вихря) истребитель будет крениться влево, так как на его правое крыло действует снизу вверх бóльшая индуцированная скорость, чем на левое. По мере приближения к концевому вихрю кренение влево будет возрастать, т. е. самолет как бы «не хочет» входить в опасный вихрь. Летчик при этом преодолевает кренящий момент отклонением ручки вправо.

В зоне № 2 (внутри левого концевого вихря) истребитель очень резко начинает вращаться вправо. Здесь особенно сильный психологический эффект оказывает неожиданная перемена знака кренящего момента, на что летчик обычно среагировать не успевает, и самолет при этом может перевернуться на спину. При попадании в зону № 3 может наблюдаться некоторое кренение влево с потерей высоты.

Концевой вихрь ощущается даже через 1,5 мин после пролета тяжелого бомбардировщика, а на меньшей дистанции в зоне вихря наблюдается сильное кренение с выбрасыванием самолета из этой зоны во внешнюю сторону с креном $90-180^\circ$ и с последующей потерей высоты до 1000 м.

Следует заметить, что попадание точно в центр концевого вихря впереди летящего самолета наблюдается *очень редко*. Обычно задний самолет проходит *вблизи вихря* в зоне индуцированных им скоростей. При этом ощущается довольно сильное кренение в ту или иную сторону, с которым летчик легко справляется, и тогда возникает пренебрежительное отношение к опасности попадания в спутную струю. Но в одном из полетов летчик может попасть прямо в ядро концевого вихря и принять поведение совершенно исправного самолета за отказ управления.

Рекомендации летчику здесь могут быть следующими:

— при перестроениях в групповом полете или при атаках воздушных целей не следует пересекать концевые вихри;

— не следует взлетать или заходить на посадку сразу за тяжелым самолетом, особенно в штиль или при ветре, дующем вдоль оси ВПП. Нужно выдержать дистанцию около 10 км, что по времени составляет примерно 1,5 мин. При боковом ветре дистанцию можно сократить, так как вихри сдуваются в сторону со скоростью ветра;

— не следует путать поведение самолета в спутной струе со штопором или инерционным вращением;

— при случайном попадании в концевой вихрь нужно действовать быстро и решительно, энергичными движениями ручки и педалей удерживать самолет от переворачивания на спину и быстро выйти из спутной струи во внешнюю сторону, не пересекая второй концевой вихрь.

Литература

1. Седов Г. А. и др. Летчику о практической аэродинамике. М., Воениздат, 1961.
2. Аронин Г. С. Практическая аэродинамика. М., Воениздат, 1962.
3. Честнов А. В. Летная эксплуатация самолета. М., Воениздат, 1962.
4. Аронин Г. С. и Степанов Н. Н. Практическая аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов. Изд. ВВКА, 1964.
5. Альбом наглядных пособий по самолету МиГ-21. Часть I. Эксплуатация и техника пилотирования. М., Воениздат, 1965.
6. Методическое пособие по технике пилотирования самолета МиГ-21. М., Воениздат, 1966.
7. Инструкция летчику самолета МиГ-21. М., Воениздат, 1967.
8. Брага В. Г. и др. Практическая аэродинамика самолетов с турбореактивными двигателями. М., Воениздат, 1969.
9. Медников В. Н. Особенности устойчивости и управляемости современных боевых самолетов. Изд. ВВА, 1970.
10. Медников В. Н. Пилотажные свойства и пилотирование самолета в установленном полете. Изд. ВВА, 1970.
11. Медников В. Н. Пилотажные свойства и пилотирование самолета при взлете и посадке. Изд. ВВА, 1970.
12. Медников В. Н. Пилотажные свойства и пилотирование самолета при маневрировании. Изд. ВВА, 1971.
13. Медников В. Н. Пилотирование самолета в особых условиях полета. Изд. ВВА, 1971.
14. Степанов Н. Н. Маневренные характеристики современных боевых самолетов. Изд. ВВА, 1971.
15. Галашев Е. С. Статьи по выполнению отдельных фигур пилотажа. «Авиация и космонавтика» за 1971–1972.
16. Качоровский И. Б. Распределение и переключение внимания при полетах по приборам. М., Воениздат, 1972.
17. Дуров В. Р. Боевое применение и боевая эффективность истребителей-перехватчиков. М., Воениздат, 1972.
18. Медведев А. З., Черепенин Ю. М. Обоснование команд руководителя полетов и действий курсантов при исправлении характерных ошибок на взлете и посадке самолета. Изд. Барнаульского ВВАУЛ, 1972.
19. Аронин Г. С. Задачи из серии «Найдите решение». «Авиация и космонавтика» за 1972–1975.
20. Цейтлин Г. М. и др. Аэродинамика и динамика полета реактивного самолета. М., Воениздат, 1973.

21. Медников В. Н. Теоретические основы пилотирования. Изд. ВВА, 1974
22. Рыжов П. И., Медников В. Н. Методика сравнения летных свойств самолетов. Изд. ВВА, 1974.
23. Медников В. Н. Устойчивость и управляемость современных боевых самолетов. Изд. ВВА, 1975.
24. Медников В. Н. Маневрирование на самолете-истребителе. М., Воениздат. 1975.

Оглавление

I	Компоновка и аэродинамические характеристики современных самолетов	7
§1.	Коэффициент подъемной силы C_y	8
§2.	Коэффициент безындуктивного лобового сопротивления C_{x0}	13
§3.	Показатель индуктивности A	17
§4.	Особенности аэродинамической компоновки современных самолетов	22
II	Особенности устойчивости и управляемости современных самолетов	27
§1.	Основные понятия и определения	27
§2.	Продольный момент и продольная балансировка	31
§3.	Продольная статическая устойчивость	38
§4.	Продольная статическая управляемость	45
§5.	Продольная динамическая устойчивость и управляемость	54
§6.	Боковые моменты и боковая балансировка	70
§7.	Боковая статическая устойчивость и управляемость	75
§8.	Боковая динамическая устойчивость и управляемость	83
§9.	Некоторые особенности устойчивости и управляемости современных самолетов	87
III	Основы авиационной эргономики	105
§1.	Система «летчик—самолет»	106
§2.	Переработка летчиком информации о полете	108
§3.	Скорость переработки информации	109
§4.	Два типа летчиков	113
§5.	Отклонения самолета и ошибки летчика	114
IV	Прямолинейный полет	121
§1.	Силы, действующие на самолет в прямолинейном полете	121
§2.	Диапазон высот и скоростей полета самолета	124
§3.	Характеристики установившегося набора и снижения	129
§4.	Особенности пилотирования в установившемся прямолинейном полете	133
§5.	Пилотирование в неспокойном воздухе	139
§6.	Полет на вторых режимах	146
V	Маневренные характеристики и методика их сравнения	155
§1.	Показатели маневренности	155
§2.	Перегрузки	157
§3.	Сравнение маневренных свойств двух самолетов	162
§4.	Области маневренного превосходства одного самолета над другим	167
§5.	Граничная тактическая перегрузка	169

VI Методы анализа и расчета маневров	179
§1. Уравнения движения	179
§2. Методы интегрирования уравнений движения	182
§3. Энергетический метод расчета	186
§4. Моделирование маневров на ЭВМ	190
VII Пилотирование при маневрировании	197
§1. Вираж и разворот	198
§2. Бочка	219
§3. Разгон и торможение	227
§4. Переворот	232
§5. Полупетля и петля Нестерова	243
§6. Горка	260
§7. Пикирование	264
§8. Спираль	268
§9. Косая петля	274
§10. Боевой разворот	282
§11. Пилотирование в группе	286
VIII Взлет и посадка	297
§1. Взлетные характеристики самолета и их влияние на потребные размеры ВПП	298
§2. Пилотирование на взлете	304
§3. Посадочные характеристики самолета и их влияние на потребные размеры ВПП	314
§4. Пилотирование на посадке	320
IX Дальность и продолжительность полета	329
§1. Расходы топлива	330
§2. Дальность и продолжительность полета	334
§3. Параметры самолета и эксплуатационные факторы, влияющие на дальность и продолжительность полета	338
§4. Особенности пилотирования, связанные с дальностью и продолжительностью полета	342
X Пилотирование на критических режимах и в особых случаях полета	347
§1. Полет на больших углах атаки	348
§2. Штопор	349
§3. Инерционное вращение	360
§4. Частичный или полный отказ двигательной установки	363
§5. Отрицательная тяга ТВД	373
§6. Отказ бустеров и автоматических устройств в системе управления	376
§7. Полет при отказе части пилотажно-навигационных приборов	379
§8. Пилотирование при попадании в спутную струю	381
Литература.....	542