

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

110/127

В. И. НЕКРАСОВ, А. Е. ВИКТОРОВ

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА УЧЕБНЫХ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

ЧАСТЬ II

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Л-39

55231 Под редакцией профессора Н. М. Лысенко

Утвержден главнокомандующим ВВС в качестве
учебника для курсантов высших военных авиационных
училищ летчиков

Учебный фонд инв. № _____
Борисоглебское БВАУЛ

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1985

В учебнике изложены основные аэродинамические, летно-технические и пилотажные характеристики учебного реактивного самолета Л-39 в объеме программы ВВАУЛ. Особое внимание уделено раскрытию физической сущности изучаемых вопросов.

Учебник может быть полезен летному и техническому составу строевых частей ВВС, подразделений ДОСААФ и других ведомств, эксплуатирующих самолеты Л-39.

Главы 2, 4, 5, 7, 8, подразд. 6.3, 6.4, 6.7—6.9 написаны В. И. Некрасовым, гл. 1, 3, подразд. 4.12, 6.1, 6.2, 6.5, 6.6 — А. Е. Викторовым.

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

АГД	— авиагоризонт
БПРМ (БПРС)	— ближний приводной радиомаяк (радиостанция)
ВПП	— взлетно-посадочная полоса
ВЧС	— видимые части самолета
ДПРМ (ДПРС)	— дальний приводной радиомаяк (радиостанция)
ЕГ (ЛЕГ)	— естественный горизонт (линия естественного горизонта)
ИМП	— информационная модель полета
КМП	— концептуальная модель полета
МДО (МСО)	— мускульно-двигательные (мышечно-суставные) ощущения
МСА	— международная стандартная атмосфера
НПП	— навигационно-пилотажный прибор
ПВД	— приемник воздушного давления
ППД	— прямо показывающий прибор дальности
РСБН	— радиотехническая система ближней навигации
РУ	— рычаг (рычаги) управления
РУД	— рычаг управления двигателем
РУС	— ручка управления самолетом
САРПП	— система автоматической регистрации параметров полета
СПУ	— самолетное переговорное устройство
ТНВ	— точка начала выравнивания
ТСН	— точка снижения
ЦНС	— центральная нервная система

ВВЕДЕНИЕ

Практическая аэродинамика — это комплекс сведений из аэродинамики, теории реактивных двигателей, динамики полета и теории пилотирования, излагаемых для летного состава применительно к конкретному типу самолета.

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

Динамика полета — наука, изучающая законы движения летательных аппаратов, в том числе и самолетов. Основными задачами динамики полета являются определение закона движения самолета под действием известных сил и моментов, потребных сил и моментов, необходимых для реализации заданного закона движения, оптимальных по какому-либо критерию маневров, режимов полета.

Теория пилотирования — наука, изучающая законы управления движением пилотируемых летательных аппаратов. Предметом изучения теории пилотирования являются закономерности взаимодействия летчика и управляемого им самолета. Она рассматривает не свойственные аэродинамике и динамике полета, но важные для летчика такие аспекты пилотирования, как психологический и информационный. Ее основной задачей является обоснование правильной техники пилотирования и анализ ошибок летчиков.

Впервые взаимосвязь вопросов теории полета и летной практики была отражена в курсе профессора Н. Е. Жуковского «Динамика аэроплана в элементарном изложении», который он читал летному составу в 1913—1916 гг. Первый фундаментальный учебник по практической аэродинамике был создан коллективом преподавателей ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского (Г. С. Козлов, Я. М. Курицкес, В. С. Пышнов и др.) в 1932 г.

Большой вклад в развитие практической аэродинамики внесли наши ученые Н. М. Лысенко, В. Г. Брага, В. Т. Тараненко, Г. С. Афонин, В. А. Медников и летчики-испытатели Г. А. Седов, М. Л. Галлай, С. А. Микоян, А. А. Манучаров и др.

За последние годы благодаря развитию таких наук, как

теория управления, эргономика, инженерная психология, стало возможным рассмотрение в рамках практической аэродинамики не только свойств движения самолета, но и свойств и закономерностей действий летчика. Это послужило основанием для формирования понятия и научного направления — теории пилотирования. Основной вклад в этой области принадлежит В. А. Медникову, который одним из первых рассматривал вопросы динамики полета самолета в наиболее приближенном для нужд пилотирования виде с использованием понятий эргономики, ввел понятие теории пилотирования и положил начало ее разработки.

В настоящее время термин «практическая аэродинамика» не в полной мере отвечает своему содержанию. Точнее данный курс нужно называть «Практическая аэродинамика и пилотирование (такого-то) самолета».

Глава 1

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА И ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

1.1. Аэродинамическая компоновка самолета

Крыло. Дозвуковая компоновка крыла выражена трапецевидной формой в плане (рис. 1.1).

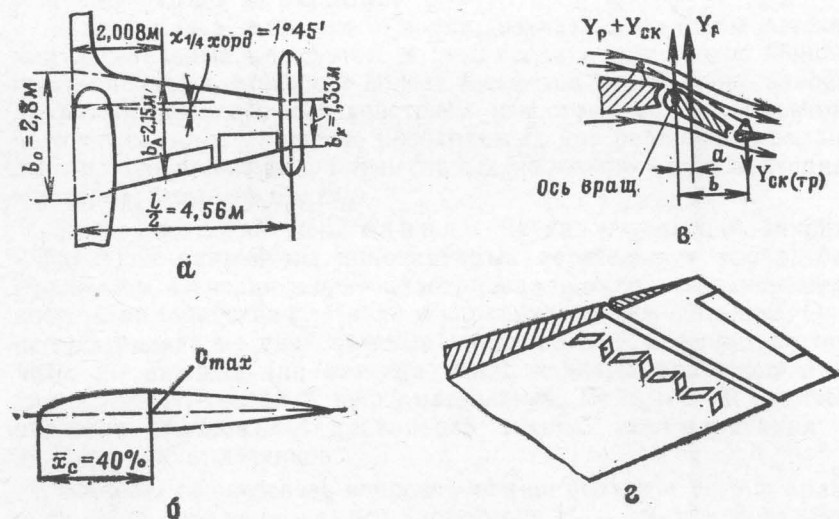


Рис. 1.1. Крыло в плане (а), профиль крыла (б), сервокомпенсатор (в), турбулизаторы (г)

Примененный профиль почти по всей своей длине симметричен, лишь носок его отогнут вниз и обеспечивает профилю традиционную положительную кривизну. Несмотря на то что подобный довольно толстый и несимметричный профиль обладает большим сопротивлением, он позволяет снизить массу конструкции крыла при заданной жесткости и прочности, а также дает

возможность использовать выгоды применения большого радиуса закругления передней кромки: отсутствие срыва на больших углах атаки, т. е. рост $\alpha_{кр}$ и $C_{y\max}$, в результате чего возможен безопасный полет на малых приборных скоростях и значительно упрощается выполнение взлета и посадки.

Достаточно большое значение критического числа $M=0,8$ достигается за счет смещения максимальной толщины профиля назад до 40% хорды, сравнительно небольших относительной толщины профиля (12%) и удлинения крыла — (4,4). Правда, снижение удлинения отражается на росте схода потока и индуктивного сопротивления, т. е. уменьшается $K_{\max}$, а следовательно, дальность и продолжительность полета, однако с нестреловидным крылом большого удлинения самолет Л-39 не смог бы достичь максимально допустимой скорости, не входя в трансзвуковой диапазон.

Один из существенных недостатков прямоугольного крыла — быстрое развитие срыва потока в области центроплана на больших углах атаки — ликвидируется приданием крылу значительного сужения — 2,1.

Фюзеляж предназначен для соединения всех частей самолета, размещения экипажа, двигателя, топлива и оборудования.

Необходимость получения достаточно большого внутреннего объема при малом поперечном сечении, чтобы иметь высокое значение критического числа M и малое сопротивление давления, заставила конструкторов выполнить фюзеляж большого удлинения $\lambda_f=8,5$.

Своеобразная форма фюзеляжа объясняется стремлением улучшить обзор (нос опущен), взлет и посадку (хвостовая часть приподнята), увеличить несущие свойства самолета (плоская нижняя поверхность), а также особенностями размещения воздухозаборников двигателя.

Под крылом в средней части установлены два аэродинамических тормозных щитка. Выпуск щитков увеличивает коэффициент лобового сопротивления самолета на $\Delta C_{x\text{т.щ}} \approx 0,02$. Выпуск осуществляется от переключателей, установленных на РУД в обеих кабинах. При достижении числа $M=0,78$ тормозные щитки автоматически выпускаются, препятствуя превышению максимально допустимого числа M .

Шасси самолета трехопорное, убирающееся в полете. Основные стойки убираются в крыло, передняя — в носовую часть фюзеляжа против полета. Выпуск шасси увеличивает коэффициент лобового сопротивления самолета на $\Delta C_{x\text{ш}}=0,0217$.

Сочленение крыла с фюзеляжем. Крыло — наиболее нагруженная аэродинамическая часть самолета, а фюзеляж — наибольшая его часть из стыкующихся с крылом, поэтому влияние этих частей значительно отражается на аэродинамических характеристиках самолета.

Взаимное влияние, или интерференция, крыла и фюзеляжа в основном проявляется в увеличении лобового сопротивления.

В стыке крыла с фюзеляжем образуются так называемые «диффузорные мешки» (расширяющиеся каналы), где воздух тормозится обеими частями самолета, создаются условия, благоприятствующие отрыву потока, усилению вихреобразования.

Наибольшее сопротивление интерференции наблюдается при схеме «низкоплан», когда именно струйки над крылом (где начинается отрыв потока с увеличением угла атаки) имеют возможность сильно расширяться, а пограничный слой — интенсивно тормозиться, набухать и срываться. Тем не менее на самолете Л-39 с успехом применено низкое расположение крыла, при этом установкой специальных зализов обеспечивается более плавное расширение струек, обтекающих стык, т. е. гораздо менее интенсивное торможение пограничного слоя, и тем самым ликвидируются условия преждевременного срыва.

Наряду с указанным недостатком схема «низкоплан» имеет и преимущества: наиболее эффективно используется влияние земли на взлетно-посадочных режимах; нижняя плоская поверхность фюзеляжа способствует росту несущей способности самолета, как бы увеличивая площадь крыла; стойки шасси могут быть выполнены достаточно малой длины и др.

Оперение выполняет задачу по обеспечению продольной и путевой устойчивости и управляемости самолета. Горизонтальное оперение имеет стреловидность по линии четвертой хорды 10° , а вертикальное оперение — 40° . Это дает возможность, во-первых, увеличить эффективность рулей за счет роста плеча действия аэродинамических сил оперения до центра тяжести самолета и, во-вторых, повысить критическое число M горизонтального и вертикального оперения по сравнению с крылом, чтобы сохранить эффективность оперения даже с началом волнового кризиса на крыле. Последнему способствует также и снижение относительной толщины профиля: горизонтальное и вертикальное оперение набрано из симметричных профилей с относительной толщиной 10% .

Горизонтальное оперение — обычного типа с неподвижным стабилизатором, закрепленным сверху задней части фюзеляжа. Руль высоты имеет осевую компенсацию 20% и отклоняется вверх на 30° , вниз на 20° . Значительно большее отклонение руля вверх объясняется стремлением обеспечить набор посадочного угла атаки, так как на малых скоростях перед посадкой эффективность руля снижается. Возникающие при больших углах отклонения руля срывные явления задерживаются путем принудительной турбулизации потока на нижней поверхности стабилизатора за счет установки ряда специальных пластин. Руль высоты состоит из двух половин. На правой половине имеется электрически управляемый из кабины триммер (для снятия усилий с ручки от руля высоты в полете), на левой — компенсатор, отклоняющийся автоматически на 15° вниз одновременно с отклонением закрылков с 25 до 45° , чтобы компенсировать возникающий пикирующий момент.

Вертикальное оперение — обычной схемы. Осевая аэродинамическая компенсация руля направления 23% , отклоняется он на 30° в обе стороны. Для снижения усилий на педалях руля направления снабжен сервокомпенсатором.

1.2. Аэродинамические характеристики самолета при малых числах M полета

К основным аэродинамическим характеристикам самолета относятся зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления (и их отношения — аэродинамического качества) от угла атаки и числа M , а также поляра — зависимость этих коэффициентов друг от друга.

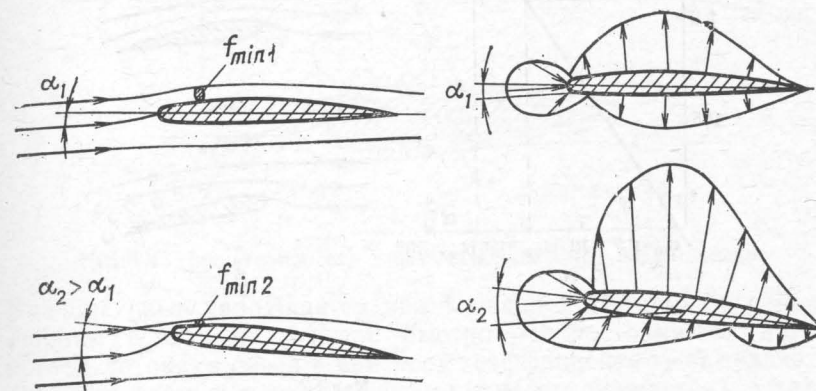


Рис. 1.2. Распределение давления по профилю крыла

Анализ этих характеристик дает возможность глубоко уяснить физическую сущность явлений и процессов, происходящих в полете, обосновать действия летчика при пилотировании самолета, сделать выводы по летно-эксплуатационным ограничениям, обосновать выбор аэродинамических форм самолета и т. д.

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки. С увеличением угла атаки сужение струек воздуха над крылом становится более интенсивным — местные скорости растут, давление падает; под крылом — обратная картина. В итоге нарастает разность давлений под крылом и над ним, что свидетельствует об увеличении несущих свойств, т. е. коэффициента подъемной силы c_y . Этот вывод наглядно иллюстрируется сравнением векторных диаграмм (рис. 1.2).

Как показывают расчеты и эксперимент, до определенного момента зависимость коэффициента c_y от угла атаки оказы-

вается линейной (рис. 1.3, а) и математически выглядит следующим образом:

$$c_y = c_y^a (\alpha - \alpha_0),$$

где $c_y^a = \partial c_y / \partial \alpha$ — коэффициент, характеризующий темп изменения коэффициента c_y с изменением угла атаки; для самолета Л-39 он равен $0,0772 \text{ 1/}^\circ$;

α_0 — угол атаки нулевой подъемной силы, определяется на пересечении кривой с осью абсцисс; для самолета Л-39 он равен $+0,7^\circ$.

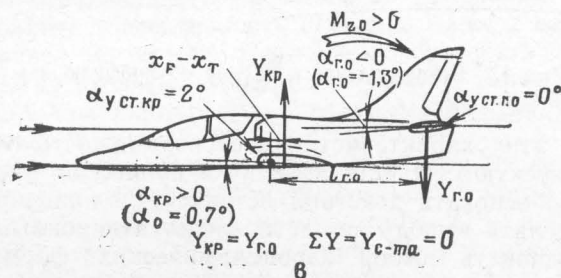
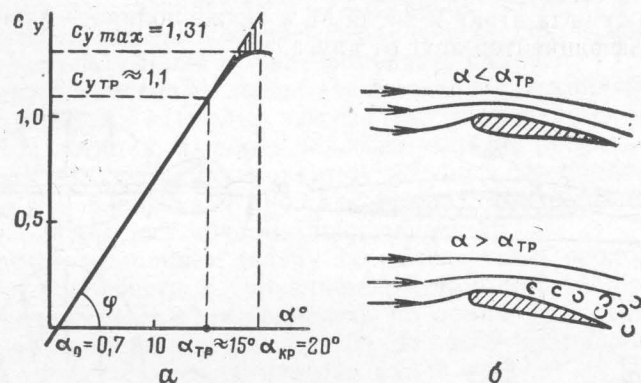


Рис. 1.3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (а), причины срыва потока на больших углах атаки (б), продольное V самолета (в)

Это объясняется наличием у самолета так называемого продольного V — угла между хордами крыла и стабилизатора: при нулевом установочном угле стабилизатора угол установки крыла составляет 2° . При $\alpha = 0,7^\circ$ угол атаки стабилизатора составляет $-1,3^\circ$, а воздушная нагрузка самолета представляет собой две одинаковые по величине и противоположно направленные подъемные силы крыла и горизонтального оперения.

С ростом угла атаки возрастает разность давлений вдоль верхней поверхности крыла (по хорде): пик разрежения растет, а в хвостовой части давление примерно постоянно (близкое к атмосферному). В конце концов это приводит к остановке, возвратному течению, набуханию и срыву пограничного слоя.

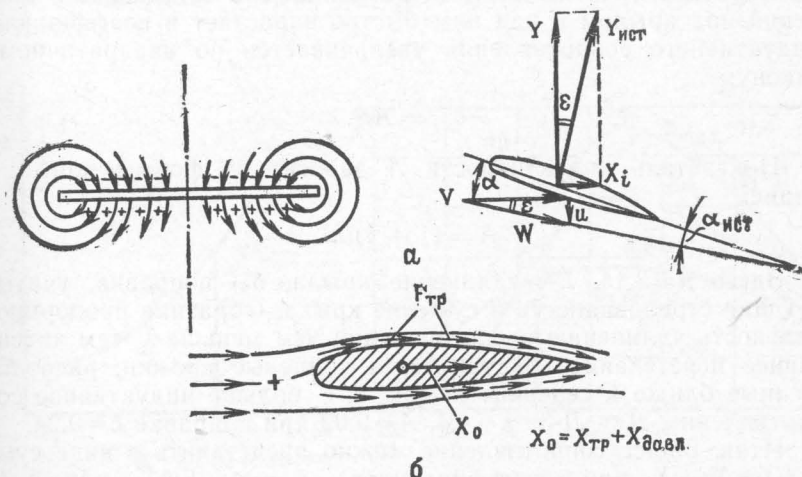


Рис. 1.4. Индуктивное (а) и безындуктивное (б) сопротивление

Вначале срыв зарождается вблизи задней кромки, но с дальнейшим ростом угла атаки быстро распространяется вперед против потока, в связи с чем рост коэффициента c_y замедляется (интенсивность сужения струек над крылом снижается), а затем c_y , достигнув максимума, начинает падать.

Угол атаки, на котором срывные явления ощущаются летчиком в виде тряски, называется углом атаки тряски ($\alpha_{тр}$).

Угол атаки, на котором коэффициент подъемной силы максимален, носит название критического.

Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления самолета от угла атаки. Сопротивление самолета целесообразно разделить на безындуктивное и индуктивное. Безындуктивное сопротивление возникает вследствие трения и образования разности давлений перед и за частями самолета.

В летном диапазоне углов атаки оно практически не зависит от угла атаки. Поэтому коэффициент безындуктивного сопротивления c_{x0} является характерной постоянной величиной для каждого самолета. Он зависит от формы профиля крыла и внешних форм других частей самолета. Для самолета Л-39 $c_{x0} = 0,022$.

Индуктивное сопротивление возникает вследствие наличия разности давлений под крылом и над ним. Воздух через концевые кромки перетекает снизу вверх, при этом вначале частицы

воздуха направляются вниз с некоторой скоростью u . Таким образом, поток отклоняется вниз на некоторый угол ε , называемый углом скоса. Подъемная сила, перпендикулярная потоку, также отклоняется на угол ε и в скоростной системе координат дает составляющую x_i — индуктивное сопротивление.

С ростом угла атаки (или коэффициента c_y) разность давлений под крылом и над ним быстро нарастает и коэффициент индуктивного сопротивления увеличивается по квадратичному закону:

$$c_{xi} = Ac_y^2.$$

Показатель индуктивности A зависит от формы крыла в плане:

$$A = (1 + \delta)/\pi\lambda.$$

Здесь $\pi=3,14$, λ — удлинение крыла, δ — поправка, учитывающая стреловидность и сужение крыла. Обратная пропорциональность удлинению крыла понятна: чем меньше λ , тем интенсивнее перетекание воздуха через концевые кромки, расположенные ближе к середине крыла, т. е. больше индуктивное сопротивление. Для Л-39 $\lambda=4,4$, $A=0,09$ при поправке $\delta=0,24$.

Итак, общее сопротивление можно представить в виде суммы $X=X_0+X_i$, или в коэффициентах $c_x=c_{x0}+c_{xi}$, или $c_x=c_{x0}+Ac_y^2$.

Для изучаемого самолета $c_x=0,022+0,09c_y^2$.

При $c_y=0$ ($\alpha=\alpha_0$) индуктивное сопротивление отсутствует и общее сопротивление равно безындуктивному. В связи с этим ему и присваивается индекс «0».

Таким образом, рассматриваемая зависимость имеет вид квадратной параболы. Достаточно точно этот закон выдерживается лишь в летном диапазоне углов атаки, т. е. до $\alpha_{тр}$. При $\alpha>\alpha_{тр}$ начинает существенно возрастать вихревое сопротивление давления за счет развития вихреобразования и срыва потока с крыла. В этом случае суммарное значение c_x самолета можно определить так:

$$c_x = c_{x0} + Ac_y^2 + \Delta c_{хд},$$

где $\Delta c_{хд}$ — коэффициент дополнительного сопротивления давления при увеличении угла атаки, не связанного с образованием подъемной силы.

Аэродинамическое качество самолета и его зависимость от угла атаки. Аэродинамическим качеством самолета называют отношение подъемной силы к его лобовому сопротивлению:

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{c_y Sq}{c_x Sq} = \frac{c_y}{c_x}.$$

Качество характеризует аэродинамическое совершенство летательного аппарата. Очевидно, что качество зависит от тех же

геометрических и эксплуатационных факторов, что и аэродинамические коэффициенты c_y и c_x . Особенно важна зависимость качества от угла атаки (рис. 1.5). Анализ этой зависимости показывает, что до некоторого угла атаки коэффициент c_y растет быстрее, чем c_x , поэтому качество увеличивается. В дальнейшем c_x в своем росте опережает c_y , и качество начинает уменьшаться.

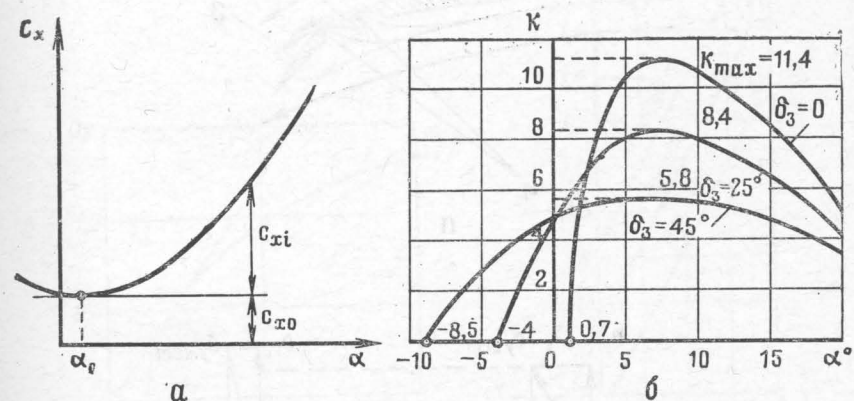


Рис. 1.5. Зависимости коэффициента сопротивления (а) и качества (б) от угла атаки

Угол атаки, на котором аэродинамическое качество самолета максимально, называют наивыгоднейшим. Для самолета Л-39 $\alpha_{нв}=7^\circ$, при этом $K_{max}=11,4$.

Поляра самолета. Взаимозависимость между коэффициентами c_y и c_x называют полярй. Причем по оси ординат откладывают коэффициент c_y , а по оси абсцисс — c_x . Поскольку в летном диапазоне углов атаки составляющей $\Delta c_{хд}$ можно пренебречь, то выражение $c_x=c_{x0}+Ac_y^2$ часто называют уравнением поляры. Используя это уравнение, можно получить значение экстремума функции $K=f(\alpha)$:

$$K_{max} = 1/2 \sqrt{Ac_{x0}}.$$

Наивыгоднейший угол атаки, соответствующий K_{max} , определяется по поляре проведением к ней касательной из начала координат (рис. 1.7, а).

Еще два характерных угла атаки на поляре определяются так:

критический угол атаки $\alpha_{кр}$ — проведением касательной параллельно оси абсцисс;

угол атаки нулевой подъемной силы α_0 — в точке пересечения поляры с осью абсцисс.

Поляра необходима для выполнения аэродинамического расчета самолета, отдельных расчетов при моделировании полетных заданий и т. д.

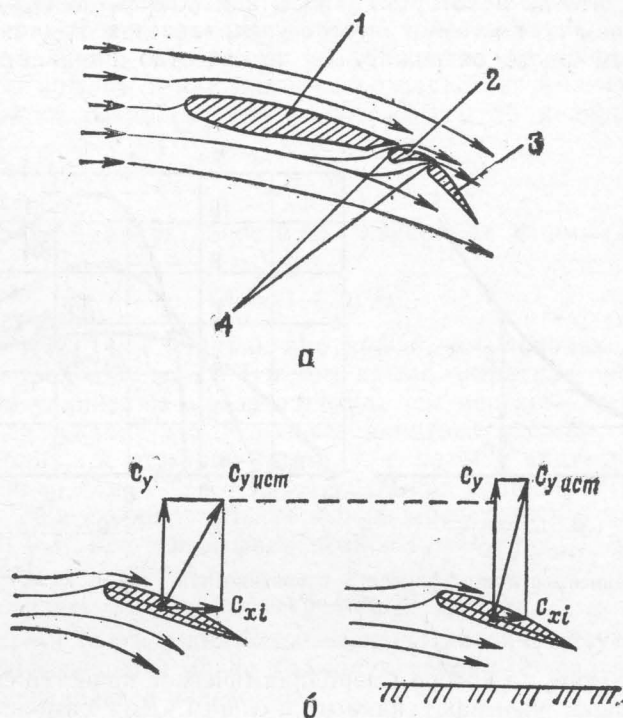


Рис. 1.6. Механизация крыла (а) и влияние земли (б):
1 — крыло; 2 — дефлектор; 3 — закрылок; 4 — щели конфузоров

Влияние механизации крыла на аэродинамические характеристики самолета. На самолете Л-39 крыло имеет мощную взлетно-посадочную механизацию — выдвижные двухщелевые закрылки. Их назначение — улучшить взлетно-посадочные характеристики самолета за счет увеличения коэффициента c_y и частично площади крыла.

Действительно, если считать, что в момент отрыва и перед приземлением $Y=G$, то из соотношения $c_y S q = G$ следует, что за счет увеличения коэффициента c_y (и площади крыла) можно снизить скорость отрыва и посадочную скорость, а следовательно, и длину разбега и пробега.

Коэффициент c_y при выпуске закрылков увеличивается по двум причинам (рис. 1.6, а):

за счет увеличения кривизны профиля; под крылом поток подтормаживается, давление растет, а над крылом, наоборот, местные скорости возрастают, давление падает;

за счет так называемого щелевого эффекта; воздух, разгоняясь, проходит через щели между дефлектором и крылом и между дефлектором и закрылком на верхнюю поверхность закрылка, где сдувает пограничный слой, предотвращая его возвратное движение, набухание и срыв. Тем самым обеспечивается

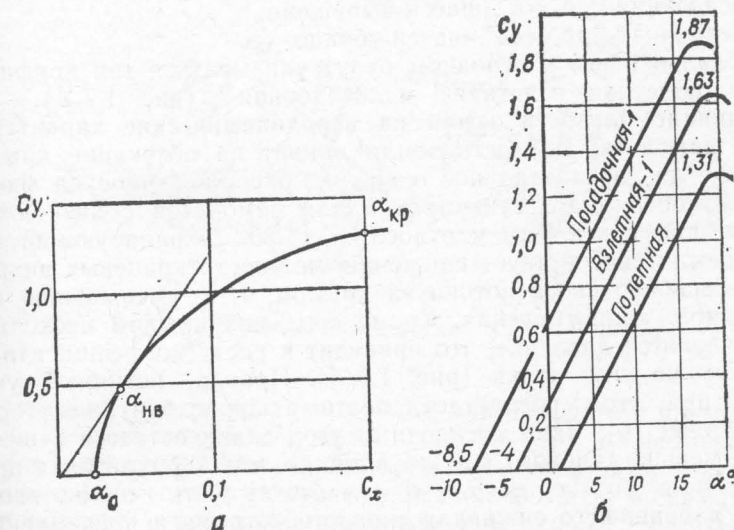


Рис. 1.7. Поляра самолета (а) и влияние конфигурации самолета (б) на зависимость $c_y = f(\alpha)$

возможность отклонения закрылка на больший угол. Кроме того, за счет эжекционного действия воздуха, проходящего через щели, еще больше возрастают местные скорости над крылом, т. е. растет разрежение и, следовательно, коэффициент подъемной силы.

Одновременно при выпуске закрылков существенно возрастает и коэффициент лобового сопротивления c_x . Как показывают расчеты и опытные данные, рост коэффициента c_x превалирует над ростом коэффициента c_y , т. е. аэродинамическое качество самолета с выпуском закрылков будет уменьшаться.

С ростом c_x приходится считаться также и при определении оптимального угла отклонения закрылков на взлете. В данном случае этот угол составляет 25° , очевидно, если он будет превышен, то, несмотря на уменьшение скорости отрыва (за счет увеличения c_y), потребуется больший разбег, так как ввиду повышенного сопротивления необходимая скорость будет набираться очень медленно (мало ускорение).

Принято говорить об изменении конфигурации самолета при выпуске закрылков, шасси, тормозных щитков и т. д.

Для самолета Л-39 в зависимости от положения шасси и закрылков можно определить шесть различных конфигураций:

- полетная, $\delta_3 = 0^\circ$, шасси убрано;
- взлетная-1, $\delta_3 = 25^\circ$, шасси выпущено;
- взлетная-2, $\delta_3 = 25^\circ$, шасси убрано;
- посадочная-1, $\delta_3 = 44^\circ$, шасси выпущено;
- посадочная-2, $\delta_3 = 0^\circ$, шасси выпущено;
- посадочная-3, $\delta_3 = 44^\circ$, шасси убрано.

В дальнейшем в основном будут указываться три конфигурации: полетная, взлетная-1 и посадочная-1 (рис. 1.7, б).

Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета. Близость земли влияет на обтекание крыла, а также на горизонтальное оперение, расположенное на фюзеляже. Особенно это существенно для самолетов с низкопланной схемой, к которым и относится Л-39. Экранирующий эффект земли способствует снижению мощности концевых вихрей и уменьшению схода потока за крылом, т. е. уменьшению индуктивного сопротивления. Кроме того, под крылом несколько увеличивается давление, что приводит к росту коэффициента c_y при том же угле атаки (рис. 1.6, б). Правда, истинный угол атаки при этом возрастает, поэтому происходит некоторое уменьшение $\alpha_{кр}$. Если посадочный угол атаки остается существенно меньшим нового $\alpha_{кр}$, то влияние земли будет благоприятным, т. е. рост c_y на $\alpha_{пос}$ и $\alpha_{огр}$ может быть использован в целях дальнейшего снижения скоростей отрыва и приземления.

Влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики самолета. При обтекании профиля крыла в полете обычно давление над крылом меньше, и следовательно, скорость больше, чем под крылом. Поэтому и число M в струйках над крылом будет больше, и именно там в первую очередь начнет проявляться сжимаемость, т. е. падать плотность.

Согласно уравнению постоянства массового расхода $\rho V f = \text{const}$ падение плотности вызовет дополнительное увеличение скорости и соответственно уменьшение давления (согласно уравнению Бернулли).

Итак, проявление сжимаемости приведет к увеличению разрежения над крылом, т. е. к росту коэффициента c_y и несущей способности крыла c_y^a .

Возрастает, хотя и менее значительно, c_x за счет все более интенсивного перехода кинетической энергии в энергию давления близ носка профиля.

При превышении так называемого критического числа M полета на крыле появляются местные сверхзвуковые зоны, заканчивающиеся скачками уплотнения (рис. 1.8). В этом случае картина распределения давления меняется более кардинально, что особенно отражается на лобовом сопротивлении. Действительно, разрежение у носка профиля падает, а у хвостика растет, т. е. увеличивается разность давлений перед и за крылом (так называемое волновое сопротивление),

Для самолета Л-39 $M_{кр} = 0,8$. При его превышении не только резко растет сопротивление, но и центр давления смещается назад, способствуя возникновению пикирующего момента. Это, в свою очередь, приводит к переходу самолета на снижение с разгоном за счет составляющей силы тяжести, что провоцирует дальнейший рост пикирующего момента и т. д. Происходит

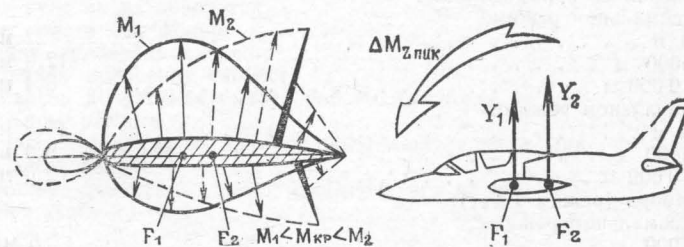


Рис. 1.8. Распределение давления с ростом чисел M

затягивание в пикирование, причем для самолета с прямоугольным крылом, каковым и является Л-39, этот процесс интенсив и скоротечен; для вывода же в горизонтальный полет руля высоты (или усилия на ручке) может не хватить. В связи с этим установлено ограничение максимальной скорости самолета по числу $M = 0,8$. Уже при $M = 0,78$ автоматически выпускаются тормозные щитки.

1.3. Летно-технические характеристики самолета

Общая характеристика и основные данные самолета. Летно-эксплуатационные ограничения. Самолет Л-39 производства ЧССР (конструктор Ян Влчек) предназначен для первоначального обучения курсантов летных училищ ВВС и учебных организаций ДОСААФ технике пилотирования в простых и сложных метеоусловиях, днем и ночью, для освоения элементов боевого применения, связанных с перехватом воздушных целей в условиях визуальной видимости и действиями по наземным целям (бомбометание, пуски ракет), а также для тренировки и дальнейшего совершенствования летного состава училищ и строевых частей.

Летные свойства самолета позволяют выполнять все задачи обучения, включая и фигуры высшего пилотажа. Освоение элементов техники пилотирования на самолете Л-39 в достаточном объеме позволяет в дальнейшем без затруднений осуществить переход на современные боевые самолеты.

С конструктивной точки зрения самолет представляет собой цельнометаллический низкоплан.

Летно-технические данные самолета

Максимальная скорость горизонтального полета:	
на максимальном режиме:	
$H=0$ м	700 км/ч
$H=6000 \dots 7000$ м	760 км/ч
$H=10\,000$ м	735 км/ч
на номинальном режиме, $H=0$ м	640 км/ч
Максимальная скороподъемность:	
на максимальном режиме:	
$H=0$ м	22 м/с
$H=5000$ м	12,6 м/с
$H=10\,000$ м	3,4 м/с
на номинальном режиме:	
$H=0$ м	16,3 м/с
$H=5000$ м	9,4 м/с
$H=10\,000$ м	2,6 м/с
Время набора (режим $V_{\max}$):	
на максимальном режиме:	
$H=5000$ м	5 мин
$H=10\,000$ м	16,9 мин
$H=11\,000$ м	35,3 мин
на номинальном режиме:	
$H=5000$ м	6,6 мин
$H=10\,000$ м	22,4 мин
$H=11\,000$ м	40,8 мин
Практический потолок	11 000 м
Максимальная практическая продолжительность полета при заправке ($H=5000$ м, $m_{\text{т. гар}}=5\%$, $V_{\text{пр}}=250$ км/ч):	
$m_{\text{т}}=824$ кг	2 ч 03 мин
$m_{\text{т}}=980$ кг	2 ч 30 мин
Максимальная практическая дальность полета при заправке:	
$m_{\text{т}}=824$ кг	815 км
$m_{\text{т}}=980$ кг	1010 км
Масса пустого самолета	3459 кг
Нормальная взлетная масса	4417 кг
Удельная нагрузка на крыло	2300 Н/м ²
Запас основных топливных баков	824 кг
Запас концевых топливных баков	156 кг
Скорость отрыва ($m_{\text{взл}}=4300$ кг)	185 км/ч
Длина разбега:	
по бетонной ВПП	480 м
по грунтовой ВПП ($\sigma=8 \cdot 10^5$ Па)	630 м
Посадочная скорость ($m_{\text{пос}}=4300$ кг, $f=0,25$)	175...180 км/ч
Длина пробега:	
по бетонной ВПП	640 м
по грунтовой ВПП	590 м
Скорость сваливания:	
в полетной конфигурации	180 км/ч
во взлетной конфигурации ($\delta_a=25^\circ$, шасси выпущено)	165 км/ч
в посадочной конфигурации ($\delta_a=44^\circ$, шасси выпущено)	155 км/ч

Летно-эксплуатационные ограничения

Максимально допустимое число M	0,78...0,8
Максимально допустимый скоростной напор	40 000 Н/м ²
Максимально допустимая приборная скорость	900 км/ч
Максимально допустимая взлетная масса	4701 кг
Максимально допустимая посадочная масса	4600 кг
Предельно передняя центровка	20,7%
Предельно задняя центровка	25,5%

Максимально допустимые нормальные перегрузки:	
при $m=4300$ кг	+8; -4
при $m=4700$ кг	+7; -3,5
Максимально допустимая приборная скорость:	
при выпуске шасси	340 км/ч
при выпуске закрылков	310 км/ч
при применении триммера руля высоты	700 км/ч
при начале торможения колес	190 км/ч
при рулении на поворотах	10 км/ч
при полете без фонаря	350 км/ч
Граничная приборная скорость	250...300 км/ч
Эволютивная приборная скорость	200 км/ч
Максимально допустимая высота работы двигателя на максимальном режиме	10 000 м
Максимально допустимое время работы двигателя на максимальном режиме	20 мин
Максимально допустимое время перевернутого полета (поворотение через 20 с)	20 с

Характеристики силовой установки. Главный недостаток турбореактивных двигателей (ТРД) — плохая экономичность на невысоких дозвуковых скоростях полета. В поисках ликвидации его были разработаны сначала турбовинтовые двигатели (ТВД), а затем двухконтурные ТРД (ТРДД). В последние годы ТРДД получили большое распространение благодаря сочетанию в себе преимуществ ТВД по экономичности и ТРД по тяговой мощности. Преимущество ТРДД перед ТРД в экономичности сохраняется до чисел $M=1,2 \dots 1,3$. Еще одно преимущество ТРДД — пониженный уровень шума, так как средняя скорость истечения газа при прочих равных условиях примерно в 1,5 раза меньше, чем у ТРД.

Основными характеристиками ТРДД (как и ТРД) являются дроссельные, высотные и скоростные характеристики.

В статических стандартных условиях максимальному режиму работы двигателя АИ-25ТЛ соответствует частота вращения КВД 17 600 об/мин (106,8%), номинальному — 16 980 об/мин (103,2%), крейсерскому $0,85P_{\text{ном}}$ — 16 390 об/мин (99,6%), крейсерскому $0,5P_{\text{ном}}$ — 14 800 об/мин (90%), малому газу — 8930 об/мин (54,5%).

Дроссельными характеристиками (рис. 1.9) называют зависимости тяги и удельного расхода топлива от частоты вращения при $V=\text{const}$, $H=\text{const}$ и принятой программе регулирования.

Под удельным расходом $C_{\text{уд}}$ понимают отношение секундного или часового массового расхода топлива к тяге, развиваемой двигателем. С ростом частоты вращения тяга двигателя увеличивается, так как растут и расход воздуха, и удельная тяга. Последняя, в свою очередь, возрастает вначале за счет увеличения степени повышения давления π_k , а затем и за счет роста температуры газов перед турбиной.

Удельный расход топлива с ростом частоты вращения (от режима малого газа до максимального крейсерского режима) сначала заметно снижается, так как повышается эффективность

использования тепла, т. е. растет η_k . Затем уменьшение $C_{уд}$ замедляется и, наконец, начиная с частоты вращения примерно 100%, $C_{уд}$ даже несколько возрастает, так как повышается температура газов перед турбиной T_3 и снижается коэффициент полезного действия компрессора η_k .

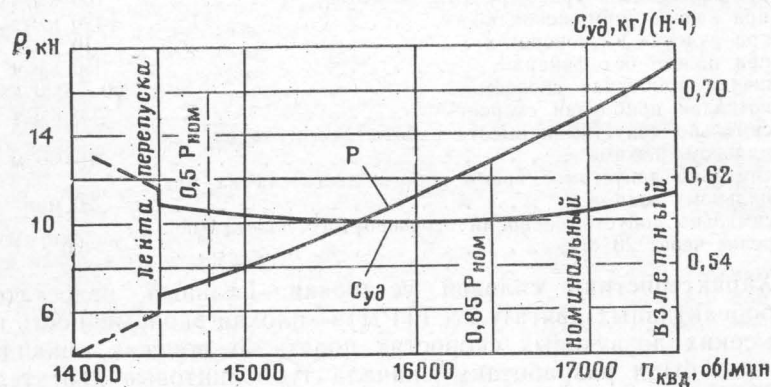


Рис. 1.9. Дроссельные характеристики двигателя АИ-25ТЛ

Время работы двигателя ограничено: на режиме малого газа — 30 мин (на земле), на максимальном (взлетном) режиме — 20 мин. Первое ограничение связано с ухудшением условий охлаждения термически напряженных деталей двигателя.

Второе ограничение объясняется тем, что на максимальном режиме детали двигателя подвержены наибольшему напряжению.

При частоте вращения примерно 86...89% (≈ 14500 об/мин) закрывается лента перепуска, в этот момент тяга скачкообразно возрастает, а удельный расход скачкообразно уменьшается за счет роста удельной тяги. Причина: ликвидируются бесполезные затраты части энергии топлива на сжатие перепускаемого в атмосферу воздуха.

Высотными характеристиками называют зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты полета при неизменной скорости полета и заданном законе регулирования. Обычно законом регулирования избирают $n_{дв} = \text{const}$ и $T_3 = \text{const}$.

С увеличением высоты до 11 км уменьшается температура T_n , поэтому возрастает степень повышения давления π_k . Так как $T_3 = \text{const}$, то одновременно возрастает и степень подогрева воздуха. И то и другое способствует росту удельной тяги, а следовательно, и уменьшению удельного расхода топлива.

Тяга двигателя, несмотря на рост $P_{уд}$, с подъемом на высоту будет снижаться, так как происходит интенсивное уменьшение расхода воздуха за счет падения плотности, особенно на высотах более 11 км, где температура неизменна.

Скоростными, или характеристиками по числу M , называют зависимости тяги и удельного расхода топлива от скорости полета (числа M) на данной высоте при заданном законе регулирования двигателя.

Вспомним, что $P = P_{уд} m_v$, а $P_{уд} = c_5 - V$; для ТРД характерно следующее: с ростом скорости степень повышения давления π_k снижается, но это с избытком перекрывается ростом степени повышения давления во входном устройстве. В итоге растет

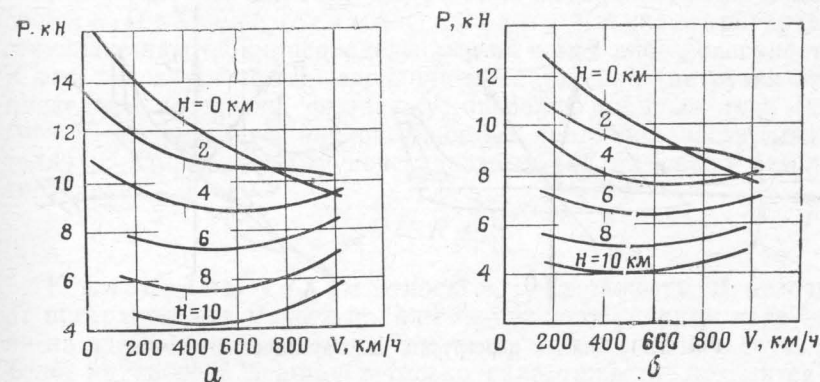


Рис. 1.10. Высотно-скоростные характеристики двигателя на максимальном (а) и номинальном (б) режимах

давление, возрастают степень расширения газов в сопле и скорость истечения c_5 . Однако скорость истечения растет медленнее, чем скорость полета, поэтому $P_{уд}$ непрерывно уменьшается (до нуля, когда температура воздуха за компрессором становится равной T_3). Расход же воздуха m_v , наоборот, непрерывно возрастает примерно по квадратичному закону, т. е. вначале медленно, а затем все интенсивней.

Итак, вначале, до средних дозвуковых скоростей ($M = 0,5 \dots 0,7$), тяга падает ($P_{уд}$ уменьшается, а m_v возрастает медленно), а затем начинает возрастать (за счет интенсивного роста m_v).

Поскольку $P_{уд}$ уменьшается, то удельный расход топлива увеличивается. Тяга ТРДД, несмотря на рост $C_{уд}$, достаточно интенсивно падает до средних и даже больших дозвуковых скоростей. При принятом законе регулирования указанное явление проявляется особенно заметно на очень малых высотах.

Кроме того, как уже было указано, тяга ТРДД снижается с подъемом на высоту медленнее, чем тяга ТРД. Поэтому на больших скоростях тяга на малой высоте может оказаться меньше, чем на несколько большей.

Для удобства практического использования скоростные и высотные характеристики обычно совмещают, т. е. на одном графике строят скоростные характеристики для нескольких высот полета (рис. 1.10).

1.4. Силы и моменты, действующие на самолет. Устойчивость самолета

Силы, действующие на самолет в полете. Перегрузки. На самолет в полете действуют три силы: сила тяжести $G = mg$, сила эффективной тяги двигателя P и полная аэродинамическая сила R (рис. 1.11).

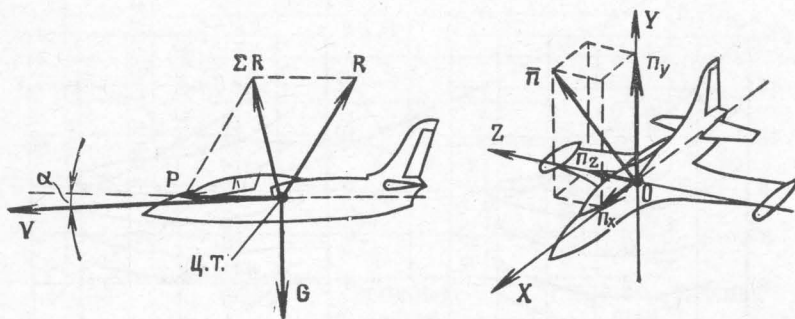


Рис. 1.11. Силы и перегрузки, действующие на самолет

Полной аэродинамической силой называют равнодействующую сил давления и трения, возникающих при движении самолета в воздушной среде. Будем ее рассматривать в виде составляющих в скоростной системе координат: подъемной силы Y , силы лобового сопротивления X и боковой силы Z .

Начало скоростной системы координат лежит в центре масс самолета. Скоростная ось OX направлена по вектору скорости полета. Ось подъемной силы OY перпендикулярна OX , лежит в плоскости симметрии и направлена к верхней части крыла. Боковая ось OZ является бинормалью и направлена в сторону правого полукрыла.

Сила тяжести приложена в центре масс самолета и направлена вертикально вниз (к центру земли). Направление ее действия не зависит от положения самолета в пространстве.

Сила лобового сопротивления всегда направлена против вектора скорости полета самолета и поворачивается вместе с ним.

Подъемная сила перпендикулярна вектору скорости и лежит в плоскости симметрии самолета. Ее направление определяется не только положением вектора скорости, но и наклоном плоскости симметрии самолета — углом крена.

Углом крена (скоростным) называют угол между вертикальной плоскостью, проходящей через вектор скорости самолета, и его плоскостью симметрии. Он изменяется от нуля до $\pm 180^\circ$.

При наличии скольжения на самолет будет действовать боковая сила, которая одновременно перпендикулярна вектору скорости и подъемной силе.

Сила тяги двигателя направлена вперед по продольной оси самолета, которая повернута относительно вектора скорости на угол атаки, а при наличии скольжения — на угол скольжения. Однако в большинстве случаев эти углы невелики, и допустимо считать, что сила тяги направлена по вектору скорости.

По своей природе силы могут быть поверхностными и массовыми. Поверхностными силами называют равнодействующие нагрузок, распределенных по какой-либо поверхности. К ним относятся полная аэродинамическая сила (нагрузки распределены по крылу, фюзеляжу, оперению) и сила тяги (нагрузки распределены по поверхностям проточной части двигателя). Векторную сумму поверхностных сил называют результирующей:

$$\Sigma R = R + P.$$

К массовым силам относится сила тяжести. В отличие от поверхностных массовые силы не создают никаких нагрузок ни на элементы конструкции самолета, ни на организм летчика. Тело, на которое действует только сила тяжести, находится в состоянии невесомости.

Поскольку силы, действующие на самолет, определяют характер его движения, летчику желательно иметь информацию о их величине и направлении. Однако на самолете нет приборов, которые замеряли бы эти силы, и видеть их (или как-то воспринимать) летчик не может. Но есть другие физические величины, по которым можно с достаточной точностью судить о соотношениях сил, действующих на самолет, — это перегрузки.

Полной перегрузкой называют отношение вектора результирующей к модулю силы тяжести самолета: $n = \Sigma R / G$.

Так же, как и силы, полную перегрузку удобно рассматривать в проекциях на оси скоростной системы координат.

Учитывая принятое допущение о направлении силы тяги, получим соответствующие выражения:

$$\text{тангенциальной перегрузки } n_x = (P - X) / G;$$

$$\text{нормальной перегрузки } n_y = Y / G;$$

$$\text{боковой перегрузки } n_z = Z / G.$$

Тангенциальная перегрузка показывает соотношение сил тяги и лобового сопротивления: при $P > X$ $n_x > 0$; при $P < X$ $n_x < 0$ и при $P = X$ $n_x = 0$. Абсолютная величина тангенциальной перегрузки, достигаемой в полете, обычно не превышает единицу. Нормальная перегрузка показывает, во сколько раз подъемная сила больше (или меньше) силы тяжести самолета. Ее знак совпадает со знаком подъемной силы; при $Y = G$ $n_y = 1$, при $Y = 0$ $n_y = 0$. В криволинейном полете значение нормальной перегрузки может достигать 7 ... 8.

Боковая перегрузка имеет место только при наличии скольжения; она положительна, если самолет скользит на левое полукрыло.

При пилотировании и расчетах наиболее часто используется значение нормальной перегрузки, поэтому в некоторых разделах инструкций, пособий, а также в устной речи летного состава ее называют просто перегрузкой.

Перегрузки, действующие на летчика, определяются силами реакции сиденья и привязных ремней. Их величина практически равна величине перегрузок, действующих на самолет.

Величина и направление перегрузок воспринимаются летчиком с помощью мышечно-суставных ощущений.

Тангенциальная перегрузка действует в направлении спина—грудь. Если летчика прижимает к спинке сиденья, то $n_x > 0$, если тянет вперед, на привязные ремни, то $n_x < 0$.

Нормальная перегрузка действует в направлении таз—голова. При положительной нормальной перегрузке летчика прижимает к чашке сиденья. При $n_y < 0$ летчика вытягивает из сиденья и он повисает на ремнях; при $n_y = 0$ летчик находится в состоянии невесомости (если $n_x = 0$ и $n_z = 0$).

При наличии положительной боковой перегрузки летчика прижимает к левому борту, отрицательной — к правому.

Моменты, действующие на самолет в полете. В общем случае линия действия результирующей силы не проходит через центр масс, что вызывает образование соответствующих моментов. Их действие рассматривают относительно осей связанной системы координат.

Начало связанной системы координат находится в центре масс самолета. Продольная ось OX_1 лежит в плоскости симметрии и направлена параллельно средней аэродинамической хорде к носовой части фюзеляжа. Нормальная ось OY_1 перпендикулярна OX_1 , также лежит в плоскости симметрии и направлена к верхней поверхности крыла. Поперечная ось OZ_1 перпендикулярна плоскости симметрии и направлена в сторону правого полукрыла.

Момент крена M_x вращает самолет относительно продольной оси, вызывая изменение крена с угловой скоростью $\omega_x = d\gamma/dt$. Момент, кренящий самолет вправо, считается положительным. Момент рыскания M_y вращает самолет относительно нормальной оси, при этом изменяется угол скольжения. Момент рыскания, разворачивающий самолет влево, считается положительным.

Момент тангажа M_z вращает самолет относительно поперечной оси, вызывая изменение угла атаки. Момент, вращающий самолет в сторону увеличения углов атаки, считается положительным и называется кабрирующим. Отрицательный момент тангажа называется пикирующим.

По своему происхождению моменты могут быть статическими и динамическими. Статические моменты имеют место при

форсированном положении самолета в воздушном потоке. Динамические моменты возникают только при вращении самолета относительно воздушной массы.

Моменты, величина и направление которых могут целенаправленно изменяться летчиком, называются управляющими. С этой целью летчик использует рули высоты, направления и крена (элероны). Поэтому управляющим моментам присваивается индекс в виде угла отклонения соответствующего руля: $M_{\delta B}$, $M_{\delta \delta}$, $M_{\delta H}$.

Моменты, возникающие в результате воздействия на самолет различных возмущений, называют возмущающими.

Понятие о динамических моментах. При нарушении равновесия в возмущенном движении, а также в полете по криволинейным траекториям самолет вращается относительно своих осей. Наличие угловой скорости вращения самолета приводит к возникновению динамических моментов, которые можно подразделить на демпфирующие (действующие против вращения), возбуждающие (действующие по вращению) и спиральные (в процессе вращения самолета относительно одной оси они действуют относительно другой).

В качестве примера рассмотрим возникновение демпфирующего момента крена. Он возникает при вращении самолета относительно продольной оси OX_1 , т. е. при наличии угловой скорости ω_x , поэтому его обозначение — $M_{x\omega_x}$. Момент создается в основном крылом, а также частично горизонтальным и вертикальным оперением (рис. 1.12, а).

В процессе вращения одно полукрыло опускается, т. е. движется вниз с некоторой окружной скоростью u , второе поднимается. При этом углы атаки сечений опускающегося полукрыла растут, поднимающегося — уменьшаются. Соответственно изменяются коэффициенты c_y , а следовательно, и подъемные силы полукрыльев. За счет разности подъемных сил полукрыльев возникает момент $M_{x\omega_x}$, препятствующий вращению.

Аналогичным образом при вращении самолета вокруг поперечной оси OZ_1 с угловой скоростью ω_z возникает демпфирующий момент тангажа $M_{z\omega_z}$. Здесь главную роль играют горизонтальное оперение и фюзеляж. При вращении самолета вокруг нормальной оси OY_1 с угловой скоростью ω_y возникает демпфирующий момент рыскания $M_{y\omega_y}$ (вертикальное оперение и фюзеляж).

Из спиральных моментов наиболее важен спиральный момент крена. Он возникает при вращении самолета относительно нормальной оси OY_1 , поэтому его обозначение — $M_{x\omega_y}$.

При вращении самолета относительно нормальной оси с некоторой угловой скоростью ω_y внешнее полукрыло движется с большей скоростью, чем внутреннее. За счет разности подъемных сил полукрыльев (ввиду разных скоростей обтекания)

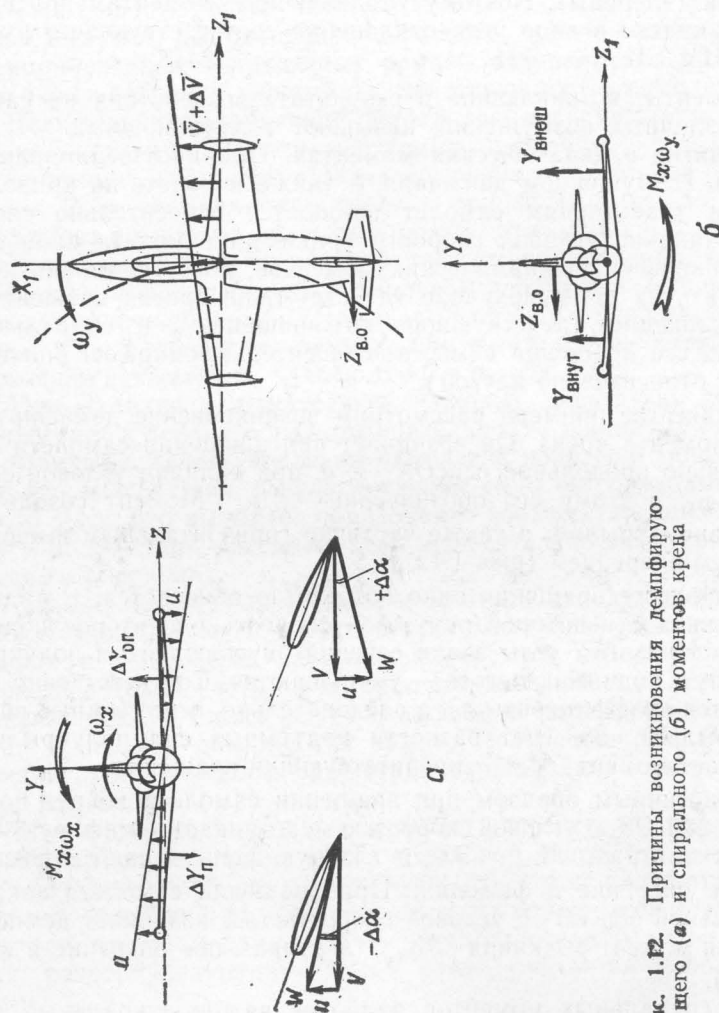


Рис. 1.12. Причины возникновения демпфирующего (а) и спирального (б) моментов крена

и появляется спиральный момент крена. При анализе штопора будут рассмотрены причины возникновения еще двух динамических моментов: возбуждающего момента крена и спирального момента рыскания.

Заметим, что все динамические моменты примерно пропорциональны скорости в первой степени в отличие от управляющих моментов, которые пропорциональны квадрату скорости.

Понятия равновесия и устойчивости. Равновесие по силам — такое состояние самолета, при котором сумма сил, действующих на него, равна нулю.

Равновесие по моментам — такое состояние самолета, при котором сумма моментов, действующих на него, равна нулю.

Полное равновесие (или просто равновесие) самолета имеет место при равновесии по силам и моментам: $\Sigma F = 0$, $\Sigma M = 0$.

Равновесие самолета в полете может нарушаться различными возмущающими воздействиями: порывами ветра, турбулентностью воздуха, изменением аэродинамических форм, расположения и масс частей самолета.

По характеру поведения самолета, выведенного из состояния равновесия, различают устойчивое, неустойчивое и безразличное (нейтральное) равновесие.

Устойчивость самолета означает его способность без вмешательства летчика сохранять заданный равновесный режим полета, т. е. самостоятельно возвращаться к нему после прекращения действия на самолет небольших возмущений.

Условно выделяют понятие статической устойчивости, которая характеризует начальную тенденцию самолета к возвращению в исходное состояние равновесия. Но она является необходимым условием устойчивости вообще. В дальнейшем рассмотрены только вопросы статической устойчивости.

При изучении вопросов устойчивости пользуются понятиями средней аэродинамической хорды и аэродинамического фокуса. Средней аэродинамической хордой крыла b_A называют хорду эквивалентного прямого крыла, равновеликого по площади, имеющего одинаковые с данным крылом аэродинамические и моментные характеристики.

Под фокусом понимают точку, относительно которой момент тангажа остается постоянным при изменении угла атаки. Скажем, при увеличении угла атаки подъемная сила растет, но точка ее приложения перемещается вперед, приближаясь к фокусу (плечо силы уменьшается). Можно дать другое определение: фокус — это точка приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки (рис. 1.13).

Фокус обозначается буквой F , его координата (расстояние от начала средней аэродинамической хорды) — x_F . Относительная координата $\bar{x}_F = x_F/b_A$.

Существует также и боковой фокус — точка приложения приращения боковой силы при изменении угла скольжения.

Устойчивость самолета по углу атаки (по перегрузке). Статической устойчивостью самолета по углу атаки называют его стремление в первый момент после нарушения равновесия моментов относительно поперечной оси вернуться к исходному углу атаки. Скорость полета при этом предполагается неизменной.

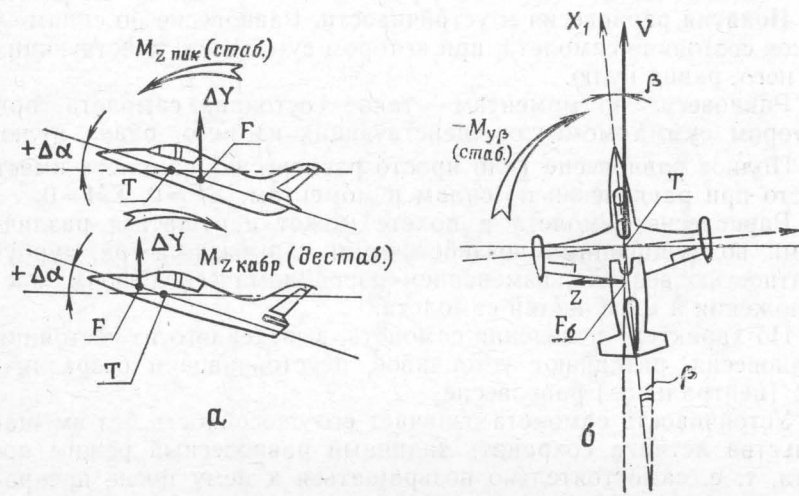


Рис. 1.13. Проявление устойчивости по углам атаки (а) и скольжения (б)

При изменении угла атаки меняется подъемная сила и нормальная перегрузка, следовательно, возвращение самолета к исходному углу атаки при неизменной скорости равносильно восстановлению исходной перегрузки. Поэтому стремление самолета сохранять исходный угол атаки часто называют статической устойчивостью его по перегрузке.

Рассмотрим, как проявляется устойчивость по углу атаки. Допустим, что в полете имело место равновесие по моментам, а затем по какой-либо причине произошло изменение угла атаки на $\Delta\alpha$. Если скорость неизменна, то это приведет к росту подъемной силы, т. е. в фокусе появится приращение подъемной силы ΔY .

В зависимости от взаимного расположения центра тяжести и фокуса сила ΔY создает момент, либо действующий на восстановление исходного угла атаки (стабилизирующий), либо способствующий еще большему отклонению от начального положения (дестабилизирующий). Нетрудно заметить, что стабилизирующий момент имеет место при расположении фокуса за центром тяжести, т. е. когда $\bar{x}_F > \bar{x}_T$. Это неравенство называют условием статической устойчивости самолета по углу атаки.

Разность $\bar{x}_F - \bar{x}_T$ в первом приближении можно назвать запасом статической устойчивости по углу атаки, или запасом центровки. Чем больше эта разность, тем большим стабилизирующим моментом отреагирует самолет на одно и то же изменение угла атаки при прочих равных условиях (будет более устойчив).

При конструировании самолета фокус крыла обычно совмещают с центром тяжести, а смещение назад фокуса самолета обеспечивают задним расположением стабилизатора. Чем больше его размеры и чем дальше он расположен от центра тяжести, тем выше устойчивость самолета по углу атаки. Стабилизатор принято называть органом устойчивости самолета по углу атаки. При неподвижном руле высоты в обеспечении этого вида устойчивости участвует все горизонтальное оперение.

Путевая статическая устойчивость (по углу скольжения). Путевой статической устойчивостью самолета называют его стремление вернуться к исходному углу скольжения сразу же после исчезновения причины, нарушившей равновесие моментов относительно нормальной оси. Пусть, например, исходный угол скольжения $\beta = 0$. Вследствие порыва ветра появилось скольжение на правое полукрыло. Симметричность обтекания самолета, в первую очередь вертикального оперения и фюзеляжа, нарушается, появляется боковая сила Z , приложенная в боковом фокусе F_6 . Если боковой фокус находится сзади центра тяжести, то момент возникшей силы оказывается восстанавливающим, или стабилизирующим.

Итак, самолет статически устойчив по углу скольжения при условии $\bar{x}_{F6} > \bar{x}_T$.

Заднему расположению бокового фокуса самолет обязан в основном вертикальному оперению, поэтому киль называют органом путевой устойчивости. Положение бокового фокуса, а следовательно, и степень путевой устойчивости (плечо силы Z) зависят от площади, формы, расположения вертикального оперения (в основном кия), а также от фюзеляжа.

У самолета Л-39 боковой фокус находится приблизительно на 40% САХ. Поскольку $\bar{x}_T = 21,21 \dots 24,7\%$, то очевидно, что самолет устойчив в путевом отношении в любых вариантах загрузки.

Поперечная статическая устойчивость (по крену). В отличие от других видов устойчивости самолет не реагирует непосредственно на изменение крена. Для того чтобы самолет начал устранять случайно возникший крен, необходимы два условия: во-первых, наличие скольжения, ибо при неотклоненных элеронах только при скольжении возникает момент крена, и, во-вторых, этот момент должен быть направлен в сторону, противоположную скольжению.

Скольжение при накренивании возникает за счет действия составляющей силы тяжести $G \sin \gamma$.

На самолете Л-39 довольно высокое вертикальное оперение, за счет чего боковой фокус расположен выше центра тяжести. Однако низкопланная схема способствует возникновению момента, вращающего самолет по крену. Для его компенсации крылу придано положительное поперечное $V (+2,5^\circ)$. В этом случае угол атаки, а следовательно, и подъемная сила сколь-

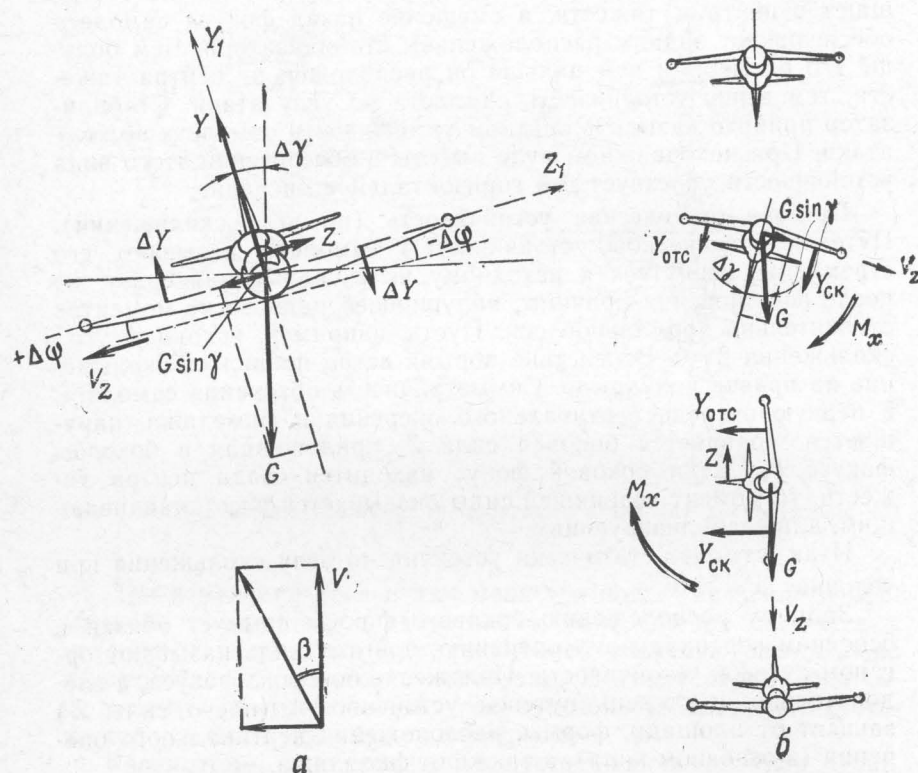


Рис. 1.14. Проявление поперечной устойчивости при исходном крене 0° (а) и 180° (б)

зящего полукрыла будут больше, чем у отстающего. На рис. 1.14, а о разнице в углах атаки полукрыльев можно судить по углам $\Delta\psi$. В результате суммарный момент крена оказывается стабилизирующим, т. е. самолет кренится в сторону, противоположную скольжению, и тем самым стремится устранить возникший крен.

Таким образом, поперечной статической устойчивостью самолета является его способность реагировать на скольжение креном в противоположную сторону.

Однако устойчивый по крену самолет не всегда стремится сохранить заданный крен. Рассмотрим поведение самолета в пе-

ревернутом полете при положительной подъемной силе (перегрузке).

При случайном накрениении самолет начнет скользить на опущенное крыло. При этом стабилизирующий момент $M_{x\beta}$ будет направлен в сторону увеличения крена и самолет будет продолжать его увеличивать. При приближении крена к 90° составляющая $G \sin \gamma$ увеличивается, соответственно будут увеличиваться угол скольжения, момент $M_{x\beta}$ и угловая скорость ω_x . Самолет без вмешательства летчика может повернуться относительно продольной оси на 180° и более. Такое движение его называют выворачиванием.

Энергия самолета. Полная механическая энергия самолета состоит из двух видов — потенциальной и кинетической:

$$E = E_{\text{п}} + E_{\text{к}} = mgH + mV^2/2.$$

Для удобства анализа и сравнения энергетических возможностей различных самолетов переходят к удельной энергии (на 1 Н силы тяжести):

$$E_{\text{уд}} = E/mg = H + V^2/2g.$$

Поскольку удельная энергия измеряется в метрах, то ее называют также энергетической высотой. Таким образом,

$$H_s = H + V^2/2g,$$

где H_s — энергетическая высота, H — геометрическая высота и $V^2/2g$ — кинетическая высота.

Энергию самолету сообщает двигатель, расходуется она на преодоление лобового сопротивления. Если $n_{x \text{ ср}} > 0$ ($P > X$), то энергия самолета увеличивается. Если в среднем на маневре $n_{x \text{ ср}} < 0$ ($P < X$), то энергия уменьшается. Наконец, при $n_x = 0$ ($P = X$) энергетическая высота постоянная, энергия может переходить лишь из одного вида в другой. Это замечательное свойство позволяет довольно просто определять изменение высоты при известном изменении скорости и, наоборот, изменение скорости при заданном изменении высоты независимо от вида маневра и формы траектории.

Действительно, если при выполнении какого-либо маневра $n_x = 0$, то $H_s = \text{const}$, т. е.

$$H_1 + V_1^2/2g = H_2 + V_2^2/2g \text{ или}$$

$$\Delta H = H_2 - H_1 = (V_1^2 - V_2^2)/2g = V_{\text{ср}} \Delta V/g.$$

Из полученного выражения следует, что потеря (набор) высоты зависит не только от перепада скоростей, но и от средней скорости на маневре.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ В ПОЛЕТЕ

2.1. Действия летчика по управлению самолетом

Система «летчик—самолет—среда». Летчик и самолет, находящийся в определенной среде, с точки зрения теории управления (кибернетики), представляют собой управляемую замкнутую систему с прямой и обратной связями (рис. 2.1), в которой летчик является центральным, управляющим звеном, а самолет — объектом управления. Средой являются воздух, земля и объекты, находящиеся как в воздухе, так и на земле.

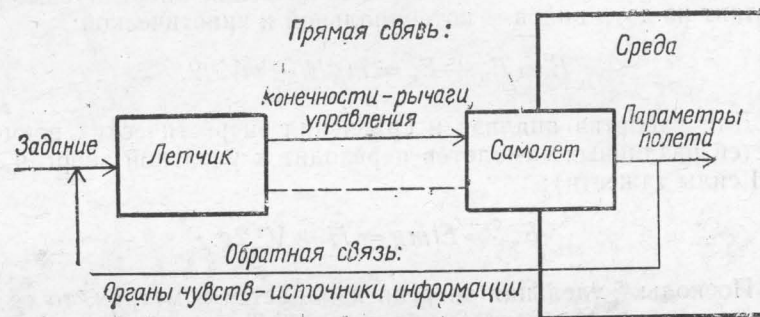


Рис. 2.1. Система «летчик — самолет — среда»

Летчик воздействует на самолет с помощью прямой (командной) связи, перемещая руками и ногами рычаги управления: ручку управления самолетом (РУС), педали, рычаг управления двигателем (РУД), краны, переключатели и т. д.

На отклонения органов управления самолет реагирует изменением параметров полета, которые измеряются и отображаются соответствующими приборами. Кроме того, для оценки положения самолета и состояния его систем летчик использует видимое положение частей самолета относительно естественного горизонта, шумы, вибрации, тряску и т. д. Все это является источниками информации, которая поступает к органам чувств летчика и вызывает соответствующие ощущения: зрительные, слуховые, мускульно-двигательные, статические и кожные.

Источники информации и органы чувств летчика и образуют обратную связь. Совокупность источников информации в психологии называют сенсорным полем оператора (летчика), а совокупность органов управления (рычагов, кренов, переключателей) — моторным полем. Деятельность человека по управлению машиной называют сенсомоторной (или психомоторной).

Сложная деятельность летчика по управлению самолетом в конечном счете сводится к более или менее простым сенсо-

торным актам (реакциям). Сенсомоторная реакция состоит из трех моментов (этапов), выполняемых последовательно.

Первый момент — сенсорный. В этот период времени летчик получает информацию об управляемом объекте — самолете, режиме его полета. Второй момент — центральный. Он заключается в переработке полученной информации и принятии решения на определенный вид действий (движений) и происходит в центральной нервной системе. Третий момент — моторный, или двигательный. В этот период летчик выполняет движения рычагами управления, реализующие его решение. Обычно указанные этапы циклично повторяются: после выполненных движений летчик вновь принимает информацию, оценивает результат своих действий и принимает решение на очередные действия.

Органы чувств — приемники информации. С помощью зрения летчик воспринимает до 90% полетной информации. С помощью слуха летчик воспринимает команды, передаваемые по радио и СПУ, шум работы двигателя и т. д.

К мускульно-двигательным (мышечно-суставным, кинестетическим) относятся ощущения тяжести, сопротивления и движения. С их помощью летчик воспринимает перегрузки, вибрации, усилия на рычагах управления. Кинестетические ощущения вызываются особо чувствительными нервными окончаниями, расположенными в мышцах, сухожилиях, на суставных поверхностях.

Статические ощущения вызываются вестибулярным аппаратом. Это ощущения положения своего тела в пространстве (кабине самолета), а также ощущения угловых и линейных ускорений.

Мускульно-двигательные и статические ощущения, память на них играют важную роль в процессе овладения техникой пилотирования и формирования так называемого летного чутья, или чувства самолета.

К кожным ощущениям относятся тактильные (ощущения прикосновения, гладкости, шероховатости), температурные и болевые. С помощью тактильного ощущения можно распознавать форму рычагов, кранов, не используя зрение, а также незначительные перемещения соприкасающихся с поверхностью тела объектов, в том числе и рычагов управления.

Выбор информации — функция внимания. В ходе полета летчику поступает огромное количество информации от различных источников по нескольким каналам (органам чувств) одновременно. Сознание же его может быть направлено в данный момент времени только на один объект или вид деятельности. Отсюда вытекает необходимость выборочного приема информации. Эту функцию выполняет внимание.

Внимание — это сосредоточенность и активная направленность сознания на те или иные предметы и явления.

В организации внимания различают его переключение, удержание, объем и распределение.

Переключение внимания — это переключение сознания с одного объекта или вида деятельности на другой. Между переключениями происходит удержание внимания. Переключение и удержание внимания могут быть произвольными, непроизвольными и подпроизвольными (в результате приобретенного навыка). Произвольное переключение и удержание внимания происходит в результате волевого усилия человека под контролем сознания. Непроизвольное переключение внимания происходит непреднамеренно, под действием внешних раздражителей, как правило, неожиданных, непредусмотренных. Переключение внимания происходит в ЦНС за очень короткое время — 0,02... 0,03 с.

Под объемом внимания понимают количество объектов, которые могут быть восприняты за определенный промежуток времени за счет быстрого переключения внимания.

Распределение внимания определяется перечнем объектов, на которые переключается внимание в данный промежуток времени (содержание объема), и относительным распределением времени внимания между этими объектами. Распределение внимания можно оценить и частотой подключения внимания на каждый объект.

Порядок распределения и переключения внимания определяется режимом и этапом полета, а также наличием источников информации. Некоторые летчики допускают ошибку, отождествляя переключение внимания с переносом взгляда. Это происходит потому, что, как указывалось выше, до 90% информации поступает по зрительному каналу и переключение внимания, как правило, совпадает с переносом взгляда. Но летчик в отдельные моменты может (и должен!) переключать внимание и на другие органы чувств — слуховой, мускульно-двигательный, тактильный, с центрального зрения на периферическое. При этом следует иметь в виду, что переключение внимания длится 0,02—0,03 с, а перенос взгляда и перефокусирование зрения — 0,17 с. Поэтому опытные летчики при использовании зрительного канала переключают внимание на некоторых этапах без переноса взгляда, используя для этого периферическое зрение.

Переработка информации — принятие решений. Переработка информации летчиком заключается в ее оценке и принятии решения на управляющие действия. Решение характеризуется временем его принятия и степенью соответствия целям пилотирования — оптимальностью. Упрощенно процесс принятия решений можно представить следующим образом.

При подготовке к полету летчик в соответствии с заданием формирует в своей памяти образ предстоящего полета (точнее — систему последовательных образов), который называют концептуальной (мысленной) моделью полета. Фактическое движение самолета в полете оценивается летчиком не непосредственно,

как это мог бы сделать наблюдатель, находящийся на земле, а по косвенным признакам — показаниям приборов, восприятию усилий, т. е. по имеющимся источникам информации. Совокупность информации, позволяющей летчику судить о действительном положении и движении самолета, режимах работы его систем, принято называть информационной моделью полета. Сравнивая ИМП и КМП, летчик принимает решение на управляющие действия.

Решения могут быть простыми и сложными. Сложные решения состоят из более простых. Сложность решения на один и тот же этап полета может быть различной в зависимости от опыта летчика (курсанта). Так, в начале летного обучения в сознании курсанта даже на простые действия вырабатывается довольно подробное решение — куда и сколько отклонить РУС, как отклонять педали, когда начинать обратное движение и т. д., на что, естественно, затрачивается много времени. Но при многократном повторении полетных ситуаций (в ходе тренировки) составляющие части сложных решений передаются на более низкие уровни ЦНС и формируются там (в отделах двигательной памяти) в виде блоков стандартных решений. Теперь уже в сознании вырабатывается более краткое решение, например, «ввести в разворот». Эта команда поступает в соответствующие блоки, которые управляют мышцами. Сознание освобождается и может перерабатывать новую информацию. В этом случае говорят, что сформировался навык в выполнении данного элемента.

Рабочие движения летчика. После того как решение принято, команды от ЦНС идут к мышцам, которые обеспечивают движение конечностей. Однако не всегда эти движения в точности соответствуют принятому решению. Для контроля за правильностью движений в организме человека имеются специальные нервы, по которым к ЦНС передаются сигналы о характере работы мышц — внутренняя обратная связь (кинестетическая). В ЦНС происходит сравнение фактически выполненного движения с требуемым и подаются соответствующие уточняющие команды. Точность движений зависит от того, какова модель движения в памяти летчика и какова информация, поступающая по внутренней обратной связи. Информация в эту память закладывается в результате упражнений в выполнении необходимых движений с эмоциональным подкреплением.

Чем выше должна быть точность движений, тем большее количество положений конечностей должно распознаваться в памяти летчика. Соответственно для передачи каждого положения потребуется и больше информации. Если, например, пользоваться ощущением положения руки при перемещении РУС (x_b), то можно различить не более 5...7 положений. Если же изменять и усилия, то количество различаемых положений резко возрастает — до 15 и более. Таким образом, изменение усилий на органах управления является средством увеличения количества ин-

формации о характере рабочих движений летчика и обеспечивает их высокую дифференцировку, т. е. точность.

Рабочее движение летчика можно охарактеризовать формой траектории, скоростью движения и ускорением (силой). По форме траектории движения могут быть прямолинейными (продольные, поперечные, диагональные) и криволинейными. Величина линейного перемещения называется амплитудой. Силовые возможности летчика следующие. Максимальное усилие, развиваемое одной рукой при движении на себя, — 400 ... 550 Н, от себя — 400 ... 600 Н, двумя руками — соответственно 850 и 1000 Н. Максимальные усилия при отклонении ручки управления вправо — 160 Н, влево — 180 Н.

Неутомительными считаются усилия: для рук при частых перемещениях рычагов управления — 20 ... 40 Н, при редких — 120 ... 160 Н, для ног — соответственно 20 ... 50 Н и до 300 Н.

Таким образом, свойства летчика как субъекта управления можно характеризовать следующими положениями:

одноканальностью по сознанию, т. е. по способности перерабатывать информацию; летчик может перерабатывать поступающую информацию только последовательно, путем переключения внимания;

многоканальностью по приему информации, т. е. все органы чувств могут одновременно получать информацию о полете;

запаздыванием с реакцией на поступающую информацию; минимальное время запаздывания (простейшей реакции) на сигнал равно 0,2 ... 0,3 с;

нижним и верхним порогами нечувствительности к сигналам, а также порогами различения всех органов чувств.

2.2. Параметры полета и источники информации

Параметры полета — это величины, характеризующие место, положение и движение самолета относительно окружающей среды.

В одиночном полете параметры полета можно разделить на три группы: пространственные, поточные и динамические. Пространственные параметры указывают положение и движение самолета относительно земли, поточные — относительно воздуха. Динамические параметры показывают результат взаимодействия среды и самолета и являются связующими между поточными и пространственными параметрами.

Пространственные (земные) параметры. Сложное движение самолета относительно земли рассматривается как состоящее из двух движений — движения центра масс и вращения относительно центра масс.

Системой отсчета движения центра масс является прямоугольная система координат, связанная с землей (земная). Начало координат этой системы выбирается произвольно в зависимости от выполняемой задачи. Это могут быть начало ВПП, привод-

ная радиостанция, наземный ориентир (цель) и т. д. Ось O_0Y_g вертикальна и направлена вверх, оси O_0X_g и O_0Z_g взаимно перпендикулярны и лежат в горизонтальной плоскости. Направление оси O_0X_g совпадает с исходным или выбранным направлением полета.

Текущими координатами центра масс будут: удаление (протяженность участка) L_x (рис. 2.2), высота полета H , боковое уклонение L_z . В дальнейшем будем называть их параметрами места.

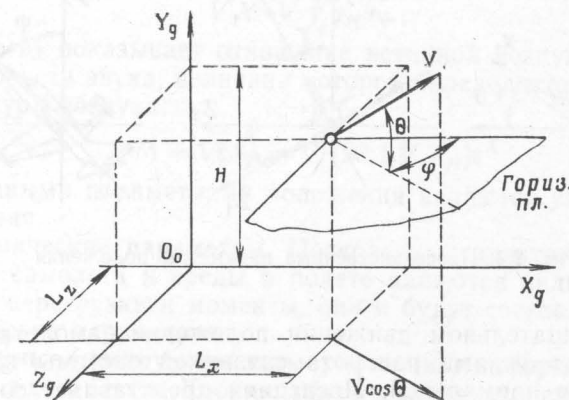


Рис. 2.2. Пространственные параметры (места и скоростные)

Параметры движения указывают, в каком направлении и с какой скоростью движется центр тяжести самолета, поэтому будем называть их скоростными. В качестве таковых можно было бы взять производные от параметров места по времени:

$$dL_x/dt = V_x; \quad dL_z/dt = V_z; \quad dH/dt = V_y.$$

Но для летчика оценка этих параметров затруднена и неудобна (кроме V_y), поэтому применяются другие способы их измерения — по величине и положению вектора скорости относительно земли.

Скоростными параметрами являются: модуль истинной земной скорости V_k , угол наклона вектора скорости (траектории) Θ , угол пути (поворота траектории) Ψ .

Углом наклона траектории называют угол между горизонтальной плоскостью и вектором скорости полета самолета. Он изменяется от 0 (горизонтальное положение) до $+90^\circ$ (вертикально вверх) и -90° (вертикально вниз).

Углом пути называют угол, заключенный между начальным направлением полета (осью O_0X_g) и горизонтальной составляющей текущего вектора скорости. При развороте влево угол пути положителен.

При известных значениях модуля скорости, углов наклона траектории и пути можно определить проекции вектора скорости на оси земной системы координат:

$$V_x = V_k \cos \Theta \cos \Psi; \quad V_z = V_k \cos \Theta \sin \Psi; \quad V_y = V_k \sin \Theta.$$

Данные выражения называют уравнениями кинематических связей.

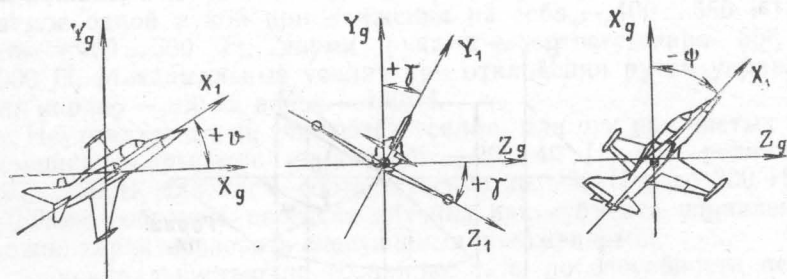


Рис. 2.3. Пространственные параметры положения

При вращательном движении положение самолета определяется тремя углами поворота связанной системы координат относительно нормальной. Последняя представляет собой прямоугольную систему координат, начало которой находится в центре масс самолета, а оси OX_g , OY_g и OZ_g параллельны осям земной системы координат.

Углы, на которые повернута одна система относительно другой, будем называть параметрами положения. Ими являются угол тангажа ϑ , угол рыскания ψ , угол крена γ .

Для упрощения определения этих углов и более наглядного представления упоминание о нормальной системе координат нередко опускают.

Углом тангажа называют угол между продольной осью самолета OX_1 и горизонтальной плоскостью (плоскостью X_gOZ_g). Он изменяется в пределах $\pm 90^\circ$.

Углом крена (связанным) называют угол между плоскостью симметрии самолета и вертикальной плоскостью, проходящей через ось OX_1 . Он изменяется в пределах $\pm 180^\circ$ (левый, правый), а при непрерывном вращении — в пределах $\pm 360^\circ$ и более. Правый крен положителен.

Углом рыскания называют угол между вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось самолета, и плоскостью X_gOY_g . При развороте влево угол рыскания положителен. Он изменяется от 0 до 360° .

Поточные параметры. Данные параметры можно разделить на параметры места, положения и движения.

Место самолета в воздушной массе характеризуется не линейными размерами, а физическими свойствами воздуха — его

давлением (плотностью) и температурой, а также условиями видимости.

Основным поточным параметром движения является истинная воздушная скорость. В эту же группу можно включить приборную (индикаторную) скорость и число M , хотя они одновременно характеризуют два параметра. Так, индикаторная скорость показывает, при какой относительной плотности движется самолет с данной скоростью:

$$V_i = V \sqrt{\rho_H / \rho_0}.$$

Число M показывает отношение истинной воздушной скорости к скорости звука, величина которой определяется значением температуры воздуха:

$$M = V/a_H = V/(20,1 \sqrt{T_H}).$$

Поточными параметрами положения являются углы атаки и скольжения.

Динамические параметры. Поскольку результатом взаимодействия самолета и среды в полете являются силы, вызываемые ими перегрузки и моменты, они и будут составлять группу динамических параметров.

Приборные (инструментальные) источники информации. О параметрах места. Координаты на местности измеряются и отображаются навигационными системами, на самолете Л-39 — системой «Искра-К» (РСБН). В ней применена полярная система отсчета: указываются направление на радиостанцию ближней навигации и удаление до нее ППД. В определенных режимах вертикальная планка НПП показывает боковое отклонение L_z .

Истинная высота измеряется радиовысотометром. Барометрический высотомер показывает высоту над изобарической поверхностью с заданным давлением. Степень изменения барометрической высоты — вертикальная скорость — измеряется варнометром. Последний работает на принципе замера разности давлений в корпусе прибора и манометрической коробке, образующейся в результате запаздывания их выравнивания. Поэтому вариометр показывает действительное значение вертикальной скорости с некоторым запаздыванием (не менее 2...3 с).

О параметрах движения центра масс (скоростных). На самолете нет приборов, которые измеряли бы земную скорость, углы наклона траектории и пути.

О пространственных параметрах положения. На всех современных самолетах установлены авиагоризонты (на самолете Л-39 — прибор АГД-1), которые измеряют и отображают значения углов крена и тангажа. Особенностью авиагоризонта АГД-1 является наличие диапазонов углов тангажа ($80 \dots 90^\circ$ и $-80 \dots -90^\circ$), в пределах которых углы крена не определяются. Угловые скорости $d\gamma/dt$ и $d\vartheta/dt$ оцениваются по скорости вращения силуэтов самолета и шкалы. Однако надо иметь в виду, что шкала углов тангажа растянута (увеличена

по угловым размерам) и перемещается быстрее естественного горизонта в 1,7 раза, хотя ее оцифровка соответствует истинным значениям углов тангажа.

Угол рыскания измеряется угломерными магнитными и радиотехническими системами — компасом, радиокompасом, РСБН.

На самолете имеется указатель поворота, который измеряет угловую скорость относительно нормальной оси — ω_y . Шкала указателя отградуирована в значениях угла крена виража, выполняемого на определенной скорости (350 км/ч).

О поточных параметрах положения. На современных самолетах, как правило, устанавливается указатель углов атаки, но на Л-39 он отсутствует.

В качестве указателя скольжения применяется шарик, плавающий в изогнутой трубке. Положение шарика определяется направлением поверхностной силы, лежащей в плоскости, перпендикулярной оси крена (в плоскости Y_1OZ_1). В этой плоскости действуют две силы — нормальная (подъемная) и поперечная (боковая). Их взаимной величиной и определяется угол отклонения шарика:

$$\operatorname{tg} \varphi_{\text{ш}} = Z/Y = n_z/n_y = c_z^{\beta}/c_y.$$

Таким образом, отклонение шарика пропорционально углу скольжения только при постоянном значении коэффициента подъемной силы. При его увеличении отклонение шарика уменьшается, при уменьшении — увеличивается. При $c_y \leq 0$ ($n_y \leq 0$) шарик скатывается в конец трубки и никакого скольжения не показывает.

О поточных параметрах движения. Величины истинной воздушной, приборной скоростей и числа M измеряются и отображаются соответствующими указателями, совмещенными в одном приборе.

Исторически сложилось так, что вначале появились приборы, показывающие только приборную скорость, фактически они измеряли не скорость полета, а скоростной напор, по которому для определенной плотности градуировали шкалу. В качестве исходного значения плотности взяли ее значение при давлении 101254 Па и температуре 288 К, т. е. для $H=0$ при стандартных условиях. Естественно, что правильную скорость такой прибор показывал только в указанных выше условиях. С подъемом на высоту прибор начинал занижать показания скорости и для точного ее определения требовалось учесть изменение плотности:

$$V \approx V_{\text{пр}} \sqrt{\rho_0/\rho_H},$$

где подкоренное выражение — высотная поправка.

В современных приборах фактически используется тот же принцип измерения приборной скорости. Пользование ею имеет то преимущество, что позволяет летчику судить о величине аэродинамических сил, действующих на самолет (они, как известно, пропорциональны скоростному напору).

Для точного определения истинной скорости по приборной (или наоборот) необходимо учитывать не только высотную поправку, но и погрешности прибора — инструментальную, аэродинамическую и на сжимаемость.

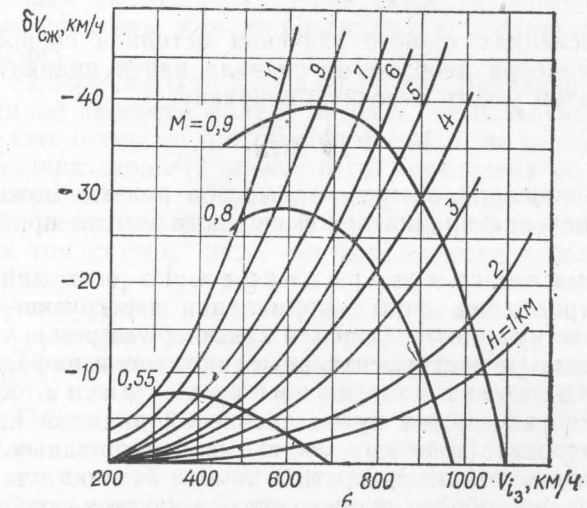
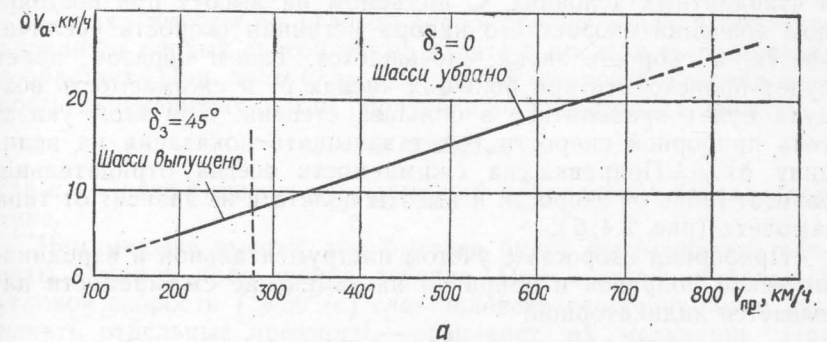


Рис. 2.4. Аэродинамическая поправка (а) и поправка на сжимаемость воздуха (б) к указателю скорости

Инструментальная погрешность и соответствующая поправка $\delta V_{\text{инс}}$ вызваны неточностью работы механизма прибора. Для ее определения каждый указатель скорости тарируется в лаборатории и к нему прикладывается график инструментальных поправок.

Аэродинамическая поправка δV_a обуславливается искажением воздушного потока и его параметров в месте установки приемника воздушного давления (ПВД) частями самолета и самим ПВД. График аэродинамических поправок определяется при испытаниях самолета (рис. 2.4, а).

При полете на больших скоростях на средних и больших высотах необходимо учитывать также поправку на изменение сжимаемости. Указатель приборной скорости тарирован на величину скоростного напора с учетом сжимаемости, но на $H=0$ в стандартных условиях. С подъемом на высоту при постоянном значении скоростного напора истинная скорость увеличивается, а скорость звука уменьшается. Таким образом, полет будет происходить при больших числах M и сжимаемость воздуха будет проявляться в большей степени. При этом указатель приборной скорости будет завышать показания на величину $\delta V_{сж}$. Поправка на сжимаемость всегда отрицательна, зависит лишь от скорости и высоты полета и не зависит от типа самолета (рис. 2.4, б).

Приборная скорость с учетом инструментальной и аэродинамической поправок и поправки на изменение сжимаемости называется индикаторной:

$$V_i = V_{пр} + \delta V_{инс} + \delta V_a + \delta V_{сж}.$$

При вычислениях точного значения истинной скорости по показаниям прибора необходимо сначала найти индикаторную скорость, а затем учесть высотную поправку:

$$V = V_i \sqrt{\rho_0 / \rho_H}.$$

Для приближенной оценки параметров полета можно использовать значения индикаторной скорости вместо приборной, и наоборот.

О динамических параметрах. Из всех динамических параметров лишь один — нормальная перегрузка — измеряется соответствующим указателем (акселерометром).

Неприборные (неинструментальные) источники информации. О пространственных параметрах места. Координаты L_x , L_z определяются путем сравнения видимой картины земной поверхности (точечных, линейных и площадных ориентиров) с образом этой поверхности в памяти летчика или с картой. Формирование образа происходит при изучении района полетов по карте и с самолета в реальных полетах.

Истинная высота полета определяется летчиком, так же как и расстояние, глазомерно — по угловым размерам наземных объектов и угловой скорости их перемещения*. С увеличением высоты угловые размеры объектов уменьшаются (их видимое изображение становится меньше). При размерах менее 1...3' они перестают быть видимыми. Так, например, с высоты более 4 км увидеть отдельно идущего человека практически невозможно. При снижении угловые размеры ориентиров увеличиваются, в поле зрения летчика появляются новые, ранее нераз-

личимые детали и объекты. Летчик запоминает соответствующее изображение земной поверхности в сравнении с показаниями высотомера или по подсказке инструктора (на взлете и посадке).

Оценка высоты по угловой скорости перемещения объектов дополняет первый способ, но на взлете и посадке ее роль резко возрастает. При полете на постоянной скорости угловая скорость перемещения земли обратно пропорциональна высоте:

$$\omega_z = c_{вз} V / H,$$

где $c_{вз}$ — коэффициент, учитывающий направление взгляда летчика.

Чем меньше высота, тем быстрее будут перемещаться объекты земли в поле зрения летчика. При достаточно большой угловой скорости ($\geq 50^\circ/\text{с}$) глаз человека перестает четко различать отдельные предметы — возникает их мелькание. При дальнейшем увеличении угловой скорости (свыше $100^\circ/\text{с}$) отдельные предметы уже не различаются, а сливаются в сплошную полосу.

О скоростных параметрах. Величину и направление земной скорости полета летчику, не пользуясь приборами, определить очень трудно (вектор скорости не виден).

Величина скорости может быть определена по угловой скорости перемещения объектов земли с учетом высоты (или расстояния) весьма приближенно. Глазомерный способ применяется лишь в том случае, когда нет возможности использовать приборы. Например, при разбеге и пробеге. Глазомерное определение углов пути и наклона траектории весьма затруднительно.

О пространственных параметрах положения. Как уже указывалось, углы крена, тангажа и рыскания являются углами между осями нормальной и связанной систем координат. Положение осей связанной системы координат летчик определяет по видимым деталям кабины самолета. Так, положение нормальной оси OY_1 он представляет, мысленно проведя линию симметрии передних частей кабины: приборной доски, прицела, фонаря, положение поперечной оси OZ_1 — по деталям, расположенным перпендикулярно (симметрично) воображаемой оси OY_1 . Начало координат этой системы летчик полагает находящимся в районе своей головы при направлении взгляда вдоль оси OX_1 , в поле центрального зрения находится середина оптического прицела (центральная точка). Для определения осей нормальной системы координат используется положение естественного горизонта.

Естественным горизонтом (рис. 2.5) называют видимую линию (полосу), разделяющую земную или водную поверхность и воздушную среду (небо). Поскольку радиус земли довольно велик, то с высот полета самолета эта линия кажется прямой и горизонтальной, постоянно находящейся на уровне глаз летчика. На самом деле направление взгляда на ЕГ не

* В обычных условиях на небольших расстояниях для оценки расстояний используется и бинокулярность зрения. Однако в определении высоты она играет второстепенную роль.

горизонтально, а находится под некоторым углом $\Delta\theta$ вниз, увеличивающимся по мере роста высоты полета. Однако это увеличение незначительно и на $H=10$ км составляет около 3° . Положение этой конической поверхности и принимается летчиком за горизонтальную плоскость $X_g OZ_g$ нормальной системы координат.

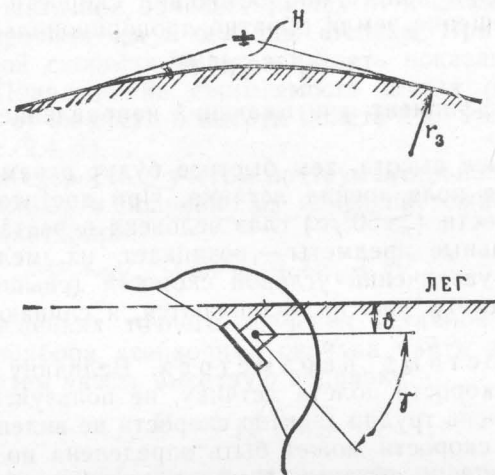


Рис. 2.5. Естественный горизонт как источник информации

С учетом сказанного определение пространственных параметров положения осуществляется следующим образом.

Величина угла тангажа определяется по расстоянию между центральной точкой и линией ЕГ. Если эта точка выше, значит, угол тангажа положителен (кабрирование), ниже — отрицателен.

Оценка летчиком угла крена в соответствии с определением, данным в динамике полета, затруднительна главным образом из-за того, что он не видит вертикальной плоскости, проходящей через вектор скорости или продольную ось самолета. Горизонтальную же линию ЕГ в простых условиях летчик видит достаточно четко. Поэтому проще угол крена определять как угол между линией естественного горизонта и поперечно расположенными деталями кабины, т. е. по взаимному положению осей OZ_g и OZ_1 .

Угловые скорости ω_x , ω_y и ω_z оцениваются по тем же источникам информации, что и углы γ , ψ и θ .

Угловые ускорения ϵ_x , ϵ_y и ϵ_z воспринимаются вестибулярным аппаратом летчика.

О поточных параметрах. Непосредственно об истинной и приборной воздушных скоростях, числе M летчику судить довольно трудно, существуют лишь косвенные признаки, на-

пример усилия на РУ. О величине угла атаки летчик может непосредственно судить лишь при выходе на аэродинамическую тряску — по ударным нагрузкам и вибрации, воспринимаемым с помощью слуха и мышечно-суставных ощущений.

О динамических параметрах. Выше указывалось, что линейные и угловые ускорения воспринимаются вестибулярным аппаратом летчика (статические ощущения). Перегрузки воспринимаются с помощью мышечно-суставных ощущений через реакцию сиденья и привязных ремней.

2.3. Управляемость самолета

Управляемостью самолета называется его способность реагировать на отклонения рычагов управления соответствующим изменением параметров полета.

Управляемость самолета оценивается статическими и динамическими характеристиками, а также пределами и ограничениями.

Статическая характеристика управляемости показывает потребное отклонение рычага управления для изменения соответствующего параметра на единицу $\Delta x/\Delta P$ или $dx/dP = x''$.

Наряду с этой характеристикой используется и другая — расход усилий, прилагаемых летчиком к рычагу управления для изменения параметра полета на единицу: $\Delta P/\Delta P$ или $dP/dP = P''$.

Летчик может точнее судить о величине перемещения именно по усилиям. Кроме того, данная характеристика позволяет оценить энергозатраты летчика на управление самолетом.

Если модуль характеристики $x''(P'')$ увеличивается, то говорят, что управляемость понижается (иногда ухудшается), и наоборот — при уменьшении модуля управляемость повышается. Хорошей управляемостью считается в том случае, когда значения x'' , P'' находятся в оптимальной зоне — заданном для данного типа самолета интервале. Если их значения больше или меньше оптимальных, то управляемость в любом случае плохая, но в первом случае говорят, что самолет реагирует на отклонение рычагов слишком вяло, а во втором — слишком энергично. В первом случае летчик затрачивает на управление слишком много энергии, а во втором снижается точность пилотирования.

Динамические характеристики управляемости показывают время и характер изменения параметра после отклонения рычага управления в соответствующее положение. Наиболее важной для звуковых самолетов динамической характеристикой управляемости является время срабатывания ($t_{ср}$) — время, в течение которого параметр достигает значения, соответствующего положению рычага управления. При этом считается, что рычаг перемещен в новое положение практически мгновенно (ступенчатое отклонение).

Один и тот же самолет при одинаковых статических характеристиках управляемости в различных условиях может иметь разные динамические характеристики. Последние определяют инерционность самолета, т. е. его способность быстро или медленно выполнить «команду» летчика.

Управляемость самолета считается хорошей при малом времени срабатывания (менее 0,5 ... 1 с). При большом времени срабатывания (>1,5 с) пилотирование усложняется.

Кроме статических и динамических характеристик летчику важно знать, в каких пределах значений параметров возможно и безопасно управление самолетом.

Пределами управления будем называть максимальные и минимальные значения параметра, которые могут быть достигнуты самолетом в полете. Интервал значений параметра между его пределами называется полным диапазоном, или диапазоном достижимых значений параметра.

Ограничением параметра будем называть максимальное и минимальное его значения, которые допускаются при обеспечении заданного уровня безопасности полета. Обычно ограничения обозначаются как $P_{\max \text{ доп}}$ и $P_{\min \text{ доп}}$.

Интервал значений параметра между его ограничениями называют эксплуатационным диапазоном данного параметра.

За пределы система физически выйти не может. За ограничения может, но тогда нарушается нормальное ее функционирование и, как правило, возникает угроза безопасности полета.

2.4. Управление углом атаки и нормальной перегрузкой

Балансировка самолета на заданном угле атаки. Управление углом атаки осуществляется следующим образом (рис. 2.6). Летчик, перемещая РУС, например, на себя, тем самым отклоняет руль высоты вверх. За счет этого на горизонтальном оперении возникает прирост подъемной силы $\Delta Y_{г.о.}$, направленный вниз. Действуя на плечо $l_{г.о.}$, он образует управляющий момент $M_{z\delta_B}$, который вращает самолет относительно центра тяжести в сторону увеличения угла атаки. При этом в силу устойчивости самолета в его фокусе возникает прирост подъемной силы, направленный в данном случае вверх, что обуславливает появление и увеличение стабилизирующего момента тангажа $M_{z\alpha}$, препятствующего увеличению угла атаки. При определенном значении последнего управляющий и стабилизирующий моменты уравниваются друг друга ($M_z=0$) и самолет будет сохранять созданный угол атаки. В этом случае говорят, что самолет сбалансирован на данном угле атаки. Условием такой балансировки является равенство момента тангажа нулю.

Связь между величиной отклонения РУС и изменением угла атаки можно вывести из выражения момента тангажа и условия балансировки:

$$M_z = M_{z0} + M_{z\alpha} + M_{z\delta_B} = M_{z0} - Y(x_F - x_T) + Y_{г.о.} l_{г.о.}$$

Разделив полученное выражение на qSb_A , получим

$$m_{z0} - c_y(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + m_z^{\delta_B} \delta_B = 0.$$

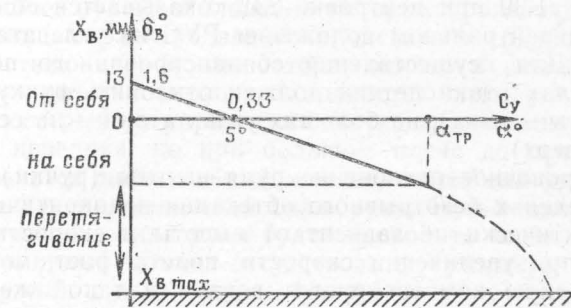
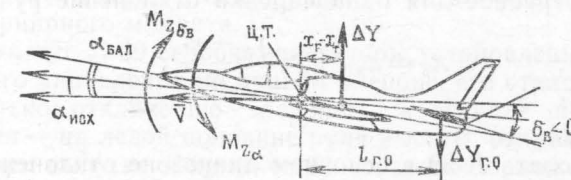


Рис. 2.6. Балансировка самолета по углу атаки и балансировочная диаграмма

где M_{z0} — момент тангажа, действующий на самолет при $c_y=0$;

m_{z0} — его коэффициент;

$m_z^{\delta_B}$ — коэффициент эффективности руля высоты, всегда отрицательный, постоянный по величине в пределах безотрывного обтекания и чисел $M=0 \dots 0,5$; динамические моменты не учитываются.

Потребное отклонение руля высоты для полета при данном значении коэффициента подъемной силы

$$\delta_B = - \left(\frac{m_{z0}}{m_z^{\delta_B}} - c_y \frac{\bar{x}_F - \bar{x}_T}{m_z^{\delta_B}} \right) = - \left(\delta_{B0} - c_y \frac{\bar{x}_F - \bar{x}_T}{m_z^{\delta_B}} \right),$$

где δ_{B0} — отклонение руля высоты для балансировки самолета на угле атаки нулевой подъемной силы.

При $m_{z0} > 0$, $\delta_{B0} > 0$ для самолета Л-39 при $\bar{x}_T = 0,23$ $\delta_{B0} = 1,6^\circ$.

Графическая зависимость балансирующего отклонения руля высоты от угла атаки (c_y) называется балансирующей диаграммой. В качестве функции летчику удобнее использовать отклонение ручки, которое связано с отклонением руля отклонением

$$x_B = \delta_B / k_B,$$

где k_B — передаточный коэффициент.

Тогда потребное для балансировки отклонение ручки

$$x_B = x_{B0} + c_y \frac{\bar{x}_F - \bar{x}_T}{k_B m_z^{\delta_B}}, \quad [2.1]$$

где $x_{B0} = \delta_{B0} / k_B$.

Для самолета Л-39 в основном диапазоне отклонений ручки $k_B = 0,126^\circ/\text{мм}$, при этом $x_{B0} = 13 \text{ мм}$.

Самолет Л-39 при центровке 23% оказывается сбалансированным при нейтральном положении РУС на угле атаки $\alpha = 5^\circ$ ($c_y = 0,33$). Для осуществления сбалансированного полета на меньших углах атаки летчик должен отклонить ручку от себя (руль высоты — вниз), на больших углах атаки — на себя (руль высоты — вверх).

Балансирующее отклонение руля высоты (ручки) по углу атаки в пределах безотрывного обтекания и докритических чисел M практически не зависит от высоты и скорости полета. Например, при увеличении скорости полета рост момента от подъемной силы компенсируется ростом в такой же степени управляющего момента и балансировка самолета не нарушается.

Усилия на ручке управления и способы их уменьшения. При отклонении рычагов управления летчик преодолевает трение в системе, усилия от ее весовой несбалансированности, но главным образом — момент аэродинамической силы руля, называемый шарнирным.

Усилия, прилагаемые летчиком от себя, называют давящими, их считают положительными. Тянущие усилия считаются отрицательными.

Графические зависимости усилий, прикладываемых к ручке для отклонения рулей в балансирующее положение, называются балансирующими диаграммами усилий. Балансирующая диаграмма $P_B = f(c_y)$ при $V_i = \text{const}$ представляет собой прямую, угол наклона которой с ростом скорости увеличивается. При полете с постоянным углом атаки усилия пропорциональны скоростному напору.

При больших значениях индикаторной скорости усилия на рычагах управления могут достигать значительных величин, что затрудняет пилотирование. А в длительном полете и сравнительно небольшие усилия могут вызвать утомление. Поэтому на самолетах предусматривают различного рода конструктивные мероприятия для уменьшения или полного снятия усилий с руч-

ки и педалей. На самолете Л-39 применяются аэродинамическая компенсация, сервокомпенсаторы и триммеры.

Сервокомпенсация достигается за счет отклонения задней подвижной части руля в противоположную сторону на величину, пропорциональную отклонению руля. Это обеспечивается жесткой кинематической связью сервокомпенсатора с неподвижной частью. В результате возникновения аэродинамической силы компенсатора суммарная сила несколько уменьшается и, главное, смещается вперед к оси вращения, что и обеспечивает снижение шарнирного момента.

На самолете Л-39 сервокомпенсаторы установлены: в канале поперечного управления на правом элероне, его отклонение пропорционально отклонению элеронов; в канале продольного управления — на левой половине руля высоты, отклоняется вниз на -15° при выпуске закрылков в посадочное положение.

Триммеры представляют собой подвижные поверхности на задней кромке рулей, отклонение которых производится летчиком с помощью электродвигателя. Действие триммера аналогично действию сервокомпенсатора, однако с помощью триммера летчик имеет возможность полностью снять усилие с соответствующего рычага управления. Хотя аэродинамическая сила триммера невелика, но при большом плече до оси вращения руля образуется значительный момент, способный уравновесить момент от аэродинамической силы руля. При этом суммарная аэродинамическая сила руля будет проходить через ось вращения, а шарнирный момент отсутствовать. Триммеры установлены на элеронах и руле высоты. Их нейтральное положение сигнализируется летчику загоранием соответствующих ламп (индексом на шкале).

Управление углом атаки и нормальной перегрузкой. При продольном отклонении ручки управления через $t_{ср}$ самолет выходит на балансирующее значение угла атаки. При отсутствии указателя углов атаки летчик может судить об угле атаки лишь косвенно, например по изменению угла тангажа:

$$\alpha = \vartheta - \Theta; (\gamma = 0).$$

И только при выходе на $\alpha_{тр}$ определяет это по шуму и вибрации самолета (рис. 2.7).

Одновременно с углом атаки изменяется нормальная перегрузка. О ней летчик может судить по мышечно-суставным ощущениям (постоянно, но неточно) и по указателю перегрузки (точно, но при визуальном контроле). Кроме того, при отклонении ручки летчик испытывает ощущения усилий, пропорциональных перегрузке, причем на $t_{ср}$ раньше, чем самолет выйдет на эту перегрузку. Поэтому усилия на РУС являются как бы предварительной информацией о достаточности отклонения РУС.

Как видим, перегрузка является более информативным параметром, чем угол атаки. По ее значению можно судить и об

угле атаки, но необходимо помнить, что их соотношение определяется условиями полета (плотностью воздуха и скоростью) и эксплуатационными факторами (массой самолета, положением закрылков и др.).

Управляемость самолета по углу атаки и перегрузке. Статические характеристики управляемости. Ими являются: расход (перемещение) ручки управления для изме-

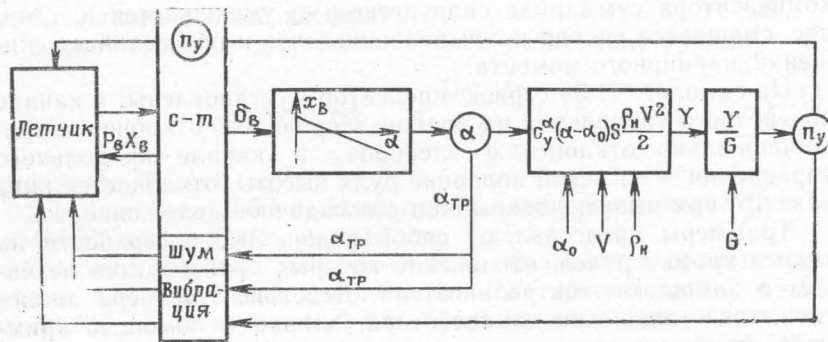


Рис. 2.7. Управление углом атаки и нормальной перегрузкой

нения угла атаки на один градус (x_B^z) и нормальной перегрузки на единицу (x_B^{ny}), а также расход усилий для изменения перегрузки на единицу.

Аналитические выражения этих характеристик получаются путем дифференцирования зависимости [2.1] соответственно по углу атаки и перегрузке:

$$x_B^z = c_y \frac{\bar{x}_F - \bar{x}_T}{m_z^{\delta_B} k_B}; \quad x_B^{ny} = \frac{16m}{SV_i^2} \frac{\bar{x}_F - \bar{x}_T}{m_z^{\delta_B} k_B}; \quad p_B^{ny} = c \frac{\bar{x}_{F_{св}} - \bar{x}_T}{m_z^{\delta_B}}.$$

Управляемость по углу атаки зависит в основном от запаса устойчивости и в пределах эксплуатационного диапазона центровок составляет 3—4 мм на 1° (при передней центровке больше, при задней — меньше).

Расход ручки для изменения перегрузки зависит главным образом от скоростного напора: чем он больше, тем чувствительнее самолет. Например, при увеличении приборной скорости в два раза (от 300 до 600 км/ч) потребное отклонение ручки для создания одной и той же перегрузки уменьшается в четыре раза (рис. 2.8).

Оптимальными значениями этой характеристики являются 12—25 мм на единицу перегрузки. На скоростях по прибору более 500 км/ч управляемость самолета Л-39 может быть выше, т. е. менее 12 мм на единицу перегрузки. Расход усилий для изменения нормальной перегрузки на единицу, как это видно

из выражения p_B^{ny} , зависит в основном от запаса центровки.

Величина расхода усилий по перегрузке для учебного самолета достаточно велика, особенно при центровках, близких к

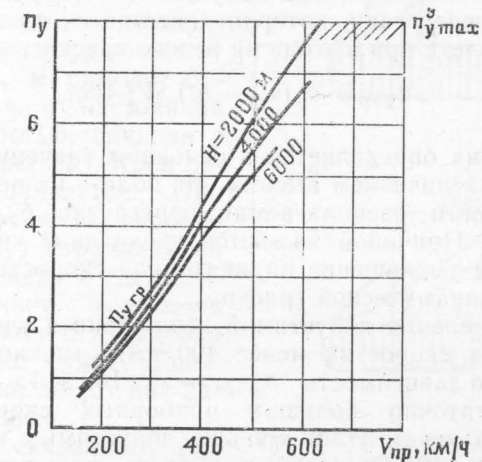
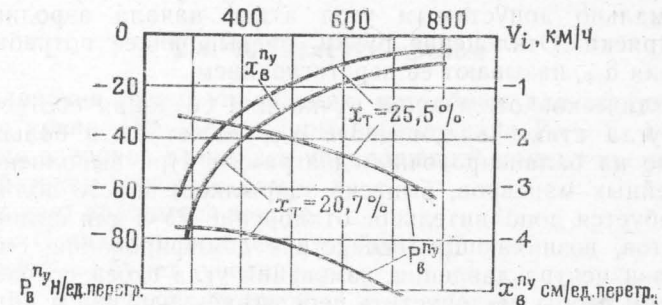


Рис. 2.8. Характеристика управляемости по перегрузке и ее ограничения

предельно передней: 80...90 Н на единицу перегрузки (оптимальными значениями для маневренных самолетов являются 10...30 Н), т. е. учебный самолет является сравнительно тяжелым в управлении.

Время срабатывания — это время поворота самолета вокруг поперечной оси при изменении угла атаки на величину $\Delta\alpha$ (точно $0,95\Delta\alpha$), соответствующую отклонению ручки Δx_B .

На самолете Л-39 время срабатывания на $V_{пр} \geq 300$ км/ч достаточно мало — от 1,5 до 0,5 с. Однако на малых приборных скоростях (200 км/ч и менее) оно существенно увеличивается — от 2 с и более. На этих скоростях самолет очень вяло, с большим запозданием реагирует на отклонение ручки управления.

Пределы и ограничения. По балансировочной диаграмме видно, что отклонения ручки и соответственно руля высоты позволяют создать угол атаки, значительно превышающий критический. Однако летать на таких углах атаки нецелесообразно и опасно. Поэтому вводят ограничение и считают максимально допустимым угол атаки начала аэродинамической тряски. Отклонение ручки, превышающее потребное для создания $\alpha_{тр}$, называют ее перетягиванием.

Фактическое отклонение ручки для создания соответствующего угла атаки, в том числе $\alpha_{тр}$, может быть больше, чем указано на балансировочной диаграмме. При выполнении криволинейных маневров, выпуске закрылков, полете вблизи земли требуется дополнительное отклонение РУС для компенсации моментов, возникающих вследствие демпфирования, смещения фокуса и центра давления, изменения угла скоса потока.

С тем чтобы не допустить перетягивания ручки и полностью использовать возможности самолета, летчику необходимо знать значения располагаемой или допустимой перегрузки, т. е. такой нормальной перегрузки, которая достигается на данной высоте и скорости полета при выходе на режим тряски:

$$n_{y\text{ тр}} = c_y^2 (\alpha_{тр} - \alpha_0) SV_i^2 / 16m.$$

Ее величина определяется в основном значением приборной скорости. С увеличением высоты при полете на постоянной приборной скорости располагаемая перегрузка будет несколько уменьшаться. Причиной являются увеличение числа M и связанное с этим уменьшение индикаторной скорости и угла атаки начала аэродинамической тряски.

Для определения допустимой перегрузки в учебных полетах на приборных скоростях менее 400 км/ч можно использовать эмпирическую зависимость $n_{y\text{ доп}} = V_{пр}/100 - 1$.

При достаточно больших приборных скоростях (600...700 км/ч) на углах атаки меньше допустимых можно создать перегрузку 8...10. Это может вызвать нарушение прочности самолета. Поэтому вводят второе ограничение — по перегрузке.

Для самолета Л-39 максимально допустимая перегрузка для нормальной взлетной массы 4300 кг: положительная 8, отрицательная — 4; для взлетной массы 4600 кг соответственно 7 и —3,5.

Перегрузки снижают психофизиологические возможности летчика: затрудняют движения органами управления, повороты головы, при больших перегрузках может ухудшиться зрение. Отрицательное действие перегрузок тем сильнее, чем больше их величина и продолжительность. Так, без противоперегрузочного костюма летчик сохраняет хорошую работоспособность при кратковременных перегрузках 5...6, при длительных — 2...4. Применение противоперегрузочного костюма позволяет хорошо переносить кратковременные перегрузки до 8, длительные до 5.

Отрицательные перегрузки переносятся значительно хуже, поэтому они не должны превышать $-1...-2$. Недопустима также и околонулевая перегрузка, при которой возможны разрыв струи в системе питания двигателя и его остановка.

2.5. Управление креном

Отклонения ручки управления, потребные для создания заданного крена. При поперечном перемещении РУС за счет отклонения элеронов возникает управляющий момент крена $M_{x\delta}$, под действием которого самолет начинает вращаться вокруг оси OX_1 . С началом вращения возникнет и будет увеличиваться по мере роста угловой скорости крена демпфирующий момент $M_{x\omega_x}$. При определенном значении ω_x демпфирующий момент уравнивается управляющим, и самолет будет вращаться с постоянной угловой скоростью, начиная с момента t_1 (рис. 2.9). Крен постоянно увеличивается. При постановке ручки и элеронов нейтрально (t_2) управляющий момент исчезнет, а демпфирующий начнет тормозить вращение самолета. Угловая скорость крена будет уменьшаться сначала энергично, затем все медленнее.

С учетом сказанного для создания заданного крена летчик должен сначала отклонить ручку в желаемую сторону. При подходе крена к заданному РУС необходимо поставить нейтрально и использовать демпфирование. Для равномерного замедления угловой скорости крена ручку необходимо отклонять в противоположную сторону с нарастающим темпом (но по амплитуде меньшей, чем для создания крена). Обычно же вращение в конце останавливают коротким энергичным отклонением РУС против крена.

Управление креном. Прямая связь при управлении креном состоит из последовательности: отклонение ручки — момент крена — угловое ускорение по крену — угловая скорость крена — крен. Внутренней обратной связью являются ощущения усилий и поперечного перемещения РУС, воспринимаемые МДО.

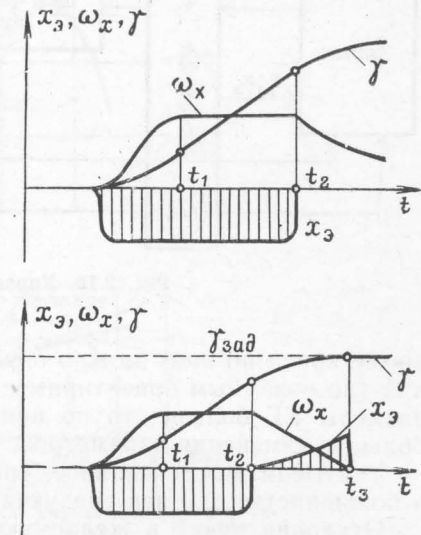


Рис. 2.9. Отклонения ручки управления для создания заданного крена

С началом крена летчик воспринимает вестибулярным аппаратом и угловое ускорение, по которому может прогнозировать угловую скорость ω_x . Крен и угловая скорость определяются в визуальном полете по положению видимых частей самолета относительно естественного горизонта и авиагоризонту. Источник приборной информации имеет то преимущество, что

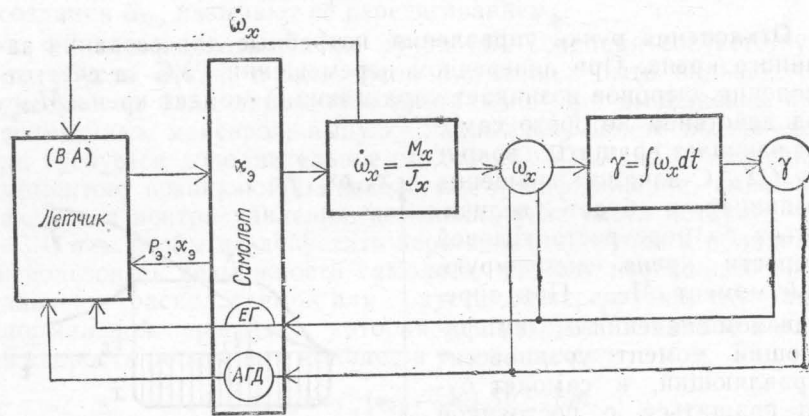


Рис. 2.10. Управление креном

кроме крена по нему можно определить углы тангажа и рыскания (по наземным ориентирам). Кроме того, поскольку угловые размеры ЕГ больше, то по нему раньше обнаруживаются небольшие изменения параметров.

Учитывая вышесказанное, управление креном осуществляют в большинстве случаев следующим образом (рис. 2.10).

Отклонив ручку в желаемую сторону, летчик создает угловую скорость ω_x , оценивая ее и крен приближенно, грубо — по ЕГ. При подходе самолета к заданному крену ручка возвращается в нейтральное положение. Для обеспечения равномерного замедления летчик должен отклонять ручку в противоположную сторону с некоторым увеличением перемещения, но меньшим, чем для создания крена. Точную величину крена летчик определяет по АГД перед остановкой вращения (при кренах 0 и 180° — по ЕГ).

Характеристики управляемости. На самолете Л-39 отклонение элеронов пропорционально отклонению РУС, передаточный коэффициент $k_\delta = \delta_x / \alpha_x = 0,93^\circ/\text{см}$.

При заданных условиях полета (высоте и скорости) угловая скорость крена пропорциональна отклонению элеронов. Действительно, установившаяся угловая скорость крена имеет место при

$$M_{\delta_x}^{\omega_x} = -M_{\omega_x}^{\omega_x}$$

откуда

$$\omega_{x \text{ уст}} \approx 8 \frac{m_x^{\delta} k_\delta}{c_{yI}} V \alpha_x$$

Из этого выражения видно, что при фиксированном отклонении элеронов угловая скорость крена увеличивается пропорционально скорости полета.

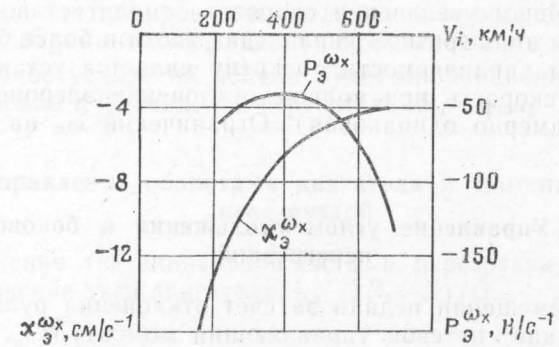


Рис. 2.11. Характеристики управляемости по угловой скорости крена

Однако эта зависимость является приближенной, поскольку не учитывает деформации крыла. При отклонении элеронов прирост подъемной силы на них приводит к скручиванию крыла, вызывая на полукрыле с опущенным элероном уменьшение угла атаки, на противоположном — увеличение. В результате происходит уменьшение разности подъемных сил полукрыльев и соответственно угловой скорости ω_x . Деформация крыла тем сильнее, чем больше скоростной напор, поэтому с ростом индикаторной скорости рост установившейся (максимальной) угловой скорости крена непрерывно замедляется (рис. 2.11).

На определенной скорости она достигает максимума, затем уменьшается, но для Л-39 это соответствует скоростям полета более максимально допустимых.

Если зависимость $\omega_x(\alpha_x)$ является своего рода балансирующей диаграммой, то статическими характеристиками управ-

ляемости по крену являются зависимости расходов ручки и усилий для создания единичной угловой скорости крена — $x_{\omega}^{\omega x}$ и $P_{\omega}^{\omega x}$.

Расходы ручки по мере роста скорости непрерывно уменьшаются:

$$x_{\omega}^{\omega x} \sim 1/V,$$

т. е. управляемость самолета по угловой скорости крена увеличивается. Расходы усилий имеют минимум на $V_i = 400$ км/ч. При дальнейшем увеличении скорости самолет становится более тяжелым в поперечном управлении (хотя и более быстрым).

Пределом управляемости по крену является установившаяся угловая скорость при полном отклонении элеронов (в обе стороны примерно одинаковая). Ограничений ω_x на самолете Л-39 нет.

2.6. Управление углом скольжения и боковой перегрузкой

При перемещении педали за счет отклонения руля направления возникает путевой управляющий момент $M_{y\delta n}$, который вызывает разворот самолета вокруг нормальной оси и обра-

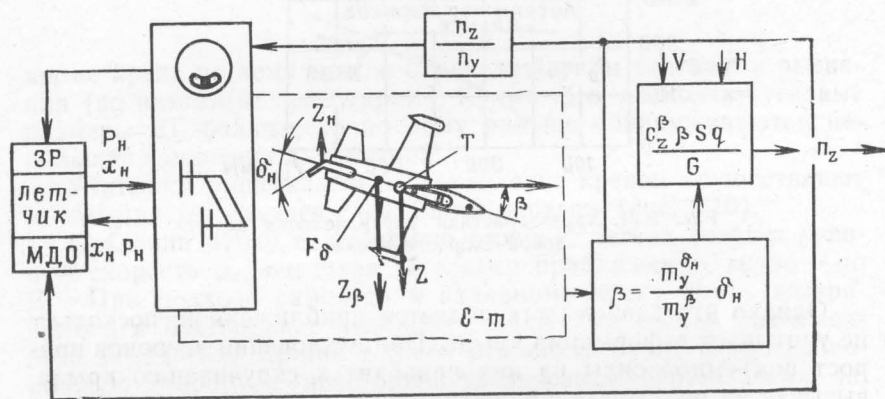


Рис. 2.12. Управление углом скольжения и боковой перегрузкой

зование угла скольжения. При этом возникает путевой стабилизирующий момент $M_{y\beta}$, препятствующий скольжению самолета. При равенстве моментов самолет балансируется на угле скольжения, величина которого пропорциональна отклонению педали:

$$\beta = x_n \cdot \frac{m_{y\beta}}{m_y} \cdot \frac{1}{x_n^{\delta n}}.$$

Графическое изображение этой зависимости представляет собой балансирующую диаграмму. Боковая сила и перегрузка пропорциональны углу скольжения и скоростному напору (рис. 2.12). Обратная связь при управлении углом скольжения и боковой перегрузкой осуществляется путем оценки положения шарика указателя скольжения и восприятием боковой перегрузки МСО.

В большинстве случаев полет выполняется без скольжения. Поэтому летчику необходимо помнить, что потребное отклонение педали для парирования скольжения пропорционально отклонению шарика и коэффициенту подъемной силы: $x_n \sim \varphi_{ш} c_y$.

Потребное усилие на педали будет пропорционально отклонению шарика и нормальной перегрузке: $P_n \sim \varphi_{ш} n_y$.

2.7. Управление оборотами двигателя и тангенциальной перегрузкой

Увеличение тангенциальной силы и перегрузки происходит при увеличении тяги двигателя: $n_x = (P_x - X)/G$.

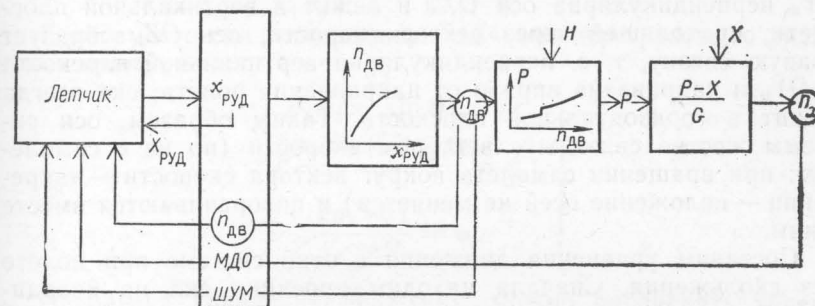


Рис. 2.13. Управление тангенциальной перегрузкой

При перемещении рычага управления двигателем изменяется подача топлива в камеры сгорания и тем самым частота вращения (обороты) двигателя.

Зависимость $n_{dv} = f(x_{руд})$ нелинейная: чем больше частота вращения, тем больше перемещение РУД (рис. 2.13).

Зависимость тяги двигателя от частоты вращения определяется дроссельной характеристикой. Аналитически выразить ее довольно сложно, но качественно можно указать, что тяга двигателя от частоты вращения малого газа растет сначала медленно, затем, по мере приближения к номинальному режиму, все более энергично.

Уменьшение (рост отрицательной) тангенциальной перегрузки происходит при увеличении лобового сопротивления. Последнее преднамеренно увеличивается выпуском тормозных щитков,

иногда увеличением нормальной перегрузки (угла атаки), необходимо — при выпуске шасси и закрылков.

В системе обратной связи имеется указатель частоты вращения двигателя. Непосредственно величина n_x оценивается по МСО.

2.8. Управление движением центра масс самолета

Уравнения движения центра масс самолета в траекторной системе координат. Как было показано выше, при отклонении рычагов управления летчик в конечном счете изменяет величину и направление сил, действующих на самолет, оценивая это по значению перегрузок и крена. В динамике полета эти параметры называют свободными. Целью их регулирования является обеспечение преднамеренного движения самолета. Анализ такого движения лучше всего производить в траекторной системе координат. Эта прямоугольная система связана с траекторией и ориентирована (стабилизирована) относительно земной поверхности. Начало координат расположено в центре масс самолета, ось OX_k направлена по вектору скорости, ось OY_k перпендикулярна оси OX_k и лежит в вертикальной плоскости, проходящей через вектор скорости; ось OZ_k образует правую связку, т. е. перпендикулярна вертикальной плоскости X_kOY_k и направлена вправо от направления полета; она всегда лежит в горизонтальной плоскости. Таким образом, оси системы жестко связаны с вектором скорости (но не с самолетом: при вращении самолета вокруг вектора скорости — накренивании — положение осей не меняется) и поворачиваются вместе с ним.

Составим уравнения движения в этой системе при полете без скольжения. Сначала находим проекции сил на координатные оси. Сила тяги при некотором допущении и сила лобового сопротивления лежат на оси OX_k , т. е. $P_x \approx P$, $X_x = X$. Их проекции на другие оси равны нулю. Сила тяжести при угле наклона траектории, отличном от нуля, дает на оси OX_k и OY_k проекции $G_x = G \sin \Theta$, $G_y = G \cos \Theta$.

Поскольку сила тяжести лежит в вертикальной плоскости, ее проекция на ось OZ_k всегда равна нулю.

Подъемная сила при крене, отличном от нуля и 180° , дает на оси OY_k и OZ_k проекции $Y_y = Y \cos \gamma$, $Y_z = Y \sin \gamma$. Таким образом, в общем случае полета

$$F_x = P - X - G \sin \Theta; F_y = Y \cos \gamma - G \cos \Theta; F_z = Y \sin \gamma.$$

Ускорение, испытываемое самолетом в полете, в общем случае состоит из двух составляющих: тангенциального — j_τ и нормального (центростремительного) — j_n . Первое определяет изменение величины (модуля) вектора скорости: $j_\tau = dV/dt$, а второе — его направления: $j_n = \omega V = V^2/r$, где ω и r — соответствен-

но угловая скорость и радиус кривизны траектории в соприкасающейся плоскости (плоскости, содержащей вектор скорости и равнодействующую всех сил). Очевидно, тангенциальное ускорение будет действовать по оси OX_k , т. е. $j_x = dV/dt$, а нормальное даст две проекции на оси OY_k и OZ_k : $j_y = \omega_b V = V^2/r_b$, $j_z = \omega_r V \cos \Theta = (V \cos \Theta)^2/r_r$, где ω_b и r_b — соответственно угловая скорость и радиус кривизны траектории в вертикальной плоскости, а ω_r и r_r — в горизонтальной плоскости. Угловая скорость в вертикальной плоскости показывает степень изменения угла наклона траектории: $\omega_b = d\Theta/dt$, а угловая скорость в горизонтальной плоскости — степень изменения угла пути: $\omega_r = d\varphi/dt$.

Учитывая все вышесказанное, можем составить систему дифференциальных уравнений движения без скольжения:

$$\left. \begin{aligned} P - X - G \sin \Theta &= m \frac{dV}{dt}; \\ Y \cos \gamma - G \cos \Theta &= m \frac{d\Theta}{dt} V; \\ Y \sin \gamma &= -m \frac{d\varphi}{dt} V \cos \Theta. \end{aligned} \right\} \quad (I)$$

Если вместо сил использовать значения перегрузок, то уравнения примут вид:

$$\left. \begin{aligned} g(n_x - \sin \Theta) &= j_x; \\ g \frac{n_y \cos \gamma - \cos \Theta}{V} &= \omega_b; \\ g \frac{n_y \sin \gamma}{V \cos \Theta} &= \omega_r. \end{aligned} \right\} \quad (II)$$

Используя уравнения движения, можно определить траекторию самолета в пространстве и характер (закон) движения по ней.

Управление углом наклона траектории. Изменение угла наклона траектории описывает второе уравнение движения системы II. Как видим, в него входят два свободных параметра — нормальная перегрузка и угол крена, следовательно, и управлять углом наклона траектории можно с помощью двух рычагов управления: ручки по рулю высоты и ручки по элеронам (рис. 2.14). С учетом этого возможны три варианта управления:

изменением перегрузки при постоянном крене (чаще равном нулю);

изменением крена при постоянной перегрузке; одновременным изменением крена и перегрузки.

Угол наклона траектории сохраняет постоянство, если нормальные силы, лежащие в вертикальной плоскости, уравновешены: $\Theta = \text{const}$, $d\Theta/dt = 0$ при $Y \cos \gamma - G \cos \Theta = 0$.

Если результирующая этих сил положительна, то траектория искривляется вверх, если отрицательна — вниз.

При этом очевидно, что летчик регулирует только величину и направление подъемной силы, т. е. ее составляющую $Y \cos \gamma$. Любое увеличение крена от 0 до 180° приводит к ее уменьшению, т. е. увеличивает искривление траектории вниз или замедляет

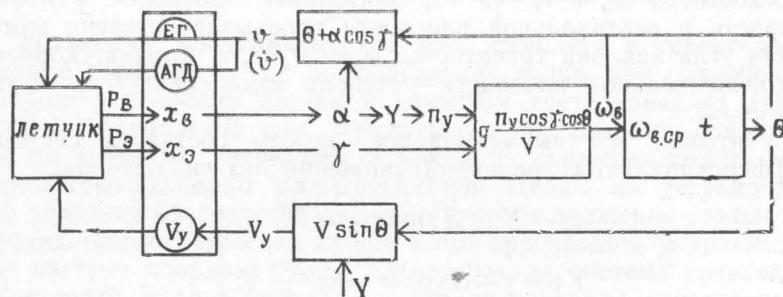


Рис. 2.14. Управление углом наклона траектории

искривление вверх. Увеличение перегрузки при $0 \leq \gamma \leq 90^\circ$ приводит к замедлению искривления вниз или увеличивает искривление вверх, при $90^\circ < \gamma \leq 180^\circ$ всегда способствует искривлению траектории вниз. Причем наиболее эффективно влияние изменения перегрузки при кренах 0 и 180° ; при $\gamma = 90^\circ$ самолет уменьшает угол наклона траектории независимо от величины перегрузки.

Исходя из этого, первый вариант управления углом наклона траектории целесообразно применять при любом искривлении вверх увеличением перегрузки более $\cos \Theta$, а также при малых изменениях угла Θ вниз за счет уменьшения перегрузки в пределах ее положительных значений: $0 < n_y < \cos \Theta$.

Второй вариант применяется в целях существенного искривления траектории вниз (на угол $20-40^\circ$). При ускорении искривления крен увеличивается от $30 \dots 45$ до 180° .

Смешанный (третий) вариант применяется, как правило, для искривления траектории вниз, но с определенным усилением за счет изменения перегрузки: при кренах менее 90° — ее уменьшением, более 90° — увеличением.

В качестве характеристики управляемости по углу наклона траектории можно принять отношение изменения перегрузки к изменению угловой скорости в вертикальной плоскости: $n_y^{\omega_B} = V/g \cos \gamma$, ($\Theta_0 = 0$). Ее величина пропорциональна скорости. Самолет при неизменных значениях крена и перегрузки с ростом скорости все медленнее будет изменять угол наклона траектории, т. е. будет все менее поворотливым.

Расходы ручки для создания потребной угловой скорости практически не зависят от скорости, а расходы усилий возра-

стают; $p_B^{\omega_B} \sim kV$, т. е. с ростом скорости самолет становится все более тяжелым по угловой скорости ω_B .

Как уже указывалось, на самолете нет приборов или других источников информации, по которым непосредственно можно было бы определить величину Θ . Поэтому для ее оценки в системе обратной связи используется косвенная информация, и

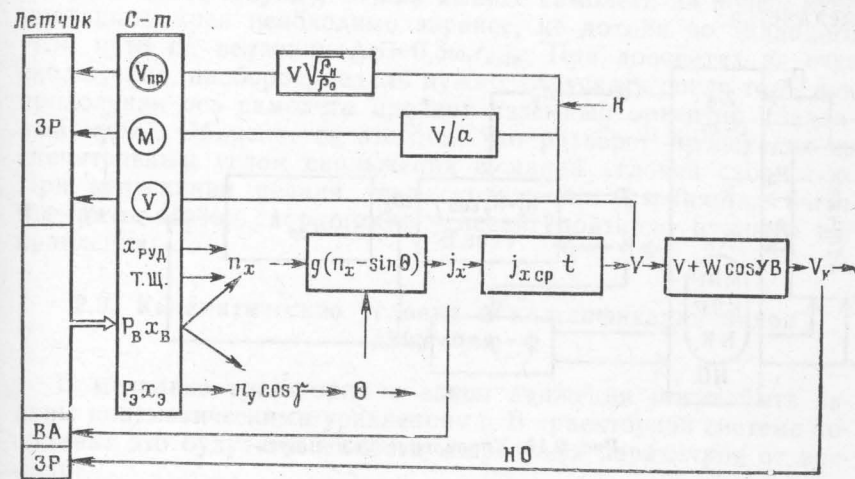


Рис. 2.15. Управление скоростью полета

прежде всего угол тангажа: $\vartheta = \Theta + \alpha \cos \gamma$, который определяется по ВГ и АГД. Кроме того, величину Θ , особенно при малых ее значениях, можно определить по вариометру. Это весьма чувствительный прибор. Например, при $\Theta = -1^\circ$, незаметном по АГД, вариометр на скорости 360 км/ч покажет снижение 1,8 м/с, что вполне заметно по отклонению стрелки.

Управление скоростью полета. Изменение скорости полета описывается первым уравнением движения системы II. Анализируя его, видим, что скоростью можно управлять:

- изменением тангенциальной перегрузки;
- изменением угла наклона траектории;
- одновременным изменением того и другого.

Для увеличения скорости увеличивают тангенциальную силу (увеличением тяги и уменьшением лобового сопротивления) и уменьшают угол наклона траектории до отрицательных его значений. Причем наибольший эффект уменьшение Θ дает при малых значениях n_x , например на больших высотах и скоростях.

Для быстрого уменьшения скорости не только уменьшают тягу двигателя, выпускают тормозные щитки, но и увеличивают угол наклона траектории.

Управляемость самолета по скорости в зависимости от тангенциальной перегрузки определяется характеристиками разгона и торможения и будет рассмотрена ниже.

Управляемость в зависимости от угла наклона траектории определяется величиной последнего. Наиболее быстро нарастает ускорение на каждый градус угла вблизи его нулевых значений. При углах более 60° прирост ускорения существенно замедляется.

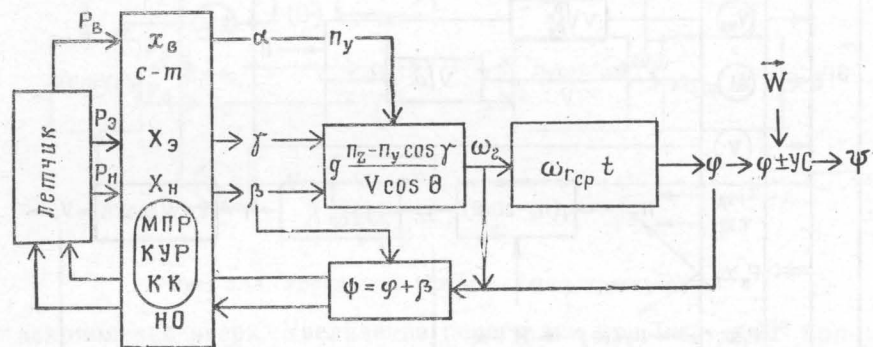


Рис. 2.16. Управление углом пути

Пределами управляемости являются минимальная и максимальная скорости, ограничения — минимально допустимая и максимально допустимая скорости полета.

Схема управления скоростью включает ряд прямых связей, описанных выше, и обратные связи через указатели истинной и приборной скоростей, числа М, а также через восприятие угловой скорости перемещения наземных объектов.

Управление углом пути. Изменение угла пути описывается третьим уравнением движения системы II.

В принципе оно может быть реализовано двумя способами: за счет создания крена без скольжения или боковой перегрузки без изменения крена. Поскольку располагаемые боковые перегрузки невелики ($0,2-0,5$), то скольжение применяется лишь при небольших доворотах (примерно $3-5^\circ$). При разворотах на больший угол обязательно создается крен.

Управляемость самолета по угловой скорости в горизонтальной плоскости в зависимости от перегрузки практически такая же, как и по угловой скорости в вертикальной плоскости: с ростом скорости самолет становится все менее поворотливым и более тяжелым.

Угол пути непосредственно не измеряется, а определяется косвенно по углу рыскания, который при отсутствии скольжения, крена и ветра равен углу пути, поэтому обратная связь осуществляется через курсовые системы (магнитный компас,

радиокомпас, РСБН), а также с помощью наземных ориентиров.

При управлении углом пути необходимо учитывать, что изменение крена и перегрузки может привести к изменению угла наклона траектории.

Поскольку изменение крена происходит в значительное время (несколько секунд), то при выводе самолета на новый курс уменьшать крен необходимо заранее, не доходя до заданного угла пути на величину $\Delta\varphi = 0,5\omega_r t_{\text{выв.}}$. При доворотах за счет скольжения, наоборот, педаль нужно отпускать после того, как продольная ось самолета пройдет наземный ориентир (заданный курс). Объясняется это тем, что разворот происходит со значительным углом скольжения и малой угловой скоростью. При отпуске педали угол скольжения устраняется очень быстро и вектор скорости не успевает дойти до нужного направления.

2.9. Кинематические условия и классификация видов движения

В механике траектория и закон движения могут быть заданы кинематическими уравнениями. В траекторной системе координат это будут зависимости скоростных параметров от времени:

$$V = f_1(t); \quad \theta = f_2(t); \quad \varphi = f_3(t).$$

Чаще известны не точные значения функций f_1, f_2, f_3 , а общий характер их изменения. Тогда эти выражения называют кинематическими условиями.

В зависимости от кинематических условий различают определенные виды движения. Наиболее общее разделение движения производят на два вида: установившееся и не установившееся. Под установившимся понимают такое движение, когда параметры его с течением времени не изменяются. Различают движение абсолютно установившееся (все параметры постоянны) и установившееся по отдельным параметрам.

Кинематические условия установившегося движения следующие:

$$V = \text{const}; \quad dV/dt = j_x = 0.$$

Не установившееся движение с $j_x > 0$ называется разгоном, а с $j_x < 0$ — торможением. Движение с постоянными значениями углов наклона и поворота траектории называют прямолинейным. Его кинематические условия:

$$\theta = \text{const}; \quad d\theta/dt = 0; \quad \varphi = \text{const}; \quad d\varphi/dt = 0.$$

В зависимости от угла наклона траектории (плоскости) различают прямолинейный подъем самолета — движение с положительными значениями угла наклона, прямолинейное сни-

жение самолета — движение с отрицательными значениями угла наклона, прямолинейный горизонтальный полет самолета — движение при условии $\Theta=0$. В прямолинейном полете обычно считают $\varphi=0$.

При изменении хотя бы одного из углов движение называют криволинейным. Криволинейное движение лежит в основе всех маневров самолета, в том числе фигур пилотажа. Движение при постоянном значении угла φ совершается в вертикальной плоскости. Его кинематическим условием является $\varphi = \text{const}$; $d\varphi/dt=0$. К числу фигур, выполняемых в вертикальной плоскости, относятся: петля Нестерова, полупетля, переворот, основная часть пикирования и горки.

Криволинейное движение, выполняемое при постоянном значении угла наклона, происходит по спиральной траектории. При этом если $\Theta = \text{const} > 0$, то такое движение называют восходящей спиралью, если же $\Theta = \text{const} < 0$ — нисходящей спиралью.

Криволинейное движение при $\Theta=0$ совершается в горизонтальной плоскости (виражи, развороты).

Движение при переменных значениях обоих углов (Θ и φ) называется пространственным (произвольным).

Кинематические условия используются при анализе конкретных маневров. Подставляя их в уравнения движения, получают их частный вид или соотношения сил, потребные для реализации данного вида движения.

2.10. Отклонения самолета и ошибки летчика

Отклонением называют различие между фактическим и заданным значениями параметра полета.

Причинами отклонений являются неточности в нивелировке самолета, внешние возмущения, ограниченные возможности по разрешающей способности системы «летчик—самолет» и ошибки летчика. Отклонения по первым трем причинам являются неизбежными, но, как правило, они не достигают опасных величин и при исправной работе авиационной техники в разрешенных метеорологических условиях не вызывают осложнений в пилотировании самолета.

Отклонения вследствие ошибок летчика усложняют пилотирование, снижают эффективность использования самолета, могут привести к опасным последствиям, но этих отклонений можно избежать или свести их к минимуму за счет устранения и предупреждения ошибок.

Ошибкой летчика называют непреднамеренное* различие между потребными и фактическими действиями летчика по управлению самолетом. Как указывалось выше, понятие «действие летчика» включает прием информации (сенсорный акт),

ее переработку (центральный акт) и рабочие движения (моторный акт). Ошибка может быть на любом из этих этапов, соответственно она будет сенсорной, логической или моторной.

Если летчик правильно распределяет внимание, своевременно получает необходимую для данного этапа информацию, принимает правильные решения, но в результате рабочих движений самолет не выходит точно на заданные параметры, имеет место моторная ошибка. Основной причиной таких ошибок является недостаточно сформированный или разрушенный навык (мал опыт или большой перерыв в полетах).

В том случае, когда летчик, получив достаточную информацию, не знает, какие рабочие движения необходимо выполнить, или полагает, что знает, но в результате его действий самолет не приближается к заданному режиму полета, а удаляется от него, имеет место логическая ошибка. Основная причина ее — недостаточные знания, плохая подготовка к полету (неправильная или неполная КМП).

Если же летчик знает и умеет управлять самолетом на данном этапе полета, но вследствие неправильного распределения внимания не получил в нужный момент необходимой информации или воспринял ее искаженно, неверно, — это сенсорная ошибка. Ее причиной может быть недостаточная натренированность в распределении внимания, трудное его переключение («липкое внимание»), отвлечение внимания неожиданной информацией, увлечение одним или группой параметров и пропуск информации о других.

Однако, на каком бы этапе не возникли ошибки, в конечном счете они проявятся в ошибочном движении рычагами управления. К ошибочным будем относить неправильные, несвоевременные, неточные, несоразмерные и некоординированные движения.

Неправильность движения означает отклонение РУ в противоположном направлении, бездействие, когда надо действовать, выполнение лишнего движения, когда никаких движений производить не нужно. Причиной неправильных движений являются неправильные решения (логические ошибки).

Несвоевременность движения означает более раннее или более позднее его начало. Чаще бывает запаздывание вследствие пропуска необходимой информации, т. е. при ошибках в распределении и переключении внимания. Преждевременные движения обычно выполняются в том случае, когда промедление чревато опасными последствиями (при этом в качестве пусковой используется неприборная информация), при недостаточных навыках в точном определении значения параметра.

Неточные движения совпадают с потребными по времени начала и продолжительности выполнения, направлению, но отличаются по амплитуде. Движения с амплитудой большей, чем потребная, называются размашистыми (длинными), с мень-

* Преднамеренное изменение порядка или содержания действий является нарушением режима полета, проявлением недисциплинированности.

шей — мелкими (короткими). Причина неточных движений — недостаточно развитые двигательные навыки.

Несоразмерные движения совпадают с потребными по времени начала, направлению, но отличаются по скорости и ускорению, а при наличии естественной или искусственной загрузки — и по прилагаемым усилиям. Более быстрое, чем необходимо, движение выполняется с большим усилием и называется резким, более медленное — вялым.

Несоразмерность проявляется, как правило, при следящих движениях, когда РУ отклоняется в зависимости от изменения параметра. Поэтому причина таких ошибок может быть как сенсорного, так и моторного характера, особенно при первоначальном обучении данному элементу полета.

Некоординированные движения не согласованы между собой во времени и пространстве, хотя каждое в отдельности может быть правильным. Напомним, что о координации движений можно говорить при перемещении двух и более РУ.

Отклонения, возникающие в результате ошибок летчика, могут иметь различную величину. Если они не выходят за пределы оценки «удовлетворительно» по нормативам оценок соответствующих курсов учебно-летной (боевой) подготовки, то такие отклонения считаются допустимыми. При выходе за эти пределы отклонение обычно квалифицируется как предпосылка к летному происшествию. При очень больших отклонениях возможно и само летное происшествие (поломка, авария, катастрофа). Величина отклонений по мере тренировки уменьшается за счет исключения ошибок или их уменьшения.

2.11. Методика обоснования техники пилотирования

Техника пилотирования — это комплекс приемов, способов и методов управления самолетом, обеспечивающих его преднамеренное движение в полете. Овладение техникой пилотирования достигается опытным (в результате испытаний, полетов на боевую и учебно-летную подготовку) и теоретическим путем. В последнем случае проводится ее обоснование, которое заключается в выполнении следующих логически последовательных операций и расчетов, приводящих к определению конкретных действий летчика по управлению самолетом.

1. В соответствии с полетным заданием для каждого его этапа определяется необходимый вид режима или маневра, т. е. проводится разбивка планируемого или возможного полета на элементы — режимы и маневры.

2. На основе знания (или изучения) характеристик режима (маневра) и исходя из его предназначения определяется наиболее целесообразный (оптимальный) вариант его выполнения, а также устанавливаются пределы и ограничения параметров полета в процессе этого режима (область выполнимости).

3. Для выбранного варианта определяются законы изменения скоростных (кинематические условия) или динамических параметров. При этом маневр, как правило, разбивается на участки, границы между которыми характеризуются сменой закона изменения параметров и соответственно целей пилотирования, набора управляемых и контролируемых параметров.

4. Если заданы кинематические условия, то, накладывая их на уравнения движения центра масс, получают потребное соотношение сил (перегрузок, крена, оборотов двигателя) для движения по заданной траектории.

5. По известным значениям высоты, скорости, перегрузок и крена с учетом характеристик управляемости определяются потребные отклонения рычагов управления и усилия на них.

6. Графически изображаются значения всех параметров, о которых летчик получает информацию, после чего осуществляется выбор тех из них, контролируя которые, летчик может своевременно и с наибольшей точностью определить действительное движение самолета и корректировать его. Предпочтение отдается тем параметрам, значения которых на данном участке остаются постоянными. При переходе к контролю нового параметра (переключение внимания) намечается пусковой сигнал — определенное значение ранее или периодически контролируемого параметра.

При анализе отклонений РУ и усилий на них летчика должна интересовать не их абсолютная величина в миллиметрах и килограммах, а общий характер перемещения — направление, увеличение или уменьшение амплитуды, а также оценка скорости движения по времени выполнения переходного режима.

Важными являются участки смены характера движения РУ, для их начала должна помечаться пусковая информация по другим параметрам.

7. По результатам работы, проведенной в п. 6, необходимо сделать выводы, установить (и записать) четкий порядок действий по управлению самолетом на каждом участке, маневре, этапе полета. Этим самым определяется правильная, рациональная техника пилотирования.

8. С учетом возможностей летчика и характеристик самолета, степени новизны задания и имеющегося опыта следует спрогнозировать возможные ошибки летчика и обусловленные ими отклонения самолета (наиболее просты в этом плане неточные и несоразмерные движения — больше или меньше, чем нужно), оценить возможную точность пилотирования, установить порядок исправления возникших отклонений по принятой методике, начиная с п. 4.

9. Рассматривается влияние условий полета или ввода (высоты, скорости, температуры и т. д.), законов управления и эксплуатационных факторов (масса, центровка, конфигурация) на характеристики маневра и технику пилотирования.

10. На основе данных, полученных в пп. 8, 9, определяются наиболее опасные ситуации и условия выполнения маневра, определяются меры (действия летчика), предупреждающие, исключающие попадание самолета в эти опасные ситуации, т. е. намечаются меры безопасности.

Глава 3

СВАЛИВАНИЕ И ШТОПОР САМОЛЕТА

Ошибки летчика в пилотировании при выполнении тех или иных элементов полета могут привести к выходу самолета на опасные углы атаки с последующим сваливанием или входом в штопор. Эти режимы относятся к самым сложным и опасным критическим режимам, т. е. к режимам, имеющим место при выходе за летно-эксплуатационные ограничения.

Грамотное пилотирование самолета по углу атаки — одно из важнейших условий обеспечения безопасности полета. Если же самолет попадает все-таки в сваливание или в штопор, то главное для летчика — сохранять спокойствие и действовать в строгом соответствии с инструкцией по пилотированию данного самолета. Особенно важно, чтобы каждый летчик глубоко уяснял физическую картину полета на больших углах атаки и умел чувствовать самолет.

3.1. Поведение самолета на больших углах атаки. Сваливание самолета

При выходе на $\alpha_{доп}$ на самолете Л-39 начинается срыв потока с крыла, ощущаемый летчиком в виде тряски. В полетной конфигурации срыв начинается с концов крыла благодаря его значительному сужению. Это выгодно с точки зрения постепенного распространения срыва вдоль размаха крыла, т. е. увеличения зоны тряски ($\alpha_{тр} \dots \alpha_{кр}$). Правда, при концевом срыве в случае его несимметричности возможно возникновение ощутимых кренящих моментов. На самолете Л-39 в полетной конфигурации тряска начинается при $\alpha_{тр} = 15^\circ$ на $V_{пр.тр} = 190 \dots 195$ км/ч (горизонтальный полет, $m = 4100 \dots 4300$ кг). Тряска называется предупредительной, так как дальнейший выбор РУС на себя может привести к сваливанию или штопору. Поэтому при возникновении тряски летчик должен немедленно ослабить тянущее усилие на РУС до прекращения тряски, а также проверить по приборам устойчивость работы двигателя.

Сваливание — произвольное накренивание или опускание носа самолета (или то и другое одновременно), возникающее в результате развития срыва с крыла на околокритических углах атаки.

Пикирующий момент при сваливании возникает вследствие перераспределения давления по профилю крыла (рис. 3.1). Он характерен лишь для крыльев трапецевидной (прямоугольной) формы в плане.

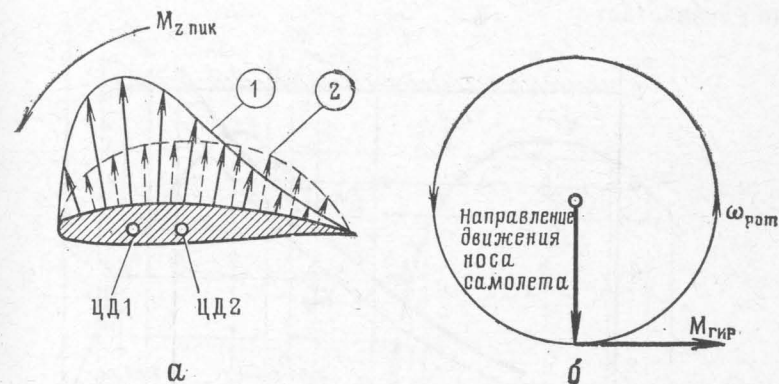


Рис. 3.1. Причины сваливания: перераспределение давления (а) (1 — до срыва, 2 — после срыва); действие гироскопического момента ротора двигателя (б)

Скорость, при которой происходит сваливание самолета, называют скоростью сваливания.

Для дозвукового самолета можно считать, что $V_{св} \approx V_{min}$. Скорость сваливания зависит от массы самолета, его конфигурации, а также от перегрузки на маневре. Так, в полетной конфигурации в горизонтальном полете приборная скорость сваливания при массе самолета 4100 кг — 185 км/ч, при 3850 кг — 180 км/ч.

Скорость сваливания во взлетной и посадочной конфигурации уменьшается, так как растет $c_{y\text{св}}$ (считаем $c_{y\text{св}} \approx c_{y\text{тах}}$). При увеличении скорости полета перегрузка, при которой происходит сваливание, растет пропорционально V^2 , а скорость сваливания $V_{св\ n_y \neq 1} = V_{св\ n_y = 1} \sqrt{n_y}$.

Аналогичной будет зависимость и $V_{пр.тр}$ от перегрузки (рис. 3.2). Обе зависимости приближенные, так как с изменением скорости меняется число M и значение $c_{y\text{св}}$ или $c_{y\text{тр}}$.

Исходя из изложенного можно сделать вывод, что сваливание на маневре с большой перегрузкой происходит на существенно большей скорости, нежели в горизонтальном полете. Сваливание, кроме того, будет резким, энергичным, так как моменты, действующие на самолет, пропорциональны квадрату скорости.

В горизонтальном полете самолет Л-39 неохотно сваливается на крыло, так как срыв потока распространяется по крылу медленно благодаря достаточно большой относительной тол-

щине крыла. Как правило, сваливание происходит на нос с медленным плавным накрением преимущественно вправо за счет действия гироскопического момента. Иногда перед сваливанием вместо предупредительной тряски наблюдаются лишь небольшие покачивания с крыла на крыло, величина которых постепенно возрастает.

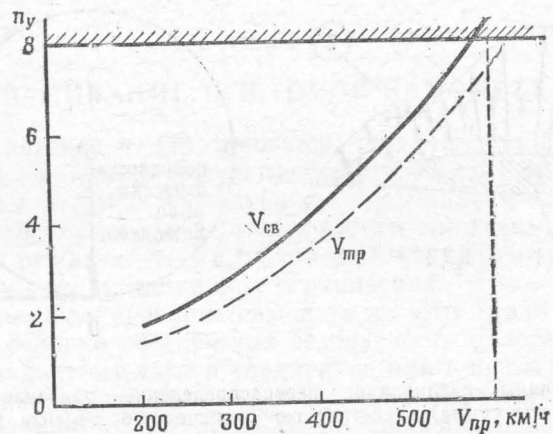


Рис. 3.2. Зависимость скоростей сваливания и тряски от перегрузки

В посадочной конфигурации самолет сваливается без предупредительной тряски, так как возросшая кривизна профиля сужает зону тряски: $\alpha_{тр}$ приближается к $\alpha_{кр}$.

При сваливании самолета летчик должен отдать РУС от себя несколько за нейтральное положение при нейтральных педалях и элеронах. После выхода в управляемый полет нужно проконтролировать работу двигателя.

3.2. Самовращение крыла на больших углах атаки

Самовращение, или авторотация, крыла лежит в основе физической картины штопора. Штопором называют неуправляемое движение самолета обычно по нисходящей траектории на закритических углах атаки с одновременным сложным вращением его в пространстве.

На заре развития авиации, когда многие вопросы динамики полета либо вообще не были исследованы, либо не были доведены до выработки практических рекомендаций, самопроизвольный вход самолета в штопор, как правило, заканчивался тяжелым летным происшествием. Первую серьезную победу над штопором одержал русский летчик К. И. Арцеулов. В сентябре 1916 г. он впервые дважды преднамеренно ввел самолет в штопор и успешно вывел из него. Метод вывода из

штопора, предложенный Арцеуловым, прочно вошел в летную практику и применялся в течение ряда лет. В 1927—1929 гг. заслуженный деятель науки и техники, профессор В. С. Пышков провел теоретическое исследование штопора, позволившее

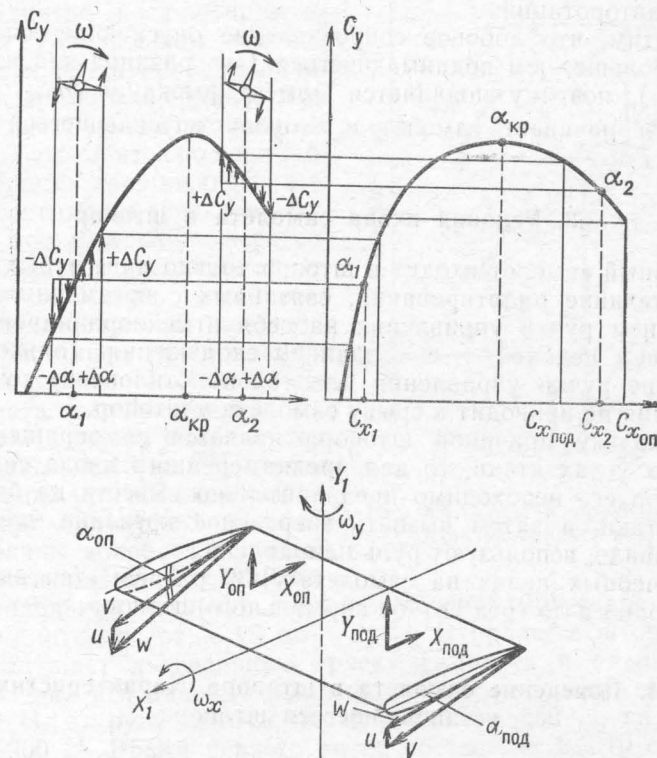


Рис. 3.3. Причины авторотации крыла

вскрыть его динамические причины и на этой основе найти рациональный метод вывода. Советская наука постоянно занимает ведущее место в дальнейшем развитии теории штопора и ее практическом использовании. Поэтому советские самолеты всегда отличались хорошими противштопорными свойствами.

Рассмотрим сущность авторотации крыла (рис. 3.3). При случайном накрении самолета у опускающегося полукрыла угол атаки увеличится, а у поднимающегося — уменьшится. В полете на докритических углах атаки это приведет к такого же знака изменениям коэффициента c_y , в результате чего появится демпфирующий момент $M_{x_{оп}}$, препятствующий накрению.

Если же случайное накрение произошло на закритическом угле атаки, то c_y опускающегося полукрыла уменьшается, а поднимающегося — увеличивается. В итоге появляется возбуждаю-

щий момент M_{ω_x} , угловая скорость вращения крыла увеличивается до некоторого значения, а затем, когда подъемные силы на полукрыльях сравниваются, установится постоянная угловая скорость вращения, которая и называется установившейся скоростью авторотации.

Заметим, что лобовое сопротивление опускающегося полукрыла больше, чем поднимающегося (эта разница значительна на $\alpha_{закр}$), поэтому появляется момент рыскания M_{ω_x} , который разворачивает самолет в сторону опускающегося полукрыла.

3.3. Условия входа самолета в штопор

Учебный самолет входит в штопор только при грубых ошибках в технике пилотирования, связанных с чрезмерным перетягиванием ручки управления на себя и некоординированным движением педалей, т. е. созданием скольжения. Только перетягивание ручки управления или только отклонение руля направления не приводит к срыву самолета в штопор.

Поскольку причиной штопора является самовращение на больших углах атаки, то для преднамеренного ввода самолета в штопор его необходимо предварительно вывести на большие углы атаки, а затем вызвать энергичное кренение, для чего, как правило, используют руль направления.

В учебных целях на самолете Л-39 разрешается выполнение от одного до трех витков нормального штопора.

3.4. Поведение самолета в штопоре. Характеристики установившегося штопора

Поведение самолета в штопоре может быть различным в зависимости от аэродинамических особенностей самолета, условий ввода, времени от начала ввода и других факторов.

Классификацию видов штопора проводят по нескольким признакам. В зависимости от ориентации самолета относительно земли различают нормальный и перевернутый штопор, в зависимости от направления вращения — правый и левый, в зависимости от угла тангажа — крутой ($|\vartheta| > 50^\circ$), пологий ($30 \leq |\vartheta| \leq 50^\circ$) и плоский штопор ($|\vartheta| < 30^\circ$).

Если угловая скорость на штопоре не меняет знака, то штопор называют устойчивым. В противном случае, когда штопор из правого переходит в левый и наоборот, штопор называют неустойчивым. Штопор называют установившимся равномерным, если основные кинематические параметры изменяются с течением времени незначительно.

Первый виток нормального штопора самолета Л-39 устойчивый и почти равномерный. Затем штопор становится менее устойчивым и неравномерным, что проявляется в изменении

углов тангажа, атаки и скольжения, нормальной и боковой перегрузок. Левый штопор в сравнении с правым имеет более неустойчивый и неравномерный характер, в конце второго витка самолет может изменить направление вращения, т. е. перейти в правый штопор.

Поднятие носа сопровождается уменьшением угловой скорости вращения (увеличивается момент инерции). При этом пикирующий момент от силы R становится больше кабрирующего инерционного момента, и самолет энергично опускает нос. Опускание носа сопровождается увеличением угловой скорости вращения (уменьшается момент инерции) и нарастанием инерционного кабрирующего момента, нос самолета поднимается и т. д.

Угол тангажа изменяется в диапазоне от 15 до 60° , период колебаний угловой скорости составляет примерно 3 с. Особенно велики колебания угловой скорости вращения относительно продольной оси (ω_x), значения которой могут достигать на правом штопоре от $+3,5$ до -2 с $^{-1}$. В процессе штопора летчик ощущает интенсивную тряску самолета и биение ручки управления и педалей. Усилия на ручке от элеронов достигают ± 100 Н, от руля высоты порядка $\pm 150 \dots 350$ Н, на педалях $600 \dots 800$ Н. Время первого витка составляет $8 \dots 10$ с при потере высоты $200 \dots 300$ м. Среднее время последующих витков составляет 6 с при потере высоты $400 \dots 650$ м. Общая потеря высоты от момента ввода в штопор до вывода в горизонтальный полет с учетом выполнения одного витка штопора составляет $500 \dots 650$ м. Общая потеря высоты при выполнении двух и трех витков штопора соответственно составляет $1050 \dots 1200$ и $1400 \dots 1700$ м.

Выясним более подробно влияние различных факторов на поведение самолета в штопоре, с тем чтобы обосновать программу вывода самолета из штопора.

Влияние центровки. При изменении центровки меняется главным образом плечо полной аэродинамической силы, т. е. пикирующий момент. Очевидно, при более задней центровке момент $M_{z_{\text{аэр}}}$ уменьшается, это способствует переходу самолета под действием инерционных сил в пологий или плоский штопор и затрудняет вывод самолета из штопора, ибо вывод заключается в переводе самолета на меньшие, докритические

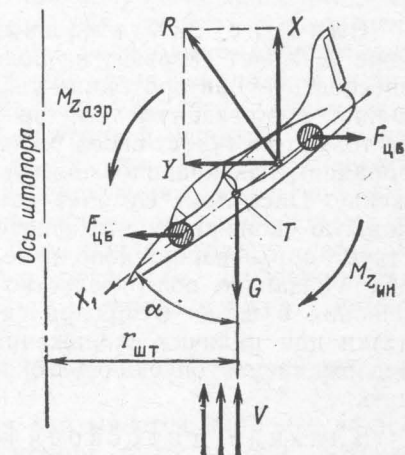


Рис. 3.4. Силы и моменты, действующие на самолет в штопоре

углы атаки и делается это именно под действием момента аэродинамических сил. Самолет Л-39 надежно выводится из штопора при любой центровке в пределах эксплуатационного диапазона, за исключением случая, когда летчик катапультируется из передней кабины.

Влияние скольжения. Внешнее скольжение на штопоре (самолет скользит на поднимающееся полукрыло) обычно способствует авторотации, увеличивая угловую скорость вращения. Это связано с тем, что самолет на больших углах атаки не только не теряет своей поперечной устойчивости, а наоборот, обладает, как правило, повышенной реакцией креном на скольжение. Поскольку самолет накрывается в сторону, противоположную скольжению, то ясно, что внешнее скольжение способствует образованию дополнительного возбуждающего момента M_x . Указанное обстоятельство является также причиной сваливания и входа в штопор самолета на докритических углах атаки при наличии скольжения. Внутреннее скольжение (вперед выдвинуто опускающееся полукрыло) замедляет авторотацию.

Влияние гироскопического момента ротора двигателя. Для определения направления действия гироскопического момента можно предложить следующее правило: если направление вращения ротора изобразить стрелками по окружности, а из центра окружности провести стрелку в направлении принудительного движения носа самолета, то перпендикуляр к ней в направлении вращения ротора покажет направление дополнительного движения носа самолета.

Самолет Л-39 имеет двигатель с ротором левого вращения, поэтому непрерывное поворачивание носа при штопоре вызывает непрерывно действующий гироскопический момент двигателя, поднимающий нос самолета во время правого штопора и опускающий его во время левого. Подъем или опускание носа на штопоре влияет не столько на угол атаки, сколько на угол скольжения. При подъеме носа на правом штопоре появляется внутреннее скольжение, а на левом — внешнее. Таким образом, наличие гироскопического момента приводит к существенному отличию правого штопора от левого.

Влияние отклонения элеронов. При отклонении элеронов в зависимости от их эффективности и исходного угла атаки момент крена может быть большим, малым, нулевым и даже обратным по знаку. На самолете Л-39 элероны настолько эффективны на больших углах атаки, что самолет имеет тенденцию на штопоре «ходить» за ручкой (при полном отклонении ручки против штопора самолет стремится перейти в штопор обратного направления). Отклонение ручки по штопору ускоряет вращение, и штопор становится более равномерным.

3.5. Обоснование действий летчика по выводу самолета из нормального штопора. Характерные ошибки

Для вывода самолета из штопора необходимо перевести его на докритические углы атаки и ликвидировать вращение. Первое достигается отдачей ручки от себя, второе — отклонением педалей против вращения. Причем необходимо вначале действовать педалями, а затем — ручкой. Дача педали против вращения создает внутреннее скольжение, препятствующее авторотации. Кроме того, уменьшение угловой скорости вращения снижает величину момента $M_{z_{ин}}$, что уже приводит к некоторому уменьшению угла атаки. Последующая отдача ручки от себя даст самолету еще больший импульс на уменьшение угла атаки. Следует иметь в виду начальную реакцию самолета на отдачу ручки, вызывающую некоторое ускорение вращения, так как уменьшение угла атаки снижает момент инерции.

Почему необходим именно такой порядок отклонения рулей при штопоре?

Во-первых, руль направления оказывается наиболее эффективным при отклоненном по штопору руле высоты, который в этом случае играет роль направляющего аппарата. Если вначале отдать ручку от себя, то обтекание руля будет срывным, эффективность его резко снизится и отклонение его против штопора может оказаться малодейственным. Во-вторых, если вначале не снизить угловую скорость вращения отклонением руля направления против штопора, то даже полной отдачей ручки от себя может не хватить для того, чтобы $M_{z_{аэр}}$ стал больше $M_{z_{ин}}$.

На учебном самолете применяется метод, близкий к стандартному. При непреднамеренном срыве самолета в штопор действия летчика должны быть следующие.

1. Оценить высоту.
2. Немедленно перевести РУД на упор малого газа.
3. Определить направление вращения самолета и поставить рули по штопору.
4. Отклонить педаль полностью против штопора, а затем через 2 с отдать ручку от себя в нейтральное или несколько за нейтральное положение.
5. После прекращения вращения самолета установить педали нейтрально и по достижении приборной скорости 350 км/ч вывести самолет из пикирования.
6. Элероны в процессе вывода из штопора должны быть в нейтральном положении.

Запаздывание на выходе при указанной технике составляет не более одного витка. В случае невыхода самолета из штопора или изменения направления вращения самолета в штопоре поставить рули по штопору, элероны нейтрально и повторить вывод обычным способом.

Невыполнение указанной выше последовательности при выводе может привести к запаздыванию с выходом самолета из штопора, переходу его в штопор другого направления или в перевернутый штопор.

Возможны, например, такие ошибки:

задержка с отклонением ручки управления от себя после дачи педали — переход самолета в штопор обратного направления;

отдача ручки от себя при педалях, отклоненных по штопору, — переход самолета в более крутой штопор с увеличением угловой скорости вращения;

отдача ручки полностью от себя при нормальном выводе — переход самолета в отрицательное пикирование с большой потерей высоты на выводе;

вялые действия рулями на выводе — большое запаздывание с выходом, впечатление невыхода самолета из штопора;

чрезмерно большое и энергичное взятие ручки на себя в начальной стадии вывода из пикирования — повторный срыв самолета в штопор;

отдача ручки полностью от себя при задержке педалей в положении против штопора — переход в перевернутый штопор.

3.6. Особенности перевернутого штопора и вывод из него

Перевернутый штопор происходит на отрицательных закритических углах атаки. В этом случае на самолет действуют отрицательные перегрузки и летчик висит на ремнях. В связи с этим затруднены также пространственная ориентировка и определение направления вращения, возможна потеря летчиком ручки управления и педалей (при недостаточно плотной подгонке ремней).

Учебный самолет может непреднамеренно войти в перевернутый штопор только в результате грубых ошибок в технике пилотирования, связанных с неправильными действиями руля и потерей скорости.

Наиболее часто попадание самолета в перевернутый штопор наблюдается при выполнении вертикальных фигур в случае потери скорости, когда летчик пытается исправить положение резкой отдачей ручки от себя, а также при нечетких действиях летчика на выводе самолета из нормального штопора.

Самолет Л-39 можно преднамеренно ввести в перевернутый штопор, если в перевернутом полете на приборной скорости 200 км/ч полностью отпустить ручку от себя и отклонить педаль до отказа.

Поведение самолета в правом и левом перевернутом штопоре примерно одинаково. Как и в нормальном штопоре, самолет вращается неравномерно, но несколько быстрее (время одного витка 4—5 с), возникают значительные переменные по величине усилия на ручке и педалях.

В учебных целях допускается выполнение одного витка с высоты не менее 5000 м. При большем числе витков быстро нарастают значительные переменные усилия на органах управления и боковые перегрузки. Кроме того, может быть превышено допустимое время перевернутого полета (20 с). Потеря высоты за один виток — 100 м, общая потеря высоты от ввода до вывода — 250 м.

Ввиду трудности определения направления вращения самолета (при непреднамеренном вводе) на выводе из перевернутого штопора в большинстве случаев педали рекомендуется поставить в нейтральное положение, тем более что при полете на отрицательных углах атаки эффективность руля направления достаточно велика. Однако на самолете Л-39 может применяться более сильный способ: сначала отклоняют педали против штопора за нейтральное положение или полностью, затем отклоняют РУС на себя несколько за нейтраль, элероны нейтральны.

Запаздывание при выходе из перевернутого штопора составляет примерно 1/2 витка. Полное отклонение ручки на себя и задержка ее в этом положении может привести к переходу самолета в нормальный штопор.

Глава 4

ПРЯМОЛИНЕЙНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА. ДИАПАЗОН ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ

При полетах по маршруту с выходом в район воздушных и наземных целей, воздушной разведке и фотографировании, бомбометании, при возвращении в район аэродрома и построении маршрута захода на посадку прямолинейные режимы являются преобладающими элементами полета.

4.1. Кинематические условия и соотношение сил в горизонтальном полете

Кинематическими условиями установившегося горизонтального полета являются:

$$V = \text{const}; \quad j_x = 0;$$

$$\Theta = 0; \quad \omega_b = 0;$$

$$\varphi = \text{const}; \quad \omega_r = 0.$$

Подставив эти условия в уравнения движения центра масс самолета, получим их частный вид для установившегося горизонтального полета:

в силах

$$P - X = 0$$

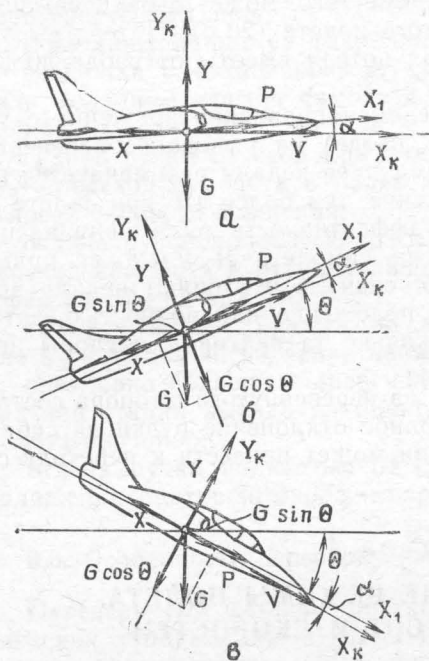
$$Y - G = 0$$

в перегрузках

$$n_x = 0$$

$$n_y = 1$$

Из полученных выражений видно, что для осуществления установившегося горизонтального полета необходимо, чтобы тяга уравнивала лобовое сопротивление самолета, что обеспечит постоянство скорости полета, а подъемная сила уравнивала силу тяжести самолета, что обеспечит полет в горизонтальной плоскости. Отсутствие крена и скольжения обеспечит постоянство направления полета.



Рассмотрим, на каких скоростях и высотах возможен установившийся горизонтальный полет, каковы минимальная и максимальная скорости полета самолета, на каких скоростях выгодно летать, чем они определяются и от каких факторов зависят.

Рис. 4.1. Потребное соотношение сил в установившемся прямолинейном горизонтальном полете (а), на подъеме (б) и снижении (в)

4.2. Кривые Жуковского, характерные скорости горизонтального полета

Развернув выражение подъемной силы во втором уравнении движения, получим $c_{y.g.p} S \rho V^2 / 2 = G$, откуда найдем требуемое значение коэффициента подъемной силы для горизонтального полета:

$$c_{y.g.p} = \frac{2mg}{S \rho V^2} = \frac{16m}{S V_i^2}.$$

При данной массе зависимость $c_{y.g.p}$ от скорости изобразится в виде гиперболической кривой, концы которой уходят в бесконечность. Однако коэффициент подъемной силы может изменяться лишь в известных пределах. При больших значениях индикаторной скорости $c_{y.g.p}$ невелик и изменяется мало. По мере уменьшения скорости он увеличивается в возрастающей степени.

Скорость, на которой горизонтальный полет осуществляется при максимальном достигаемом значении коэффициента подъемной силы, называется минимальной. Как будет указано

далее, в целях безопасности допускается полет на скорости несколько больше минимальной. Поэтому последняя часто называется теоретически минимальной скоростью.

Минимальная скорость горизонтального полета самолета Л-39 в полетной конфигурации при массе 4100 кг у земли в стандартных условиях составляет 186 км/ч, приборная скорость — 180 км/ч.

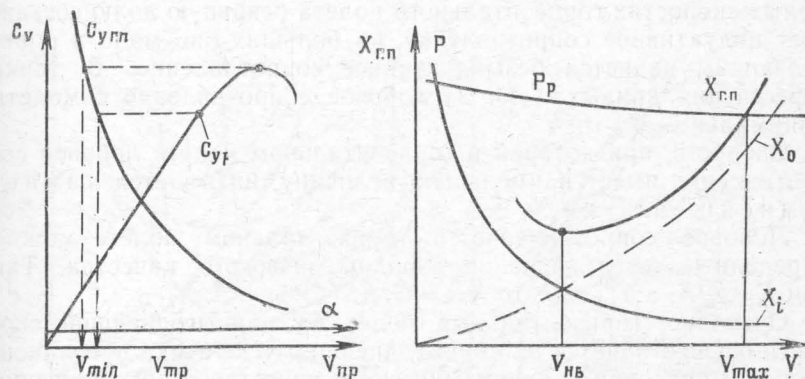


Рис. 4.2. К определению характерных скоростей горизонтального полета

Располагаемое значение c_y определяет лишь минимальную скорость горизонтального полета. В сторону увеличения скорости возможности самолета по созданию подъемной силы практически не ограничены. Однако для полета с постоянной скоростью необходимо, чтобы тяга уравнивала лобовое сопротивление.

Тяга двигателя, как известно, зависит от режима его работы, высоты и скорости полета. Наибольшая тяга, развиваемая двигателем, установленным на самолете, на данной высоте и скорости полета, называется располагаемой.

Тяга, необходимая для уравнивания лобового сопротивления, называется потребной.

Найдем лобовое сопротивление в горизонтальном полете:

$$X_{г.п} = c_{x.g.p} S \rho_H V^2 / 2,$$

где $c_{x.g.p} = c_{x_0} + A c_{y.g.p}^2$; учитывая, что $c_{y.g.p} = 2G / S \rho_H V^2$, получим $X_{г.п} = c_{x_0} S \rho_H V^2 / 2 + 2AG^2 / S \rho_H V^2$; как видим, оно состоит из двух частей: безындуктивного сопротивления $X_0 = c_{x_0} S q$ и индуктивного $X_i = AG^2 / S q$.

Безындуктивное сопротивление численно равно сопротивлению самолета, летящего при $c_y = 0$ (на α_0); оно пропорционально скоростному напору (на данной высоте — квадрату скорости) и графически изобразится в виде параболы.

Индуктивное сопротивление пропорционально c_y^2 , т. е. обратно пропорционально скоростному напору (квадрату скорости). Проведя графическое сложение (складываются ординаты для соответствующих скоростей), получим кривую лобового сопротивления в горизонтальном полете: $X_{г.п} = X_0 + X_i$.

Такие кривые впервые были построены нашим выдающимся ученым профессором Н. Е. Жуковским и получили его имя. На малых скоростях горизонтального полета основную долю составляет индуктивное сопротивление, на больших оно мало и определяющим является безындуктивное сопротивление. В точке пересечения кривых X_0 и X_i лобовое сопротивление самолета минимально.

Скорость, при которой в горизонтальном полете лобовое сопротивление имеет наименьшую величину, называется **наивыгоднейшей**.

Лобовое сопротивление в горизонтальном полете можно определить через значение аэродинамического качества. Так как $K = Y/X$, а $Y_{г.п} = G$, то $X_{г.п} = G/K$.

Очевидно, горизонтальный полет на наивыгоднейшей скорости осуществляется на наивыгоднейшем угле атаки при максимальном значении аэродинамического качества. Соответственно

$$V_{i\text{ нв}} = 4 \sqrt{m/(c_{y\text{ нв}} S)}.$$

Для самолета Л-39 $\alpha_{\text{нв}} = 7^\circ$, $c_{y\text{ нв}} = 0,49$; при массе 4100 кг $V_{\text{пр. нв}} \approx 300$ км/ч; потребная тяга при этом $P_{г.п\text{ мин}} = X_{г.п\text{ мин}} = 4100 \cdot 9,8/11,4 = 3520$ Н.

Влево и вправо от наивыгоднейшей скорости горизонтальный полет происходит при $K < K_{\text{max}}$, и лобовое сопротивление в обоих случаях увеличивается. Для сравнения укажем, что на минимальной скорости $K_{г.п} = 6,6$ и $X_{г.п} = 6100$ Н.

Максимальной скоростью установившегося горизонтального полета называют скорость, достигаемую при использовании располагаемой тяги силовой установки. Если на одном графике нанести кривые лобового сопротивления и располагаемой тяги, то можно определить максимальную скорость установившегося горизонтального полета. Она будет соответствовать правой точке пересечения кривых.

Определение максимальной скорости с помощью кривых потребных и располагаемых тяг также получило название метода профессора Жуковского. Максимальная скорость самолета Л-39 у земли в стандартных условиях 702 км/ч, приборная 680 км/ч ($\delta V_a = 22$ км/ч), при этом $X_{г.п} = P_p = 10\,600$ Н.

4.3. Влияние конфигурации самолета на характерные скорости горизонтального полета

При выпуске закрылков увеличивается максимальное значение коэффициента подъемной силы, поэтому минимальная скорость горизонтального полета будет уменьшаться. Во

взлетной конфигурации $V_{\text{пр. нв}} = 165$ км/ч, в посадочной — 155 км/ч.

Наивыгоднейшая скорость определяется положением минимума лобового сопротивления в горизонтальном полете. При выпуске шасси, тормозных щитков, а также закрылков увеличивается коэффициент безындуктивного сопротивления самолета

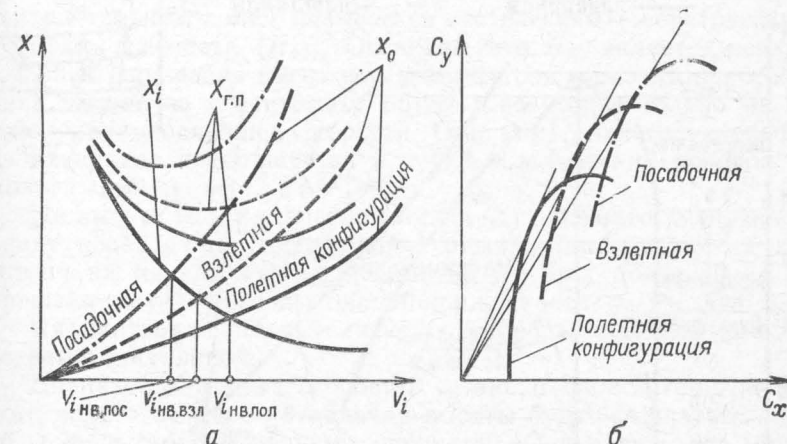


Рис. 4.3. Влияние конфигурации самолета на характерные скорости горизонтального полета (а); поляры самолета (б)

c_{x0} , следовательно, ветвь безындуктивного сопротивления пойдет круче (рис. 4.3), кривая же индуктивного сопротивления останется неизменной.

Действительно, для горизонтального полета при неизменной массе на прежней скорости потребное значение коэффициента подъемной силы останется прежним (изменится лишь угол атаки), значит, и индуктивное сопротивление практически останется прежним. Пересечение кривых X_0 и X_i , определяющее $X_{г.п\text{ мин}}$, произойдет на меньших скоростях и при большей величине ординаты, т. е. наивыгоднейшая скорость уменьшится, но минимальное лобовое сопротивление возрастет.

Так, во взлетной конфигурации $V_{\text{пр. нв}} = 230$ км/ч, $X_{г.п\text{ мин}} = 5650$ Н, в посадочной — 190 км/ч и 7750 Н соответственно.

Наличие внешних подвесок и выпуск тормозных щитков существенно уменьшают максимальную скорость из-за энергичного роста безындуктивного сопротивления.

Кроме того, на максимальную скорость влияет режим работы двигателя. Так, у земли на максимальном режиме ($n_{\text{дв}} = 106,8\%$) $V_{\text{max}} = 702$ км/ч, а на номинальном режиме ($n_{\text{дв}} = 103,2\%$) $V_{\text{max}} = 640$ км/ч.

4.4. Диапазон скоростей и высот установившегося горизонтального полета

Диапазоном скоростей установившегося горизонтального полета называется интервал между минимальной и максимальной скоростями. У земли диапазон скоростей заключен между 186 и 702 км/ч, приборных — между 180 и 680 км/ч. Для опре-

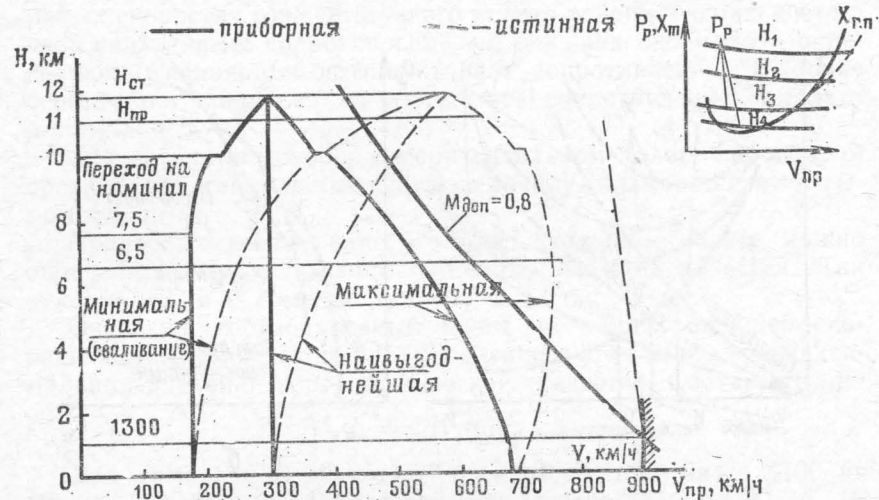


Рис. 4.4. Диапазон скоростей и высот полета и его ограничения

деления диапазона скоростей на других высотах необходимо установить зависимость минимальной и максимальной скоростей от высоты полета.

Рассмотрим сначала изменение индикаторных (приборных) скоростей (рис. 4.4). Кривые Жуковского для дозвукового самолета, построенные по индикаторной скорости, при $m = \text{const}$ остаются неизменными для любых высот (некоторое увеличение $X_{г.п}$ происходит лишь при $M > 0,5$). Кривые же располагаемых тяг по мере увеличения высоты будут опускаться. В результате индикаторная максимальная скорость с подъемом на высоту будет постоянно уменьшаться: меньшая тяга может уравновесить и меньшее $X_{г.п}$, а оно имеет место на меньшей скорости; наконец, на определенной высоте располагаемая тяга уменьшится настолько, что будет равна $X_{г.п \text{ min}}$, при этом максимальная скорость будет равна наивыгоднейшей.

Индикаторная минимальная скорость остается постоянной до тех пор, пока располагаемая тяга больше лобового сопротивления на этой скорости. Ее величина зависит от $C_{y \text{ max}}$. Последний же при малых числах M практически не меняется. Но на $H \approx 7,5$ км $P_p = X_{г.п}(V_{\text{min}})$, и установившийся горизонтальный полет на прежней скорости на больших высотах становится

невозможным. Теперь располагаемая тяга может уравновесить $X_{г.п}$ на скорости, большей минимальной.

Наименьшая скорость установившегося горизонтального полета, лобовое сопротивление самолета на которой равно располагаемой тяге, называется минимальной по тяге. Индикаторная минимальная скорость по тяге с увеличением высоты постепенно приближается к наивыгоднейшей.

Наибольшая высота, на которой возможен установившийся горизонтальный полет, называется статическим (теоретическим) потолком самолета ($H_{\text{ст}}$). Очевидно, что $H_{\text{ст}}$ является верхней границей диапазона высот установившегося горизонтального полета. Полет на статическом потолке возможен только на одной — наивыгоднейшей скорости. При этом диапазон скоростей из интервала превращается в точку. Статический потолок самолета Л-39 около 12 км.

На высоте 10 км диапазон скоростей ступенчато уменьшается ввиду перехода на номинальный режим, так как работа двигателя на максимальном режиме на высотах более 10 км запрещена по условиям его теплонапряженности.

Индикаторная наивыгоднейшая скорость на всех высотах остается постоянной.

Диапазон истинных скоростей установившегося горизонтального полета по мере увеличения высоты будет смещаться вправо, т. е. в сторону больших скоростей. Определить его можно либо путем пересчета индикаторных максимальной и минимальной скоростей на истинные, либо построив несколько кривых Жуковского для различных высот по истинной скорости полета.

Истинная максимальная скорость с увеличением высоты изменяется мало: от 702 км/ч у земли она возрастает до 760 км/ч на $H = 6,5$ км, а далее незначительно уменьшается.

Истинные минимальная и наивыгоднейшая скорости постоянно увеличиваются. Так, на $H = 4$ км $V_{\text{min}} = 227$ км/ч, на $H = 10$ км $V_{\text{min}} = 370$ км/ч.

4.5. Ограничение минимальной и максимальной скоростей. Эксплуатационный диапазон скоростей

В реальном полете достичь минимальной скорости довольно трудно. Вследствие турбулентности воздуха, неточных действий летчика рулями сваливание самолета может произойти на скорости, несколько большей минимальной.

Пилотировать самолет на скоростях, близких к скорости сваливания, трудно и небезопасно, поэтому летчику в полете разрешается уменьшать скорость до некоторого минимально допустимого значения.

Для дозвуковых самолетов минимально допустимой считают скорость, при которой начинается тряска (соответствующую $C_{y \text{ тр}}$). Кроме того, для каждого самолета назначается так на-

зывается эволютивная скорость, т. е. минимальная скорость, допускаемая при эволюциях самолета. Она обычно ограничивается по условиям устойчивости и управляемости. Для самолета Л-39 $V_{пр.тр} = 190 \dots 195$ км/ч, $V_{пр.эв} = 200$ км/ч.

Полет на больших скоростях связан с воздействием на самолет мощного динамического давления (скоростного напора), которое при определенном значении может вызвать нарушение местной прочности конструкции самолета: трещины остекления фонаря кабины, вздутие обшивки фюзеляжа, крыла, разрушение воздухозаборников двигателя.

Образование сверхзвуковых зон на крыле приводит к появлению продольной неустойчивости самолета по скорости и его затягиванию в пикирование. Все это вынуждает ввести ограничение максимальной скорости полета до допустимого значения.

Максимально допустимая скорость — это скорость полета, превышение которой не разрешается по условиям местной прочности, устойчивости и управляемости самолета, нормальной работы двигателя и др.

Максимально допустимая скорость из условий местной прочности самолета устанавливается по допустимому значению скоростного напора и задается постоянным значением приборной скорости: из $q = 0,6V_i^2$ получаем $V_{i \max \text{ доп}} = 1,28 \sqrt{q_{\text{доп}}}$.

Для самолета Л-39 в полетной конфигурации $q_{\text{доп}} = 40\,000$ Н/м² и $V_{пр \max \text{ доп}} = 900$ км/ч. В настоящее время установлено временное ограничение — $V_{пр \max \text{ доп}} = 700$ км/ч.

Из условий устойчивости и управляемости (в целях предотвращения затягивания в пикирование) максимально допустимая скорость ограничивается числом M полета. Для самолета Л-39 $M_{\text{доп}} = 0,8$ (времененно $M_{\text{доп}} = 0,7$), что у земли соответствует скорости 982 км/ч (860 км/ч). С увеличением высоты уменьшается скорость звука и соответственно значение максимально допустимой скорости. Например, на высоте 4 км $V_{\max \text{ доп}} = 932$ км/ч (810 км/ч).

Кривые $V_{\max \text{ доп}}(q)$ и $V_{\max \text{ доп}}(M)$ пересекаются на высоте 1300 м (3000 м). Таким образом, в диапазоне высот 0 ... 1300 м (0 ... 3000 м) первым вступает в силу ограничение максимальной скорости по прочности (летчик должен контролировать приборную скорость), на высотах более 1300 м (3000 м) — ограничение из условий устойчивости и управляемости (летчик должен контролировать число M). Самолет Л-39 в горизонтальном полете не выходит за ограничения максимальной скорости, но может превысить их в полете со снижением.

Интервал скоростей от минимально допустимой до максимально допустимой называется эксплуатационным диапазоном скоростей.

4.6. Кинематические условия и соотношение сил в установившемся подъеме

Установившимся подъемом называется движение самолета вверх по наклонной прямолинейной траектории с постоянной скоростью. Его кинематическими условиями являются:

$$\begin{aligned} V &= \text{const}; & J_x &= 0; \\ \Theta &= \text{const} > 0; & \omega_{\text{в}} &= 0; \\ \varphi &= \text{const}; & \omega_r &= 0. \end{aligned}$$

С учетом этих условий уравнения движения примут вид:

$$\begin{aligned} P - X - G \sin \Theta &= 0; & n_x &= \sin \Theta; \\ Y - G \cos \Theta &= 0; & n_y &= \cos \Theta. \end{aligned}$$

В отличие от горизонтального полета сила тяги должна уравновешивать не только лобовое сопротивление, но и тангенциальную составляющую силы тяжести. Следовательно, при подъеме тягу нужно увеличивать. Подъемная сила, наоборот, несколько уменьшается, поскольку уравновешивает лишь нормальную составляющую силы тяжести (рис. 4.1, б). Но это уменьшение незначительно и можно считать $Y_{\text{п}} \approx Y_{\text{г.п.}}$.

4.7. Угол и вертикальная скорость установившегося набора высоты

Величина угла наклона траектории, при котором возможен установившийся набор высоты, определяется из первого уравнения движения: $\sin \Theta_{\text{п}} = (P - X)/G$.

Как видим, угол подъема зависит от трех факторов: тяги двигателя, лобового сопротивления при подъеме и массы самолета.

Очевидно, при прочих равных условиях наибольшее значение угла подъема будет достигнуто при работе двигателя на максимальном режиме, т. е. при использовании располагаемой тяги.

Лобовое сопротивление при подъеме незначительно отличается от $X_{\text{г.п.}}$, и для его определения можно использовать кривые Жуковского. Минимум лобового сопротивления и максимум избытка тяги достигаются на наивыгоднейшей скорости, следовательно, и угол подъема будет максимален на этой скорости. На скоростях меньше и больше наивыгоднейшей угол подъема уменьшается. На максимальной скорости установившийся подъем невозможен, так как $\Delta P = 0$.

Во взлетной и посадочной конфигурациях значения наивыгоднейших скоростей уменьшаются, а $X_{\text{г.п. min}}$ увеличивается, поэтому и угол подъема будет иметь меньшее значение и достигаться на меньших скоростях. Так, в полетной конфигурации

$\Theta_{\max} = 12,9^\circ$, во взлетной — $10,6^\circ$, а в посадочной — $8,3^\circ$ ($H=0$, $m=4300$ кг). С подъемом на высоту избыток тяги уменьшается и соответственно уменьшается угол установившегося подъема.

Подъем, производимый с максимально возможным углом наклона траектории, называется режимом наиболее крутого набора высоты.

Вертикальная скорость (V_y) является характеристикой скороподъемности, ибо по ее величине можно судить о затратах времени на набор заданной высоты.

$$V_y = V \sin \Theta_n = V(P - X)/G = V\Delta P/G.$$

В отличие от угла установившегося подъема вертикальная скорость зависит не только от избытка тяги, но и от скорости движения по траектории. С ростом скорости от наивыгоднейшей избыток тяги уменьшается, но неравномерно — сначала незначительно, а по мере приближения к максимальной скорости все более энергично. Поэтому произведение $V\Delta P$ продолжает расти до некоторой скорости, а затем, достигнув максимума, убывает.

Скорость полета, при которой подъем происходит с максимальной вертикальной скоростью, называется скоростью максимальной скороподъемности. Она всегда больше наивыгоднейшей.

С подъемом на высоту диапазон индикаторных скоростей, в пределах которого имеет место положительный избыток тяги, сужается и скорость максимальной скороподъемности приближается к наивыгоднейшей. Истинная скорость максимальной скороподъемности увеличивается с 423 км/ч на $H=0$ до 500 км/ч на $H \approx 4000$ м и далее изменяется незначительно.

4.8. Барограмма подъема. Практический потолок

Зная вертикальную скорость, можно определить время, а также расход топлива и путь, проходимый самолетом при наборе заданной высоты.

Время определяется как сумма частных от деления небольших отрезков высоты на вертикальную скорость, которую в пределах данного отрезка считают постоянной:

$$t_H = \sum \Delta t = \sum_{i=0}^n \Delta H / V_{yi},$$

где $H = n\Delta H$.

Кривая зависимости времени, потребного для установившегося набора заданной высоты, называется барограммой подъема. Запись барограммы производится в процессе испытательных полетов с помощью барографа-самописца (откуда и произошло ее название). Наибольшую крутизну эта кривая имеет на $H=0$, так как при этом вертикальная скорость имеет

наибольшее значение. По мере увеличения высоты вертикальная скорость уменьшается и время увеличивается (кривая становится более пологой), при приближении к статическому потолку вертикальная скорость стремится к нулю, а время к бесконечности, т. е. кривая асимптотически приближается к ор-

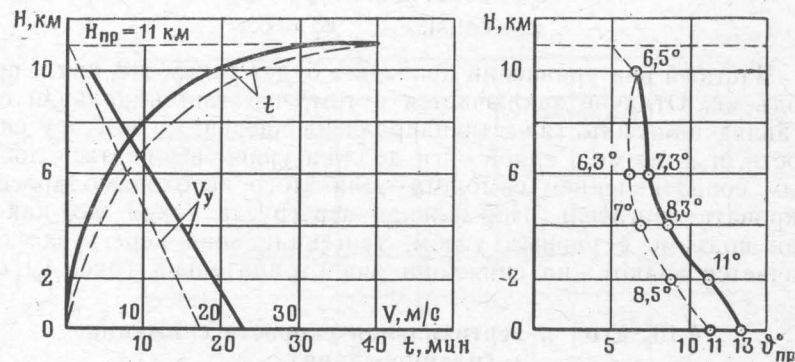


Рис. 4.5. Характеристики подъема (——— максимальный, — — — номинальный режимы)

динате $H_{ст}$. Это означает, что достигнуть высоты статического потолка в режиме установившегося подъема в реальное время невозможно.

Поэтому максимальную высоту установившегося подъема ограничивают условием практического ее достижения. Наибольшую высоту практического применения самолета называют практическим потолком $H_{пр}$. Для дозвуковых самолетов практическим потолком считают высоту, на которой вертикальная скорость равна 0,5 м/с. На самолете Л-39 $H_{пр} = 11\,000$ м достигается при работе двигателя на номинальном режиме за 40,8 мин (рис. 4.5).

Набор заданной высоты или практического потолка производится на режиме максимальной скороподъемности. При этом летчику необходимо выдерживать переменные значения скорости по траектории. Для облегчения техники пилотирования в инструкции летчику самолета Л-39 рекомендована упрощенная программа набора высоты: с земли выдерживается постоянная приборная скорость 400 км/ч до высоты, на которой истинная скорость достигает значения 500 км/ч, далее выдерживается постоянная эта истинная скорость.

Рекомендованная программа незначительно отличается от оптимальной и не приводит к существенному увеличению времени подъема.

4.9. Кинематические условия и соотношение сил в установившемся снижении

Установившимся снижением называется движение самолета вниз по наклонной прямолинейной траектории с постоянной скоростью. Его кинематическими условиями являются:

$$\begin{aligned} V &= \text{const}; & j_x &= 0; \\ \Theta &= \text{const} < 0; & \omega_{\text{в}} &= 0; \\ \varphi &= \text{const}; & \omega_{\text{г}} &= 0. \end{aligned}$$

Частный вид уравнений движения будет таким же, как и при подъеме. Отличие заключается в том, что тангенциальная составляющая силы тяжести направлена вперед, по вектору скорости, и в сумме с силой тяги должна уравновешиваться лобовым сопротивлением самолета. Для этого необходимо дросселировать двигатель. Нормальная перегрузка такая же, как и при подъеме с равным углом, тангенциальная перегрузка отличается знаком: на снижении она отрицательна (рис. 4.1, в).

4.10. Угол и вертикальная скорость снижения (планирования)

Поскольку на снижении тяга существенно уменьшается, рассмотрим сначала установившийся полет самолета при $P=0$, затем влияние величины тяги на параметры снижения. Снижение с тягой, равной или близкой к нулю, называется планированием.

При планировании лобовое сопротивление самолета уравновешивается только составляющей силы тяжести.

Угол установившегося планирования определим, поделив первое уравнение движения на второе:

$$\frac{-G \sin \Theta}{-G \cos \Theta} = \frac{X_{\text{пл}}}{-Y_{\text{пл}}}; \quad \text{tg } \Theta_{\text{пл}} = -\frac{1}{K}.$$

Потребный угол для установившегося планирования зависит от лобового сопротивления: чем оно больше, тем больше нужно наклонить самолет для получения соответствующей тангенциальной составляющей силы тяжести.

Наименьшее лобовое сопротивление достигается при полете на наивыгоднейшей скорости, следовательно, на этой скорости будет и наименьший угол планирования.

Для планирования самолета Л-39 в полетной конфигурации ($P=0$) на наивыгоднейшей скорости требуется создать угол планирования 5° ; на индикаторной скорости 200 км/ч — $6,6^\circ$; на 700 км/ч — 15° .

Во взлетной и посадочной конфигурациях максимальное качество уменьшается, минимальный угол планирования увеличивается соответственно до -8° ($V_{\text{пр}}=230$ км/ч) и -11° ($V_{\text{пр}}=190$ км/ч).

Угол снижения при наличии тяги двигателя определяется так же, как и при планировании — делением первого уравнения движения на второе, но при этом делается небольшое допущение, полагая $\cos \Theta \approx 1$.

Тогда $\text{tg } \Theta_{\text{сн}} = P/G - 1/K$.

Наличие тяги уменьшает угол снижения. Так, наличие тяги малого газа, равной 1300 Н, уменьшает угол снижения примерно на 2° .

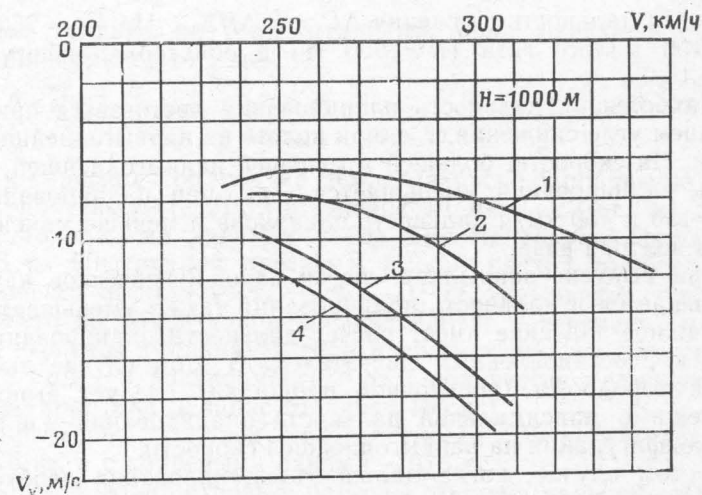


Рис. 4.6. Характеристики снижения ($1 - \delta_z = 0^\circ$; $2 - \delta_z = 25^\circ$; $3 - \delta_z = 44^\circ$; $4 - \delta_z = 44^\circ$, шасси выпущено)

Вертикальная скорость на снижении $V_y = V \sin \Theta$, а при небольших углах планирования $\sin \Theta \approx \text{tg } \Theta$ и $V_{y\text{пл}} = V/K$.

При увеличении скорости полета от наивыгоднейшей V_y довольно быстро возрастает (рис. 4.6).

Влево от наивыгоднейшей скорости, несмотря на то что угол снижения начинает увеличиваться, вертикальная скорость продолжает уменьшаться за счет более интенсивного уменьшения скорости по траектории и достигает своего минимума в полетной конфигурации на $V_{\text{пр}}=210 \dots 220$ км/ч.

С увеличением высоты угол снижения (планирования) при постоянном значении индикаторной скорости не изменяется, вертикальная скорость будет увеличиваться за счет увеличения истинной скорости полета.

4.11. Дальность снижения и планирования

Дальностью снижения (планирования) называется расстояние, проходимое самолетом относительно земной поверхности в процессе снижения (планирования). Иными словами, даль-

ность снижения — это проекция траектории снижения на плоскость $X_g O Y_g$ земной системы координат, а при $\varphi=0$ это ΔL_x . При планировании $\Delta L_x = HK$.

Выражение $1/(P/G - 1/K)$ называют приведенным качеством ($K_{пр}$). Его физический смысл заключается в том, что оно показывает отношение подъемной силы к тангенциальной поверхностной силе $P-X$:

$$K_{пр} = Y/(P - X).$$

Тогда дальность снижения $\Delta L_{х сн} = \Delta HK_{пр}$. На $V_{пр} = 250$ км/ч с тягой малого газа ($P \approx 1000$ Н) в полетной конфигурации $K_{пр} = 15,2$.

Наибольшая дальность планирования достигается при наименьшем угле снижения, т. е. при полете на наивыгоднейшей скорости. На скорости, большей и меньшей наивыгоднейшей, дальность планирования уменьшается. Так, при планировании на $V_{пр} = 180$ и 450 км/ч дальность одинакова и меньше максимальной в полтора раза.

При выпуске закрылков, шасси аэродинамическое качество уменьшается и дальность планирования также уменьшается.

Важное значение имеет расчет дальности планирования самолета с остановленным двигателем. В этом случае выход в район аэродрома (посадочной площадки) следует выполнять на режиме максимальной дальности планирования — в полетной конфигурации на наивыгоднейшей скорости.

В том случае, когда дальность планирования необходимо уменьшить (в расчетной точке оказалась больше заданной), следует перейти к конфигурации с меньшим аэродинамическим качеством — выпустить закрылки, тормозные щитки, шасси.

При наличии ветра дальность снижения необходимо определять по путевой скорости: $\Delta L_x = V_k \Delta t = (V_x + W_x) \Delta t$, где $W_x = W \cos \angle VB$; $\angle VB$ — угол ветра, угол между горизонтальной проекцией вектора воздушной скорости и вектором скорости ветра. Встречный ветер уменьшает, а попутный увеличивает дальность снижения, боковой ветер мало влияет на ее величину.

4.12. Характеристики продолжительности и дальности полета

Продолжительность полета — это время пребывания самолета в воздухе. Дальность полета — это расстояние, проходимое самолетом относительно земной поверхности от места вылета до места посадки по маршруту полета. С учетом невырабатываемого и гарантийного остатков топлива рассматривают практические продолжительность и дальность полета.

При простейшем профиле полета — набор высоты, горизонтальный полет, снижение — наиболее существенным по про-

тяженности и времени будет участок горизонтального полета. Продолжительность и дальность его зависят от запаса топлива ($m_{т. г. п.}$) и соответственно часового ($Q_{ч}$) и километрового ($q_{км}$) расходов топлива:

$$T_{г. п.} = m_{т. г. п.} / Q_{ч}; \quad L_{г. п.} = m_{т. г. п.} / q_{км}.$$

Справедливы и такие соотношения:

$$T_{г. п.} = L_{г. п.} / V; \quad q_{км} = Q_{ч} / V.$$

Запас топлива на горизонтальный полет определяется из уравнения баланса топлива:

$$m_{т. г. п.} = m_{т. полн} - (m_{т. з.} + m_{т. н. в.} + m_{т. сн} + m_{т. кр} + m_{т. сб. р.} + m_{т. гар}),$$

где $m_{т. з.}$ — расход топлива на земле (запуск, опробование, руление), для самолета Л-39 в течение 10 мин — 70 кг; $m_{т. н. в.}$ — расход топлива на взлет и набор высоты (определяется по табл. 6 из Инструкции летчику); $m_{т. сн}$ — расход топлива при снижении до высоты круга (табл. 7); $m_{т. кр}$ — расход топлива при полете по кругу и при посадке (50 кг в течение 7 мин); $m_{т. сб. р.}$ — расход топлива на сбор и роспуск при групповом полете (3—5% в зависимости от количества самолетов); $m_{т. гар}$ — гарантийный запас топлива (150 кг).

Полный запас топлива (при плотности 775 кг/м³) составляет 825 кг, а с концевыми баками — 975 кг.

Часовой и километровый расходы топлива зависят от экономичности работы двигателя: $Q_{ч} = C_{уд} P$; $q_{км} = Q_{ч} / V = C_{уд} P / V$. Здесь $C_{уд}$ — удельный расход топлива, P — тяга двигателя.

Величины $C_{уд}$, $Q_{ч}$, $q_{км}$ зависят от частоты вращения двигателя, высоты и скорости полета. При определенных условиях расходы $Q_{ч}$ и $q_{км}$ достигают минимума, а продолжительность и дальность полета — максимума. Эти режимы называют соответственно режимами наибольшей продолжительности и дальности полета. Выявим их для самолета Л-39.

В установившемся горизонтальном полете $P_{г. п.} = X_{г. п.}$ и $Q_{ч} = C_{уд} X_{г. п.}$. Известно, что $X_{г. п.}$ достигает минимума на наивыгоднейшей скорости. При $V > V_{нв}$ $X_{г. п.}$ растет, а $C_{уд}$ остается примерно постоянным ($C_{уд}$ растет с увеличением скорости и уменьшается с ростом частоты вращения), поэтому $Q_{ч}$ будет увеличиваться. При $V < V_{нв}$ $X_{г. п.}$ также растет, однако $C_{уд}$ уменьшается (как за счет уменьшения скорости, так и за счет увеличения оборотов), поэтому вначале, пока рост $X_{г. п.}$ не резок, $Q_{ч}$ уменьшается. Таким образом, скорость, на которой $Q_{ч}$ минимален, несколько меньше наивыгоднейшей. Она составляет 250 км/ч.

С увеличением высоты полета для создания той же тяги необходимо увеличивать частоту вращения, что снижает $C_{уд}$, а следовательно, и $Q_{ч}$. Наименьший $Q_{ч}$ достигается на высоте

10 км (305 кг/ч). Однако наибольшая продолжительность полета будет на $H=7$ км, так как выгоды в $Q_{\text{ч}}$ ликвидируются повышенным расходом топлива при подъеме. T_{max} составляет 1 ч 48 мин (2 ч 18 мин с концевыми баками) на $H=7$ км и $V_{\text{пр}}=250$ км/ч.

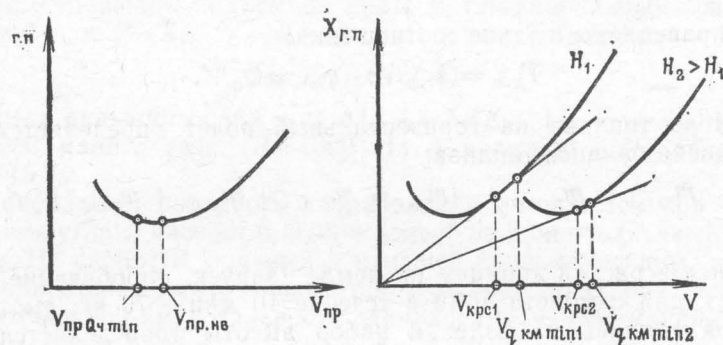


Рис. 4.7. Определение режимов $Q_{r \min}$ и $q_{\text{км} \min}$ по кривым Жуковского

Выражение для анализа километрового расхода представим в виде $q_{\text{км}} = C_{\text{уд}}(X_{\text{г.п}}/V)$. Минимум отношения $X_{\text{г.п}}/V$ определяется проведением касательной из начала координат к кривой $X_{\text{г.п}} = f(V)$. Соответствующая скорость называется крейсерской.

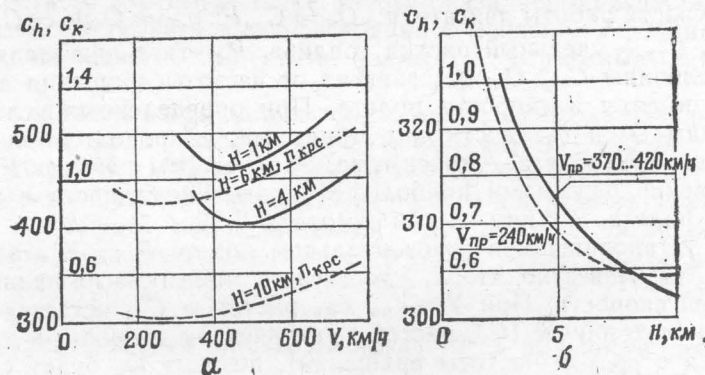


Рис. 4.8. Часовой (---) и километровый (—) расходы топлива в зависимости от скорости (а) и высоты (б) полета

ской. Однако при $V > V_{\text{крс}}$ вначале отношение $X_{\text{г.п}}/V$ увеличивается незначительно, а $C_{\text{уд}}$ уменьшается (потребная частота вращения растет). В результате скорость, на которой $q_{\text{км}}$ минимален, оказывается несколько больше крейсерской (рис. 4.7).

С подъемом на высоту уменьшаются $C_{\text{уд}}$ и отношение $X_{\text{г.п}}/V$, поэтому и $q_{\text{км}}$ существенно уменьшается. При этом, чем больше

высота, тем ближе к крейсерской скорости максимальной дальности полета. Так, на $H=500$ м $q_{\text{км}}=1,08$ кг/км, $V_{\text{пр}}=420$ км/ч (рис. 4.8), а на $H=10$ км $q_{\text{км}}=0,565$ кг/км, $V_{\text{пр}}=370$ км/ч. На $H=10$ км $L_{\text{практ max}}=920$ км (1200 км с концевыми баками).

Продолжительность и дальность полета уменьшаются при большей массе самолета, наличии внешних подвесок и увеличении температуры окружающего воздуха. Дальность полета уменьшается при встречном ветре.

Для определения необходимых режимов с целью расчета продолжительности и дальности полета самолета Л-39 можно воспользоваться табл. 4 и 5 из Инструкции летчику.

4.13. Продольная балансировка самолета в горизонтальном полете

Уравновешивание сил, лежащих в плоскости симметрии самолета, и моментов, действующих относительно оси OZ_1 , называется продольной балансировкой.

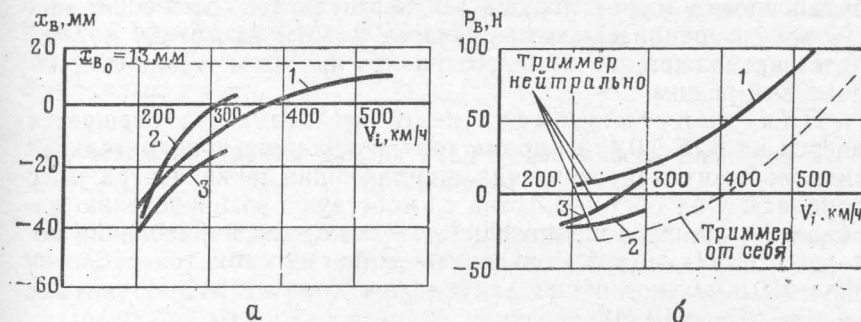


Рис. 4.9. Балансировочные диаграммы самолета в горизонтальном полете: перемещений РУС (а), усилий на РУС (б) (1 — полетная, 2 — взлетная, 3 — посадочная конфигурации)

Условиями продольной балансировки в горизонтальном полете являются $P=X$, $Y=G$, $M_z=0$. Используя два последних уравнения и зависимость $x_b(c_y)$, получим

$$x_{\text{в.г.п}} = x_{\text{в.о}} + 16 \frac{m}{S} \frac{\bar{x}_F - \bar{x}_T}{K_B m_z^{\text{дв}} V_i^2}.$$

Данное выражение иллюстрирует связь между балансировочным отклонением ручки (руля высоты) в горизонтальном полете и скоростью полета, а графическая интерпретация этой зависимости называется балансировочной диаграммой отклонений ручки (руля высоты) по скорости (рис. 4.9).

Диаграмма $x_b(V_i)$ представляет собой гиперболическую кривую, смещенную вверх на $x_{\text{в.о}}$. При центровке 23% и массе

4100 кг самолет Л-39 при нейтральной ручке балансируется на индикаторной скорости 380 км/ч. При увеличении скорости для балансировки потребуется отдача ручки от себя, причем это движение невелико, ибо угол атаки изменяется незначительно (примерно от 5 до 2°). Для осуществления горизонтального полета на скорости, меньшей 380 км/час, необходимо взятие РУС на себя. Это отклонение более значительно, ибо угол атаки с уменьшением скорости резко возрастает (от 5 до 20°).

По усилиям самолет триммером балансируется на $V_{пр} = 400$ км/ч. Поэтому на больших скоростях в горизонтальном полете усилия давящие, на меньших тянущие.

Хотя отклонение ручки на себя обычно больше, чем от себя, однако тянущие усилия меньше давящих (усилия пропорциональны отклонению руля, но от скорости зависят в квадрате).

В полетной конфигурации самолета летчик может с помощью триммеров снять усилия на ручке до нуля во всем диапазоне скоростей установившегося горизонтального полета.

В посадочной конфигурации самолет должен быть сбалансирован без усилий на РУС на $V_{пр} \geq 195$ км/ч. В процессе полета балансировка может нарушаться в результате изменения массы, конфигурации самолета, режима работы двигателя и т. д., и летчик должен знать, как сохранить при этом заданный равновесный режим.

При выпуске шасси центр масс самолета смещается вперед на 0,75...0,45%, кроме того, появляется дополнительная сила лобового сопротивления, приложенная ниже центра масс самолета. Оба обстоятельства способствуют возникновению несбалансированного пикирующего момента, для парирования которого летчик должен отклонить ручку на себя (на скорости $V_{пр} = 250$ км/ч ход ручки $\Delta x_{в} \approx -1$ см, дополнительное тянущее усилие $\Delta P \approx -10$ Н).

При выпуске тормозных щитков появляется дополнительный кабрирующий момент, так как аэродинамическая сила $R_{т.щ}$ проходит впереди (выше) центра тяжести самолета. Для парирования этого момента необходимо отклонение ручки от себя, добавочное давящее усилие при этом зависит от скорости полета и составляет 20...50 Н.

При увеличении частоты вращения двигателя появляется кабрирующий момент, и при ее уменьшении — пикирующий. Причин несколько. Во-первых, при увеличении $n_{дв}$ появляется дополнительная подъемная сила на обечайке воздухозаборника, вызванная поворотом воздушной струи, поступающей в двигатель, на угол, равный углу атаки, плюс угол между осью воздухозаборника и продольной осью самолета, (так называемый крыловой эффект воздухозаборника).

Кроме того, газовая струя на выходе из двигателя подсаживает близлежащие слои воздуха, вызывая изменение угла атаки горизонтального оперения и появление на нем дополнительной аэродинамической силы $\Delta Y_{г.о.}$

При выпуске закрылков появляется прирост пикирующего момента за счет уменьшения M_{z_0} и увеличивается скос потока, что вызывает прирост кабрирующего момента.

При выпуске закрылков на 25° преобладает влияние скоса потока (заметно увеличивается хорда крыла, уменьшается его удлинение и увеличивается коэффициент индуктивности), и для парирования кабрирующего момента требуется отклонение ручки от себя (рис. 4.9). Однако при уменьшении угла атаки (для сохранения прямолинейности полета) воздушный поток набегает на руль высоты сверху и отгибает его вниз на величину, большую, чем необходимо для перебалансировки самолета. Поэтому летчику приходится прикладывать к ручке дополнительные тянущие усилия. Ее смещение вперед он практически не замечает.

При выпуске закрылков в посадочное положение преобладает уменьшение начального момента (хорда увеличивается незначительно, а центр давления смещается вниз). Появившийся прирост пикирующего момента летчик парирует взятием ручки на себя. В этот же момент срабатывает сервокомпенсатор и с избытком снимает тянущие усилия. Поэтому летчик вынужден прикладывать к РУС незначительные давящие усилия. Особенно они заметны на повышенной скорости и в полете с убранным шасси.

4.14. Продольная статическая устойчивость самолета по скорости

Продольной статической устойчивостью самолета по скорости называют его стремление самостоятельно, без вмешательства летчика, восстановить скорость исходного режима полета.

Предположим, что на самолет кратковременно подействовал встречный порыв. Вызванное порывом увеличение воздушной скорости повлечет за собой увеличение подъемной силы на ΔY . Тогда $Y + \Delta Y$ окажется больше, чем сила тяжести G . Равновесие сил по нормали к траектории нарушится, и самолет перейдет в набор высоты, при этом появится составляющая $G \sin \Theta$. Так как $X + G \sin \Theta > P$, то равновесие тангенциальных сил нарушается, происходит торможение самолета, т. е. проявляется его тенденция вернуться к исходной скорости. Эта же тенденция прослеживается и при случайном уменьшении скорости, если оно сопровождается уменьшением подъемной силы.

Таким образом, самолет оказывается статически устойчив по скорости, если случайное ее увеличение вызывает рост, а уменьшение скорости — падение подъемной силы.

Рассмотрим теперь, как ведет себя устойчивый по скорости самолет, если изменение скорости вызвано нарушением равновесия тангенциальных сил. Пусть, например, тяга превышает лобовое сопротивление. Это может произойти при попадании самолета в холодные слои воздуха, излишнем увеличении $n_{дв}$

в процессе перехода на новый режим полета и т. д. Очевидно, скорость полета начнет возрастать, подъемная сила превысит силу тяжести, самолет перейдет в набор высоты, увеличивая угол наклона траектории до тех пор, пока избыток тяги не уравновесится составляющей $G \sin \Theta$. Новый равновесный режим установится на той же скорости (так как $c_{y_{г-п}} = \text{const}$), но в режиме подъема.

Если лобовое сопротивление превысит тягу, то скорость начнет уменьшаться, подъемная сила станет меньше силы тяжести, самолет перейдет на снижение, уменьшая угол наклона траектории. Исходная скорость восстановится в режиме снижения.

До сих пор рассматривалось поведение статически устойчивого по скорости самолета. Однако в диапазоне трансзвуковых скоростей (при $M > M_{кр}$) эта устойчивость теряется. Так, на больших околосвуковых числах M сильно проявляется сжимаемость воздуха, это приводит к перераспределению давления по профилю крыла и смещению фокуса назад, т. е. увеличению разности $x_F - x_T$; сказывается также снижение (по абсолютной величине) коэффициента эффективности руля высоты $m_z^{дв}$.

Все это приводит к такому уменьшению угла атаки, которое по действию на подъемную силу преобладает над ростом скорости. Поэтому при неподвижной ручке управления рост скорости повлечет уменьшение подъемной силы. В результате равновесие нарушится в пользу силы тяжести и самолет перейдет на снижение. Тогда составляющая силы тяжести даст импульс для еще большего увеличения скорости, подъемная сила уменьшится еще больше, снижение станет еще круче.

Происходит так называемое затягивание в пикирование.

Неустойчивость по скорости усложняет пилотирование самолета, а при определенных условиях оно становится невозможным. Сначала изменяются привычные движения РУС: с ростом скорости для сохранения горизонтального полета приходится брать РУС на себя. В дальнейшем потребное отклонение руля высоты и тянущее усилие на РУС быстро возрастают. Однако отклонение руля высоты имеет ограничение, так же как и усилия, которые может создать летчик. Иначе говоря, на числах $M > M_{кр}$ не гарантируется продольная балансировка самолета. Поэтому для дозвуковых самолетов критическое число M является максимально допустимым.

4.15. Пилотирование самолета в горизонтальном полете

В установившемся прямолинейном горизонтальном полете управление самолетом заключается в поддержании горизонтальности, скорости, высоты, направления полета и линии заданного пути.

Поддержание горизонтальности. Наличие горизонтальности полета точнее всего определяется по вариометру, но, как ука-

зывалось, он имеет большое время запаздывания. Поэтому попытка выдерживать горизонтальность полета только по вариометру без учета временных характеристик прибора, самолета и летчика приведет к полету по волнообразной траектории.

Для правильного пилотирования нужно получать информацию с возможно меньшим запаздыванием, и для этого используется естественный горизонт (ЕГ), а также АГД-1. Так как в горизонтальном полете $\Theta = 0$, то $\vartheta_{г-п} = \alpha_{г.п}$. С учетом угла установки крыла $\vartheta_{г.п} = \alpha_{г.п} - 2^\circ$.

Используя расчетные данные, определяют углы тангажа для характерных скоростей горизонтального полета и запоминают по положению видимых частей фонаря и прицела относительно горизонта. Так, на $V_{пр} = 300$ км/ч $\alpha_{г.п} = 7^\circ$, $\vartheta_{г.п} = 5^\circ$.

Опыт показывает, что при отказе или при неправильных показаниях барометрических приборов летчики, запомнившие такие положения, хорошо пилотируют самолет только по углу тангажа, определяемому по естественному горизонту.

Техника выдерживания горизонтальности полета при хорошей видимости ЕГ и исправных приборах следующая:

установить расчетное значение угла тангажа по ЕГ;

проверить по вариометру (через 2—3 с) наличие V_y ;

если вариометр не на нуле, перемещением РУС несколько изменить угол тангажа и через 2—3 с снова проконтролировать показания вариометра и т. д.;

подобрав нужное положение видимых частей самолета относительно ЕГ, запомнить его и выдерживать, периодически контролируя по вариометру.

В случае невозможности пилотирования по ЕГ установка угла тангажа происходит по АГД, но, как уже указывалось раньше, вследствие меньшей разрешающей способности АГД по сравнению с ЕГ летчик будет допускать большие отклонения, поэтому и частота контроля АГД должна быть больше, чем в первом случае.

Выдерживание скорости. Для упрощения пилотирования необходимо заранее рассчитать лобовое сопротивление на данной высоте и скорости полета или воспользоваться кривыми Жуковского для горизонтального полета и по дроссельной характеристике определить потребные частоты вращения двигателя ($n_{дв}$).

В Инструкции летчику и КУЛП даны конкретные значения $n_{дв}$ для выдерживания характерных скоростей полета. Естественно, что эти $n_{дв}$ рассчитываются для стандартных условий и стандартного двигателя, что не исключает ошибки, поэтому для выдерживания требуемого режима дается диапазон частот вращения двигателя.

Например, для выдерживания горизонтальности при полете по малому кругу на $V_{пр} = 350$ км/ч необходимо установить $n_{дв} = 85 \dots 87\%$. Неточность начальной установки $n_{дв}$ приводит

к отклонениям от заданной скорости, которые, в свою очередь, устраняются соответствующим изменением $n_{дв}$.

Значение потребной $n_{дв}$ для характерных скоростей необходимо не только для пилотирования, но и для контроля конфигурации самолета, а именно для контроля выпуска и уборки шасси, закрылков и тормозных щитков. Например, если для выдерживания $V_{пр}=300$ км/ч на $H=500$ м в полетной конфигурации потребные $n_{дв}=82 \dots 83\%$, то для полета с выпущенным шасси — $90 \dots 92\%$. В случае невыпуска шасси и установки $n_{дв}=90 \dots 92\%$ скорость энергично возрастает до $V_{пр} \geq 400$ км/ч, что и является признаком несоответствия конфигурации.

Кроме того, знание потребных $n_{дв}$ необходимо для случая отказа указателя скорости. При этом пилотирование происходит по углу тангажа и $n_{дв}$. Такой полет должен выполняться в диапазоне первых режимов полета, как правило, при $n_{дв}$ на $2 \dots 3\%$ больше потребной, чтобы уменьшить допускаемые отклонения в скорости в сторону ее уменьшения.

Техника выдерживания скорости следующая: установить расчетную $n_{дв}$, через $3 \dots 5$ с проконтролировать скорость и по ее изменению уточнить $n_{дв}$; затем через $5 \dots 10$ с повторно проконтролировать скорость с уточнением $n_{дв}$ и т. д.

При выдерживании скорости необходимо учитывать проявление устойчивости самолета по скорости.

Рассмотрим случай, когда летчик установил $n_{дв}$ меньше потребной ($P < X$).

1. РУС неподвижна, угол атаки постоянен. В результате торможения скорость полета уменьшится, подъемная сила станет меньше силы тяжести и самолет перейдет на снижение. Возникшая при этом тангенциальная составляющая силы тяжести компенсирует недостаток тяги, и самолет будет устойчиво снижаться на прежней скорости.

2. Летчик строго выдерживает горизонтальность по вариометру на первом режиме. Это приведет к полету на меньшей скорости, но на больших углах атаки и тангажа.

3. Летчик выдерживает постоянным угол тангажа (положение видимых частей фонаря и прицела относительно ЕГ). Самолет перейдет на снижение с уменьшением скорости и увеличением угла атаки.

Если же летчик установил $n_{дв}$ больше потребной ($P > X$), то при неподвижной РУС самолет перейдет в набор высоты с углом, при котором тангенциальная составляющая силы тяжести, направленная назад, уравновесит избыток тяги. При этом установится заданная скорость.

Выдерживание высоты полета. При равных отклонениях вертикальной скорости в большую и меньшую сторону высота полета будет колебаться вблизи заданного значения. Если же количество и величина отклонений V_y в одну сторону будут больше, то значение высоты будет постепенно отклоняться от заданного. В этом случае говорят, что имеет место систематиче-

ская ошибка в выдерживании горизонтальности. Если высота уменьшается, то причиной этого могут быть: неправильная посадка летчика в кабине (ниже обычного), наличие непривычных тянущих усилий на РУС и др.

Исправление отклонений в высоте и скорости полета. Наиболее характерными отклонениями являются следующие.

1. Уменьшается высота полета при постоянной или уменьшающейся скорости. Причина — мала тяга. Исправление: увеличить $n_{дв}$, установить заданную скорость, затем набрать установленную высоту.

2. Увеличивается высота при постоянной или увеличивающейся скорости. Причина — велика тяга. Необходимо ее уменьшить, установить заданную скорость, затем потерять высоту.

3. Уменьшается высота с увеличением скорости, или, наоборот, высота увеличивается с падением скорости. Возможно, что $P=X$, но угол атаки меньше или больше потребного. При этом необходимо учитывать переход одного вида энергии в другой. Так, при полете на $V=350$ км/ч потеря высоты 30 м приводит к увеличению скорости на 10 км/ч. Отклонения такого характера исправляются при неизменных оборотах двигателя путем установления заданной высоты.

4.16. Пилотирование самолета в установившемся подъеме

Управление в продольном движении может осуществляться при изменении четырех параметров: $\alpha(x_b)$, $n_{дв}$, V и Θ . Но, поскольку они связаны двумя уравнениями движения, жестко заданы могут быть только два. Два других должны быть свободными, летчик подбирает их таким образом, чтобы обеспечить заданное значение первых двух. Так, в горизонтальном полете были заданы угол наклона траектории и скорость, а летчик подбирал $\alpha(x_b)$ и $n_{дв}$. При подъеме обычно задают режим работы двигателя и скорость. В этом случае свободными параметрами являются $\alpha(x_b)$ и Θ . Ввиду отсутствия приборов, определяющих Θ , как и в случае горизонтального полета, необходимо определить расчетный угол тангажа: $\vartheta_{пр} = \Theta + \alpha - 2^\circ$.

По расчетным данным составляются графики зависимости $\vartheta_{пр}$ и V_y от скорости полета, которые летчик использует для выбора оптимальных режимов подъема и их выдерживания.

С подъемом на высоту на $V_{пр} = \text{const}$ угол тангажа необходимо уменьшать соответственно уменьшению угла подъема. При подъеме с $V = \text{const}$ уменьшение угла тангажа замедляется за счет роста угла атаки при уменьшении $V_{пр}$. Этим обуславливается характер кривой приборного угла тангажа при подъеме на режиме, рекомендованном Инструкцией летчику (рис. 4.5).

Управление самолетом в продольном движении сводится к выдерживанию заданной скорости подбором угла тангажа. При малых изменениях скорости ее нужно восстанавливать однократным изменением угла тангажа. Например, при изме-

нении скорости на 10 км/ч угол тангажа нужно изменить на $0,5^\circ$. Это составит по частям прицела около 0,5 см, а по вариометру 0,5 ... 1 м/с. При этом нужно помнить, что угол тангажа изменяется быстро — за 3 ... 5 с, а скорость устанавливается медленно — за 10 ... 15 с и более, поэтому изменение угла тангажа необходимо выполнять ступенчато (для оценки результатов каждого изменения).

Вариометр может быть использован при определении выхода на второй режим полета. При уменьшении скорости потребный угол атаки резко возрастает, поэтому, несмотря на уменьшение угла подъема, угол тангажа продолжает возрастать. Летчику может показаться, что он энергично набирает высоту (нос сильно поднят), но вариометр покажет для данной высоты значительно меньшую вертикальную скорость. Например, у земли на $V_{пр} = 250$ км/ч и $\theta_{пр} = 22^\circ$ $V_{y \max} = 16$ м/с вместо 22 м/с на $V_{пр} = 400$ км/ч и $\theta_{пр} = 13^\circ$.

4.17. Пилотирование самолета в установившемся снижении

Снижение выполняется в двух вариантах.

1. Заданы скорость и режим работы двигателя (малый газ). Регулируются углы атаки и наклона траектории. Пилотирование в этом режиме снижения осуществляется так же, как и при подъеме. Скорость поддерживается подбором угла снижения, величину которого летчик оценивает по углу тангажа. Поскольку угол атаки положителен, а угол наклона траектории отрицателен, модуль угла тангажа, как правило, меньше последнего. Например, на $V_{пр} = 300$ км/ч $\theta = -5^\circ$, $\alpha = 7^\circ$, $\theta_{пр} = 0^\circ$.

При снижении с постоянной приборной скоростью угол тангажа практически не зависит от высоты полета, поскольку $\text{tg } \theta_{сн} = 1/K = \text{const}$. Вертикальная же скорость с уменьшением высоты будет уменьшаться, поскольку она пропорциональна истинной скорости полета.

2. Заданы скорость и угол (вертикальная скорость) снижения. Регулируются угол атаки и обороты двигателя. Пилотирование в этом варианте осуществляется так же, как и в горизонтальном полете, но вместо $V_y = 0$ поддерживается ее установленное значение.

4.18. Первые и вторые режимы

В установившемся горизонтальном полете на максимальной скорости частота вращения двигателя и тяга максимальны. Для полета на меньшей скорости двигатель необходимо дросселировать. Уменьшение потребной частоты вращения двигателя будет происходить до скорости, несколько меньшей наименьшей (ее определит точка касания кривых лобового сопротивления и тяги при максимальной степени дросселирования).

При дальнейшем уменьшении скорости частоту вращения двигателя и тягу необходимо увеличивать.

Различие в изменении потребной тяги по скорости послужило основанием для разделения установившегося прямолинейного полета на два режима — первый и второй. Скорость, разделяющая их, называется граничной (рис. 4.10).

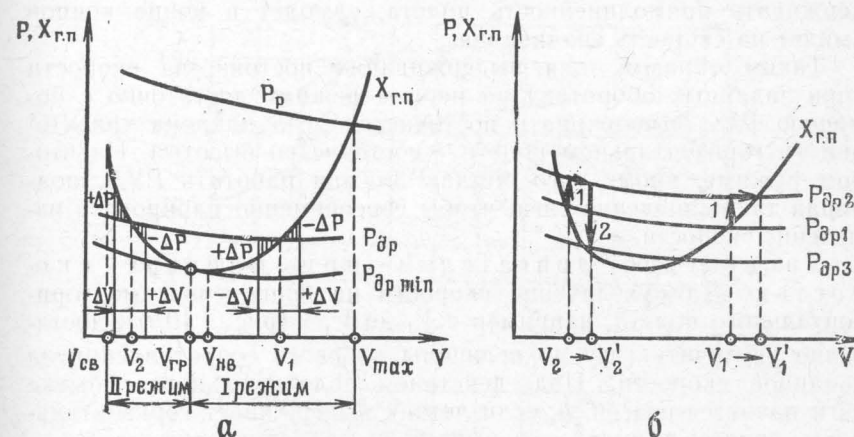


Рис. 4.10. Первый и второй режимы полета: области режимов (а) и управление двигателем (б)

На первом режиме с увеличением скорости лобовое сопротивление горизонтального полета возрастает быстрее, чем тяга при неподвижном рычаге управления двигателем; это приводит к появлению отрицательного избытка тяги ($X > P$). Уменьшение скорости приводит к появлению положительного избытка тяги ($P > X$). На втором режиме, наоборот, с увеличением скорости $X_{гр}$ уменьшается быстрее, чем тяга при неподвижном РУД, что приводит к появлению положительного избытка тяги. Уменьшение скорости ведет к появлению отрицательного избытка тяги.

Указанные свойства обуславливают некоторые различия в поведении самолета и технике его пилотирования на первых и вторых режимах полета.

Выдерживание постоянства скорости в прямолинейном полете. Условимся, что летчик выдерживает постоянство угла наклона траектории, подбирая соответствующее значение угла атаки (c_y), так чтобы $Y = G \cos \theta$, при этом в исходном положении $P - X - G \sin \theta = 0$, а скорость изменяется под воздействием внешних возмущений.

На первом режиме при случайном увеличении скорости появившийся отрицательный избыток тяги вызывает торможение самолета и возвращение его к исходной скорости.

На втором режиме случайное увеличение скорости приведет к появлению положительного избытка тяги, что вызовет дальнейший разгон самолета. Более опасным является случайное уменьшение скорости, когда появление отрицательного избытка тяги будет способствовать ее дальнейшему уменьшению. При этом, если летчик, не увеличивая тяги, будет упорно выдерживать прямолинейность полета, самолет в конце концов выйдет на скорость сваливания.

Таким образом, для выдерживания постоянства скорости (при заданных оборотах) на первом режиме достаточно с помощью РУС выдерживать постоянство угла наклона траектории (в горизонтальном полете — постоянство высоты). На втором режиме, кроме того, летчик должен работать РУД, подбирая такое значение тяги, чтобы своевременно парировать изменение скорости.

Управление двигателем при маневре скоростью. Для увеличения скорости на первом режиме горизонтального полета, например с V_1 до V_1' (рис. 4.10, б), достаточно увеличить тягу до величины лобового сопротивления на заданной скорости. Под действием положительного избытка тяги начнется разгон, и, если летчик выдерживает горизонтальность полета, самолет сам выйдет на заданную скорость.

На втором режиме необходимо выполнить не одинарное, а двойное движение РУД: сначала увеличить тягу (с $P_{др1}$ до $P_{др2}$), чтобы вызвать разгон самолета, а затем уменьшить ее до величины ($P_{др3}$) меньше исходной.

Значение граничной скорости между первым и вторым режимами зависит от характера кривых потребной и располагаемой (дресселированной) тяг.

Для самолета Л-39 в полетной конфигурации индикаторная граничная скорость у земли при подъеме и в горизонтальном полете 270 ... 250 км/ч. С увеличением высоты полета граничная скорость приближается к наивыгоднейшей; при планировании граничной скоростью является наивыгоднейшая. Во взлетной и посадочной конфигурациях приборная граничная скорость уменьшается до 220 и 180 км/ч соответственно.

4.19. Разгон и торможение самолета

Кинематические условия и потребное соотношение сил. Для разгона первое уравнение будет иметь вид $P - X = m j_x > 0$, а для торможения $P - X = m j_x < 0$. В обоих случаях $Y = G$.

Из уравнения видно, что разгон возможен только при наличии положительного избытка тяги, а торможение — при наличии отрицательного.

Характеристики разгона и торможения. К ним относятся: ускорение разгона (торможения) $j_x = g(n_x - \sin \theta)$; время разгона (торможения) в заданном интервале скоростей $t = (V_2 - V_1)/j_x$.

Чем больше ускорение и меньше время, тем лучше характеристики разгона и торможения.

В горизонтальном полете ускорение полностью определяется тангенциальной перегрузкой $n_{xp} = (P_p - X_{г.п})/G$. Для ее определения воспользуемся кривыми Жуковского.

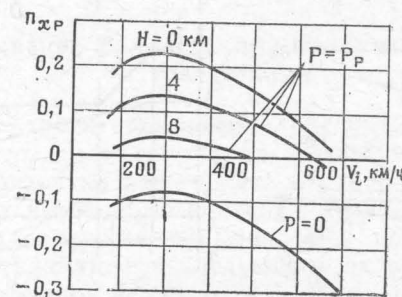
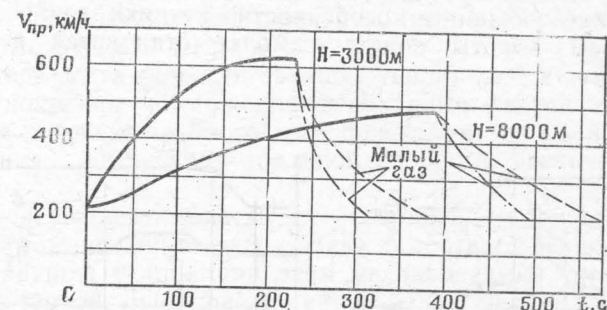


Рис. 4.11. Характеристики разгона и торможения (— — — без тормозных щитков, — . — с тормозными щитками)

Наибольшего значения располагаемая тангенциальная перегрузка достигает на граничной (наивыгоднейшей) скорости; при дальнейшем увеличении скорости n_{xp} уменьшается и на максимальной скорости обращается в нуль ($P_p = X_{г.п}$).

В некоторых случаях летчику необходимо знать и отрицательные значения тангенциальных перегрузок, достигаемых при уменьшении тяги двигателя. В этом случае наибольшие (по абсолютной величине) тангенциальные перегрузки имеют место на максимальной скорости, а наименьшие — на наивыгоднейшей, т. е. при полете вблизи наивыгоднейшей скорости самолет быстрее всего разгоняется, но хуже всего тормозится. На больших скоростях характеристики разгона ухудшаются, торможение же становится более энергичным. Эти свойства необходимо учитывать особенно при полете строем (рис. 4.11).

С подъемом на высоту располагаемые тяга и тангенциальная перегрузка уменьшаются, характеристики разгона за счет

этого становятся хуже. Кроме того, при постоянном интервале индикаторных скоростей разность истинных скоростей возрастает. Поэтому время разгона увеличивается в большей степени, чем уменьшается тангенциальная перегрузка. По этой же причине ухудшаются и характеристики торможения. Замечая на практике указанные особенности, летчики говорят, что с увеличением высоты полета самолет становится все более «инертным».

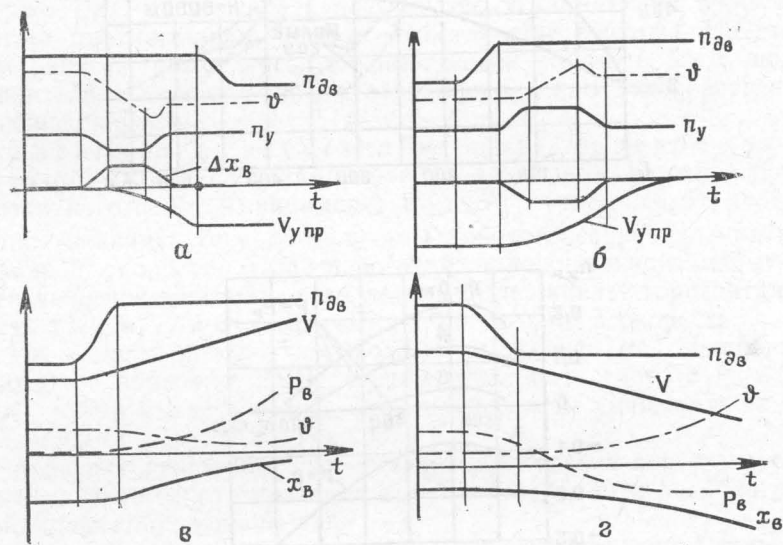


Рис. 4.12. Изменение параметров в переходных режимах: перевод на снижение (а), вывод из снижения в горизонтальный полет (б), разгон (в), торможение (г)

На средних высотах разгон самолета до больших скоростей, необходимых для выполнения восходящих маневров занимает продолжительное время. С целью уменьшения последнего применяется наклонный полет.

Так, если в горизонтальном полете на высоте 3000 м разгон самолета Л-39 в интервале приборных скоростей 300—600 км/ч занимает 146 с, то в угле снижения 15° только 30 с, а в угле 30° лишь 17,5 с.

Для быстрого уменьшения скорости самолет необходимо переводить в режим подъема. Кроме того, для улучшения характеристик торможения применяется выпуск тормозных щитков, эффективность которых пропорциональна скоростному напору.

При выпуске шасси и закрылков характеристики разгона существенно ухудшаются, торможение при уборке оборотов двигателя становится более интенсивным.

Пилотирование самолета при разгоне и торможении. Для выполнения разгона необходимо увеличить $n_{дв}$ более потребной для полета на большей скорости, затем, после достижения заданной скорости, уменьшить $n_{дв}$ до потребного значения.

С увеличением скорости потребный для горизонтального полета угол атаки уменьшается, и для выдерживания $\Theta=0$ угол тангажа необходимо уменьшать с контролем горизонтальности по вариометру (рис. 4.12, в).

По мере роста скорости давящие усилия на РУС возрастают. Для выполнения торможения необходимо уменьшить $n_{дв}$ до значения менее потребного для полета на меньшей скорости, затем, после достижения заданной скорости, увеличить до потребного.

С уменьшением скорости для сохранения горизонтальности необходимо увеличивать угол атаки и соответственно угол тангажа. Тянущие усилия при этом увеличиваются (рис. 4.12, г).

Характерной ошибкой является запаздывание летчика со взятием РУС на себя. Самолет при этом переходит на снижение.

4.20. Пилотирование самолета при изменении угла наклона траектории

Искривление траектории вверх (рис. 4.12, б). Применяется при выводе самолета из снижения в горизонтальный полет и переводе из горизонтального полета в набор высоты (подъем). В обоих случаях необходимо кратковременное увеличение подъемной силы до величины, превышающей нормальную составляющую силы тяжести, с последующим их уравниванием.

Время переходного режима, т. е. время перевода самолета в режим подъема, должно быть не менее 3—5 с.

При изменении угла наклона траектории изменяется и угол тангажа, его контроль осуществляется по изменению положения видимых частей фонаря и прицела относительно ЕГ и по АГД. Для уравнивающей составляющей $G \sin \Theta$ необходимо увеличивать тягу двигателя.

В целях упрощения процесса пилотирования изменение угла Θ и $n_{дв}$ производят поочередно. При определении очередности действий руководствуются принципом неумения скорости, т. е., если при раздельном регулировании параметров скорость неизбежно должна измениться, то это изменение допускается только в сторону увеличения.

Техника выполнения режима:

установить заданную $n_{дв}$;

плавным взятием РУС на себя создать угловую скорость ω_b ;

при подходе угла тангажа к заданному отдалить РУС от себя зафиксировать это положение;

при переводе в режим подъема по величине и изменению скорости уточнить угол тангажа мелкими движениями РУС;

при выводе в горизонтальный полет по вариометру уточнить горизонтальность.

Искривление траектории вниз (рис. 4.12, а). Применяется при переводе самолета из режима подъема в горизонтальный полет и из режима горизонтального полета на снижение.

Техника выполнения режима:

плавным движением РУС от себя уменьшить перегрузку (до 0,5—0,7) и перевести самолет на уменьшение угла наклона траектории;

при подходе угла тангажа к заданному взять РУС на себя зафиксировать это положение;

уменьшить $n_{дв}$ до заданной;

уточнить вертикальную скорость и скорость по траектории.

4.21. Прямолинейный полет со скольжением

Такой вид полета применяется в условиях взлета, предпосадочного снижения и посадки при наличии боковой составляющей ветра, а также для уточнения расчета на посадку, улучшения обзора и т. д.

Допустим, что летчик решил создать скольжение на правое полукрыло. Для этого он дает левую педаль, самолет разворачивается вокруг центра тяжести влево под действием момента от аэродинамической силы вертикального оперения $M_{y\delta_n} = Z_{\delta_n} l_{в.о.}$, но по инерции перемещается в прежнем направлении. За счет косой обдувки возникает боковая сила Z_{β} , дающая стабилизирующий момент $M_{y\beta} = Z_{\beta} (X_{F\beta} - X_T)$, а суммарная сила Z искривляет траекторию полета самолета (влево). Ее можно уравновесить составляющей силы тяжести $G \sin \gamma$, накренив самолет вправо.

Однако, зафиксировав балансировочный угол крена, летчик не может вернуть РУС в нейтральное положение, так как из-за наличия поперечной устойчивости самолет стремится накрениваться влево. Поэтому необходимо удерживать РУС в отклоненном (балансирующем) положении — вправо, с тем чтобы момент $M_{x\delta_z}$ от элеронов совместно с небольшим моментом от руля направления $M_{x\delta_n}$ уравновесил момент $M_{x\beta}$ от скольжения.

Таким образом, самолет будет сбалансирован при следующих условиях:

$$M_{y\beta} + M_{y\delta_n} = 0;$$

$$M_{x\beta} + M_{x\delta_z} + M_{x\delta_n} = 0;$$

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

Используя данные уравнения, можно получить требуемые значения отклонений рулей и крена для данного режима полета:

$$\delta_n = - (m_y^{\beta} / m_y^{\delta_n}) \beta;$$

$$\delta_z = - (m_x^{\beta} / m_x^{\delta_z}) \beta;$$

$$\sin \gamma = - c_z^{\beta} S q / G.$$

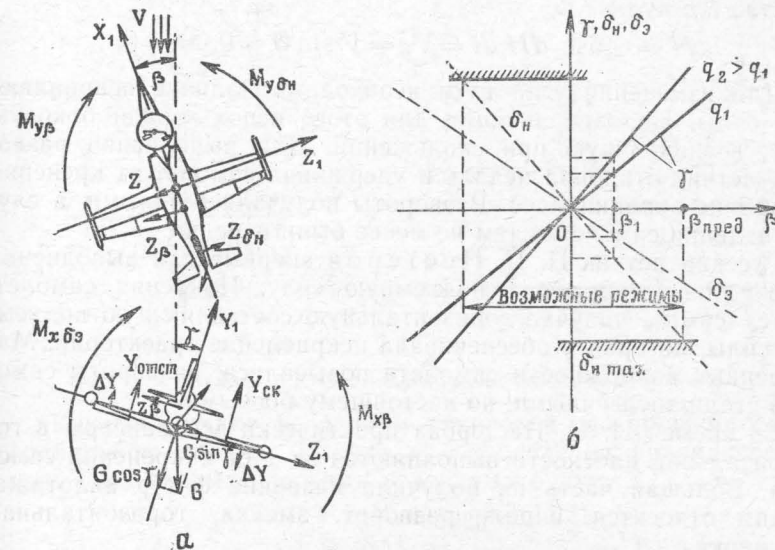


Рис. 4.13. Прямолинейный полет со скольжением: силы и моменты (а) и диаграмма (б)

Указанные значения пропорциональны углу скольжения, а угол крена, кроме того, скоростному напору. Графическое изображение этих зависимостей называется балансировочной диаграммой самолета для прямолинейного полета со скольжением.

Максимальный угол скольжения ($\beta_{пред}$ на рис. 4.13, б) достигается при полном отклонении педали. На самолете Л-39 он составляет около 10° .

При полете с постоянным углом скольжения по мере роста скорости будет увеличиваться боковая сила, и для ее уравновешивания крен необходимо увеличивать.

При полном отклонении педали балансировочный крен составляет: на $V_{пр} = 220$ км/ч около 10° , на скорости 270 км/ч около 15° .

ВЫПОЛНЕНИЕ ФИГУР ПИЛОТАЖА

5.1. Вираж

В практике полетов часто требуется изменить направление полета с сохранением заданной высоты (полет на заданном эшелоне, по кругу, на малой высоте и т. д.). Условием такого движения является постоянство угла наклона траектории и равенство его нулю:

$$H = \text{const}; dH/dt = V_y = V \sin \Theta = 0, \quad \Theta = 0.$$

Для изменения угла пути необходимо наличие искривляющей силы. На заре авиации для этого использовали боковую силу, возникающую при скольжении. Для выполнения разворота летчик отклонял педаль и удерживал самолет от крена (чтобы не опрокинулся). Развороты получались вялыми, а случаи падения самолетов тем не менее были нередки.

Русский летчик П. Н. Нестеров впервые для выполнения разворотов использовал подъемную силу. Накреня самолет, он тем самым получал горизонтальную составляющую подъемной силы, которая и обеспечивала искривление траектории. Маневренные возможности самолета повысились, развороты самолета стали энергичными, по-настоящему боевыми.

Со времен П. Н. Нестерова практически все маневры в горизонтальной плоскости выполняются за счет накрена самолета. Большая часть их получила название фигур пилотажа. К ним относятся: вираж, разворот, змейка, горизонтальная восьмерка.

Вираж — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет разворачивается на 360° в горизонтальной плоскости с постоянным или переменным радиусом кривизны.

Разворот — часть виража.

Змейка — фигура пилотажа, представляющая собой сочетание чередующихся по направлению разворотов.

Горизонтальная восьмерка — фигура пилотажа, представляющая собой два последовательно выполняемых виража различного направления.

Поскольку все эти фигуры являются частью виражей или состоят из них, то для изучения общих закономерностей движения самолета в горизонтальной плоскости достаточно рассмотреть теорию виражей.

По дополнительным кинематическим условиям виражи подразделяются на правильные (установившиеся) и форсированные.

Правильный вираж — вираж, выполняемый с постоянными скоростью и радиусом кривизны траектории, без скольжения.

Форсированный вираж — вираж, выполняемый с уменьшением скорости и радиуса кривизны траектории.

В зависимости от крена различают мелкие виражи (крен до 45°) и глубокие (крен более 45°).

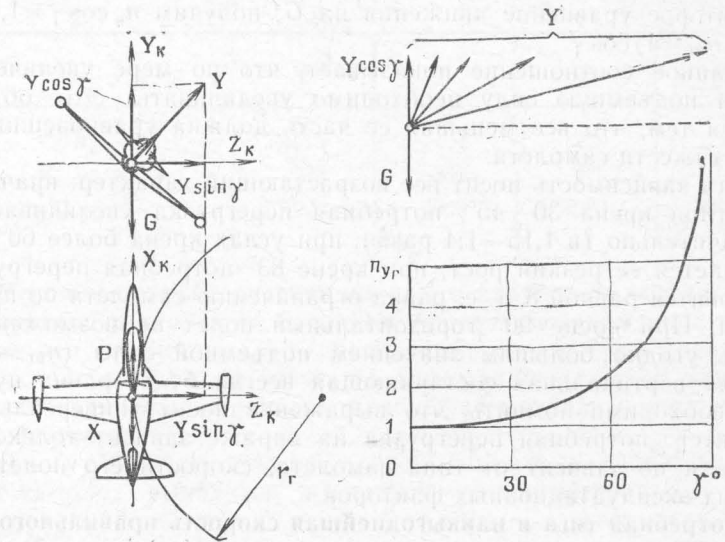


Рис. 5.1. Соотношение сил на вираже

Кинематические условия и требуемое соотношение сил на правильном вираже. Исходя из определения правильного виража, его кинематическими условиями будут:

$$V = \text{const};$$

$$\Theta = 0;$$

$$r_r = \text{const};$$

$$\dot{j}_x = 0;$$

$$\omega_b = 0;$$

$$\omega_r = \text{const}.$$

Условие постоянства угловой скорости в горизонтальной плоскости получаем на основании условий постоянства скорости и радиуса кривизны.

Подставив эти условия в общие уравнения движения, получаем их частный вид для правильного виража, откуда и находим требуемое соотношение сил:

$$P - X = 0;$$

$$Y \cos \gamma - G = 0;$$

$$Y \sin \gamma = -mV\omega_r = \text{const};$$

$$P = X;$$

$$Y \cos \gamma = G;$$

$$\gamma = \text{const}.$$

Потребная нормальная перегрузка для движения в горизонтальной плоскости. В криволинейном горизонтальном полете без скольжения величины подъемной силы и угла крена должны находиться в строгом соответствии друг с другом. Разделив второе уравнение движения на G , получим $n_y \cos \gamma = 1$, откуда $n_{yг} = 1/\cos \gamma$.

Данное соотношение показывает, что по мере увеличения крена подъемную силу необходимо увеличивать. Это объясняется тем, что все меньшая ее часть должна уравновешивать силу тяжести самолета.

Эта зависимость носит все возрастающий характер: вначале, до углов крена $30-45^\circ$, потребная перегрузка увеличивается незначительно (в 1,15—1,4 раза), при углах крена более 60° наблюдается ее резкий рост, при крене 83° потребная перегрузка становится равной 8, т. е. равна ограничению самолета по прочности. При крене 90° горизонтальный полет не возможен со сколь угодно большим значением подъемной силы ($n_{yг} = \infty$), ибо ее вертикальная составляющая всегда будет равна нулю.

Необходимо помнить, что выражение носит универсальный характер: потребная перегрузка на вираже зависит только от крена и не зависит от типа самолета, скорости его полета и других эксплуатационных факторов.

Потребная тяга и наивыгоднейшая скорость правильного виража. Для сохранения скорости на правильном вираже тяга должна уравновешивать лобовое сопротивление. При вводе в вираж за счет увеличения подъемной силы будет увеличиваться и лобовое сопротивление:

$$X_{\text{вир}} = Y_{\text{вир}}/K_{\text{вир}} = Gn_y/K_{\text{вир}}.$$

Так как $X_{г.п} = G/K_{г.п}$ и $G = X_{г.п}K_{г.п}$, то $X_{\text{вир}} = X_{г.п}(K_{г.п}/K_{\text{вир}})n_y$, т. е. лобовое сопротивление на вираже определяется в основном нормальной перегрузкой, а также относительным изменением качества. Так, при вводе в вираж с наивыгоднейшей скоростью горизонтального полета лобовое сопротивление увеличивается более чем в n_y раз, поскольку при увеличении угла атаки от наивыгоднейшего качество уменьшается.

Для получения минимального лобового сопротивления (что является выгодным с точки зрения сохранения энергии самолета и уменьшения расхода топлива) вираж целесообразно выполнять на наивыгоднейшем угле атаки. Тогда

$$X_{\text{вир}} = X_{г.п \text{ мин}} n_y = (G/K_{\text{max}}) n_y.$$

При этом скорость, обеспечивающая достижение заданной перегрузки, будет называться наивыгоднейшей скоростью виража:

$$V_{\text{на. вир}} = V_{\text{на. г.п}} \sqrt{n_y}.$$

В табл. 5.1 приведены значения наивыгоднейших скоростей и лобового сопротивления виражей, выполняемых на самолете Л-39 с различным креном ($m=4100$ кг, полетная конфигурация).

Таблица 5.1

$\gamma, ^\circ$	30	45	60	70
n_y	1,15	1,4	2,0	3,0
$V_i, \text{ км/ч}$	330	366	435	525
$X_{\text{вир}}, \text{ Н}$	4020	4900	7000	10400

Основные характеристики виража и влияние на них эксплуатационных факторов. К основным характеристикам виража относят допустимый ($\gamma_{\text{доп}}$) и предельный по тяге ($\gamma_{\text{пр}}$) крены, угловую скорость ($\omega_{\text{вир}}$), время ($t_{\text{вир}}$) и радиус ($r_{\text{вир}}$). В качестве эксплуатационных факторов будем рассматривать скорость и высоту полета.

Допустимым называют крен виража, в процессе которого самолет выводится на допустимую перегрузку $\cos \gamma_{\text{доп}} = 1/n_{y \text{ доп}}$.

Увеличивать крен на вираже больше допустимого нельзя из-за опасности сваливания самолета. Однако надо помнить, что сам по себе крен не опасен — самолет сваливается из-за превышения допустимой перегрузки.

На $H=2000$ м допустимый крен для соответствующих приборных скоростей составляет: для 200 км/ч — 33° , 250 км/ч — 56° , 300 км/ч — 66° , 400 км/ч — 75° .

Контроль $c_{y \text{ доп}}$ на вираже с перегрузкой менее 2 летчик может точнее осуществлять по углу крена (АГД, визуально), при $n_y \geq 2$ — по перегрузке (акселерометру).

Предельным по тяге называют крен установившегося виража, выполняемого при использовании располагаемой тяги двигателя. Нормальная перегрузка такого виража называется предельной по тяге (рис. 5.2). Она определяется из условия $X_{\text{вир}} = P_p$. Так как $n_y = Y/G = KX/G$, то $n_{y \text{ пр}} = KP_p/G$; $\gamma_{\text{пр}} = \arccos(1/n_{y \text{ пр}})$.

Наибольшие значения предельной по тяге перегрузки и крена достигаются на наивыгоднейшей скорости установившегося виража, поскольку качество самолета при этом максимально.

По мере увеличения высоты полета предельная перегрузка уменьшается, уменьшается соответственно и крен. Так, на высоте 4000 м значения $n_{y \text{ пр}}$ и $\gamma_{\text{пр}}$ на $V_{\text{пр}}=300$ и 400 км/ч соответственно составляют 2 и 60° ; 2,4 и 65° ; на $H=1000$ м максимальные значения $n_{y \text{ пр}}$ и $\gamma_{\text{пр}}$ достигаются на $V_{\text{пр}}=500$ км/ч и составляют 3,2 и 72° .

Виращ, выполняемый с $\gamma_{\text{пр}}$, называют предельным по тяге. При превышении предельного крена виращ будет неустойчивым: из-за нехватки тяги скорость начнет уменьшаться. Если своевременно не уменьшить крен и перегрузку, самолет может достичь скорости, на которой выдерживаемый крен станет допустимым.

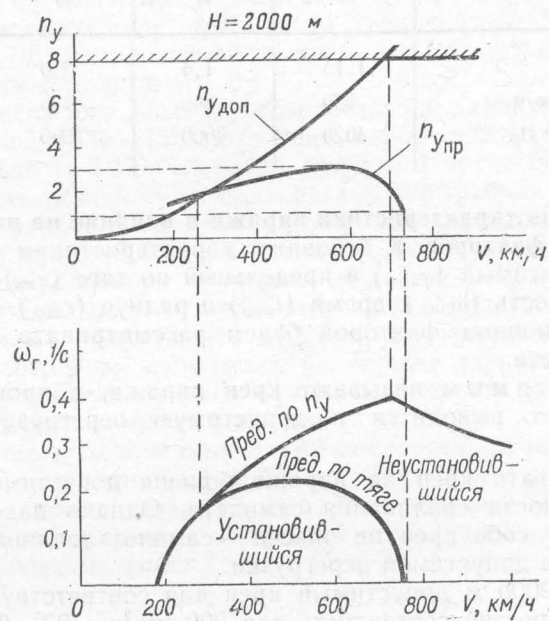


Рис. 5.2. Области выполнимости виражей

Время виража определяется как время разворота самолета в горизонтальной плоскости на 360° . Зная угловую скорость, всегда можно определить время не только виража, но и вообще разворота на любой угол $\Delta\varphi$:

$$t_{\Delta\varphi} = \Delta\varphi / \omega_r.$$

Угловая скорость является важной боевой характеристикой: чем она больше, тем быстрее (за меньшее время) самолет может развернуться и занять более выгодное тактическое положение. Летчик в визуальном полете оценивает угловую скорость по перемещению видимых частей фонаря относительно земной поверхности, облачности и использует ее в целях пилотирования.

Угловая скорость определяется из третьего уравнения движения:

$$\omega_r = g \operatorname{tg} \gamma / V = (g \sqrt{n_y^2 - 1}) / V.$$

Соответственно время виража $t_{\text{вир}} = 2\pi / \omega_r = 0,64V / \operatorname{tg} \gamma$.

При полете на постоянных скорости и высоте угловая скорость зависит только от крена: чем он больше, тем энергичнее должен разворачиваться самолет.

При выполнении виражей с заданным креном угловая скорость будет тем меньше, чем больше скорость. С увеличением высоты (при постоянной индикаторной скорости) угловая скорость будет уменьшаться за счет роста истинной скорости полета.

На самолете Л-39 $\omega_{r \text{ max}}$ установившегося виража достигает при полете на высоте 1000 м и $V_i = 380 \text{ км/ч}$ $13^\circ/\text{с}$; на высоте 5000 м и $V_i = 330 \text{ км/ч}$ — $10^\circ/\text{с}$.

Радиус виража также является важной характеристикой. Он определяет пространственные размеры маневров, выполняемых в горизонтальной плоскости. Знание радиуса виража необходимо для правильного построения маршрута полета, особенно при выполнении полета по кругу и захода на посадку, выдерживании своего места в пилотажной зоне, выполнении атак наземных целей и т. д.

Радиус можно определить, зная угловую и линейную скорости виража:

$$r_{\text{вир}} = r_r = \frac{V}{\omega_r} = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}.$$

На данных высоте и скорости полета радиус тем меньше, чем больше крен на вираже. При уменьшении крена, особенно менее 30° , радиус энергично увеличивается.

При заданном крене величина радиуса пропорциональна квадрату истинной скорости полета. С увеличением высоты на постоянной индикаторной скорости радиус будет возрастать за счет увеличения истинной скорости.

Обоснование техники выполнения правильного виража. Перед вводом в виращ необходимо в горизонтальном полете установить заданную скорость, как правило, наимыгоднейшую для данной перегрузки (крена). При выполнении виражей с креном 45° и 60° на самолете Л-39 установлена одна, промежуточная по своей величине, приборная скорость — 400 км/ч .

Ввод в виращ. Для создания искривляющей силы $Y \sin \gamma$ необходимо наклонить самолет, для чего отклонить ручку в желаемую сторону, создав тем самым угловую скорость крена ω_x . При приближении крена к заданному необходимо коротким отклонением РУС в противоположную сторону зафиксировать его.

С момента создания крена РУС необходимо брать на себя для увеличения подъемной силы с таким расчетом, чтобы ее составляющая $Y \cos \gamma$ уравнивала силу тяжести (что обеспечивает сохранение горизонтальности полета). Темп создания перегрузки (взятие ручки) неравномерен: до углов крена 30° — 40° он незначителен, затем увеличивается и становится заметным при кренах 45° — 60° . Усилия на ручке возрастают пропорционально перегрузке.

При увеличении подъемной силы возрастает лобовое сопротивление, и для сохранения постоянства скорости летчик должен соответственно увеличить тягу двигателя. При этом желательно заранее по дроссельным характеристикам определить значение потребных оборотов для выража из условия $P = X_{\text{вир}}$.

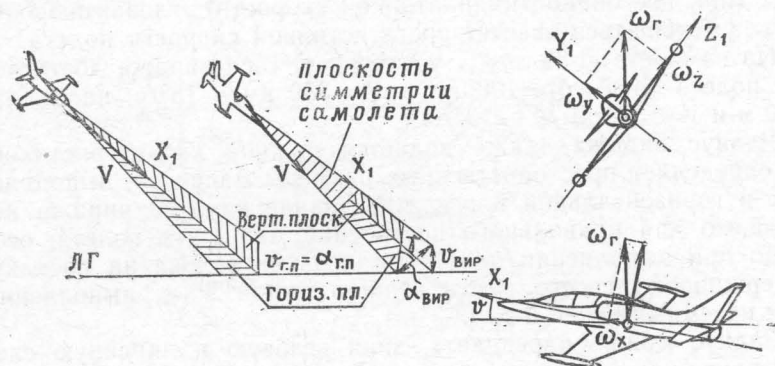


Рис. 5.3. К обоснованию действий летчика на вираже

С началом поворота вектора скорости во избежание возникновения скольжения самолет должен начать вращение в ту же сторону относительно нормальной оси. При этом педаль на вводе в вираж нужно отклонять тем больше, чем больше крен, меньше скорость и энергичнее ввод.

Так, например, при уменьшении скорости с 400 до 300 км/ч при вводе в разворот с одинаковым темпом и конечным значением крена потребное отклонение педали возрастает в 2,4 раза.

Внимание летчика на вводе в вираж должно быть направлено на определение точности действий органами управления по воспринимаемым параметрам. Величина крена определяется по положению видимых частей кабины относительно линии естественного горизонта, а точно — по АГД. По величине крена и контролируется правильность отклонения элеронов (рис. 5.3).

Движение ручки на себя должно обеспечить соответствие перегрузки крену. При их несоответствии будет изменяться угол наклона траектории, что летчик обнаруживает по изменению угла тангажа и вертикальной скорости. Угол тангажа, который летчик определяет также по положению видимых частей кабины относительно горизонта, в процессе ввода в вираж остается постоянным. Действительно, $\vartheta_{\text{вир}} = \alpha_{\text{вир}} \cos \gamma$. Но так как при $V = \text{const}$ $\alpha_{\text{вир}} = \alpha_{\text{г.п}} n_y$, то $\vartheta_{\text{вир}} = \alpha_{\text{г.п}} \cos \gamma / \cos \gamma = \alpha_{\text{г.п}} = \vartheta_{\text{г.п}}$.

Поэтому на вводе в вираж ручку нужно отклонять на себя таким образом, чтобы нос самолета не опускался и не поднимался.

Правильность отклонения педалей контролируется по отсутствию скольжения: грубо (предварительно) — по отсутствию бо-

ковой перегрузки, воспринимаемой МСО (летчика не должно клонить к какому-либо борту), точно (периодически) — по указателю скольжения (шарик должен быть в центре).

Соответствие тяги лобовому сопротивлению можно оценить по характеру изменения скорости. Но так как ввод скоротечен (за несколько секунд скорость мало изменится), то проще установить заданные обороты по указателю, а после ввода проконтролировать скорость.

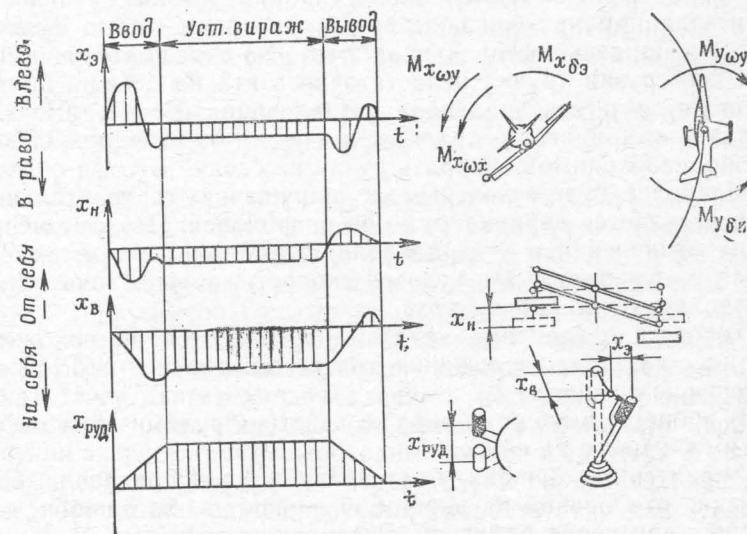


Рис. 5.4. Отклонения РУ на вираже

Установившийся разворот. В конце ввода РУС незначительно отпускается и после этого удерживается взятием на себя по отношению к горизонтальному полету. По элеронам РУС должна быть незначительно отклонена в сторону, противоположную крену. Это отклонение необходимо для парирования спирального и демфирующего поперечных моментов. На рис. 5.3 видно, что на левом вираже из-за несовпадения продольной оси OX_1 с горизонтальной плоскостью самолет для сохранения крена должен вращаться вправо с угловой скоростью $\omega_x = \omega_r \sin \vartheta$, что, естественно, вызовет препятствующий этому вращению момент $M_{x\omega_x}$. Отклонение ручки тем больше, чем больше крен и меньше скорость.

Если в процессе ввода педаль отклонялась для преодоления момента инерции самолета I_y и создания углового ускорения $\Delta\omega_y/\Delta t$, то при постоянной угловой скорости ее отклонение необходимо лишь для парирования путевого демфирующего момента, т. е. в конце ввода педаль несколько возвращается к нейтральному положению, оставаясь данной по развороту (рис. 5.4).

Контроль точности отклонения рулей (распределение внимания) в установившемся развороте летчик осуществляет следующим образом: точность отклонения ручки по элеронам — по величине и постоянству крена; точность отклонения ручки по рулю высоты — по величине и постоянству угла тангажа, который определяется по положению видимых частей кабины относительно горизонта, а также по постоянству угловой скорости ω_r . Обычно летчик после ввода запоминает величину ω_r (по перемещению земли). Если, например, она уменьшилась (при заданном крене и постоянной скорости), то это означает, что уменьшилась составляющая $Y \sin \gamma$ за счет подъемной силы, т. е. перегрузки (ручка недостаточно взята на себя). Но тогда уменьшится и вертикальная составляющая $Y \cos \gamma$, и следует ожидать искривления траектории вниз — снижения. Следовательно, необходимо подобрать ручку на себя.

Наиболее чувствительным к нарушению горизонтальности полета является вариометр, но он инерционен. Поэтому исправление отклонений в угле наклона траектории производят сначала по углу тангажа и угловой скорости, а затем через 2—3 с контролируют по вариометру.

Точность отклонения педалей определяется по положению шарика указателя скольжения, точность перемещения РУД — по изменению скорости.

В процессе вывода из виража действия рулями обратны тем, что имели место на вводе.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление. Большинство отклонений на вираже возникают из-за ошибок, допущенных при вводе в фигуру. Рассмотрим основные из них.

1. В конце ввода отклонение ручки на себя не соответствует требуемому, при этом значение перегрузки не соответствует созданному крену.

Если $n_y < 1/\cos \gamma$ (РУС взята мало), то $Y \cos \gamma < G$ и самолет будет искривлять траекторию книзу, т. е. будет снижаться (отклонение).

На мелком вираже это отклонение исправляется увеличением перегрузки (и соответственно угловой скорости) сначала до значения больше заданного, с тем чтобы искривить траекторию до горизонтального положения, а затем до величины, соответствующей крену.

На глубоком вираже этот метод не годится, так как требуемое увеличение перегрузки будет слишком велико и возможен выход на перегрузку тряски. В этом случае вертикальную составляющую подъемной силы $Y \cos \gamma$ нужно увеличивать за счет уменьшения крена. После вывода самолета в горизонтальный полет (криволинейный) необходимо вновь увеличить крен и создать заданную перегрузку.

Если $n_y > 1/\cos \gamma$, то самолет будет набирать высоту. В этом случае как на мелком, так и на глубоком вираже необходимо отдачей ручки от себя несколько уменьшить перегрузку и угло-

вую скорость, а при подходе угла тангажа к заданному зафиксировать его в нужном положении незначительным взятием ручки на себя с последующим контролем по вариометру.

2. Летчик сначала создает заданный крен, а затем перегрузку (раздельный ввод). Таким образом, в конце ввода перегрузка может соответствовать крену, но в процессе ввода вертикальная составляющая подъемной силы будет меньше силы тяжести, за счет чего и произойдет искривление траектории книзу. Во избежание этого в процессе ввода необходимо следить, чтобы одновременно с созданием крена происходило увеличение угловой скорости (ω_r), а угол тангажа оставался постоянным.

3. При раздельном выводе из виража (летчик сначала уменьшает крен, а затем отдает ручку от себя) самолет переходит в набор высоты.

4. Летчик установил $n_{дв}$, не соответствующую потребной.

В конце ввода тяга двигателя не будет равна лобовому сопротивлению. Если $P < X_{вир}$, то скорость полета будет уменьшаться (отклонение), при этом вследствие уменьшения перегрузки (при $\alpha = \text{const}$) самолет перейдет на снижение. Летчик, как правило, сохраняя горизонтальность полета, увеличивает угол атаки. При исправлении этого отклонения необходимо увеличить тягу двигателя до величины, несколько превышающей лобовое сопротивление, для обеспечения разгона. По мере увеличения скорости ручку необходимо несколько отдавать от себя, чтобы сохранить заданную перегрузку и горизонтальность полета. При достижении требуемой скорости тягу двигателя необходимо уменьшить до заданной. Небольшие отклонения в скорости исправляются короткими одинарными движениями РУД.

Среди некоторой части летного состава бытует мнение о перемене функций рулей при выполнении виража (руль направления становится рулем высоты, и наоборот), и на этой основе предлагаются своеобразные методы устранения отклонений. Это вредное и опасное заблуждение. Никакой перемены функций не существует. С помощью руля высоты в любом положении самолета регулируется угол атаки, а рулем направления — угол скольжения.

Если, например, попытаться устранить снижение самолета на вираже дачей внешней ноги, то это приведет лишь к увеличению угла тангажа за счет создания угла скольжения. Траектория же существенно искривляться не будет из-за низкой несущей способности фюзеляжа (она в 5—7 раз меньше, чем у крыла) и соответственно малой боковой силы Z . Проще говоря, нос самолета поднимется, а снижение останется. Кроме того, наличие скольжения на больших углах атаки может привести к неожиданно резкому сваливанию (выворачиванию) самолета. Поэтому все отклонения в выдерживании высоты необходимо устранять координированными движениями ручки, а педалями устранять лишь скольжение.

5.2. Спираль

Спираль — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет, двигаясь с постоянным углом наклона траектории, разворачивается в горизонтальной плоскости.

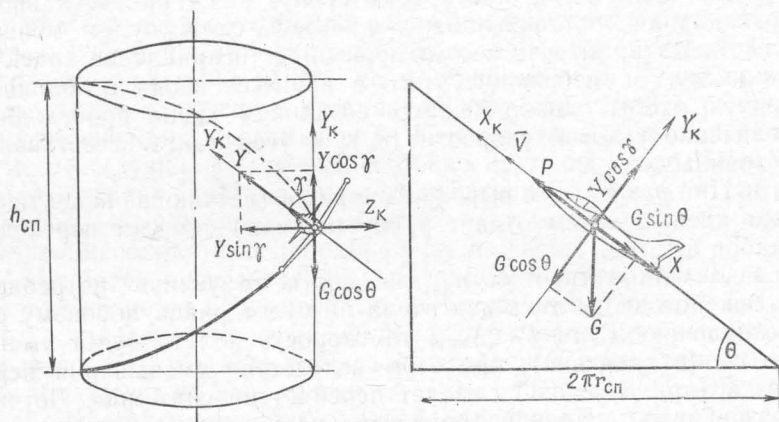


Рис. 5.5. Соотношение сил на спирали

Если угол наклона траектории больше нуля, то происходит набор высоты и спираль называется восходящей. При $\Theta < 0$ происходит снижение и спираль называется нисходящей.

Выраж можно рассматривать как частный случай спирали с $\Theta = 0$.

Спираль с креном до 45° называется мелкой, а с креном более 45° — глубокой.

Восходящая спираль. В чистом виде восходящая спираль применяется для набора высоты в ограниченном районе (пилотажной зоне, над приводной радиостанцией и т. д.). Но в большинстве случаев летной практики используется ее часть — разворот в режиме подъема (при наборе высоты по большому кругу, по маршруту, выполнении полета по системе с прямой и т. д.).

Кинематические условия и потребное соотношение сил. Траектория спирали представляет собой винтовую линию, наведенную на вертикальный цилиндр, а в плоскости развертки — наклонную прямую. Таким образом, восходящая спираль представляет собой сочетание режима подъема и разворота в горизонтальной плоскости.

Установившаяся спираль выполняется с постоянными значениями скорости и угла наклона траектории.

Уравнения движения с учетом этих условий следующие:

$$P - X - G \sin \Theta = 0;$$

$$Y \cos \gamma - G \cos \Theta = 0;$$

$$Y \sin \gamma = -mV \cos \Theta \omega_r = mV^2 \cos^2 \Theta / r_r.$$

Для сохранения постоянства скорости сила тяги должна уравновешивать сумму сил лобового сопротивления и тангенциальной составляющей силы тяжести, т. е. потребная тяга для восходящей спирали будет больше, чем на вираже, на величину $G \sin \Theta$.

Для обеспечения постоянства угла наклона траектории вертикальная составляющая подъемной силы $Y \cos \gamma$ должна уравновешивать не полную силу тяжести, как на вираже, а только ее нормальную составляющую. Следовательно, потребная нормальная перегрузка на спирали для заданного крена будет несколько меньше, чем на вираже; из $Y \cos \gamma = G \cos \Theta$ получим $n_{y \text{ сп}} = \cos \Theta / \cos \gamma$.

Однако при небольших углах наклона траектории (до 15°) это различие невелико (не более 4%), и можно считать, что потребная перегрузка на спирали примерно такая же, как и на вираже.

Основными характеристиками спирали являются: угол подъема, угловая скорость или время витка, радиус и шаг спирали. Восходящая спираль выполняется, как правило, на максимальном или номинальном режиме работы двигателя. При этом располагаемый угол подъема определяется из первого уравнения движения:

$$\sin \Theta_{\text{сп}} = (P_p - X_{r.п}) / G = P_p / G - n_{y \text{ сп}} / K.$$

На данной высоте полета угол подъема уменьшается по мере увеличения перегрузки (крена) спирали.

Это объясняется тем, что с увеличением нормальной перегрузки возрастает лобовое сопротивление и для сохранения равновесия тангенциальных сил при постоянном значении тяги необходимо уменьшить тангенциальную составляющую силы тяжести за счет уменьшения угла наклона траектории. При перегрузке, равной предельной по тяге, располагаемый угол подъема равен нулю, т. е. восходящая спираль превратится в вираж.

При увеличении высоты полета вследствие падения тяги двигателя возможности по созданию крена восходящей спирали уменьшаются.

Угловая скорость и время витка спирали определяются по соответствующим формулам виража:

$$\omega_{\text{сп}} = g n_{y \text{ сп}} \sin \gamma / V \cos \Theta = g \tan \gamma / V = \omega_r;$$

$$t_{360^\circ} = 2\pi / \omega_r.$$

Радиус спирали несколько меньше, чем радиус виража с тем же креном: $r_{\text{сп}} = V \cos \Theta / \omega_r = r_{\text{вир}} \cos \Theta$.

Но так как значение Θ обычно не превышает 10—12°, то это отличие составляет примерно 2%.

Шаг спирали — это высота, набираемая (или теряемая) за один виток. Шаг можно определить из треугольника (рис. 5.5): $h = 2\pi r_{\text{сп}} \tan \Theta = 2\pi r_r \sin \Theta$, или

$$h = 0,64 \frac{V^2}{\tan \gamma} \left(\frac{P}{G} - \frac{n_{y \text{ сп}}}{K} \right).$$

Из полученного выражения видно, что для набора возможной большей высоты за один виток спираль необходимо выполнять с небольшим креном. Так, при выполнении восходящей спирали с креном 30 и 45° ее шаг на высоте 2000 м соответственно равен 2400 и 1200 м, на высоте 4000 м — 1400 и 600 м.

Особенности техники выполнения. Перед выполнением разворота в режиме подъема для сохранения скорости необходимо уменьшить угол наклона траектории отдачи ручки от себя и затем ввести в разворот таким же образом, как на вираже. Иногда при разворотах с небольшим (до 30°) креном применяют раздельный ввод: сначала создают крен без увеличения перегрузки — в результате происходит уменьшение угла подъема, а затем увеличивают перегрузку до заданной.

В процессе разворота ручка по элеронам должна быть отклонена против крена больше, чем на вираже. Это объясняется тем, что продольная ось самолета OX_1 наклонена к горизонтальной плоскости разворота не только из-за наличия угла атаки, но и угла наклона траектории. В результате угловая скорость вращения ω_x , необходимая для сохранения крена, будет больше, соответственно увеличиваются демпфирующий момент крена $M_{x\omega_x}$ и потребное для его парирования отклонение ручки. Летчики, не учитывая этого, обычно допускают увеличение крена в процессе восходящей спирали и, как следствие, уменьшение угла подъема вплоть до перехода в горизонтальный полет.

Постоянство скорости на спирали обеспечивается соответствующим подбором угла подъема.

Нисходящая спираль. Такая спираль применяется для потери высоты в ограниченном районе. Обычно она выполняется с задресселированным двигателем при $P = P_{\text{м-г}} \approx 0$. Поэтому для уравнивания лобового сопротивления необходимо получить тангенциальную составляющую силы тяжести, направленную вперед, т. е. создать отрицательный угол наклона траектории. Соотношение нормальных сил (по оси OY) остается прежним, и потребная нормальная перегрузка на нисходящей спирали такая же, как и на восходящей.

Угол снижения спирали определится величиной лобового сопротивления, которое, в свою очередь, зависит от нормальной

перегрузки — чем она больше, тем больше абсолютная величина угла снижения:

$$\sin \Theta_{\text{сн}} = -n_{y \text{ сн}} / K.$$

Наименьшее значение угла снижения при выполнении спирали с заданным креном достигается при полете на наименьшем угле атаки (при K_{max}). При этом скорость полета по траектории должна быть:

$$V_{\text{сп } \Theta \text{ min}} = V_{\text{нв}} \sqrt{n_{y \text{ сн}}}.$$

Так, например, при крене 45° приборная скорость наименьшего угла снижения 350 км/ч.

Величины угловой скорости, радиуса и времени витка определяются теми же формулами, что и для восходящей спирали.

Шаг нисходящей спирали при $P=0$

$$h = -0,64 V^2 \cos \Theta / (K \sin \gamma).$$

Как видим, потеря высоты за виток спирали уменьшается с увеличением крена и уменьшением скорости. Однако следует помнить, что эти два фактора зависимы друг от друга: по мере уменьшения скорости полета уменьшается допустимое значение крена. Кроме того, для выполнения спирали с большим креном требуется перевод самолета на снижение с большим углом и вывод из него, что вызовет дополнительную потерю высоты. Поэтому в учебных полетах увеличивать крен более 50° нецелесообразно.

При выполнении нисходящей спирали на высоте 2000 м с кренами 30 и 45° ее шаг на $V_i = 350$ км/ч составляет соответственно 1300 и 900 м, на $V_i = 250$ км/ч — 750 и 600 м.

Особенности техники выполнения нисходящей спирали. Перед выполнением спирали в режиме прямолинейного снижения необходимо отдачи ручки от себя увеличить угол наклона траектории и затем ввести самолет в разворот.

Потребное увеличение угла снижения и вертикальной скорости указаны в табл. 5.2 ($P = P_{\text{м-г}}$).

Таблица 5.2

$\gamma, ^\circ$	30	45	60
$\Delta \Theta, ^\circ$	1	2 ... 2,5	5,5 ... 6
Δn_y	0,15	0,4	1,0
$\Delta V_y, \text{ м/с}$	1,5 ... 2,0	4 ... 5	10 ... 11

В процессе разворота скорость выдерживается изменением угла снижения: при увеличении скорости его нужно уменьшить, и наоборот.

Ручка по элеронам находится вблизи нейтрального положения. После вывода из разворота угол снижения необходимо уменьшить.

При ошибках в выдерживании крена спирали неизбежно возникают отклонения в угле наклона траектории и скорости. Например, крен увеличился и стал больше заданного. При этом $Y \cos \gamma < G \cos \Theta$ и траектория начнет искривляться книзу. В результате тангенциальная составляющая силы тяжести увеличится, станет больше лобового сопротивления, это вызовет увеличение скорости. Для исправления этого отклонения необходимо уменьшить крен, установить заданный угол снижения и снова ввести самолет в разворот. Попытка предотвратить рост скорости простым увеличением перегрузки может привести к выходу самолета на режим тряски.

При уменьшении крена самолет будет выходить из угла снижения и терять скорость. В этом случае необходимо уменьшить перегрузку, установить заданную скорость и угол снижения и затем ввести самолет в разворот.

5.3. Пикирование

Пикирование — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет снижается по прямолинейной траектории с увеличением скорости.

Пикирование применяется для атак наземных и нескоростных воздушных целей (прицельное), а также для быстрого увеличения скорости за счет потери высоты (разгонное).

Пикирование с углом наклона до 30° называется пологим, с углом более 30° — крутым и с углом, близким к 90° , — отвесным.

Кинематические условия и потребное соотношение сил на участках пикирования. Пикирование как фигура пилотажа состоит из трех участков: ввода, прямолинейного участка и вывода.

Ввод. На участке ввода происходит уменьшение угла наклона траектории, обычно от нуля до какого-либо отрицательного значения. С учетом этого второе уравнение движения принимает вид неравенства $Y \cos \gamma - G \cos \Theta < 0$; $n_y \cos \gamma < \cos \Theta$, т. е. для такого движения необходимо, чтобы вертикальная составляющая подъемной силы была меньше нормальной составляющей силы тяжести. Применяются следующие способы ввода в пикирование: ввод с прямой — при крене, равном нулю, уменьшением перегрузки; ввод с разворота — созданием крена, не превышающего 90° ; ввод полупереворотом — созданием крена более 90° и менее 180° ; ввод переворотом (двумя полубочками) — созданием крена, равного 180° (рис. 5.6). Последовательность этих способов определяется возрастанием силы, искривляющей траекторию книзу. Поэтому каждый последующий

способ ввода в пикирование является более сильным, чем предыдущий.

Прямолинейный участок. На прямолинейном участке угол наклона траектории должен быть постоянным. Это обеспечивается равенством подъемной силы и нормальной состав-

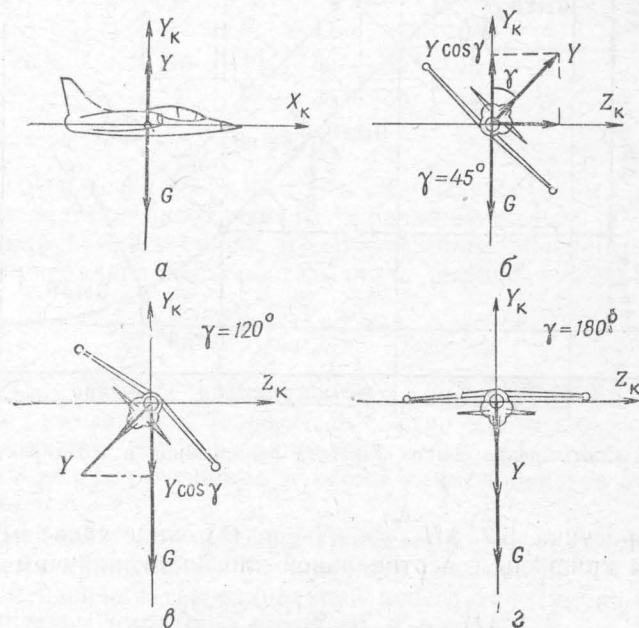


Рис. 5.6. Соотношение сил при вводе в пикирование: с прямой (а), с разворота (б), полупереворотом (в) и переворотом (г)

ляющей силы тяжести: $Y = G \cos \Theta$, $n_y = \cos \Theta$. Тангенциальная составляющая силы тяжести и тяга вызывают разгон самолета.

Вывод. При выводе из пикирования происходит увеличение угла наклона траектории от отрицательного значения до нуля (летчики чаще говорят — происходит уменьшение угла пикирования). Для обеспечения такого движения необходимо, чтобы $Y \cos \gamma > G \cos \Theta$.

Очевидно, наибольшего значения положительная искривляющая сила достигнет при $\gamma = 0$, поэтому вывод из пикирования всегда выполняется без крена. Темп искривления траектории будет зависеть от нормальной перегрузки.

Основные характеристики пикирования. К числу характеристик пикирования относят потерю высоты и время выполнения его участков, а также прирост скорости и угол разворота на вводе.

Ввод. Потерю высоты на вводе ($\Delta H_{\text{вв}}$) можно определить приближенным способом, полагая в процессе ввода $\gamma = \text{const}$ и $n_y = \text{const}$.

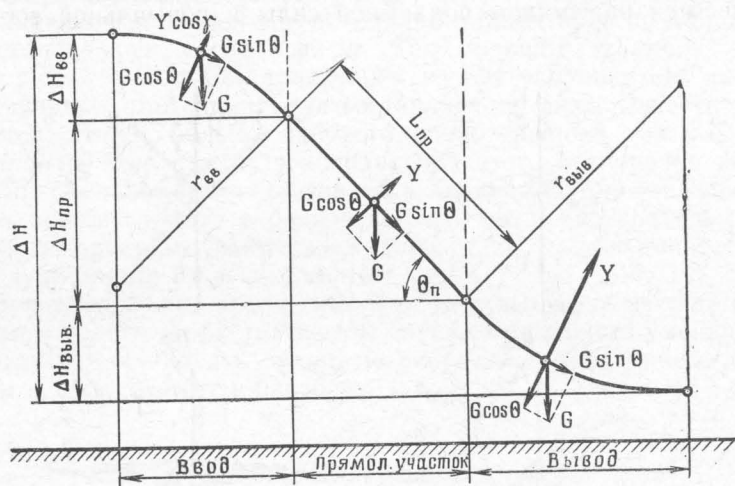


Рис. 5.7. Соотношение сил на участках пикирования и его характеристики

Из рисунка 5.7 $\Delta H_{\text{вв}} = r_{\text{вв}}(1 - \cos \Theta)$, подставив выражение радиуса кривизны в вертикальной плоскости, получим

$$\Delta H_{\text{вв}} = \frac{V_{\text{ср}}^2 (1 - \cos \Theta)}{g (n_y \cos \gamma_{\text{ср}} - \cos \Theta/2)},$$

где $\Theta/2$ — среднее значение угла наклона траектории на вводе.

Время ввода в пикирование можно определить по среднему значению угловой скорости в вертикальной плоскости:

$$t_{\text{вв}} = \frac{\Theta_{\text{пик}}}{\omega_{\text{в. ср}}} = \frac{\Theta V}{g (n_y \cos \gamma - \cos \Theta/2)}.$$

Как видим, время увеличивается пропорционально скорости, потеря высоты — пропорционально ее квадрату и обе характеристики уменьшаются при увеличении искривляющей силы в вертикальной плоскости.

Угол, на который развернется самолет в процессе ввода в пикирование, определяется по среднему значению угловой скорости в горизонтальной плоскости: $\Delta \varphi = \omega_{\text{г}} t_{\text{вв}}$. Он тем больше, чем ближе крен к 90° и больше перегрузка.

Значения характеристик ввода в пикирование с углом 30° показаны в табл. 5.3 ($\Theta = -30^\circ$, $H = 4000$ м, $V_{i\text{вв}} = 300$ км/ч).

Таблица 5.3

$\gamma, ^\circ$	0	45		60		90	180	
n_y	0,7	1,0	0,7	1,0	0,5	1,0	1,0	2,0
$\Delta H_{BB}, \text{ м}$	535	550	300	305	190	150	70	50
$t_{BB}, \text{ с}$	20	21	11	12	8	6	3	2
$\Delta V_i, \text{ км/ч}$	140	140	80	80	50	40	20	15
$\Delta \varphi, ^\circ$	0	80	30	60	20	30	0	0

Прямолинейный участок. Характеристиками прямолинейного участка являются его продолжительность и потеря высоты (или прирост скорости). Время прямолинейного пикирования при заданной скорости начала вывода ($V_{\text{н. выв}}$)

$$t_{\text{пр. уч}} = \frac{\Delta V}{j_x} = \frac{V_{\text{н. выв}} - V_{\text{к. вв}}}{g (n_x - \sin \Theta)}.$$

При вялом способе ввода скорость начала прямолинейного движения оказывается большой и быстро достигает установленного значения. Время пикирования мало. При энергичном способе ввода протяженность и время прямолинейного участка увеличиваются.

С увеличением угла наклона траектории за счет роста ускорения время пикирования уменьшается. Увеличить его можно за счет уменьшения тангенциальной перегрузки (уменьшением тяги и выпуском тормозных щитков).

Потеря высоты на прямолинейном участке зависит от прироста скорости и времени пикирования. При дросселировании двигателя и выпуске тормозных щитков потеря высоты для набора заданной скорости увеличивается за счет потери механической энергии. При выполнении пикирования с максимальной тягой заданная скорость достигается при меньшей потере высоты.

Вывод. Основной характеристикой вывода является потеря высоты. Для ее определения используется формула потери высоты на вводе, в которой $\cos \gamma = 1$.

Для быстрого определения высоты за вывод из пикирования рассчитывается номограмма (приложение 2).

Общая потеря высоты за пикирование на средних высотах составляет 1100—1400 м, время — 28—32 с. При увеличении высоты полета за счет роста истинной скорости время выполнения фигуры и ее пространственные размеры (потеря высоты) увеличиваются.

Техника выполнения пикирования. Характерные ошибки и отклонения. Перед вводом в пикирование необходимо уточнить

скорость ($V_{пр}=300$ км/ч), частоту вращения двигателя (90%), наметить цель (направление пикирования).

Разворот начать в горизонтальной плоскости. После того как до цели останется $\Delta F_{вв}$, уменьшить перегрузку отдачи ручки от себя с одновременным уменьшением $n_{дв}$. При подходе прицела к цели необходимо координированным движением ручки и педалей вывести самолет из разворота, убрав крен до нуля. Если цель не намечается, конец ввода определяется по достижении заданного угла тангажа (30°) по АГД.

На прямолинейном участке скорость полета увеличивается, и для сохранения постоянства подъемной силы летчик должен движением ручки от себя уменьшать угол атаки. При этом угол тангажа также уменьшается, давящие усилия на РУС возрастают.

Начало вывода из разгонного пикирования определяется по $V_{пр}=550$ км/ч.

Для вывода летчик взятием РУС на себя увеличивает угол атаки и тем самым перегрузку до заданной величины. Выход в горизонтальный полет определяется вначале визуально по углу тангажа, который будет положительным и равным углу атаки, затем по приборам (высотомеру, варнометру).

В конце вывода летчик уменьшает перегрузку до единицы. Частота вращения двигателя увеличивается таким образом, чтобы к моменту выхода самолета в горизонтальный полет скорость и режим работы двигателя были заданными ($V_{пр}=600$ км/ч, максимальный режим).

Ошибки и отклонения. На вводе ручка энергично отдается от себя, перегрузка уменьшается до значения менее заданного, а при размашистом движении — до околонулевого или отрицательного значения, что затрудняет управление самолетом.

На прямолинейном участке делаются резкие движения ручкой при выдерживании угла пикирования, происходит раскачка самолета в продольном движении, что затрудняет прицеливание. При некоординированном выводе из разворота в начале прямолинейного участка будут иметь место колебания в боковом движении.

На выводе в стремлении быстрее вывести самолет из пикирования ручка слишком энергично берется на себя, при этом возможен выход самолета на большую перегрузку.

«Просадка» самолета. Среди части летного состава бытует понятие «просадки» самолета. Фактически никакой просадки не существует. Самолет всегда движется строго по законам механики, по траектории, определяемой величиной и направлением сил. Причиной появления «просадки» является ошибочное определение летчиками конца вывода из пикирования (и вообще из любой нисходящей фигуры: переворота, петли и т. д.).

Напомним, что на больших скоростях в горизонтальном полете угол атаки и соответственно угол тангажа малы и обычно близки по своему значению к нулю.

В процессе вывода из пикирования угол атаки увеличивается до $6-10^\circ$, и угол тангажа, равный нулю, будет достигаться при отрицательном угле наклона траектории. Горизонтальный по-

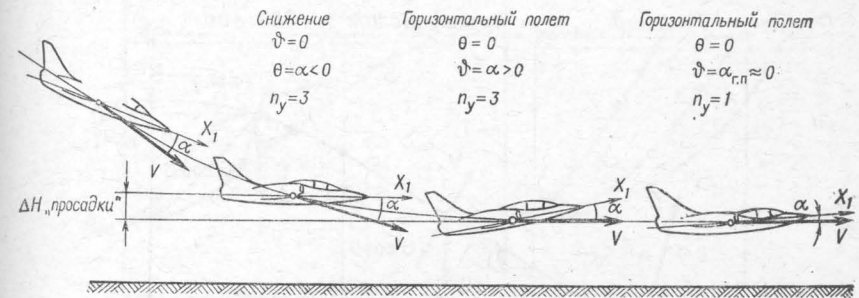


Рис. 5.8. К объяснению «просадки» самолета

ложение самолета летчик ошибочно принимает за горизонтальный полет и прекращает вывод, хотя в этот момент вектор скорости направлен книзу, и самолет продолжает снижение с вертикальной скоростью $V_y = -V \sin \alpha$. Вот это снижение и принимается за просадку (рис. 5.8).

Для окончательного вывода самолета в горизонтальный полет летчик должен продолжать удерживать перегрузку до положительного угла тангажа, равного углу атаки ($6 \dots 10^\circ$). При этом самолет теряет $30 \dots 60$ м высоты, а при уменьшении перегрузки — до 100 м и более.

При выводе из пикирования на малых скоростях ощущение просадки увеличивается, так как угол атаки в этом случае значительно больше — до $10 \dots 15^\circ$.

5.4. Горка

Горка — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет набирает высоту по прямолинейной траектории с потерей скорости.

Горка применяется для быстрого набора высоты с сохранением общего направления полета. В процессе выполнения фигуры происходит превращение кинетической энергии в потенциальную, т. е. скорость непрерывно уменьшается. Вывод же должен быть закончен на скорости не менее эволютивной (в учебных полетах $V_{пр}=300$ км/ч). Поэтому ввод в фигуру должен производиться на достаточно большой скорости, обычно близкой к максимальной.

Горка с углом наклона до 30° называется пологой, с углом более 30° — крутой.

Кинематические условия и потребное соотношение сил на участках горки. Горка состоит из трех участков: ввода, прямолинейного участка и вывода. На вводе происходит искривление траектории вверх. Это достигается за счет увеличения подъем-

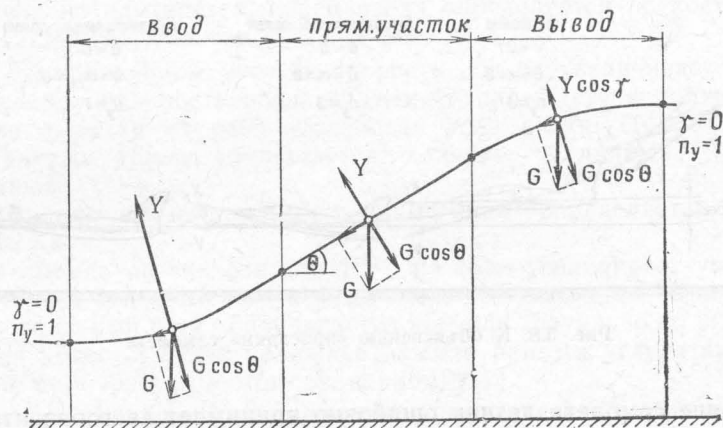


Рис. 5.9. Соотношение сил на участках горки

ной силы ($n_y = 2,5 \dots 3$). На прямолинейном участке для сохранения постоянства угла наклона траектории необходимо равновесие нормальных сил: $Y = G \cos \theta$ или $n_y = \cos \theta < 1$.

В процессе вывода из горки происходит уменьшение угла наклона траектории до нуля. Это достигается уменьшением вертикальной составляющей подъемной силы чаще всего за счет создания крена при сохранении положительной перегрузки, так чтобы $Y \cos \gamma < G \cos \theta$. В конце вывода из горки самолет должен находиться в горизонтальном полете, т. е. при $\gamma = 0$, $n_y = 1$.

Основные характеристики горки. Ими являются: время выполнения, общий набор высоты за фигуру, продолжительность прямолинейного участка и горки в целом, потеря скорости за время вывода. Последняя характеристика необходима для определения скорости начала вывода из горки.

Время выполнения горки зависит главным образом от угла наклона траектории: чем он больше, тем быстрее падает скорость и тем меньше время выполнения горки.

При заданном угле горки продолжительность ее прямолинейного участка будет зависеть от характера ввода. При вялом вводе (с малой перегрузкой) прямолинейный участок будет коротким, а при больших углах горки его вооб-

ще может не быть. Энергичный ввод удлиняет прямолинейный участок (рис. 5.10).

Набор высоты за горку при заданных значениях скоростей ввода и вывода проще всего определяется энергетическим способом. Полагая $n_x = 0$, $\Delta H = (V_{н. вв}^2 - V_{к. вв}^2) / 2g$.

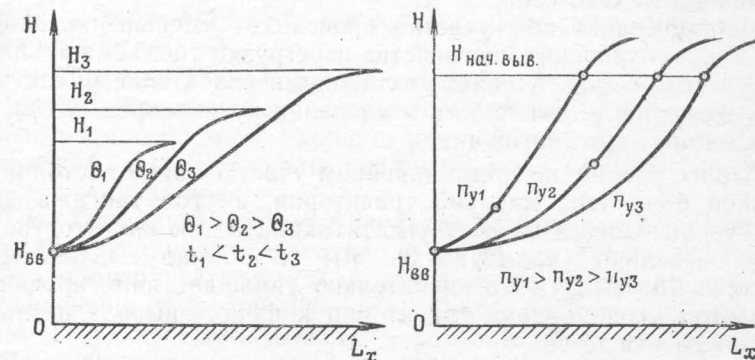


Рис. 5.10. Влияние угла горки и перегрузки на вводе на параметры горки

Однако на прямолинейном участке и выводе из горки нормальная перегрузка невелика, а тангенциальная, как правило, больше нуля, т. е. энергия самолета увеличивается и набор высоты будет несколько больше. Этот прирост высоты будет тем больше, чем протяженнее прямолинейный участок и вывод. При больших углах будет иметь место меньший набор высоты. При малых углах наклона траектории горка вырождается в установившийся подъем.

Потеря скорости за вывод определяется в основном способом вывода из горки. За вывод из горки с углом 30° при кренах 45° и 60° приборная скорость соответственно уменьшается на 60 и 40 км/ч, при угле горки 45° — соответственно на 185 и 150 км/ч, при крене 90° — на 75 км/ч, а при выводе двумя полубочками — только на 40 км/ч ($H = 4000$ м, $V_{пр. к. в. в.} = 300$ км/ч (без учета времени создания крена)).

Техника выполнения горки. Перед выполнением фигуры необходимо в горизонтальном полете установить заданную скорость ($V_{пр} = 600$ км/ч) и режим двигателя (максимальный).

Для ввода в горку плавно увеличить перегрузку до $2 \dots 3$. В процессе ввода следить за увеличением угловой скорости ω_z , отсутствием кренов (они могут возникать за счет некоторого отклонения РУС в сторону, чаще вправо, при ее взятии на себя), за углом тангажа — визуально и по АГД. Конец ввода определяется по достижении заданного угла тангажа. Посколь-

ку угол атаки на больших скоростях невелик, то обычно считают $\Theta = \vartheta$ и отсчитывают последний по АГД.

Для перехода к прямолинейному участку необходимо уменьшить перегрузку до значения, несколько меньшего единицы ($n_y = \cos \Theta$), и погасить угловую скорость самолета относительно поперечной оси, что достигается коротким и энергичным отклонением РУС от себя.

На прямолинейном участке происходит уменьшение скорости, и для сохранения постоянства перегрузки (подъемной силы) летчик должен увеличивать угол атаки незначительным взятием РУС на себя. Достаточность отклонения ручки определяется по постоянству угла тангажа.

Строго говоря, на прямолинейном участке горки постоянным должен быть угол наклона траектории, а угол тангажа должен увеличиваться за счет угла атаки. Но так как это увеличение невелико (примерно $3 \dots 5^\circ$), то обычно выдерживают $\vartheta = \text{const}$ (по АГД), что значительно упрощает пилотирование. При этом угол наклона траектории к началу вывода незначительно уменьшается.

Усилия на ручке изменяются примерно так же, как при торможении в горизонтальном полете: сначала давящие, уменьшающиеся по мере падения скорости, на $V_{пр} = 400$ км/ч околонулевые, затем тянущие.

Начало вывода определяется по значению заданной скорости для $\vartheta = 30^\circ$, $V_{пр} = 350$ км/ч. Поэтому если в начале прямолинейного участка больше внимания уделяется сохранению заданного угла тангажа и отсутствию кренов, то в конце его — значению скорости. С началом вывода создается расчетный крен, при этом существенно изменять перегрузку не рекомендуется. В процессе вывода летчик должен следить за скоростью (при контроле угла крена и тангажа), не допуская ее уменьшения ниже установленной величины. Если угол тангажа уменьшается медленно, а скорость — быстро, необходимо усилить вывод, т. е. увеличить искривляющую силу увеличением крена. В конце вывода убрать крен, перевести самолет в горизонтальный полет и уменьшить $n_{дв}$.

Характерные ошибки и отклонения. 1. Слишком энергично берется РУС на себя при вводе. При этом создается большая перегрузка и возможен выход самолета на большие углы тангажа. Во избежание этого необходимо запомнить по величине скорости ω_z и ощущению перегрузки требуемый темп ввода и выдерживать его.

2. После создания заданного угла тангажа летчик не фиксирует самолет, т. е. не отдает РУС от себя или отдает недостаточно. При этом $n_y > \cos \Theta$ и самолет продолжает искривлять траекторию вверх; угол наклона траектории увеличивается (отклонение), скорость быстро уменьшается, и могут возникнуть затруднения при выводе из горки. Данное отклонение исклю-

чается при своевременном контроле угла тангажа по АГД. При непреднамеренном увеличении угла горки не следует резко отдавать РУС от себя, так как это чревато созданием околонулевой перегрузки. Безопаснее уменьшать угол наклона траектории за счет кратковременного создания крена или начать вывод из фигуры на большей скорости.

3. На прямолинейном участке горки летчик не подбирает РУС на себя. При этом происходит уменьшение угла наклона траектории.

4. Позднее начало вывода из горки (летчик «прозевал» заданную скорость). Если в этом случае вывод производить заданным способом, то скорость уменьшится до величины менее заданной. Для ее сохранения необходимо усилить способ вывода, увеличив крен.

Во всех случаях потери скорости на выводе из горки во избежание сваливания необходимо ручку по рулю высоты держать вблизи нейтрального положения, регулируя креном темп уменьшения угла наклона траектории, не допуская скольжения. Тягу двигателя уменьшить по достижении приборной скорости 300 км/ч.

5.5. Боевой разворот

Боевой разворот — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет энергично набирает высоту с одновременным разворотом на 180° (заданный угол).

Боевой разворот является одной из самых распространенных фигур, используемых при боевом маневрировании, применяется для занятия исходного положения при атаке наземной цели с пикирования, выхода из нее и повторного захода, атаке воздушной цели, следующей на встречном курсе и большей высоте, и т. д.

Быстрое увеличение высоты при выполнении фигуры происходит за счет запаса кинетической энергии самолета, поэтому ввод в боевой разворот начинается на скорости, близкой к максимальной.

Кинематические условия и потребное соотношение сил. Боевой разворот представляет собой сочетание горки и половины (части) виража, выполняемых одновременно.

Для искривления траектории в горизонтальной плоскости (разворота самолета) используется горизонтальная составляющая подъемной силы $Y \sin \gamma$, которая образуется при наклоне самолета в сторону разворота. Для быстрого набора высоты траектория сначала искривляется вверх, а затем, для выхода в горизонтальный полет, вниз. При выполнении боевого разворота в учебных целях может иметь место участок траектории с постоянным значением угла ее наклона. На этом участ-

ке нормальные силы, действующие на самолет в вертикальной плоскости, должны быть уравновешены: $Y \cos \gamma = G \cos \Theta$.

Нормальная перегрузка будет иметь такое же значение, как на спирали: $n_y = \cos \Theta / \cos \gamma$.

На первом участке (вводе) для искривления траектории вверх необходимо, чтобы $Y \cos \gamma > G \cos \Theta$. Это достигается увеличением перегрузки в большей степени, чем крена, т. е. $n_y > \cos \Theta / \cos \gamma$ (рис. 5.11).

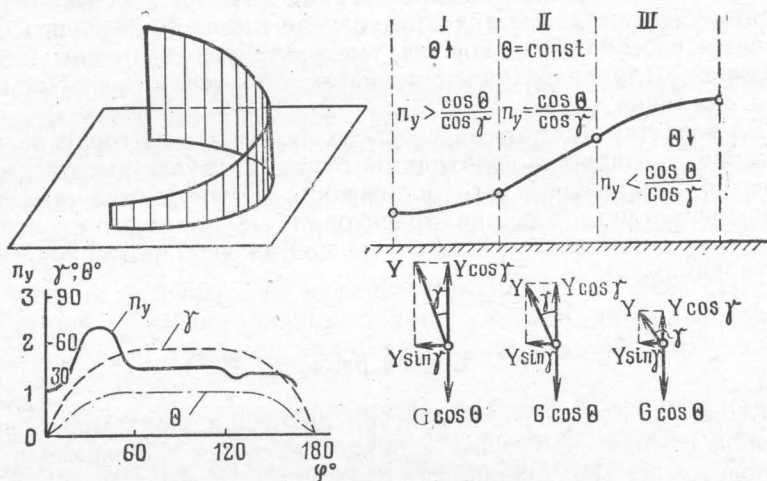


Рис. 5.11. Соотношение сил и изменение параметров на боевом развороте

На третьем участке (выводе) необходимо иметь искривляющую силу, направленную вниз: $Y \cos \gamma - G \cos \Theta < 0$. При этом нормальная перегрузка должна быть меньше потребной для спирали: $n_y < \cos \Theta / \cos \gamma$, что достигается либо увеличением крена при постоянной перегрузке, либо уменьшением перегрузки при постоянном крене, либо уменьшением перегрузки, опережающей уменьшение крена.

Основные характеристики и варианты выполнения боевого разворота. Основными характеристиками боевого разворота являются набор высоты за фигуру и время ее выполнения.

Время выполнения боевого разворота можно определить по угловой скорости в горизонтальной плоскости: $t_{б.р} = \Delta \varphi / \omega_r$; при $\Delta \varphi = 180^\circ$ $t_{б.р} = \pi / g (V \cos \Theta / n_y \sin \gamma)_{ср}$.

При заданных значениях скоростей ввода и вывода время разворота зависит в основном от крена и нормальной перегрузки: чем ближе крен к 90° и чем больше перегрузка, тем меньше время.

Набор высоты за боевой разворот можно определить

энергетическим способом, но с обязательным учетом изменения энергии самолета:

$$\Delta H_{б.р} = \frac{V_{вв}^2 - V_{выв}^2}{2g} + n_{х ср} V_{ср} t_{б.р} = V_{ср} \left(\frac{\Delta V}{g} + n_{х ср} t_{б.р} \right).$$

При заданных значениях скоростей ввода и вывода различие в наборе высоты будет определяться тангенциальной перегрузкой и продолжительностью боевого разворота. Напомним, что чем больше нормальная перегрузка, тем меньше тангенциальная и тем меньше будет набор высоты при прочих равных условиях, т. е. для набора возможно большей высоты боевой разворот необходимо выполнять с возможно меньшей нормальной перегрузкой.

Таким образом, для максимального набора высоты боевой разворот необходимо выполнять с малыми значениями крена, перегрузки и угловой скорости в горизонтальной плоскости, т. е. по типу полувитка восходящей неустановившейся спирали.

Как видим, требования максимального набора высоты и минимального времени являются противоречивыми, а описанные варианты выполнения фигуры — крайними. Практически выполняемые боевые развороты по манере пилотирования являются компромиссными, лежащими между этими двумя предельными случаями.

За боевой разворот, выполняемый на максимальном режиме работы двигателя, самолет Л-39 набирает 1300 ... 1500 м высоты ($H_{вв} = 2000$ м, $V_{пр. вв} = 600$ км/ч). Время выполнения фигуры 35 ... 40 с.

При увеличении высоты ввода ($V_{пр. вв} = \text{const}$) время выполнения фигуры увеличивается, набор высоты растет незначительно.

Техника выполнения боевого разворота. Перед вводом в боевой разворот необходимо в горизонтальном полете установить заданную скорость ($V_{пр} = 600$ км/ч) и режим работы двигателя (максимальный), наметить ориентир для вывода ($\Delta \varphi = 180^\circ$), плавным взятием ручки на себя увеличить угол атаки и перегрузку до 2 ... 3. По достижении угла тангажа $10 \dots 15^\circ$ начинать создавать крен с таким расчетом, чтобы к моменту достижения заданного угла тангажа ($20 \dots 30^\circ$) крен был также заданным (60°). При этом поперечное отклонение ручки несколько меньше, чем при создании такого же крена на вираже, так как последний увеличивается не только за счет отклонения элеронов, но и по кинематическим причинам.

Для наглядного представления изменения крена по кинематическим причинам достаточно прибегнуть к простому опыту.

Взяв модель самолета за концы крыла, начать вращать ее вокруг поперечной оси при фиксированном положении рук. При начальном положении $\Theta = 0$, $\gamma = 30^\circ$ к моменту поворота в плоскости симметрии на 90° угол

тангажа увеличится до 60° , а угол крена — до 90° . При дальнейшем вращении угол тангажа будет уменьшаться, а угол крена увеличиваться до 150° при $\theta=0$.

Одновременно с созданием крена для сообщения самолету угловой скорости ω_y отклоняется педаль по развороту (рис. 5.12).

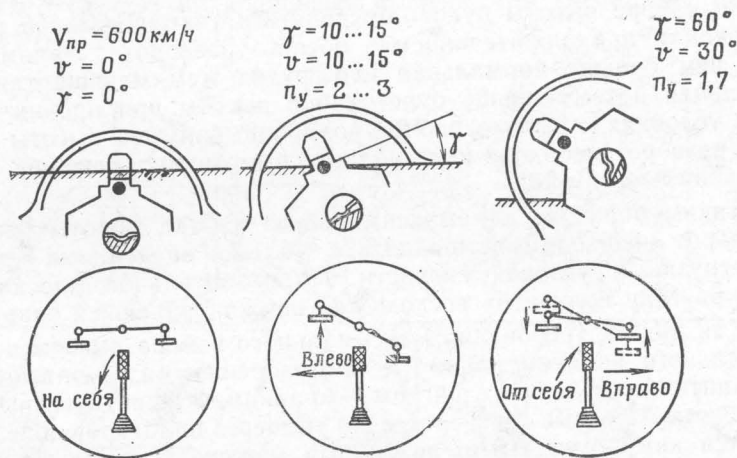


Рис. 5.12. Техника ввода в боевой разворот

При подходе угла тангажа к заданному значению необходимо зафиксировать его. Это достигается уменьшением перегрузки (отданием ручки от себя). К началу движения с постоянным углом наклона траектории она должна быть равной потребной на спирали. Для наших условий

$$n_y = \cos 30^\circ / \cos 60^\circ = 0,866 / 0,5 = 1,73.$$

В этот же момент прекращается дальнейшее увеличение крена коротким отклонением ручки по элеронам против разворота. Одновременно уменьшается отклонение педали (прекращается увеличение угловой скорости ω_y).

На спиральном участке при постоянном крене должна поддерживаться постоянной и перегрузка. Так как скорость уменьшается, летчик должен незначительным взятием ручки на себя увеличивать угол атаки и тем самым поддерживать постоянство перегрузки. Достаточность отклонения ручки на себя при постоянном крене определяется по постоянству угла тангажа. Во избежание кинематического увеличения крена ручку необходимо отклонять против разворота (для парирования демпфирующего момента крена). Педаль отклоняется по развороту для парирования демпфирующего момента рыскания. По мере падения скорости управляющие моменты уменьшаются быстрее, чем демпфирующие, поэтому необходимо несколько

увеличивать нажим на педаль по развороту и отклонение ручки против разворота. Достаточность отклонения ручки по элеронам определяется по постоянству угла крена, а педали — по отсутствию скольжения (шарик в центре).

По достижении определенной скорости ($V_{пр}=350$ км/ч) необходимо начать вывод или заключительную часть боевого разворота. Первой и основной задачей летчика на этом участке является обеспечение вывода из фигуры на заданной скорости. Второй задачей является обеспечение выхода самолета в заданном направлении (разворота на 180°).

Решение первой задачи достигается уменьшением перегрузки или увеличением крена. Наиболее простым вариантом является уменьшение перегрузки. Обычно для этого на некоторое время прекращают выбор РУС на себя, и перегрузка уменьшается за счет падения скорости, или отдают РУС от себя. В обоих случаях начинается искривление траектории книзу. Летчик при этом соразмеряет и регулирует темп уменьшения скорости и угла наклона траектории таким образом, чтобы к моменту достижения заданной скорости ($V_{пр}=300$ км/ч) движение широкой стрелки на указателе скорости прекратилось, а нос самолета перестал опускаться.

Если самолет не успел развернуться на 180° , необходимо оставшуюся часть разворота выполнить в режиме установившейся восходящей спирали, затем перейти в горизонтальный полет, убрать крен и уменьшить $n_{дв}$.

Если требуется закончить боевой разворот точно в заданном направлении, то это достигается регулированием времени вывода из него. Например, летчик определил, что в обычном темпе он не успеет развернуть самолет на 180° . Во избежание этого вывод начинается несколько раньше, но темп падения скорости устанавливается замедленный. Иными словами, заключительная часть боевого разворота выполняется при меньшем угле наклона траектории. За счет увеличения времени при сохранении угловой скорости в горизонтальной плоскости угол разворота $\Delta\phi$ увеличивается.

Иногда боевой разворот выполняют без спирального участка. В этом случае ввод в фигуру осуществляется более продолжительное время, угол наклона траектории увеличивается примерно до 40° , после чего сразу начинается его уменьшение.

При достаточной натренированности для выполнения такого боевого разворота можно применять более экономную по движениям технику пилотирования. После создания максимальной перегрузки ручка по рулю высоты фиксируется и остается практически неподвижной большую часть фигуры ($\alpha \approx \text{const}$). По мере падения скорости перегрузка уменьшается, угол наклона траектории, достигнув максимума к $\phi=90 \dots 120^\circ$, начинает уменьшаться с такой скоростью, что к моменту завершения боевого разворота становится равным нулю. Летчик ручкой регулирует лишь крен.

Энергичный боевой разворот по типу косой полупетли выполняется следующим образом. В горизонтальном полете на заданной скорости ($V_{пр}=600$ км/ч) необходимо создать начальный крен 30° , после чего плавным взятием ручки на себя (за 3...4 с) увеличить перегрузку до 4...5. В дальнейшем поддерживать постоянство угловой скорости в плоскости симметрии самолета (ω_z). Крен кинематически будет увеличиваться и к верхней точке достигнет $140...150^\circ$. Угол тангажа будет увеличиваться до 60° (при $\varphi=90^\circ$), а затем уменьшится. При его приближении к нулю (горизонту) необходимо координированным отклонением ручки и педалей уменьшить угол атаки и убрать крен.

Характерные ошибки и отклонения. 1. В конце ввода летчик не отпускает ручку от себя в целях уменьшения перегрузки до значения, равного потребному на спирали. В результате самолет будет продолжать увеличивать угол наклона траектории. Это приведет к тому, что самолет потеряет скорость при большом значении угла наклона траектории, не развернувшись на 180° .

Для исправления этого отклонения в поздней стадии (в конце фигуры) необходимо увеличить крен и, не допуская значительного уменьшения скорости, вывести самолет в горизонтальный полет. Оставшуюся часть разворота выполнить в установленном режиме. При обнаружении ошибки в ранней стадии в момент превышения заданного угла тангажа (более 30°) необходимо уменьшением перегрузки и некоторым увеличением крена установить заданное значение угла тангажа, а затем крена.

2. Летчик не парирует кинематическое увеличение крена. В результате чрезмерного увеличения последнего угол наклона траектории начнет уменьшаться (раньше и быстрее, чем нужно), замедлится падение скорости, самолет наберет мало высоты. Предотвратить эту ошибку можно своевременным контролем угла крена по АГД, исправить отклонение можно уменьшением крена до восстановления заданного угла тангажа.

3. Позднее начало вывода, т. е. летчик начал уменьшение угла наклона траектории при скорости меньше заданной. Для предотвращения значительной ее потери необходимо усилить вывод, т. е. увеличить крен до такого значения, которое обеспечит выход из боевого разворота на скорости не менее эволютивной. Положение руля высоты до выхода в горизонтальный полет желательно не менять, педалями удерживать самолет от скольжения (шарик в центре).

4. При выходе на заданную скорость в угле разворота менее 180° некоторые летчики (курсанты) стремятся увеличением перегрузки быстрее развернуть самолет до заданного направления. При этом возможен выход на режим тряски и свалива-

ния самолета. Для предотвращения этого отклонения надо знать и не превышать допустимую перегрузку: для $V_{пр}=300$ км/ч $n_{y доп}=2,0...2,5$.

5.6. Бочка

Бочка — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 360° с сохранением общего направления полета.

Различают следующие виды бочек:

по количеству полных оборотов — одинарные, полубочки, полуторные, многократные, двойные, тройные и т. д.;

по времени выполнения одного оборота — быстрые (6 с и менее), замедленные (8 с и более);

по технике выполнения — неуправляемые, координированные (полууправляемые) и управляемые.

При выполнении неуправляемой бочки положение рулей от конца ввода до начала вывода не меняется. В процессе выполнения управляемой бочки производится корректировка движения самолета по траектории отклонением ручки и педалей. Координированная бочка выполняется при фиксированной ручке, но без скольжения, что обеспечивается соответствующим отклонением педалей.

При маневрировании бочка или ее элементы чаще используются в качестве переходного звена от одного вида движения (маневра) к другому. Как самостоятельная фигура бочка выполняется в спортивных и учебных целях. Полубочки являются частью таких фигур, как переворот, полупетля, переворот на горке и т. п.

Движение центра масс самолета при выполнении бочки, ее характеристики и варианты. Нередко траекторию самолета, выполняющего бочку, изображают в виде прямой горизонтальной линии. Техника выполнения такой бочки чрезвычайно сложна: летчик должен отклонять ручку и педали таким образом, чтобы равнодействующая подъемной и боковой сил все время уравнивала силу тяжести и имела бы проекцию на горизонтальную плоскость, равную нулю. При этом в перевернутом положении на летчика будет действовать отрицательная нормальная перегрузка, а при крене 90° необходимо получить боковую перегрузку, равную единице.

Быстро выполнить такую бочку нельзя, и никаких тактических выгод она не дает. Поэтому в летной практике чаще всего выполняют быстрые неуправляемые или координированные бочки.

Рассмотрим движение самолета при выполнении правой бочки с постоянной перегрузкой, равной единице, начатой в горизонтальном полете (рис. 5.13).

В вертикальной плоскости. В начальный момент подъемная сила уравнивает силу тяжести самолета. Но

как только крен начинает увеличиваться, вертикальная составляющая подъемной силы будет уменьшаться, и самолет под действием разности $Y \cos \gamma - G$ начнет искривлять траекторию вниз. Максимальное ее искривление будет иметь место в перевернутом полете, когда подъемная сила и сила тяжести дей-

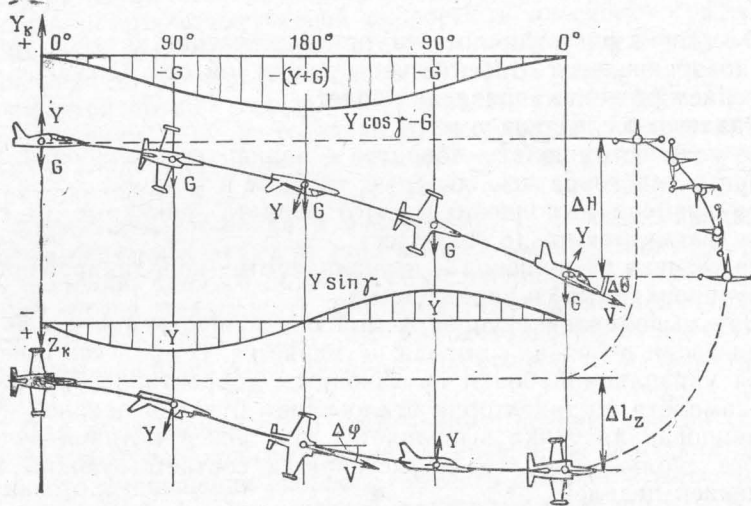


Рис. 5.13. Движение самолета при выполнении бочки

ствуют практически в одном направлении. И лишь в конце бочки при $\gamma = 0$ равновесие вертикальных сил восстановится.

Таким образом, за время бочки самолет в вертикальной плоскости искривит траекторию книзу на величину $\Delta\theta$ и соответственно потеряет определенную высоту ΔH .

В горизонтальной плоскости. С момента создания крена образуется горизонтальная составляющая подъемной силы $Y \sin \gamma$, которая будет искривлять траекторию в сторону бочки. Максимальное искривление будет иметь место при крене 90° (вся подъемная сила лежит в горизонтальной плоскости). При дальнейшем увеличении крена искривление будет замедляться и при $\gamma = 180^\circ$ прекратится совсем. За время первой половины бочки самолет развернется в сторону вращения на угол $\Delta\varphi$.

При выполнении второй половины бочки горизонтальная составляющая подъемной силы будет направлена уже в другую сторону, что вызовет искривление траектории в противоположную сторону на ту же величину $\Delta\varphi$. Таким образом, самолет в конце бочки будет лететь в прежнем направлении, но сместится в сторону ее выполнения на величину ΔL_z .

Описанный характер движения определяет и характеристики бочки. Ими являются: угол понижения траектории $\Delta\theta$, угол

поворота полубочки $\Delta\varphi$, потеря высоты ΔH и боковое смещение ΔL_z .

Угол понижения траектории можно определить по средней угловой скорости в вертикальной плоскости:

$$\Delta\theta = \omega_{в.ср} t_6; \quad \Delta\theta \approx -2000 t_6 / V,$$

где t_6 — время выполнения бочки, с; V — скорость, км/ч.

Для восходящих или нисходящих бочек это выражение нужно умножить на $\cos \theta$.

$$\text{Потеря высоты за бочку } \Delta H = V_{у.ср} t_6 \approx -5 t_6^2.$$

Угол поворота полубочки определяется также по средней угловой скорости, но в горизонтальной плоскости:

$$\Delta\varphi = \omega_{г.ср} t_{180}; \quad \Delta\varphi \approx 1300 n_y t_{180} / V.$$

$$\text{Боковое смещение } \Delta L_z = g n_y t_6^2 / 2\pi = 1,56 n_y t_6^2.$$

Как видим, угол понижения траектории тем больше, чем меньше скорость полета и больше время выполнения бочки. От перегрузки (если она постоянна) угол понижения не зависит, хотя при $n_y > 1$ форма траектории будет меняться.

Потеря высоты за бочку зависит лишь от времени ее выполнения. Угол поворота полубочки и боковое смещение тоже зависят от указанных факторов, но, кроме того, и от нормальной перегрузки: чем она больше, тем сильнее искривляется траектория в горизонтальной плоскости. При выполнении бочки за 6 с ее параметры таковы: $\Delta\theta = 24^\circ$, $\Delta H = 170$ м, $\Delta\varphi = 8^\circ$, $\Delta L_z = 15$ м; за 8 с — соответственно 33° , 300 м, 16° , 30 м ($H = 4000$ м, $V_{пр} = 400$ км/ч).

Анализ движения самолета показывает, что выполнить неуправляемую бочку в строго горизонтальном полете невозможно.

Можно лишь поставить некоторые условия. Например: 1) закончить бочку на высоте ввода; 2) закончить вывод из бочки в горизонтальном полете.

Для выполнения бочки по первому варианту необходимо ввод в нее осуществлять в угле подъема, равном $\Delta\theta/2$. При этом вывод произойдет в угле снижения, равном $\Delta\theta/2$ (рис. 5.14).

По второму варианту бочка должна начинаться в угле подъема, равном $\Delta\theta$. При этом самолет за бочку наберет высоту, равную ΔH .

Техника выполнения бочки. Рассмотрим технику выполнения быстрой бочки. Перед вводом в фигуру необходимо в горизонтальном полете установить заданную скорость. Для самолета Л-39 установлена $V_{пр} = 400$ км/ч. На этой скорости расход усилий по угловой скорости крена $P_{\omega_x}^x$ минимален. Плавным взятием ручки на себя самолет переводится в режим подъема с углом наклона траектории, равным $\Delta\theta/2$. При этом угол кабрирования по АГД $\vartheta_{пр} = \Delta\theta/2 + \alpha - 2^\circ$.

Так, при выполнении бочки в течение 6 с на $V_{пр}=400$ км/ч, $H=4000$ м $\alpha=4^\circ$, $\Delta\theta=24^\circ$ и $\theta_{пр}=14^\circ$.

По достижении заданного угла тангажа коротким движением ручки от себя самолет фиксируется в режиме прямолинейного подъема. После этого отклонением ручки в сторону бочки

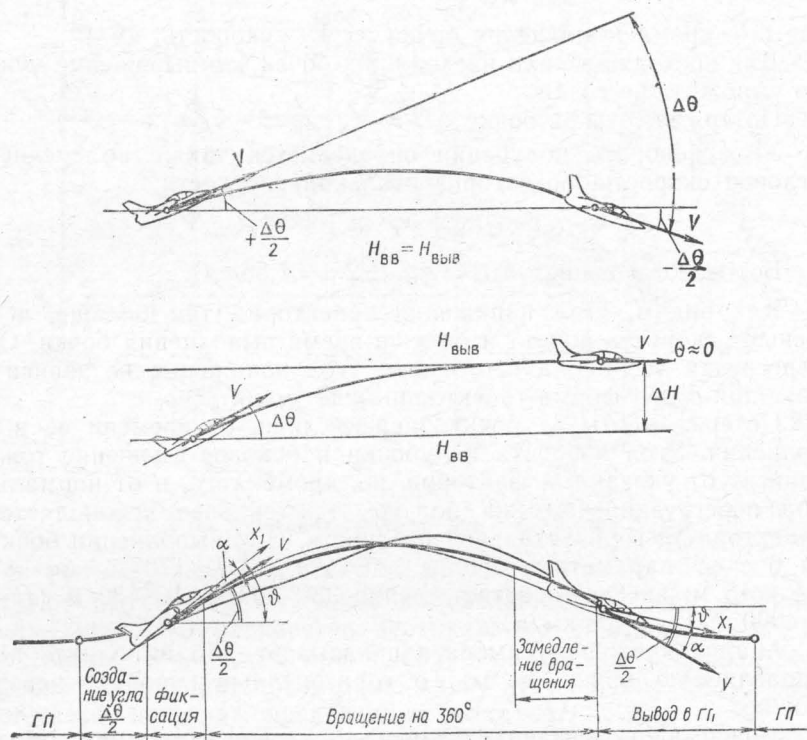


Рис. 5.14. Варианты выполнения и этапы бочки

создается угловая скорость крена $60 \dots 90^\circ/\text{с}$. Одновременно с созданием крена во избежание скольжения на опускающееся полукрыло необходимо отклонить педаль в сторону бочки. Ввиду скоротечности фигуры наличие скольжения летчик определяет не по шарик, а по величине и направлению боковой перегрузки. При правильном выполнении бочки она должна быть равна нулю. Если летчика на левой бочке прижимает к левому опускающемуся борту, отклонение педали недостаточно, если к правому поднимающемуся — излишне.

В процессе вращения необходимо контролировать угловую скорость (она должна быть постоянна) и крен. При подходе к перевернутому положению нажатие на педаль нужно ослабить. В противном случае вторая половина бочки будет выполнена со скольжением (шарик «уйдет от ноги»).

В конце бочки необходимо затормозить угловое вращение самолета. Для этого при $\gamma=30^\circ \pm 5^\circ$ нужно начать перемещать ручку по элеронам к нейтральному положению, одновременно оценивая темп уменьшения угловой скорости (в этот момент в качестве тормозящего используется поперечный демпфирующий момент). При подходе крену к нулю коротким двойным движением ручки против вращения нужно остановить его (используется управляющий момент).

Можно начинать замедление вращения и при меньшем крене ($20 \dots 10^\circ$). Но при этом потребуется довольно энергичное отклонение ручки против вращения с последующей быстрой постановкой ее в нейтральное положение. Это затрудняет точную остановку самолета по крену и требует достаточно хороших навыков в технике пилотирования.

По рулю высоты ручка в процессе неуправляемой бочки не отклоняется. После остановки вращения незначительным увеличением перегрузки самолет выводится в горизонтальный полет.

Характерные ошибки и отклонения. 1. Ввод самолета в бочку в угле подъема меньше заданного. В этом случае выход из фигуры произойдет в угле снижения больше обычного. Попытка исправить это отклонение в процессе самой бочки (взятием ручки на себя в последней четверти фигуры) является малоэффективной и может привести к выводу самолета на режим тряски.

2. Ввод в бочку с перегрузкой больше единицы. Например, для быстрого перевода самолета из горизонтального полета в режим подъема летчик создает перегрузку (обычно $2 \dots 2,5$). По достижении заданного угла тангажа перегрузку необходимо уменьшить примерно до единицы. Но иногда летчик (курсант) торопится создать вращение по крену и отклоняет ручку в сторону, не отдав ее от себя.

При выполнении бочки с увеличенной перегрузкой происходит более энергичное искривление траектории как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскостях. Кроме того, за счет увеличения исходного угла атаки возрастет и скольжение на опускающееся полукрыло, что приведет к энергичному росту стабилизирующего момента крена, препятствующего вращению. Если его не парировать дополнительным отклонением педали, то время бочки увеличится, что приведет к увеличению угла снижения в конце фигуры.

3. Нередким отклонением при первоначальном обучении является замедление углового вращения при подходе самолета к перевернутому положению. Это происходит в результате того, что летчик (курсант) произвольно уменьшает поперечное давящее усилие на ручку. Причиной такой ошибки является вредный перенос навыка (с ввода в вираж, разворот) либо ослабление усилия в момент уменьшения нормальной перегрузки при крене, близком к 180° . При этом отклонении происходит увели-

чение времени выполнения фигуры (как раз в том положении, при котором траектория наиболее энергично искривляется вниз), и самолет заканчивает бочку с большим снижением.

4. Иногда курсанты (и некоторые летчики) пытаются уменьшить искривление траектории вниз (опускание носа самолета) в конце бочки при крене $90 \dots 45^\circ$ отклонением верхней педали (по вращению). Это неграмотные действия.

При энергичном отклонении педали за счет создания угла скольжения можно, конечно, увеличить угол тангажа (поднять нос), но это создаст только видимость горизонтального полета. На самом деле самолет будет продолжать двигаться со снижением, ибо боковая сила слишком мала, чтобы препятствовать искривлению траектории. Наличие скольжения может лишь увеличить угловую скорость крена, но на больших углах атаки это может привести к преждевременному срыву потока.

Уменьшить искривление траектории книзу можно за счет уменьшения перегрузки в положении, близком к перевернутому. Но этот способ требует хороших навыков в технике пилотирования, и рекомендовать его на первых этапах обучения нецелесообразно. Необходимо иметь в виду, что перегрузка в таком положении уменьшается и помимо воли летчика. И при чрезмерном отдании ручки от себя можно вывести самолет на отрицательную перегрузку. При этом, как правило, курсант ослабляет поперечное давящее усилие на ручку, вращение замедляется, и вместо ожидаемого уменьшения угла понижения может произойти его увеличение.

Для выхода в горизонтальный полет гораздо проще выполнить бочку по второму варианту.

5. Частой ошибкой курсантов при освоении бочки является слишком энергичное ее выполнение. При большой угловой скорости ω_x довольно трудно определить начало и темп замедления вращения самолета. В результате вывод из фигуры может быть произведен с креном.

5.7. Переворот

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.

Целью переворота является быстрое изменение направления полета на 180° с одновременным уменьшением высоты. В процессе переворота происходит превращение потенциальной энергии в кинетическую, и самолет заканчивает фигуру, как правило, на большой скорости.

Переворот применяется для атак воздушных целей, летящих ниже и на встречных курсах, ухода от атак истребителей про-

тивника, для быстрого увеличения скорости и последующего выполнения восходящих маневров и т. д.

Кинематические параметры и соотношение сил. Рассмотрим движение самолета после выполнения полубочки. Угол наклона траектории на перевороте изменяется от нуля до -90° и затем снова возрастает до нуля. Угол крена в первой половине нис-

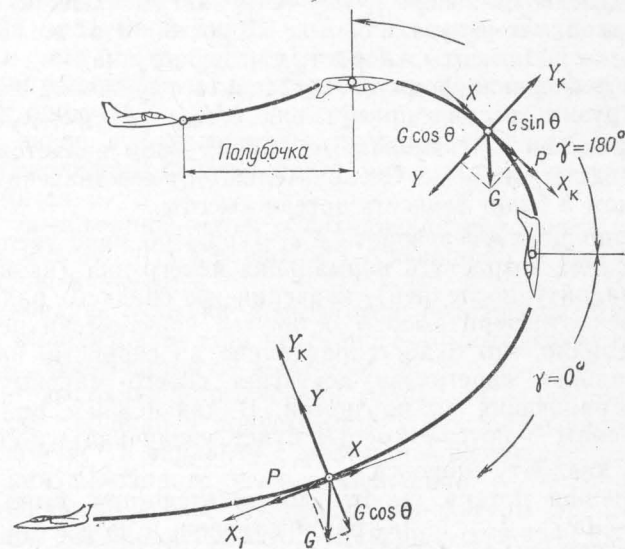


Рис. 5.15. Соотношение сил на перевороте

ходящей части фигуры равен 180° , во второй — нулю. Изменение его происходит скачком (по кинематическим причинам) в отвесном положении.

С учетом указанных кинематических условий характер действия сил на перевороте будет таким: нормальная составляющая силы тяжести в первой половине переворота способствует искривлению траектории в нужном направлении, во второй препятствует. Тангенциальная составляющая силы тяжести на протяжении всей траектории фигуры способствует разгону самолета (рис. 5.15).

Основные характеристики переворота. Ими являются: потеря высоты, прирост скорости, угловая скорость и время выполнения фигуры.

Потеря высоты за переворот — наиболее важная характеристика с точки зрения безопасности полета. Приблизительно ее значение можно определить по среднему радиусу кривизны в вертикальной плоскости:

$$\Delta H_{\text{пер}} = 2r_{\text{в. ср}} = \frac{2V_{\text{ср}}^2}{g(n_{\text{у ср}} - \cos \Theta_{\text{ср}})}.$$

Так как $\cos \Theta_{\text{ср}} = 0$, то $\Delta H_{\text{пер}} = 2V_{\text{ср}}^2 / g n_{y \text{ ср}}$. На первый взгляд может показаться, что наименьшая потеря высоты будет иметь место при выполнении переворота на возможно меньшей скорости. Однако возможности по созданию перегрузки на малых скоростях невелики. Известно, что располагаемая нормальная перегрузка растет с увеличением скорости. Следовательно, в интересах увеличения перегрузки (в целях уменьшения потери высоты) необходимо увеличивать скорость. Что же сильнее влияет на потерю высоты, скорость или перегрузка?

Если в последнюю формулу подставить выражение нормальной перегрузки, то она примет вид $\Delta H_{\text{пер}} = 4G / g S_{\rho H} c_y$, где самым вариативным (изменчивым) параметром является коэффициент подъемной силы. Следовательно, от его значения главным образом и будет зависеть потеря высоты.

При выполнении переворота с $c_y = \text{const}$ по мере увеличения скорости будет возрастать нормальная перегрузка (пропорционально квадрату последней), значения же среднего радиуса и соответственно потери высоты останутся практически неизменными. Очевидно, это будет справедливо до скорости, на которой нормальная перегрузка достигнет своего максимума из условия ограничения по прочности. В дальнейшем при $n_y = n_{y \text{ max}} = \text{const}$ потеря высоты будет увеличиваться пропорционально квадрату скорости.

Наименьшая потеря высоты достигается при выполнении переворота на $c_{y \text{ доп}}$, т. е. на границе тряски, и на высоте 3000 м составляет 880 м ($m = 4100 \text{ кг}$). С увеличением высоты полета потеря высоты за переворот увеличивается. Это объясняется тем, что при выполнении фигуры на неизменных приборных скоростях располагаемая нормальная перегрузка практически не меняется, а истинная скорость и соответственно радиус кривизны в вертикальной плоскости увеличиваются. При выполнении переворотов на самолете Л-39 в учебных целях ($V_{\text{пр. вв}} = 300 \text{ км/ч}$, $V_{\text{пр. выв}} = 600 \text{ км/ч}$) потеря высоты за фигуру в зависимости от высоты ввода составляет от 1200 до 1600 м.

Увеличение скорости за переворот зависит в основном от потери высоты, а также от режима работы двигателя и выпуска тормозных щитков.

Очевидно, чем больше самолет теряет высоты, тем большая часть потенциальной энергии превращается в кинетическую и тем больше будет скорость на выводе из фигуры. Дросселирование двигателя и выпуск тормозных щитков замедляют рост скорости.

Если же поставлено условие выхода из переворота на заданной скорости, то дросселирование двигателя и выпуск тормозных щитков приведут к увеличению потери высоты.

Угловая скорость на перевороте ω_y является важной характеристикой, поскольку определяет время выполнения фигуры и возможности самолета по созданию тактического преимуще-

ства. Кроме того, она является хорошо воспринимаемым ($\omega_z \approx \omega_y$) и регулируемым параметром, и потому используется летчиком в процессе пилотирования.

На перевороте при $\cos \Theta_{\text{ср}} = 0$

$$\omega_{y \text{ ср}} = g n_{y \text{ ср}} / V_{\text{ср}} \approx 5 c_y S_{\rho H} V_{\text{ср}} / G.$$

Как видим, и здесь основную роль играет значение коэффициента подъемной силы: чем он больше, тем больше перегрузка и тем быстрее поворачивается самолет. Но в отличие от потери высоты угловая скорость пропорциональна скорости по траектории.

При вводе в переворот на большей скорости и $c_y = \text{const}$ время выполнения фигуры будет уменьшаться, потеря высоты не изменится.

При увеличении высоты и сохранении приборных скоростей ввода и вывода угловая скорость уменьшается, время переворота увеличивается.

Обоснование техники выполнения переворота. Рассмотрим технику пилотирования на перевороте, выполняемом в учебном варианте. Заключается он в следующем.

После выполнения полубочки летчик выводит самолет на угол атаки, близкий к допустимому, и основную часть переворота выполняет в варианте с минимальной потерей высоты. По достижении некоторого угла пикирования ($-60 \dots -40^\circ$) летчик, убедившись в том, что выход из фигуры произойдет на безопасной (заданной) высоте, уменьшает угловую скорость ω_z с таким расчетом, чтобы обеспечить разгон самолета до заданной скорости.

Перед вводом в горизонтальном полете устанавливаются заданная скорость ($V_{\text{пр. вв}} = 300 \text{ км/ч}$) и высота. Ввод в полубочку осуществляется таким образом, чтобы самолет закончил ее с углом тангажа, обеспечивающим достаточно хорошие условия для контроля угла крена и необходимое время для его корректировки.

Как указывалось выше, за время полубочки траектория искривляется книзу на величину $\Delta \Theta$. Кроме того, за счет изменения крена на 180° при постоянном угле атаки угол тангажа уменьшается на величину 2α . Обычно выход из полубочки стремятся закончить в горизонтальном полете ($\Theta = 0$). Для этого угол предварительного кабрирования по АГД $\theta_{\text{пр}}^\circ = \Delta \Theta^\circ + \alpha^\circ - 2^\circ$.

Так, при вводе в полубочку, выполняемую за $2 \dots 3$ с на $V_{\text{пр}} = 300 \text{ км/ч}$, $H = 4000 \text{ м}$, угол тангажа при подъеме должен быть $16 \dots 22^\circ$.

После полубочки основной задачей летчика является создание необходимой угловой скорости ω_z , которую он определяет глазомерно по набеганию земли, вращению ЕГ.

Расчеты показывают, что при выполнении переворота с постоянной угловой скоростью значение коэффициента подъемной

силы незначительно возрастает лишь в его начале, в дальнейшем оставаясь постоянным. Следовательно, ручку необходимо брать на себя (незначительно!) только в начале переворота — первые 30 ... 40°. При последующем движении по нисходящей траектории с ростом скорости управляющий момент от руля высоты будет расти быстрее, чем демпфирующий момент тангажа, поэтому ручку необходимо незначительно отпускать от себя.

Усилия на ручке все время тянущие, сначала незначительные, затем, с увеличением скорости, возрастающие пропорционально перегрузке. Это может создать у летчиков впечатление, что ручка все время берется на себя.

Правильность и достаточность отклонения ручки по рулю высоты определяется главным образом по визуальному восприятию угловой скорости, а также по ощущению нормальной перегрузки.

В результате ошибок в определении угловой скорости ω_z будут накапливаться отклонения в текущих значениях перегрузки и скорости. Это, в свою очередь, может привести к отклонениям в параметрах вывода (скорости, высоте).

Поэтому величину угловой скорости $\omega_z \approx \omega_v$ желательно уточнять с помощью приборной информации по относительно-му значению скорости и перегрузки в определенных (контрольных) точках траектории. При выполнении переворота такие точки намечаются в отвесном положении и на выводе. При выходе самолета в контрольную точку летчик сравнивает фактические значения параметров с расчетными и выполняет корректирующие действия.

Например, в отвесном положении расчетные значения такие: $V_{пр} = 420$ км/ч, $n_y \approx 3$. Фактически оказалось, что $V_{пр} = 460$ км/ч, $n_y = 2,5$. Это означает, что летчик до этого выдерживал угловую скорость ω_z меньше расчетной. Следовательно, во избежание излишнего увеличения скорости и большой потери высоты необходимо увеличить ω_z , т. е. взятием РУС на себя увеличить нормальную перегрузку. Если бы скорость оказалась меньше, следовало уменьшить перегрузку.

Вторая контрольная точка служит для смены режима пилютирования от сохранения $\omega_z = \text{const}$ к ее регулированию (уменьшению). Определяется это по углу тангажа ($-60 \dots -40^\circ$). Здесь летчик оценивает скорость, увеличивает $n_{дв}$ и изменяет перегрузку таким образом, чтобы обеспечить потребное нарастание скорости на выводе.

Момент перемещения РУД вперед определяется из условия выхода двигателя на максимальный режим к концу вывода из фигуры. Обычно он и определяет место второй контрольной точки.

Описанный вариант переворота применяется при раздельном выполнении фигур. При выполнении в комплексе необходимым условием является сохранение постоянства угловой скорости,

поэтому выводить максимальную частоту вращения двигателя нужно раньше, примерно в отвесном положении.

Техника выполнения переворота. Перед вводом необходимо:

в горизонтальном полете установить приборную скорость 300 км/ч, $n_{дв} = 90\%$;

осмотрев нижнюю полусферу, наметить ориентир вывода из фигуры ($\Delta\varphi = 180^\circ$).

На вводе следует:

плавным взятием РУС на себя ($n_y = 1,5 \dots 2$) перевести самолет в режим подъема с углом тангажа $15 \dots 20^\circ$;

отклонением РУС от себя зафиксировать самолет в этом режиме ($n_y \approx 1$);

координированным движением ручки и педалей выполнить за 2 ... 3 с полубочку, при $\gamma = 180^\circ$ остановить вращение самолета, поставить РУС по элеронам и педалям нейтрально;

плавным взятием РУС на себя создать заданную (показанную инструктором) угловую скорость в вертикальной плоскости. При выводе на $c_y \approx c_{y \text{ доп}}$ возможно появление мелкого «зуда» (слабой тряски).

В процессе выполнения нисходящей части переворота поддерживать заданную угловую скорость, не допуская крена; перегрузка и тянущие усилия на ручке по мере роста скорости будут увеличиваться. Если в отвесном положении намечалась контрольная точка, проверить скорость. Отвесное положение самолета летчик определяет по характеру набегания земли, а также по переворачиванию силуэта самолета на АГД.

На выводе необходимо:

в угле тангажа $-70 \dots -60^\circ$ переместить РУД в положение максимальной $n_{дв}$ и несколько уменьшить угловую скорость ω_z ;

соразмеряя приборную скорость и темп уменьшения угла пикирования (примерно: $\vartheta = -50^\circ$ при $V_{пр} = 500$ км/ч, $\vartheta = -30^\circ$ при $V_{пр} = 560$ км/ч), обеспечить выход самолета в горизонтальный полет на $V_{пр} = 600$ км/ч.

Характерные ошибки, отклонения и их исправления. 1. Летчик не отдает РУС (или отдает недостаточно) для фиксирования самолета в режиме прямолинейного подъема. В результате полубочка будет выполняться с перегрузкой более единицы и самолет развернется в горизонтальной плоскости на достаточно большой угол $\Delta\varphi$. При этом нисходящая часть переворота будет выполнена в вертикальной плоскости, повернутой относительно выбранного направления на этот угол $\Delta\varphi$. Так, при выполнении левой полубочки с $n_y = 2$ самолет выйдет из переворота с отклонением влево от выбранного ориентира на $15 \dots 20^\circ$. Исправлять это отклонение не нужно. Необходимо учесть его при выполнении последующих фигур.

2. При слишком энергичном взятии РУС на себя после полубочки возможен выход самолета на режим аэродинамической тряски, а при наличии скольжения — выворачивание или

сваливание. При возникновении тряски нужно немедленно ослабить тянущие усилия на РУС до ее прекращения, после чего продолжить вывод самолета из пикирования.

3. При вялом вводе (малы перегрузка и угловая скорость) радиус кривизны в вертикальной плоскости и потеря высоты будут увеличиваться, что вызовет интенсивный рост скорости. Обнаруживается это в первой контрольной точке (в отвесном положении).

Для исправления необходимо увеличить перегрузку и угловую скорость таким образом, чтоб вывести самолет в горизонтальный полет на $V_{пр}=600$ км/ч. При нарастании скорости ($V_{пр}>600$ км/ч) необходимо убрать обороты, выпустить тормозные щитки и, увеличив перегрузку (не более допустимой!), вывести самолет из пикирования.

4. Крен, образовавшийся при движении РУС по диагонали или вследствие скольжения, необходимо устранять с контролем: после полубочки и в конце вывода — по естественному горизонту, в углах тангажа $-30 \dots -60^\circ$ — по АГД. В отвесном положении крен определить невозможно, а потому и устранять не следует.

5.8. Петля Нестерова

Петля Нестерова — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает в вертикальной плоскости замкнутую кривую, расположенную выше точки ввода.

Впервые петля была выполнена П. Н. Нестеровым в 1913 г. Мысль о возможности выполнения этой фигуры зародилась у него еще при обучении в авиационной школе. Обладая хорошими знаниями механики, он произвел расчеты движения самолета, получил консультацию по этому вопросу у профессора Н. Е. Жуковского и после этого практически выполнил петлю. Это послужило началом «фигурного летания» и привело впоследствии к созданию целого ряда фигур простого, сложного и высшего пилотажа.

Петля Нестерова является основой большинства фигур и маневров, выполняемых в вертикальной плоскости: переворота, полупетли, вертикальной восьмерки, полуторной петли, двойной полупетли и т. д.

Кинематические условия и соотношение сил на петле. Петля Нестерова считается правильной, если все точки ее траектории лежат в одной вертикальной плоскости, скорость в верхней точке не менее заданной (эволютивной), а нормальная перегрузка на протяжении всей фигуры положительная и не превышает допустимую.

Петля, как правило, начинается из горизонтального полета при крене, равном нулю. В I четверти угол наклона траектории возрастает до 90° , во II четверти уменьшается до нуля, затем, после прохода верхней точки, продолжает уменьшаться до -90°

в отвесном положении, в последней, IV четверти увеличивается до нуля (рис. 5.16).

Угол пути и угол крена в вертикальном положении кинематически изменяют свою величину на 180° (в I, IV четвертях $\varphi=\gamma=0$, во II и III четвертях $\varphi=\gamma=180^\circ$).

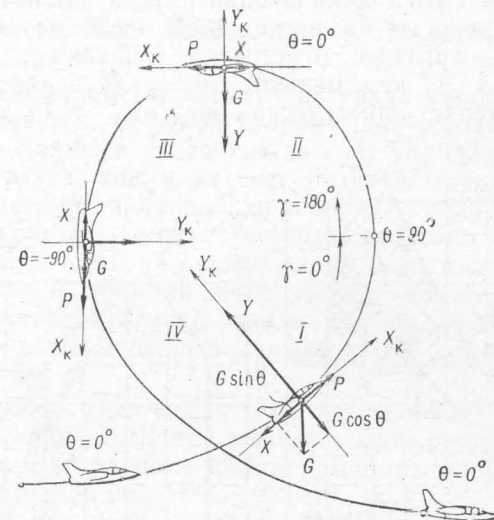


Рис. 5.16. Соотношение сил на петле Нестерова

Тангенциальная составляющая силы тяжести в первой половине петли вызывает торможение самолета, а во второй — разгон. Нормальная составляющая силы тяжести в I и IV четвертях препятствует, во II и III способствует искривлению траектории (поэтому в I и IV четвертях требуются большие подъемная сила и перегрузка).

Область выполнимости петли. Для того чтобы выйти в верхнюю точку на скорости не менее заданной, самолет на вводе должен обладать определенным запасом скорости ΔV , который можно определить следующим образом.

Потеря скорости за первую половину фигуры будет зависеть от среднего ускорения торможения и времени выхода в верхнюю точку: $\Delta V = V_{вв} - V_{в.т} = j_{x\text{ ср}} \Delta t$.

Полагая в выражении ускорения $n_x = 0$ и $(\sin \theta)_{ср} = 2/\pi$, получим $j_{x\text{ ср}} = 2g/\pi$.

Время разворота в вертикальной плоскости на угол 180° определим через угловую скорость, полагая ее постоянной: $\Delta t = \pi/\omega_v$.

При принятом допущении значение угловой скорости можно взять в любой точке фигуры, в том числе и на вводе:

$$\omega_v = g(n_{y\text{ вв}} - 1)/V_{вв}.$$

Тогда окончательно

$$V_{\text{вв}} - V_{\text{в.т}} = 2V_{\text{вв}}/(n_{y \text{ вв}} - 1)$$

или $V_{\text{вв}}/V_{\text{в.т}} = (n_{y \text{ вв}} - 1)/(n_{y \text{ вв}} - 3)$.

Физический смысл данной зависимости заключается в том, что потеря скорости на восходящей части петли будет тем меньше, чем энергичнее (быстрее, с меньшим радиусом) она выполняется, т. е., чем меньше самолет наберет высоты, тем меньше он потеряет кинетической энергии.

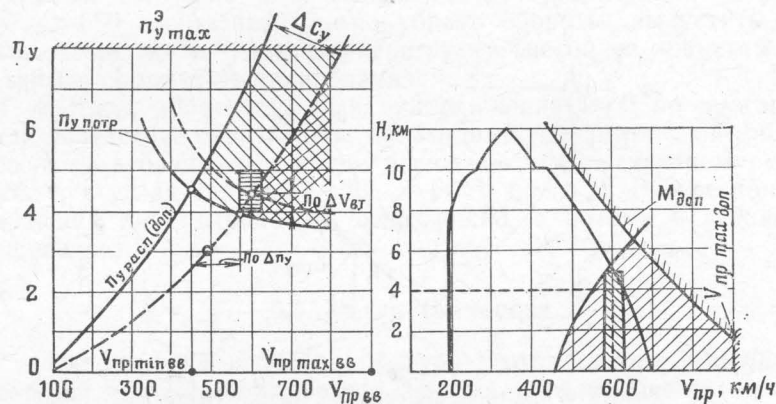


Рис. 5.17. Область выполнимости петли

Так, при вводе в петлю с перегрузкой 4 скорость на вводе должна превышать скорость в верхней точке в три раза, а при $n_y = 5$ только в два раза и т. д. (рис. 5.17).

При уменьшении перегрузки потребная скорость ввода быстро увеличивается и при $n_y = 3$ стремится к бесконечности. Практически выполнить петлю с постоянной угловой скоростью при перегрузке ввода менее 3,5 невозможно (при $n_x = 0$ и большой тяговооруженности можно).

Приведенная формула лишь определяет потребную перегрузку и совершенно не учитывает реальные возможности по ее созданию. Так, например, на $H = 2000$ м для вывода самолета в верхнюю точку на $V_{\text{пр}} = 200$ км/ч при перегрузке ввода 5 потребная скорость ввода $V_{\text{вв}} = 420$ км/ч. Однако на этой скорости создать указанную перегрузку невозможно.

Очевидно, существует определенный интервал скоростей, в котором располагаемые перегрузки не меньше потребных для ввода в петлю.

На рис. 5.17 изображены кривые потребных и располагаемых перегрузок в зависимости от скорости ввода. Точка их пересечения определяет минимальную скорость, при вводе с которой

самолет при идеальном пилотировании выйдет в верхнюю точку на эволютивной скорости. Для самолета Л-39 $V_{\text{пр мин вв}} = 450$ км/ч. Однако даже опытному летчику трудно выполнить правильную петлю при этих условиях. Поэтому разрешенная скорость ввода устанавливается с учетом запасов на ошибки летчика.

Для самолета Л-39 $V_{\text{пр}} = 600$ км/ч ± 20 км/ч, нормальная перегрузка 4 ... 5.

С увеличением высоты полета интервал скоростей ввода в петлю уменьшается. С одной стороны, происходит увеличение минимальной скорости ввода как за счет уменьшения располагаемой перегрузки, так и за счет роста истинной скорости в верхней точке при заданной приборной. С другой стороны, приборная скорость, соответствующая допустимому числу M , быстро уменьшается и на определенной высоте становится равной минимальной скорости ввода. Для самолета Л-39 максимально допустимая высота ввода на $V_{\text{пр}} = 600$ км/ч равна 5000 м. При ее превышении возможен выход самолета на ограничение по числу M .

Следует также отметить, что на высоте 4000 м установленная скорость ввода является максимальной скоростью установившегося горизонтального полета. Достичь ее в приемлемое время можно лишь в полете со снижением.

Основные характеристики петли. Ими являются: скорость и набор высоты в верхней точке, общее изменение высоты за фигуру и время ее выполнения. К числу факторов, определяющих эти характеристики относятся: манера пилотирования, скорость и высота ввода в фигуру.

Влияние манеры пилотирования. Под манерой пилотирования будем понимать закон изменения нормальной перегрузки по времени или углу наклона траектории.

Наиболее важной характеристикой петли является скорость в верхней точке. При установленной скорости ввода она будет зависеть от нормальной перегрузки в I половине петли. Влияние ее двоякое. С одной стороны, при увеличении нормальной перегрузки уменьшается время действия отрицательного ускорения и соответственно потеря скорости. С другой стороны, увеличение перегрузки ведет к росту лобового сопротивления и через тангенциальную перегрузку к увеличению темпа торможения. Очевидно, существует такой (оптимальный) закон изменения перегрузки, при котором потеря скорости будет наименьшей. Точное его определение производится методами вариационного исчисления. Приблизительно этот закон можно определить путем вычисления удельной потери скорости на единицу угла наклона траектории ($dV/d\theta$) для различных значений последнего в зависимости от перегрузки. Формула для вычислений может быть получена посредством деления текущего

значения ускорения на угловую скорость в вертикальной плоскости:

$$\frac{dV}{d\Theta} = \frac{dV}{dt} : \frac{d\Theta}{dt} = V \frac{n_x - \sin \Theta}{n_y - \cos \Theta} = V \frac{P/G - n_y/K - \sin \Theta}{n_y - \cos \Theta}.$$

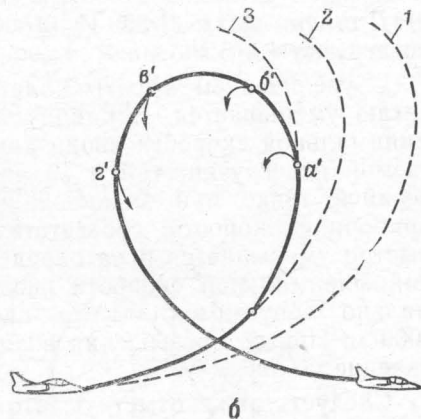
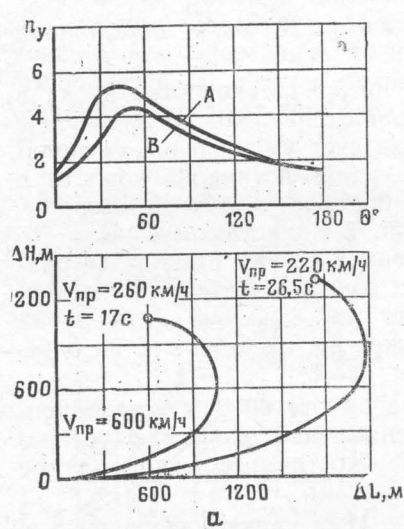


Рис. 5.18. Влияние манеры пилотирования на характеристики петли (а) и возможные отклонения на петле (б)

Используя ее, можно определить манеру пилотирования, обеспечивающую выход в верхнюю точку петли с максимальной возможной скоростью. Расчеты показывают, что при $V_{пр. вв} = 600$ км/ч и $H_{вв} = 4000$ м необходимо к углу 30° создать перегрузку 4,5 ... 5,5 и далее удерживать самолет вблизи границы по n_y доп. Но в этом случае при ошибках летчика возможен выход самолета на режим тряски. Поэтому перегрузки при практическом выполнении петли должны быть несколько меньше.

Следует учесть, что наиболее существенное уменьшение скорости может произойти при уменьшении перегрузки от оптимальной в пределах углов наклона траектории $60 \dots 90^\circ$. Поэтому важно, чтобы в I четверти петли происходило довольно интенсивное искривление траектории, тем более что запас перегрузки до тряски здесь еще достаточно велик (рис. 5.18).

Набор высоты до верхней точки будет больше при вялой манере пилотирования, поскольку уменьшение перегрузки ведет к увеличению n_x и радиуса кривизны в вертикальной плоскости и большая часть кинетической энергии переходит в потенциальную.

При выполнении петли с высоты 2000—3000 м набор высоты до верхней точки составляет: при энергичной манере пилотирования 900 ... 1100 м, при вялой — 1200 ... 1400 м.

Характеристики нисходящей части петли аналогичны характеристикам переворота.

Общее время выполнения петли будет определяться средней угловой скоростью по траектории: оно будет тем меньше, чем энергичнее манера пилотирования. На средних высотах время выполнения петли составляет 35 ... 42 с.

Общее изменение высоты за фигуру при равенстве скоростей ввода и вывода будет определяться изменением полной энергии самолета:

$$\Delta H = \Delta H_s = (n_x V)_{cp} t.$$

Если средняя тангенциальная перегрузка на петле окажется положительной, то выход из фигуры произойдет выше ввода, если отрицательной, то ниже. Увеличение нормальной перегрузки в любом случае ведет к уменьшению тангенциальной. Поэтому, чем энергичнее манера пилотирования, тем меньше самолет наберет высоты за фигуру (при вводе на малых высотах) или больше ее потеряет (на средних и больших высотах).

Уменьшение тяги двигателя и выпуск тормозных щитков на любом участке траектории ведут к потере энергии и уменьшению высоты вывода.

При выполнении петли в обычной (средней) манере с вводом на $H = 2000 \dots 2500$ м самолет теряет за фигуру 100 ... 200 м, при энергичном пилотировании потеря высоты увеличивается до 300 ... 400 м.

Влияние высоты ввода. С увеличением высоты полета при заданных приборных скоростях ввода и вывода истинная скорость движения по траектории будет увеличиваться. При сохранении закона изменения перегрузки это приведет к увеличению радиуса кривизны и уменьшению угловой скорости в вертикальной плоскости. Следовательно, набор высоты до верхней точки и время выполнения петли увеличатся. Подставив в соответствующие выражения значения приборной скорости, получим

$$\Delta H_2 = \Delta H_1 \rho_{H1} / \rho_{H2}.$$

Приборная скорость выхода в верхнюю точку (при неизменной приборной скорости ввода) будет уменьшаться. Объясняется это влиянием нескольких факторов. Во-первых, с увеличением высоты уменьшаются тяга двигателя и располагаемая тангенциальная перегрузка. Вследствие этого возрастают энергетические потери на восходящей части петли, усугубляемые при $n_x < 0$ увеличением протяженности этого участка. Во-вторых, с увеличением высоты уменьшаются располагаемые значения нормальной перегрузки (по тряске), что может привести к дополнительному уменьшению угловой скорости на петле.

Таким образом, с увеличением высоты при сохранении манеры пилотирования и приборной скорости в верхней точке ввод в петлю необходимо начинать на большей приборной скорости.

Потеря высоты за фигуру с увеличением высоты ввода будет увеличиваться.

Обоснование техники выполнения петли. Петлю Нестерова в учебных целях выполняют, как правило, с постоянной угловой скоростью в вертикальной плоскости (за исключением участков ввода и вывода при раздельном выполнении фигур). Она может быть определена по взаимному значению оптимальных перегрузок и скоростей в различных точках траектории с последующим осреднением. Так, для самолета Л-39 на средних высотах $\omega_b = 11 \dots 13^\circ/\text{с}$.

На участке ввода основной задачей летчика является создание потребной угловой скорости. Это достигается выводом самолета на расчетную перегрузку в какой-либо точке траектории, в данном случае в конце ввода.

Темп создания перегрузки во избежание ее заброса должен быть не более $1 \dots 1,5$ за 1 с, т. е. ввод должен осуществляться за время не менее $3 \dots 5$ с. Как показывают расчеты, за этот промежуток времени самолет искривит траекторию вверх на $20 \dots 30^\circ$, при этом угол атаки будет $8 \dots 9^\circ$, приборный (по АГД) угол тангажа $28 \dots 39^\circ$.

Следовательно, ввод в петлю можно считать правильным, если к углу тангажа $30 \dots 40^\circ$ будет создана перегрузка 5 за время $2,5 \dots 4$ с.

В дальнейшем летчик должен выдерживать постоянной достигнутую в этот момент угловую скорость.

Представляет интерес потребное отклонение ручки в процессе выполнения петли. В начале петли летчик берет РУС на себя для увеличения перегрузки до расчетного значения. В дальнейшем по мере уменьшения скорости он выбирает РУС на себя, несколько увеличивая c_y . Выбор ручки продолжается примерно до угла $120 \dots 150^\circ$, после чего летчик начинает отклонять РУС от себя — до верхней точки. После ее прохода РУС незначительно выбирается на себя, но по мере роста скорости летчик начинает постепенно отпускать ее от себя. При выводе самолета в горизонтальный полет движение РУС от себя несколько увеличивается.

Следует указать, что летчик больше оценивает не движение ручки, а усилия на ней.

При выполнении петли усилия на ручке постоянно тянущие, уменьшающиеся по величине к верхней точке и вновь возрастающие после ее прохода. Поэтому большинство летчиков считают, что при выполнении петли ручка все время берется на себя.

В верхней точке петли $n_{\text{дв}}$ обычно уменьшается, это замедляет рост скорости на нисходящей части фигуры и требует некоторого уменьшения ω_z .

Дросселирование двигателя должно осуществляться при двух условиях: на скорости не менее заданной (эволютивной) и в угле наклона траектории, равном нулю или меньше, т. е. при горизонтальном движении самолета или со снижением. Исходя из этого, в момент уборки оборотов угол тангажа $\vartheta = -\alpha_{\text{в.т}}$; для самолета Л-39 около -10° , что соответствует положению естественного горизонта по верхнему обрезу приборной доски. Вывод из петли аналогичен выводу из переворота.

Техника выполнения петли. Перед вводом необходимо: при работе двигателя на максимальном режиме на снижении с выводом в горизонтальный полет установить $V_{\text{пр}} = 600$ км/ч;

убедиться в отсутствии крена и скольжения.

На вводе необходимо плавным движением РУС на себя увеличивать перегрузку таким образом, чтобы к углу тангажа $30 \dots 40^\circ$ она была равна $4,5 \dots 5$.

В процессе выполнения петли следует:

сохранять постоянной угловую скорость ω_z , достигнутую в конце ввода, не допуская кренов и скольжения; по мере уменьшения скорости перегрузка и тянущие усилия на РУС будут уменьшаться;

в вертикальном положении (определяется по переворачиванию силуэта самолета на АГД) проконтролировать приборную скорость, которая должна быть $420 \dots 450$ км/ч. Если скорость окажется меньше, значит, в первой четверти угловая скорость ω_z была недостаточной и в верхней точке возможно уменьшение скорости менее расчетной;

в верхней точке петли проконтролировать отсутствие крена и значение приборной скорости; если она не менее заданной, то при подходе верхнего обреза приборной доски к линии естественного горизонта плавно уменьшить $n_{\text{дв}}$ до 90%. Если приборная скорость окажется меньше заданной, то продолжать выполнение петли на максимальном режиме работы двигателя до тех пор, пока скорость не увеличится до $200 \dots 250$ км/ч, после чего уменьшить $n_{\text{дв}}$ до 90%.

На нисходящей части петли по мере нарастания скорости будут увеличиваться перегрузка и тянущие усилия на РУС, поэтому движение самолета летчик должен оценивать по постоянству угловой скорости и отсутствию кренов.

В отвесном положении приборная скорость будет несколько меньше, чем при выполнении переворота, — $350 \dots 400$ км/ч.

Вывод производить так же, как из переворота.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление. Большинство отклонений на петле связано с неточными движениями ручкой и усилиями, прикладываемыми к ней, вследствие затруднения в определении угловой скорости и перегрузки (особенно на восходящей ее части).

1. При энергичном взятии РУС на себя возможен выход самолета на режим тряски. На рис. 5.18 показаны точки тра-

ектории петли ($a'—z'$), в которых вероятно перетягивание РУС. Они находятся во II и III четвертях фигуры, где малы значения приборной скорости и допустимой перегрузки. При возникновении тряски нужно немедленно ослабить тянущие усилия на РУС и после прекращения тряски продолжить выполнение фигуры. Вообще при выполнении петли (и других вертикальных фигур) не следует энергично отклонять ручку в ту или другую сторону. При плавном, медленном взятии РУС на себя тряска начинается не сразу, а постепенно, начинаясь мелким «зудом» (зарождение срыва потока). При этом в точках a' и b' достаточно задержать РУС на месте, и самолет сам за счет демпфирующего момента тангажа уменьшит угол атаки. Резкое отдание РУС от себя приведет к замедлению искривления траектории и потере скорости (3).

2. Вялый темп выбора РУС на себя на вводе (1) или его замедление после ввода (2) приводят к уменьшению угловой скорости и увеличению радиуса кривизны в вертикальной плоскости. При этом увеличиваются набор высоты и потеря скорости. Возможен выход в верхнюю точку на приборной скорости менее эволютивной. При потере скорости во II четверти петли необходимо при нейтральных педалях и максимальном режиме работы двигателя дать возможность самолету уменьшить угол наклона траектории, при этом перегрузка должна быть больше нуля и меньше единицы; после того как угол тангажа станет меньше нуля (нос самолета ниже горизонта), а приборная скорость не меньше 200..250 км/ч, необходимо уменьшить $n_{дв}$ до 90% и закончить петлю.

3. Образовавшийся крен на восходящей части петли устраняется:

на вводе и при подходе к верхней точке — по естественному горизонту;

при углах тангажа 30 ... 60° — по АГД.

В вертикальном положении или близком к нему крен не определяется ни по естественному горизонту, ни по АГД, поэтому и пытаться устранить его не следует.

4. На нисходящей части петли ошибки и отклонения аналогичны тем, что допускаются на перевороте после выполнения полубочки.

5.9. Полупетля

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.

Полупетля применяется для быстрого набора высоты с изменением направления полета на 180°. По характеру движения полупетля представляет собой сочетание первой половины пет-

ли и полубочки. Поскольку движение на восходящей части петли достаточно подробно рассмотрено, остановимся лишь на особенностях фигуры в заключительной ее части.

Движение самолета на полубочке и обоснование техники ее выполнения. При выполнении полубочки возможны следующие варианты движения самолета (рис. 5.19).

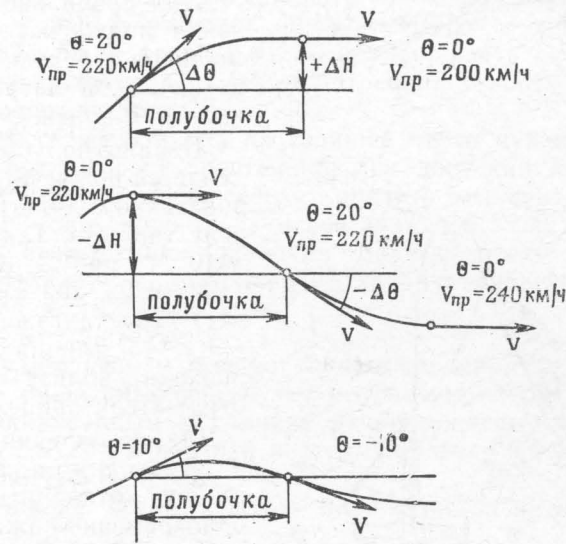


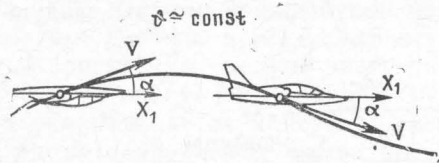
Рис. 5.19. Варианты выполнения полубочки

Если поставлено условие выхода из полубочки в горизонтальный полет, то начинать ее нужно в угле подъема, равном $\Delta\theta$. Так, например, на $H=4000$ км, $V_{пр}=220 \dots 200$ км/ч и при $t_{пб}=2 \dots 3$ с $\Delta\theta=15 \dots 25^\circ$. При этом на большей части траектории полубочки скорость полета будет уменьшаться (примерно на 20 км/ч).

Если же полубочку начинать в горизонтальном полете, то самолет закончит ее в угле снижения, также равном $\Delta\theta$. Это вызовет необходимость вывода его в горизонтальный полет. За время полубочки и вывода из снижения скорость увеличивается на 30 ... 50 км/ч. Для практического выполнения целесообразно использовать осредненный вариант. В этом случае полубочка начинается в угле подъема, примерно равном половине $\Delta\theta$, и заканчивается с небольшим снижением в угле $-\Delta\theta/2$.

Напомним, что угол понижения траектории за полубочку $\Delta\theta$ зависит от времени ее выполнения и скорости полета и не зависит от перегрузки (если она постоянна). Но самолет на этом участке полупетли искривляет траекторию не только в вертикальной, но и в горизонтальной плоскости за счет горизонтальной составляющей подъемной силы $Y \sin \gamma$ (рис. 5.20). Так, при

выполнении полубочки за 2 ... 3 с на $V_{пр}=220$ км/ч, $H=4000$ м с $n_y=1$ самолет закончит фигуру не в обратном вводе направлении, а с отклонением от него на $\Delta\varphi=10 \dots 15^\circ$. При уменьшении перегрузки $\Delta\varphi$ уменьшается. При замедленном вращении увеличиваются оба угла ($\Delta\theta$ и $\Delta\varphi$).



Для правильного выполнения полубочки необходимо точно определить момент ее начала и потребные отклонения рулей.

Начало полубочки определяется по расчетному (или показанному инструктором) углу тангажа. Так, для $\Theta=10^\circ$ при $\alpha=13 \dots 15^\circ$ ($V_{пр}=220 \dots 200$ км/ч, $n_y=1$) угол тангажа составит $-1 \dots -3^\circ$ (линия горизонта проходит вблизи основания отражателя прицела).

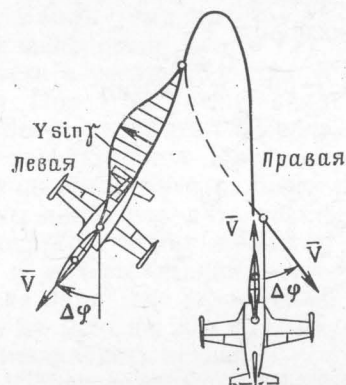


Рис. 5.20. Движение самолета при выполнении полубочки

больше, чем на скорости $V_{пр}=300 \dots 400$ км/ч. Кроме того, вследствие увеличения углов атаки и уменьшения стабилизирующего момента рыскания увеличивается скольжение на поднимающееся полукрыло. Поэтому педаль по крену необходимо отклонять больше, чем на перевороте, и значительно больше, чем на бочке.

При поперечном движении РУС летчик (курсант) может непроизвольно отклонить ее и по рулю высоты, что может вызвать увеличение угла атаки вплоть до $\alpha_{тр}$. Во избежание этого перед выполнением полубочки целесообразно несколько уменьшить перегрузку (летчик может это определить по уменьшению угловой скорости в вертикальной плоскости). Другим вариантом этой меры предосторожности является диагональное движение РУС (в сторону и от себя) при выполнении полубочки. В процессе полубочки взгляд летчика обычно направлен вперед, на естественный горизонт. При правильных действиях угол тангажа изменяется незначительно, как говорят летчики, «са-

молет не водит носом», и при отсутствии боковой перегрузки он плавно вписывается во вращение.

Техника выполнения полупетли. Перед вводом следует осмотреть воздушное пространство, наметить ориентир вывода ($\Delta\varphi=180^\circ$) и при максимальном режиме работы двигателя установить $V_{пр}=600$ км/ч, убедиться в отсутствии крена.

На вводе необходимо плавным движением ручки на себя увеличить перегрузку таким образом, чтобы к углу тангажа $30 \dots 40^\circ$ она была равна $4,5 \dots 5$, и удерживать ее до $\theta=50^\circ$; в этом случае будет достигнута потребная угловая скорость в вертикальной плоскости.

В процессе выполнения восходящей части нужно выдерживать угловую скорость постоянной, не допуская кренов. При подходе к верхней точке следует оценить значение приборной скорости и, если скорость не менее заданной (220 км/ч), приступить к выполнению полубочки. Если скорость меньше заданной, полубочку не выполнять, а закончить фигуру нисходящей частью петли.

На выводе следует:

перед выполнением полубочки при заданном угле тангажа несколько уменьшить перегрузку и угловую скорость ω_z ;

координированным движением ручки в желаемую сторону и несколько от себя и педалей ввести самолет в полубочку с угловой скоростью $60 \dots 70^\circ/\text{с}$;

при подходе крена к нулю плавно остановить вращение самолета;

после полупетли установить скорость и $n_{дв}$, необходимые для выполнения очередной фигуры.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление. Для основной части полупетли (до полубочки) характерны все отклонения, которые могут возникнуть при выполнении восходящей части петли Нестерова.

При выполнении полубочки возможны следующие ошибки и отклонения.

1. Преждевременный ввод самолета в полубочку. При раннем начале полубочки в процессе ее выполнения самолет будет двигаться с набором высоты и уменьшением скорости; возможна ее потеря до значения менее допустимого. Если летчик заметил ошибку в процессе полубочки, то необходимо замедлить или прекратить вращение по крену, дать возможность самолету искривить траекторию книзу (опустить нос) и только после этого на скорости, не менее эволютивной, убрать крен.

2. Ввод в полубочку с запозданием. При этой ошибке самолет выйдет из полубочки со снижением. Исправлять возникшее отклонение в процессе полубочки не следует. Его можно лишь уменьшить некоторым увеличением угловой скорости крена. Попытка исправить это отклонение в конце полубочки взятием ручки на себя может привести на малой скорости к более опасному отклонению — выходу самолета на режим тряски.

3. Вывод самолета из фигуры не по направлению. В этом случае летчику-инструктору надо быть внимательным в оценке действий обучаемого, поскольку даже при безошибочном выполнении полупетли такое отклонение неизбежно. Его может не быть только в том случае, если нормальная перегрузка при выполнении полубочки равна нулю, чего допускать, конечно, нельзя.

Действительными ошибками летчика при потере направления могут быть выполнение восходящей части полупетли с креном, а выполнение полубочки с повышенной перегрузкой.

Свойство самолета уклоняться от выбранного направления при выполнении полубочек следует учитывать подбором их направления. Так, если выполняется переворот и полупетля, то полубочки должны выполняться в одну сторону (составлять бочку). В этом случае в конце комплекса фигур самолет сохранит направление.

Глава 6

ВЫПОЛНЕНИЕ ВЗЛЕТА, ПОЛЕТА ПО КРУГУ И ПОСАДКИ

6.1. Движение самолета на взлете

Взлетом называется ускоренное движение самолета от начала разбега до достижения им высоты и скорости, обеспечивающих безопасный переход к набору высоты в полетной конфигурации с заданным режимом работы двигателя.

Для самолета Л-39 взлет заканчивается на высоте 50 ... 70 м, $V_{пр} = 250 \dots 260$ км/ч после уборки закрылков и перехода на номинальный режим.

Этапы взлета: разбег на трех колесах, подъем переднего колеса, разбег на двух колесах, отрыв и подъем с разгоном (рис. 6.1).

Для отделения самолета от земли необходима сила, превышающая его силу тяжести. Поскольку эта сила имеет аэродинамическое происхождение, то для достижения необходимой ее величины потребуется значительная поступательная скорость перемещения самолета. Поэтому вначале выполняется разбег — ускоренное движение самолета по земной поверхности в целях достижения скорости отрыва.

Специфичность разбега состоит, во-первых, в контакте самолета с земной поверхностью и возникновении в связи с этим сил нормальной реакции и трения, во-вторых — в перемещении самолета со столь малыми скоростями, что аэродинамические рули неэффективны (особенно в первой половине разбега).

Будем считать, что ВПП горизонтальна. Тогда на разбеге будет выполняться условие $\Theta = \text{const} = 0$. Должно также при нормальном взлете выполняться и условие $\varphi = \text{const}$ ($\varphi = 0$),

т. е. самолет не должен уклоняться ни влево, ни вправо. Таким образом, разбег — это ускоренное прямолинейное движение самолета. Его кинематическими условиями будут:

1. $V = \text{var}$ (увеличивается); $j_x > 0$;
2. $\Theta = 0$; $\omega_B = 0$;
3. $\varphi = 0$; $\omega_r = 0$.

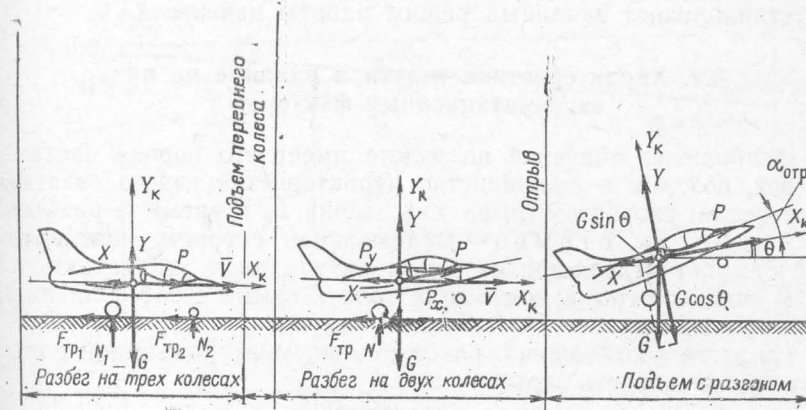


Рис. 6.1. Соотношение сил на этапах взлета

Тогда уравнения движения на разбеге будут иметь следующий вид:

1. $P_x - X - F_{тр} = j_x m > 0$;
2. $Y + P_y + N - G = 0$;
3. $Z + Z_k = 0$,

где $F_{тр}$ — сумма сил трения колес; N — сумма сил нормальной реакции; Z_k — боковая сила трения колес.

Из первого уравнения имеем $P_x > X + F_{тр}$. Это неравенство есть условие разгона на разбеге. Ввиду ограниченности размеров аэродрома необходимо получить максимум силы P_x , поэтому обычно на разбеге (да и других этапах взлета) используется располагаемая тяга двигателя.

Разбег учебного самолета можно подразделить на три этапа: разбег на трех колесах, подъем переднего колеса и разбег на двух колесах.

При достижении определенной скорости в конце разбега подъемная сила сравнивается с силой тяжести самолета, и он отделяется от ВПП, совершается отрыв — четвертый этап взлета. Правда, он длится буквально мгновение, но связан с определенными действиями летчика, перераспределением внимания и т. д.

Пятый этап — подъем с разгоном протекает в воздухе и завершается выходом на заданные высоту и скорость. В большей

своей части движение самолета на этом этапе близко к прямолинейному. Несмотря на набор высоты, продолжается разгон, так как при нормальном, достаточно малом, угле подъема тяга превышает сумму лобового сопротивления и тангенциальной составляющей силы тяжести.

В процессе выполнения заключительного этапа взлета на учебном самолете летчик (курсант) убирает шасси, закрылки и устанавливает заданный режим работы двигателя.

6.2. Характеристики взлета и влияние на них эксплуатационных факторов

Наибольшее значение на взлете имеет его первая часть — разбег, поэтому и большинство характеристик взлета связаны с разбегом: скорость отрыва $V_{отр}$, длина L_p и время t_p разбега.

Скорость отрыва — минимальная скорость, при которой самолет отделяется от земли на заданном угле атаки.

В момент отрыва подъемная сила в сумме с составляющей тяги уравнивает силу тяжести самолета, т. е. $Y + P_y = G$.

Из этого соотношения, развернув формулу подъемной силы, определим скорость отрыва:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2(G - P_y)}{c_{y отр} S \rho}}.$$

Пусть $c_{y отр} = (0,8 \dots 0,85) c_{y max} = 1,25 \dots 1,32$. Это соответствует $\alpha_{отр} = 12 \dots 13^\circ$. Можно принять $c_{y отр} = 1,3$ и $\alpha_{отр} = 12,5^\circ$. Тогда $P_y = P_{отр} \sin \alpha = 14\,200 \cdot 0,216 = 3070$ Н. Для $m_{взл} = 4300$ кг при стандартных атмосферных условиях получим $V_{отр} = 51$ м/с (184 км/ч) и $V_{пр. отр} = 180$ км/ч.

Время разбега. Воспользуемся осредненным ускорением. Определим его из первого уравнения, считая $P_x \approx P$: $j_{xp} = [P_p - (X + F_{тр})]/m$, где P_p — располагаемая тяга двигателя.

На рис. 6.2 представлено изменение сил, действующих на самолет Л-39 в процессе разбега, при следующих условиях: взлетная конфигурация самолета, коэффициент трения $f = 0,035$, максимальный режим, угол атаки при отрыве $\alpha_{отр} = 12,5^\circ$. Из графика следует, что ускоряющая сила, а следовательно, и ускорение, уменьшаются к концу разбега как вследствие уменьшения тяги двигателя, так и увеличения суммарной силы сопротивления. Расчеты показывают, что ускорение изменяется от 3,33 до 2,02 м/с² к концу разбега. Для упрощения в среднем можно принять $j_{x p. ср} = 2,7$ м/с² и считать движение равноускоренным. Тогда $t_p = V_{отр}/j_{x p. ср}$, для стандартных условий $t_p = 19$ с.

Длина разбега. В предположении равноускоренности движения имеем $L_p = V_{отр}^2/(2j_{xp}) = 51 \cdot 51/(2 \cdot 2,7) = 480$ м.

Характеристики взлета были подсчитаны при стандартных атмосферных условиях, в штиль и при определенных эксплуа-

тационных данных. При любых отклонениях от вышеуказанных условий характеристики взлета будут изменяться.

Влияние атмосферных условий. Уменьшение атмосферного давления и увеличение температуры приводят, во-первых, к снижению тяги двигателя, а следовательно, и ускорения на разбеге, во-вторых, к увеличению скорости отрыва

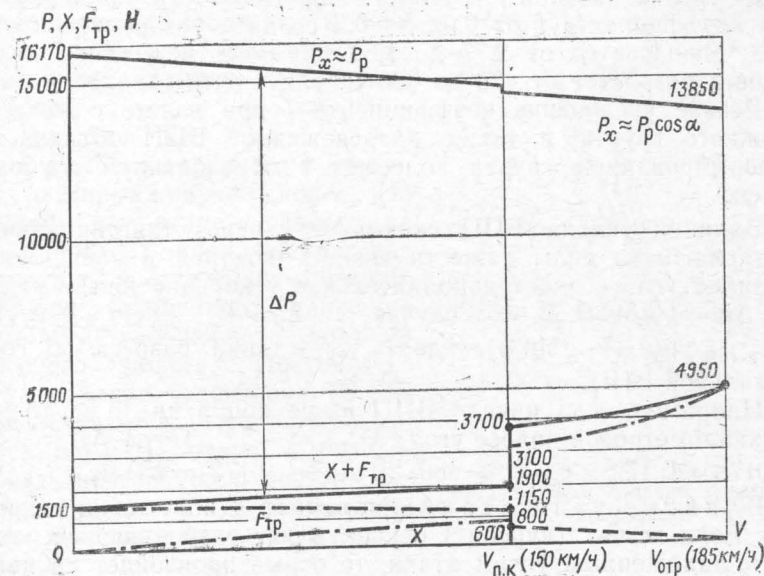


Рис. 6.2. Изменение сил на разбеге

как за счет снижения составляющей тяги P_y , так и уменьшения плотности воздуха ρ . Суммарное воздействие перечисленных изменений существенно увеличит длину разбега.

Так, изменение давления на 1% (≈ 1000 Па) приводит к изменению длины разбега на 2%, а изменение температуры на 1% ($2,88^\circ$) — к изменению длины разбега на 3%.

Влияние ветра. Так как отрыв самолета от ВПП происходит независимо от ветра при воздушной скорости $V_{отр}$, то в процессе разбега его нужно разогнать до земной скорости $V_k = V + W_x$. Тогда

$$L_p = \frac{(V + W_x)^2}{2j_{xp}} = L_{p. шт} \left(1 + \frac{W_x}{V_{отр}}\right)^2.$$

Влияние взлетной массы. Можно считать, что изменение массы на 1% (43 кг) влечет за собой изменение скорости отрыва в среднем на 0,5%, ускорения на 1,4% и длины разбега на 2,5%.

При $m = 4700$ кг ускорение уменьшается до $j_{x p. ср} = 2,46$ м/с², т. е. на 9,75%. Скорость отрыва увеличивается до 53,5 м/с, или

193 км/ч (на 5%). И наконец, длина разбега $L_p = 53,5^2 / (2 \cdot 2,46) = 585$ м (увеличилась на 105 м, или 17,7%).

Учет влияния четырех рассмотренных факторов на длину разбега можно произвести с помощью номограммы (приложение 3).

Влияние состояния ВПП сказывается через коэффициент трения качения f и угол уклона ВПП. Так, при увеличении коэффициента f от 0,02 до 0,2 среднее ускорение на разбеге уменьшается от 2,77 до 1,89 м/с²; соответственно длина разбега возрастет от 470 до 690 м, т. е. почти в полтора раза.

Резкое увеличение коэффициента f при взлете с мягкого, влажного грунта, а также с заснеженной ВПП объясняется деформированием грунта колесами с образованием глубокой колеи.

Влияние уклона ВПП сказывается через тангенциальную составляющую силы тяжести $G \sin \Theta$, которая в зависимости от знака угла создает дополнительное ускорение или замедление $\Delta j_x = -g \sin \Theta$. В этом случае $L_p = V_{\text{к. отр}}^2 / 2 (j_{xp} + \Delta j_x) = L_{p. \text{гор}} j_{xp} / (j_{xp} - g \sin \Theta)$, где $L_{p. \text{гор}}$ — длина разбега по горизонтальной ВПП.

Например, если начало ВПП выше конца на 35 м, то при двухкилометровой полосе угол $\Theta_{\text{ВПП}} = -1^\circ$. Тогда $\Delta j_x = 9,81 \cdot 0,0175 = 0,172$ м/с², $L_p = 480 \cdot 2,7 / (2,7 + 0,172) = 450$ м.

Влияние угла атаки при отрыве и положения закрылков. Если летчик (курсант) осуществляет разбег на двух колесах с заниженным углом атаки, то отрыв произойдет на повышенной скорости, поэтому длина разбега увеличится. Если же отрыв произведен на завышенном угле атаки, то это хотя и приведет к сокращению длины разбега, но значительно снизит безопасность взлета в дальнейшем, так как запас до скорости сваливания будет недопустимо мал.

Если по какой-либо причине закрылки на взлете не выпущены, то уменьшается $c_{y \text{ отр}}$ и возрастают скорость отрыва и длина разбега. Так, у самолета Л-39 при невыпущенных закрылках скорость отрыва возрастает со 184 до 221 км/ч, а длина разбега — с 480 до 760 м.

Наоборот, при взлете с закрылками, выпущенными в посадочное положение, несмотря на снижение скорости отрыва (до 175 км/ч), длина разбега увеличилась бы за счет уменьшения ускорения на разбеге (до 2,4 м/с²).

6.3. Техника выполнения взлета. Характерные ошибки и отклонения

Обоснование техники выполнения взлета. Подготовка к взлету. Разбег самолета обычно начинается при $V=0$ и наибольшем значении силы тяги. Для этого полностью затор-

маживают колеса и выводят двигатель на максимальный режим работы.

В принципе можно взлетать и с ходу, т. е. увеличивать $n_{\text{дв}}$ до максимальной в процессе разбега. Но тогда уменьшается среднее значение ускорения и увеличивается длина разбега. Кроме того, контроль нормальной работы двигателя летчик вынужден осуществлять в процессе движения самолета, что усложняет технику выполнения разбега.

Разбег на трех колесах. Разбег начинается с момента растормаживания колес. На первом его этапе — разбеге на трех колесах — задачей летчика является обеспечение прямолинейного ускоренного движения самолета до скорости подъема носового колеса. Постоянство угла наклона траектории ($\Theta=0$) обеспечивается движением самолета по ВПП, скорость регулировать не требуется, поэтому основные действия летчика направлены на сохранение направления ($\varphi=0$).

Отклонения от заданного направления летчик исправляет, используя боковую силу трения колес Z_k , образующуюся при скольжении самолета (юз) по ВПП. Величина этой силы зависит от угла скольжения колес β_k и силы нормальной реакции: $Z_k = c_{zk}^{\beta} \beta_k (G - Y)$ (рис. 6.3).

Для создания угла скольжения колес используется момент рыскания, вызываемый асимметричным торможением основных колес. Так как сила Z_k приложена позади центра тяжести, то одновременно она вызовет стабилизирующий момент, т. е. самолет будет стремиться устранить скольжение по ВПП. Поэтому летчик должен продолжать нажимать на тормозной рычаг (поддерживать скольжение) до устранения отклонения.

Длительность и степень торможения колес можно оценить по величине потребного импульса боковой перегрузки: $n_z = \Delta t = V \Delta \varphi / g$. Потребный импульс пропорционален отклонению в направлении и тем больше, чем больше скорость движения самолета.

Например, для исправления отклонения, равного 6° , на скорости 70 км/ч потребный импульс боковой перегрузки должен быть 0,2. Это означает, что отклонение можно исправить при боковой перегрузке 0,2 за 1 с или при $n_z = 0,4$ за 0,5 с.

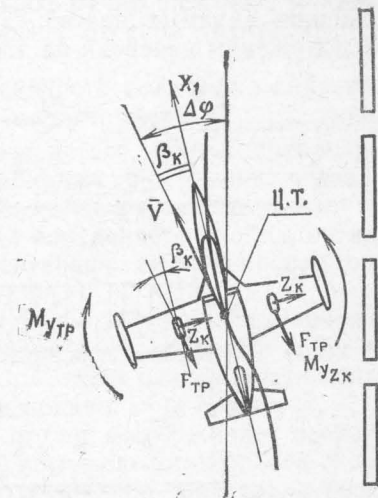


Рис. 6.3. Искривление траектории на разбеге

Следует учесть, что при определенном значении боковой перегрузки самолет может опрокинуться (для самолета Л-39 $n_{z \text{ опр}} = 0,63$).

Сохранение направления летчик определяет визуально по относительному перемещению самолета и ВПП (разбег — на середину дальнего конца ВПП), а при взлете с грунта — по положению видимых частей самолета относительно ориентиров, расположенных впереди на достаточном удалении.

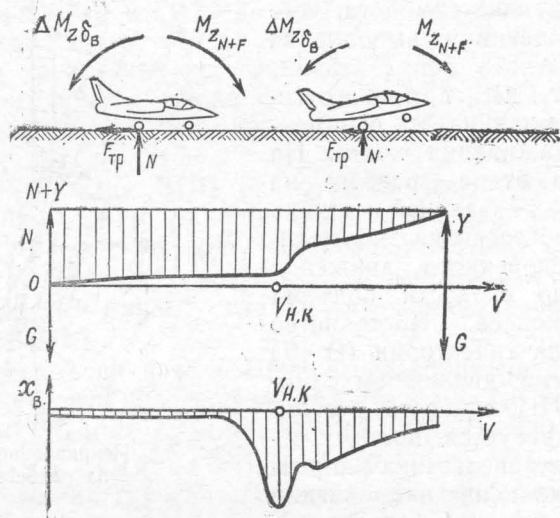


Рис. 6.4. Отклонение РУС на разбеге

По достижении скорости, на которой аэродинамические рули становятся эффективными, управляющий момент рыскания создается за счет отклонения руля направления, искривление траектории осуществляется суммарной силой $Z_k + Z$.

Подъем носового колеса и разбег на двух колесах. На втором и третьем этапах разбега задачами летчика являются:

продолжение прямолинейного разгона самолета до скорости отрыва;

обеспечение отрыва самолета на заданном угле атаки ($\alpha_{отр}$).

При движении самолета по ВПП вектор скорости горизонтален ($\Theta = 0$), поэтому вторую задачу летчик решает приданием самолету угла тангажа, равного $\alpha_{отр}$, т. е. $12,5^\circ$. Осуществляется это следующим образом.

На установленной скорости летчик отклоняет РУС на себя и тем самым создает управляющий момент тангажа $M_{z\delta в}$ (рис. 6.4).

Отклонение ручки в начальный момент необходимо: для балансировки самолета на $\alpha = \alpha_{отр}$;

для преодоления пикирующего момента, вызываемого силой нормальной реакции основных колес и силой трения:

$$M_{zN} = -(G - Y)x_k; \quad M_{zF_{тр}} = -f(G - Y)y_k.$$

При увеличении угла атаки подъемная сила возрастает, силы нормальной реакции и трения и соответственно моменты M_{zN} и M_{zF} уменьшаются, следовательно, ручку по мере подъема носового колеса необходимо отдавать от себя (отпускать, сохраняя тянущие усилия).

В дальнейшем по мере роста скорости подъемная сила продолжает увеличиваться, N , $F_{тр}$ и соответственно $M_{z(N+F)}$ уменьшаются, управляющий момент возрастает, и для сохранения постоянства угла атаки ручку необходимо постепенно отдавать от себя. Правильность движения ручки летчик оценивает по постоянству угла тангажа, который определяется по положению видимых частей самолета относительно естественного горизонта.

Отрыв и подъем с разгоном. При достижении скорости отрыва подъемная сила полностью уравнивает силу тяжести и самолет отделится от ВПП. Момент отрыва летчик определяет по прекращению толчков и покачиваний самолета.

На этапе подъема с разгоном летчик выдерживает постоянство угла тангажа ($8 \dots 10^\circ$). При этом вследствие роста скорости угол атаки уменьшается, а угол наклона траектории постепенно увеличивается от $1 \dots 2^\circ$ после отрыва до 5° на $V_{пр} = 300 \text{ км/ч}$.

Техника выполнения взлета. Перед взлетом необходимо:

прогнать вдоль ВПП $10 \dots 15 \text{ м}$, с тем чтобы носовое колесо установилось по направлению предстоящего движения и не вызвало разворачивающего момента;

полностью затормозить основные колеса;

получив разрешение на взлет, увеличить $n_{дв}$ до максимальной и убедиться в нормальной работе двигателя;

взгляд направить вперед в направлении взлета, имея в поле зрения ВПП и видимые части фонаря кабины;

отпустить тормозной рычаг и начать разбег.

В процессе разбега на трех колесах ручку удерживать в нейтральном положении. Направление в первой половине разбега выдерживается с помощью тормозов, во второй — с помощью руля направления. При движении самолета контролируется работа двигателя на слух, по ощущению тангенциальной перегрузки, а также по соотношению скорости и длины разбега. По мере увеличения скорости контролируется ее значение (беглым взглядом на указатель скорости) для определения момента подъема носового колеса.

При достижении скорости 150 км/ч плавным движением ручки на себя начать подъем носового колеса, при этом тянущее усилие достигает $80 \dots 100 \text{ Н}$. При подходе угла тан-

гажа (видимых частей самолета) к заданному положению ручки необходимо несколько отпустить от себя и тем самым зафиксировать самолет на угле атаки отрыва. В дальнейшем по мере нарастания скорости выдерживать угол тангажа постоянным незначительным отклонением РУС от себя. Взгляд по-прежнему должен быть направлен вперед. Направление движения сохраняется отклонением педалей. Необходимо продолжать контролировать работу двигателя и готовиться (ожидать) к отделению самолета от ВПП.

Следует учесть, что разбег на двух колесах продолжается всего 4 ... 5 с, поэтому подъем носового колеса не должен быть растянут во времени.

После отделения самолета от ВПП перевести взгляд на землю (влево от продольной оси самолета на 15 ... 20° и вперед на 35 ... 40 м) в целях определения высоты и степени ее изменения. Периферическим зрением контролируется постоянно угла тангажа, отсутствие крена, а также сохранение направления полета по оси ВПП.

На высоте 20 м убрать шасси. Проконтролировать угол тангажа по АГД. На высоте 50 ... 70 м убрать закрылки и установить заданный режим работы двигателя.

Особенности взлета с боковым ветром. При наличии бокового ветра в процессе движения самолета по ВПП воздушный поток набегаает на него под углом скольжения β . Величина этого угла зависит от боковой составляющей ветра и скорости разбега: $\operatorname{tg} \beta = W_z/V$.

При скольжении на самолет действует боковая аэродинамическая сила Z и момент крена $M_{x\beta}$ (рис. 6.5).

Действие силы Z заключается в следующем. Во-первых, она стремится сместить самолет в сторону ветра — «сдуть» его с полосы. Это вызовет реакцию в виде боковой силы трения колес Z_k . На большей части разбега эти силы равны по величине, благодаря чему самолет остается на полосе. Во-вторых, сила Z вызовет путевой стабилизирующий момент $M_{y\beta}$, стремящийся устранить скольжение, т. е. развернуть самолет против ветра. Момент же от силы Z_k будет действовать в обратном направлении. Но так как боковой фокус расположен позади основных колес (у Л-39), то $|M_{y\beta}| > |M_{yzk}|$ и самолет, хотя и незначительно, все же будет разворачиваться против ветра. В-третьих, поскольку боковой фокус расположен выше центра тяжести, то сила Z увеличивает момент крена $M_{x\beta}$, стремящийся опрокинуть самолет по ветру. Момент крена от Z_k направлен в ту же сторону.

С учетом конструктивных особенностей самолета Л-39 (высокие стойки шасси и киль, небольшая колея) борьба с опрокидыванием требует серьезного внимания. Максимальное значение боковой составляющей ветра, при которой разрешается взлет и посадка самолета, составляет 10 м/с.

При выполнении взлета с боковым ветром с началом разбега необходимо ручку по элеронам отклонить против ветра для парирования опрокидывающего момента. Тенденцию самолета к развороту против ветра парировать отклонением педали по ветру. Если аэродинамического управляющего момента недостаточно, то нужно использовать тормоза.

С ростом скорости разворачивающий и опрокидывающий моменты увеличиваются медленнее, чем управляющие (первые увеличиваются пропорционально скорости в первой степени из-за уменьшения угла скольжения, а вторые — пропорционально квадрату скорости), поэтому отклонение рулей в процессе разбега необходимо уменьшать.

Усилия же, несмотря на уменьшение отклонения, возрастают (потребное отклонение руля уменьшается пропорционально скорости, а усилия увеличиваются пропорционально ее квадрату). Особенно это заметно по педалям. Поэтому часто создается впечатление, что по мере увеличения скорости разбега для сохранения направления требуется больше отклонять педаль. На самом деле нужно лишь увеличивать нажим на нее, несколько возвращая назад.

Достаточность отклонения руля направления летчик определяет по направлению движения самолета относительно ВПП, а элеронов — по отсутствию крена (небольшой крен на разбеге возможен за счет неравномерного обжатия стоек шасси).

Перед отрывом сила нормальной реакции и зависящая от нее Z_k уменьшаются, а аэродинамическая сила Z увеличивается, и на определенной скорости самолет все же начнет «сдувать» с полосы. Для уменьшения Z педали необходимо поставить нейтрально, ручку по элеронам также возвращать к нейтральному положению, но быть готовым в момент отрыва парировать крен.

На воздушном участке взлета, если поставлено условие движения самолета в створе ВПП, борьбу с боковым ветром осуществлять проще поправкой в курс. Отворот осуществляют на

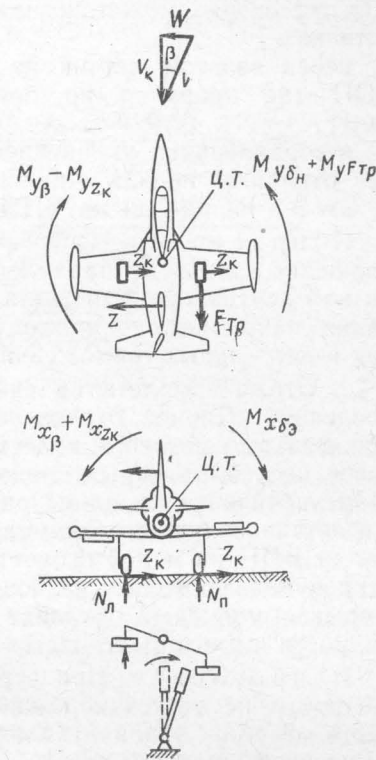


Рис. 6.5. Разбег с боковым ветром

достаточной высоте координированно, с незначительным креном.

Характерные отклонения на взлете, их возможные причины и исправление.

1. Невыдерживание направления в процессе разбега. Данное отклонение может возникнуть в результате таких ошибок летчика:

перед взлетом летчик не установил носовое колесо вдоль ВПП (не прорул по прямой 10...15 м, резко затормозил);

несоразмерно с уклонением самолета и его скоростью летчик отклоняет педаль и нажимает на тормозной рычаг;

взгляд направлен на ВПП, но близко к самолету.

Исправление. Используя тормоза, необходимо обеспечить движение самолета параллельно оси ВПП, затем поставить педали нейтрально и продолжить взлет. Главное при выдерживании направления — не допускать больших отклонений, резких и длительных торможений колес.

2. Отрыв самолета на скорости больше или меньше установленной. Данное отклонение является следствием ошибки при подъеме носового колеса. Если летчик недоподнимет носовое колесо, то отрыв произойдет на большой скорости. При этом увеличиваются длина разбега и нагрузка на колеса. Если же летчик излишне поднимет носовое колесо, то самолет отойдет от ВПП на малой скорости. Это наиболее опасный вариант отклонения, поскольку на больших углах атаки самолет близок к срывному режиму, обладает низкими характеристиками управляемости и плохо разгоняется.

Исправление. При отрыве на больших углах атаки необходимо, не допуская резких движений ручкой, дать возможность самолету увеличить скорость вблизи ВПП (угол подъема меньше обычного) и только после этого продолжать выдерживать нормальный профиль взлета.

К отрыву самолета на угле атаки, отличающемся от заданного, может привести несвоевременный подъем носового колеса. Так, при преждевременном подъеме носового колеса (на малой скорости) летчик будет вынужден отклонять РУС на себя больше обычного, затем по мере увеличения угла тангажа довольно энергично отдавать ее от себя. В результате таких размашистых движений можно раскачать самолет и не успеть успокоить его вплоть до отрыва.

При запаздывании с подъемом носового колеса (большая скорость) летчик либо не успеет создать потребный угол тангажа (при медленном движении РУС), что приведет к отрыву на большой скорости, либо, не учтя повышенной управляемости (при быстром движении РУС), может не успеть зафиксировать самолет в нужном положении, и тогда произойдет подрыв — отрыв самолета на большом угле атаки.

6.4. Полет по кругу. Заход и расчет на посадку

Расчетом на посадку называется маневр по высоте, скорости и направлению, выполняемый для приземления самолета в установленном месте — полосе точного приземления. Он обеспечивается выводом самолета в точку начала выравнивания (ТНВ) с координатами: $L_x = L_{в.у}$ — длина воздушного участка

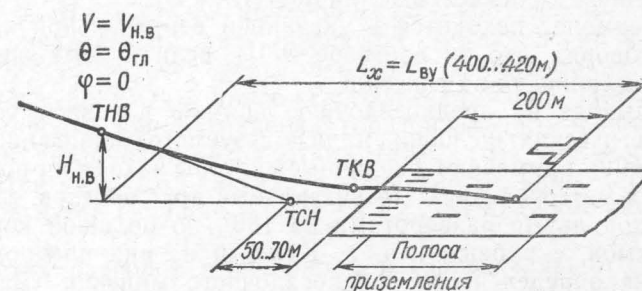


Рис. 6.6. Параметры расчета и полоса приземления

посадки (400...420 м), $H = H_{н.выр}$ — высота начала выравнивания (10...8 м), $L_z = 0$ и расчетными параметрами движения: $V = V_{н.выр}$ — скорость начала выравнивания (220...210 км/ч); $\Theta = \Theta_{гл}$ — угол наклона предпосадочной прямой ($-5...-3^\circ$); $\varphi = 0$ (рис. 6.6).

Скорость начала выравнивания $V_{н.выр}$ определяется по значению коэффициента подъемной силы, который при создании $n_y = 1,2$ не должен превышать $0,9c_{y\text{ пос}}$. При этом $V_{н.выр} \approx 1,2V_{\text{пос}}$.

Угол снижения выбирается таким образом, чтобы обеспечить оптимальные условия пилотирования самолета на предпосадочном снижении и посадке, не выходя за определенные ограничения. Так, при увеличении угла снижения улучшается обзор местности и облегчается определение параметров места и движения самолета относительно ВПП. Но при этом увеличивается высота начала выравнивания и снижается точность подвода самолета к земле.

Верхним ограничением угла снижения является угол планирования, т. е. максимальный угол, при котором возможно снижение с заданной скоростью при полностью задресселированном двигателе. Для самолета Л-39 в посадочной конфигурации он составляет -9° ($V_{пр} = 220$ км/ч).

Нижним ограничением является минимальное значение угла снижения, при котором обеспечивается безопасная высота пролета препятствий, находящихся в полосе подхода. Эта высота и соответствующий угол определяются величиной допустимых отклонений и зависят от типа самолета и уровня подготовки летчиков.

В настоящее время принимаются два режима предпосадочного снижения: с углом 5° (по крутой глиссаде) и 3° (по пологой глиссаде).

Выход в точку начала выравнивания проще всего осуществлять в режиме установившегося прямолинейного снижения. При этом предпосадочная прямая будет представлять линию, лежащую в вертикальной плоскости, проходящей по оси ВПП и наклоненной к плоскости земли под углом $\Theta_{г.л.}$.

Если самолет находится в указанной вертикальной плоскости, то говорят, что он в створе ВПП, если к тому же и на наклонной линии, то на глиссаде.

Для выхода на предпосадочную прямую в зависимости от метеорологических условий и используемого навигационного оборудования применяют различные способы захода на посадку. В простых метеоусловиях это визуальный круг полетов, в сложных — заход двумя разворотами на 180° , по большой коробочке, с прямой, с рубежа и т. д. Каждый из них предполагает построение определенного предпосадочного маневра (маршрута), в процессе которого производится не только заход, но и подготовка самолета к посадке (выпуск шасси, закрылков и др.).

Таким образом, основными задачами летчика при выполнении захода и расчета на посадку являются:

- построение предпосадочного маневра (маршрута полета по кругу);
- вывод и удержание самолета в створе ВПП;
- вывод и удержание самолета на глиссаде;
- придание самолету заданной конфигурации и выдерживание режима скорости.

Основные режимы и особенности техники выполнения полета по кругу. Кругом обычно называют прямоугольный маршрут полета, из каждой точки которого видны посадочные знаки (ВПП). Он начинается взлетом, включает четыре последовательно выполняемых разворота, соединенных между собой участками прямолинейных режимов, и заканчивается посадкой.

После отрыва и уборки шасси летчик продолжает прямолинейный подъем с разгоном до $V_{пр}=280$ км/ч. На высоте 50 ... 70 м убираются закрылки и уменьшается $n_{дв}$ до 100% (конец взлета). В дальнейшем скорость увеличивается до 350 км/ч, после чего выдерживается режим установившегося подъема.

На заданной высоте (200 м) или установленном месте выполняется первый разворот на угол 90° с креном 30° в режиме подъема, т. е. четверть витка восходящей спирали. После разворота и набора высоты на 60 ... 40 м меньше установленной летчик начинает переводить самолет в режим установившегося горизонтального полета. Для сохранения скорости 350 км/ч $n_{дв}$ уменьшается до 87 ... 85%. Далее следует участок горизонтального полета на высоте круга (500 м).

Второй разворот выполняется на угол 90° с креном 30° в режиме горизонтального полета (четверть виража).

При полете от второго к третьему развороту на траверзе ВПП производится выпуск шасси. Порядок действий летчика при этом следующий.

Поскольку выпуск шасси разрешен на приборной скорости не более 340 км/ч (ограничение по прочности щитков шасси), то летчик, уменьшив $n_{дв}$ до 75 ... 80%, начинает торможение самолета. На $V_{пр}=330$ км/ч он ставит кран шасси на выпуск и увеличивает $n_{дв}$ до потребной в новой конфигурации (90 ... 92%). За счет роста лобового сопротивления скорость падает до 300 км/ч и далее остается постоянной. При уменьшении скорости для сохранения горизонтального полета летчик должен увеличивать угол атаки (на $2 ... 3^\circ$) взятием РУС на себя. При этом угол тангажа увеличивается, вариометр должен быть на нуле. Тянущие усилия на РУС необходимо снять триммером.

Третий разворот выполняется в горизонтальном полете на угол $100 ... 110^\circ$ с креном 30° ($V_{пр}=300$ км/ч). Несмотря на незначительные различия параметров второго и третьего разворотов, в технике выполнения последнего имеется ряд существенных особенностей.

Во-первых, с уменьшением скорости возрастают потребные расходы ручки для создания перегрузки, следовательно, при вводе в разворот для сохранения горизонтальности летчику необходимо больше брать РУС на себя.

Во-вторых, поскольку третий разворот выполняется при больших значениях c_y , чем второй, то рост индуктивного сопротивления будет больше и для сохранения скорости потребуются более значительное увеличение тяги.

В-третьих, с уменьшением поступательной скорости увеличиваются угловые скорости ω_x и ω_y (см. обоснование техники выполнения виража) и возрастают потребные отклонения РУС против крена и педали по развороту.

Неучет этих особенностей приводит, как правило, к потере высоты или скорости в процессе разворота.

Вывод из третьего разворота производится на КУР 10 или 350° .

Вывод и удержание самолета в створе ВПП. Вывод в створ ВПП осуществляется выполнением четвертого разворота с расчетным радиусом (r_4). На скорости 280 км/ч при крене 30° радиус разворота составляет 1070 м, при крене 25° — 1330 м.

Начало разворота определяется по углу между створом ВПП и линией визирования самолет — ВПП. При развороте с креном 30° этот угол составляет $9 ... 11^\circ$, с креном 25° — $11 ... 13^\circ$. С учетом участков ввода и вывода, а также ошибок летчика КУЛП рекомендует начинать четвертый разворот при угле визирования 15° .

В процессе разворота летчик регулирует крен таким образом, чтобы компенсировать свои ошибки и выйти в створ ВПП с посадочным курсом. На этом участке захода и расчета на посадку ошибки летчика заключаются в определении начала разворота и величины крена.

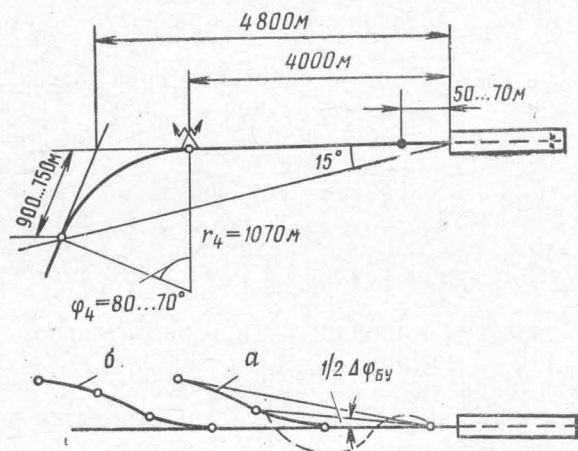


Рис. 6.7. Выход в створ ВПП

Если летчик заметил, что выход самолета из разворота может произойти не в створе ВПП, он должен увеличить или уменьшить крен, сохраняя его в пределах $20 \dots 40^\circ$.

Увеличение крена более 40° недопустимо из-за возможности выхода самолета на углы атаки, близкие к сваливанию, а при некоординированном развороте из-за большой потери высоты. Поэтому, если угол визирования перед четвертым разворотом оказался менее $8 \dots 9^\circ$, не следует пытаться выйти точно в створ ВПП, поскольку для этого потребуется крен более 40° . Необходимо выполнить разворот с установленным креном, а затем, на предпосадочной прямой, устранить боковое уклонение.

Создавать крен менее 20° также нецелесообразно, так как в этом случае самолет подойдет очень близко к ВПП, что затруднит удержание его на глиссаде. Если летчик в начале разворота заметил, что для точного выхода в створ ему придется держать крен менее 20° , необходимо вывести самолет из разворота и начать его несколько позже.

После выполнения четвертого разворота и выпуска закрылков в посадочное положение летчик должен устранить боковое уклонение и в дальнейшем удерживать самолет в створе ВПП. При этом довороты во избежание существенного влияния на продольное движение выполняются с креном до 15° . Техника их выполнения заключается в следующем.

Оценив величину бокового уклонения (угла визирования), летчик должен начать разворот в сторону створа ВПП. При уменьшении ΔL_z и $\Delta \phi_{бу}$ наполовину необходимо переложить самолет в крен обратного направления. В этом случае самолет выйдет в створ ВПП с посадочным курсом. Если боковое уклонение и расстояние до ВПП достаточно велики (требуется доворот на угол более $15 \dots 20^\circ$), то между двумя этими доворотами может быть участок прямой (рис. 6.7, б).

Некоторые курсанты в начале летного обучения допускают ошибки: они реагируют только на положение самолета относительно створа и не учитывают направление вектора скорости. При этом они выполняют доворот до тех пор, пока самолет не окажется в створе ВПП, и только после этого доворачивают его на посадочный курс. При таком исправлении неизбежно уклонение в противоположную сторону. Самолет будет двигаться по волнообразной траектории относительно створа и может не попасть на полосу (рис. 6.7, а, штриховая линия).

Необходимо помнить, что возможности самолета по исправлению боковых уклонений уменьшаются с приближением к ВПП. Так, например, для исправления бокового уклонения 5° (175 м) на удалении 2 км с креном 15° летчику потребуется около 16 с. За это время самолет пролетит около 1 км. При наличии бокового уклонения над БПРМ $1,5^\circ$ (25 м) летчик сможет устранить его к высоте 50 м, а при $\Delta L_z = \pm 60$ м ($\Delta \phi_{бу} = \pm 3^\circ$) только к высоте 30 м.

При исправлении уклонений большая доля внимания летчика переключается на параметры бокового движения и меньше контролируется скорость и движение самолета по глиссаде. Поэтому все исправления и уточнения в расчете должны быть закончены до высоты 50 м. Если это не удалось сделать и точность расчета не гарантируется, необходимо уйти на второй круг.

Вывод самолета на глиссаду и удержание на ней. Выдержание скорости. Вывод самолета на глиссаду производится на участке полета от третьего к четвертому развороту. В принципе можно выйти сначала в створ ВПП (на высоте круга), как это и делается при заходах с применением посадочных систем, но тогда существенно увеличивается протяженность маршрута полета по кругу (на $3 \dots 5$ км) и зрительная связь с ВПП может быть утеряна. Поэтому вертикальную плоскость створа ВПП как бы поворачивают в пространстве, огибая четвертый разворот, и направляют в сторону третьего разворота.

Как известно из математики, прямая на плоскости может быть определена, если известны координаты хотя бы одной ее точки и угол наклона или координаты двух точек. Точно так же при пилотировании летчик удерживает самолет на глиссаде, используя ряд контрольных точек, поддерживая в промежутках между ними заданный угол снижения.

При полете по кругу контрольными точками глиссады являются (рис. 6.8): начало снижения 4, начало 3 и конец 2 четвертого разворота, точка глиссады над БПРМ 1 и точка снижения 0. Координаты положения на земной поверхности этих точек L_x , L_z либо известны (БПРМ), либо рассчитываются, на-

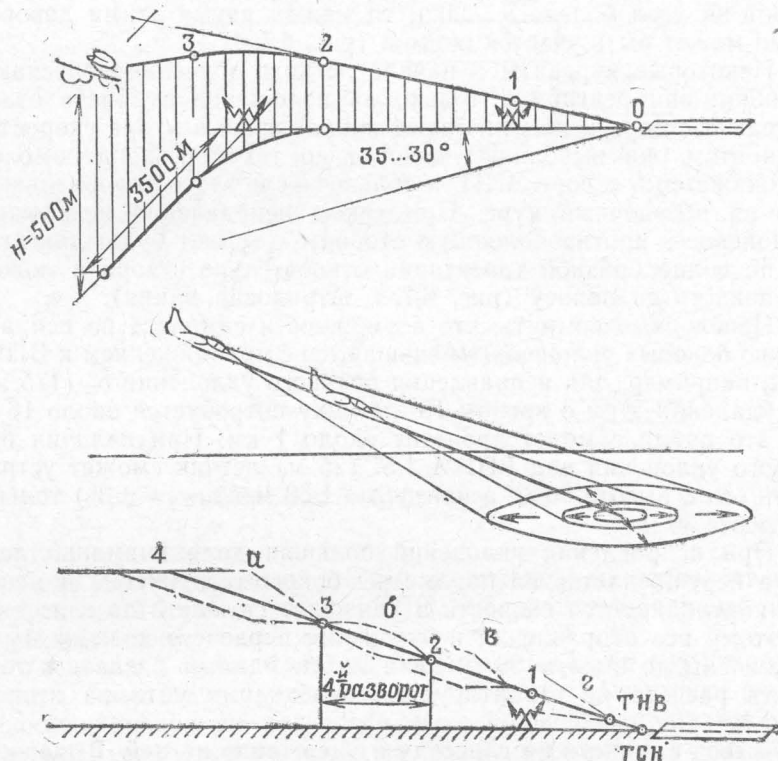


Рис. 6.8. Выдерживание глиссады

носятся на карту, а в полете определяются по наземным ориентирам или угловым параметрам. Высота в контрольных точках рассчитывается из условия постоянства угла снижения, в полете определяется по высотомеру.

Так, для крутой глиссады ($\theta_{сн} = -5^\circ$) $H_{БПРМ} = L_{x \text{ БПРМ}} \cdot \operatorname{tg} \theta_{сн} = (950 \dots 930) \cdot 0,087 = 83 \dots 81 \text{ м.}$

С учетом пространственных размеров зоны радиомаяка высота пролета над БПРМ для самолета Л-39 установлена 100 ... 80 м. Высота конца четвертого разворота $3600 \cdot 0,067 = 310 \text{ м}$ (по Инструкции летчику и КУЛП $H_{4к} = 300 \dots 250 \text{ м}$).

Движение по глиссаде до вывода из четвертого разворота осуществляется при постоянном значении вертикального угла визирования (на начало ВПП), равного углу наклона глиссады,

Высота начала четвертого разворота при этом способе 400 м. Перевод на снижение осуществляется на удалении от ДПРС порядка 3,5 км. Момент начала снижения определяется по вертикальному углу визирования. Этот угол после третьего разворота существенно меньше расчетного (5°), но по мере приближения к четвертому развороту увеличивается и в расчетной точке становится равным ему. В качестве вспомогательных средств используются наземные ориентиры, а также горизонтальный угол визирования, который равен $35 \dots 30^\circ$.

Угол снижения к четвертому развороту будет -3° , соответственно вертикальная скорость -4 м/с , угол тангажа $+1^\circ$, $n_{дв} = 80 \dots 85\%$.

В процессе четвертого разворота происходит увеличение угла снижения до заданного, что одновременно обеспечивает сохранение скорости при возрастании лобового сопротивления.

При выпуске закрылков на 45° скачком увеличивается лобовое сопротивление и вызывает торможение самолета. По мере падения скорости оно уменьшается (первый режим) и на скорости 220 км/ч становится примерно равным $P + G \sin \theta$.

При пологой глиссаде ($\theta_{сн} = -3^\circ$) заход на посадку строится таким образом, чтобы пройти ДПРМ в режиме прямолинейного снижения по глиссаде. Поэтому третий и четвертый развороты выполняются дальше от ВПП (на 1,5 ... 2,5 км) и, как правило, с использованием радиотехнических средств.

При удалении конца четвертого разворота от ДПРМ на 1 км высота в этой (третьей) контрольной точке должна быть 250 м, высота прохода ДПРМ — 200 м, БПРМ — 50 м.

На предпосадочной прямой для точного выхода в точку начала выравнивания летчик использует положение точки снижения (ТСН).

Точкой снижения называют точку пересечения продолжения траектории снижения самолета с земной поверхностью.

В процессе приближения к земле просматриваемая площадь (эллипс) поверхности на ней уменьшается, объекты, находящиеся в поле зрения, как бы увеличиваются и растекаются в стороны и только та точка, в которую снижается самолет, остается неподвижной. Для самолета Л-39, как уже указывалось, эта точка должна находиться на расстоянии 50 ... 70 м от начала ВПП. Если летчик закончит четвертый разворот на расчетных высоте и месте и направит самолет в эту точку, то движение будет происходить по глиссаде (прямая определяется по двум точкам).

Однако точность визуального определения точки снижения зависит от дальности до нее (обратно пропорциональна квадрату расстояния). Поэтому сразу после выхода из четвертого разворота обычно используют вспомогательные приемы определения положения самолета относительно глиссады. Одним из них является косвенное определение точки снижения по близлежащим и хорошо заметным ориентирам: посадочным

знакам, началу ВПП, элементам маркировки полосы подхода и т. д.

При снижении по глиссаде с постоянным углом тангажа изображение этих ориентиров будет проецироваться относительно переднего остекления фонаря кабины (прицела) на вполне определенном месте и оставаться неподвижным тем дольше, чем ближе расположен ориентир к точке снижения. Удерживая это положение неизменным, летчик осуществляет слежение самолетом за выбранным ориентиром, выполняя полет по кривой погони. Однако для точного движения по глиссаде необходимо учитывать изменение угла тангажа самолета и его удаление от ВПП.

Напомним, что при выпуске закрылков на 45° для сохранения постоянства подъемной силы и угла снижения углы атаки и тангажа в первый момент уменьшаются на $4,5^\circ$. В дальнейшем по мере уменьшения скорости углы атаки и тангажа увеличиваются практически до прежнего значения. Если летчик заметит положение посадочного «Т» или начала ВПП сразу после выпуска закрылков и будет выдерживать его неизменным, то за время уменьшения скорости произойдет увеличение угла снижения, самолет уйдет под глиссаду. Во избежание этого необходимо, чтобы изображение ориентира по мере уменьшения скорости и увеличения угла тангажа смещалось сверху вниз (по прицелу на 3 ... 4 см).

Использование этого метода на близком расстоянии (менее 1 км) может привести к выходу самолета выше глиссады, особенно в том случае, когда в качестве характерного ориентира выбраны посадочные знаки. На большом удалении угол между заданным местом точки снижения и выбранным ориентиром невелик и не вызывает заметного отклонения от глиссады. На близком расстоянии этот угол начинает существенно увеличиваться, и, если летчик продолжает следить за ориентиром, это приведет к смещению точки снижения вперед. Обнаружив это, летчик (курсант) будет вынужден увеличивать угол снижения, что усложнит выравнивание и посадку.

Для уменьшения методических погрешностей описанного способа необходимо применять его в сочетании с другими методами контроля положения самолета на глиссаде — по вертикальной скорости и высоте в контрольных точках (БПРМ). При отсутствии или вне контрольных точек угол снижения можно определить по угловым размерам длины ВПП. Если ее видимые размеры меньше обычных, значит, угол мал, и наоборот.

При снижении по пологой глиссаде точность определения места точки снижения ухудшается как за счет уменьшения угла, так и большего удаления четвертого разворота. Поэтому для определения угла, особенно на большом удалении от ВПП, необходимо использовать значения вертикальной скорости. На скорости 280 км/ч она должна быть 4 м/с, на 250 ... 240 км/ч — 3,5 м/с, на 220 км/ч — 3 м/с.

Отклонения от глиссады и их исправление (рис. 6.8). На участке от третьего к четвертому развороту отклонения от глиссады могут возникнуть вследствие несвоевременного перевода на снижение или ошибок в выдерживании угла наклона траектории. При преждевременном переводе на снижение самолет окажется ниже глиссады, при позднем — выше. Эти отклонения обнаруживаются по несоответствию изменения высоты полета и расстояния до начала четвертого разворота, а при заходе с выдерживанием постоянства вертикального угла визирования — и по его изменению (при преждевременном переводе на снижение он уменьшается).

Для исправления этих отклонений необходимо изменить угол снижения таким образом, чтобы выйти в очередную контрольную точку на заданной высоте. При этом для сохранения скорости необходимо соответствующим образом изменять тягу двигателя.

При выполнении четвертого разворота из-за несоответствия крена и перегрузки могут произойти изменение угла снижения и уход самолета с глиссады. При большом крене, как правило, происходит увеличение угла снижения, при малом — уменьшение. Это отклонение можно обнаружить по изменению угла тангажа, вертикальной скорости, а также по положению точки снижения. При правильном выполнении разворота точка снижения должна перемещаться по дуге в заданное место (50 ... 70 м от ВПП на ее оси). Если она смещается на ВПП, значит, угол снижения уменьшается, если к БПРМ — увеличивается.

В конце разворота положение самолета относительно глиссады оценивается по значению высоты, однако при этом надо учитывать, с каким креном выполнялся разворот. При малом крене, например, самолет окажется ближе к ВПП и соответственно должен быть на меньшей высоте.

На предпосадочной прямой отклонения от глиссады возникают главным образом из-за невыдерживания угла снижения. Способствующими причинами могут явиться наличие усилий на РУС, несоответствие $n_{дв}$ потребной, неучет ветра, неправильная посадка летчика в кабине и т. д. Исправление отклонений производится в зависимости от удаления до ВПП.

При возникновении отклонения на достаточном расстоянии от ВПП (более 1 км) необходимо вывести самолет на глиссаду.

Так, если самолет оказался ниже глиссады, необходимо:
увеличить $n_{дв}$;
уменьшить угол снижения (при большом отклонении вплоть до вывода в горизонтальный полет);
при приближении вертикального угла визирования к заданному перевести самолет на снижение, уменьшив $n_{дв}$.

При снижении с большим углом необходимо увеличить его еще больше, во избежание роста скорости частично уменьшить частоту вращения двигателя ($n_{дв} \geq 75\%$) и при необходимости выпустить тормозные щитки. После выхода на глиссаду направить самолет в точку снижения, убрать тормозные щитки и установить заданную $n_{дв}$.

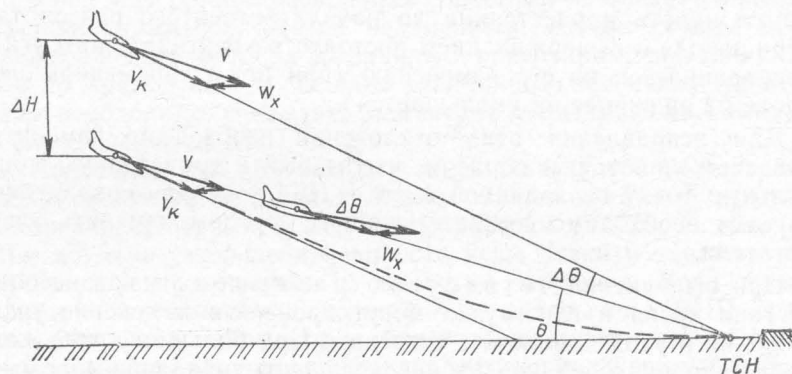


Рис. 6.9. Влияние и учет продольной составляющей ветра

При отклонении самолета от глиссады на близком расстоянии от ВПП (менее 1 км) необходимо: при допустимых отклонениях продолжать снижение самолета до точки начала выравнивания с прежним углом, при грубых отклонениях уйти на второй круг.

Учет ветра при заходе и расчете на посадку. Поскольку заход и расчет на посадку выполняются относительно объектов, расположенных на земле, то движение самолета будет определяться не только его воздушной скоростью, но также величиной и направлением скорости ветра. Последнюю можно представить в виде двух составляющих: продольной (W_x) и боковой (W_z). Рассмотрим влияние и учет каждой из них.

Влияние и учет продольной составляющей ветра. На участке от третьего разворота к четвертому встречный ветер окажется боковым и будет относить самолет от ВПП. Если вывод из третьего разворота и последующий полет выполнять при обычном значении курса, то четвертый разворот будет выполнен дальше обычного и при выводе из него на расчетной высоте самолет окажется ниже глиссады. Во избежание этого третий разворот необходимо выполнить на $\varphi_4 \pm \pm \text{УС}$.

На предпосадочной прямой при встречном ветре вектор земной скорости самолета будет отклоняться вниз на величину $\Delta\theta = W_x \theta / (V - W_x)$.

При выдерживании обычных угла тангажа и положения посадочных знаков (начала ВПП) относительно частей фонаря

кабины (прицела) самолет будет снижаться в точку, удаленную от заданной на расстояние $\Delta L_x = (W_x/V)L$, где L — расстояние от самолета до точки снижения.

Так, при $W_x = 5$ и 10 м/с соответственно $\Delta\theta = 0,5$ и 1° , на удалении 2 км $\Delta L_x = 167$ и 334 м.

При неучете ветра и пассивном слежении за положением посадочных знаков (торец ВПП) — части фонаря кабины (прицела) самолет уйдет под глиссаду и будет двигаться по кривой (на рис. 6.9 обозначена штриховой линией) с уменьшением угла снижения и скорости.

Для движения по глиссаде при встречном ветре необходимо угол тангажа устанавливать несколько больше обычного (примерно на величину $\Delta\theta$), при этом вертикальная скорость уменьшается на $0,5 \dots 1$ м/с. Для контроля точности движения необходимо больше внимания уделять глазомерному определению действительной точки снижения.

Иногда предпосадочное снижение при встречном ветре производят по траектории, отклоненной вверх от глиссады на угол $\Delta\theta_{сн}$. В этом случае сохраняются привычные значения угла тангажа и $n_{дв}$ и как бы заранее компенсируются отклонения, связанные с уходом самолета под глиссаду.

При таком варианте снижения проход контрольных точек необходимо осуществлять на высоте больше обычной на величину $\Delta H = L_x \text{tg } \Delta\theta_{сн}$.

Так, например, при встречном ветре 10 м/с высота прохода БПРМ больше обычной на $15 \dots 20$ м, высота конца четвертого разворота больше на 50 м и т. д.

Протяженность участка выравнивания и выдерживания относительно земли при встречном ветре уменьшается на величину отношения $\Delta L_{в.у} = W_x t_{в.у}$. Поэтому для точного приземления подход к началу выравнивания необходимо осуществлять на повышенной скорости.

Для самолета Л-39 приближенно можно принять ΔV (км/ч) $\approx W_x$ (м/с). Например, при встречном ветре 5 м/с скорость начала выравнивания увеличивается на 5 км/ч, при $W_x = 10$ м/с — на 10 км/ч.

При снижении по глиссаде необходимо учитывать сдвиг ветра по высоте, который приводит к уменьшению воздушной скорости полета.

Как известно, в приземном (пограничном) слое скорость ветра увеличивается с высотой. Это нарастание неравномерно и зависит от характера и высоты площадных препятствий. Наибольший сдвиг наблюдается на высоте деревьев и строений — порядка (30 ± 10) м.

Сдвиг ветра уменьшается при образовании вертикальных течений воздуха в результате его прогрева. Наиболее он заметен в холодном воздухе при сильном ветре.

В процессе снижения самолет переходит из слоя с большей скоростью ветра в слой с меньшей скоростью. При сохранении

земной скорости его воздушная скорость уменьшается. Это уменьшение при встречном ветре 5...15 м/с может достигать 10...20 км/ч. В результате падения подъемной силы самолет увеличивает угол снижения. Для ее сохранения необходимо увеличить угол атаки, а для сохранения скорости увеличить тягу двигателя или подходить к высоте максимального сдвига ветра на повышенной скорости.

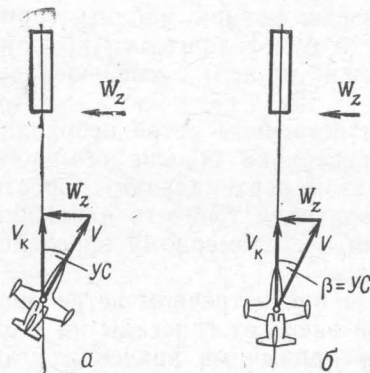


Рис. 6.10. Борьба со сносом на предпосадочной прямой курсом (а) и скольжением (б)

При попутном ветре сдвиг его приводит к увеличению воздушной скорости, а вектор земной скорости самолета будет отклоняться вверх. Фактическая точка снижения смещается вперед и может оказаться на ВПП. При пилотировании пассивным способом без учета влияния ветра самолет будет двигаться выше глиссады с постепенным увеличением угла снижения и скорости. Для движения по глиссаде необходимо уменьшить угол тангажа (изображение в прицеле посадочных знаков или торца ВПП

сместится вверх) и тягу двигателя. Во избежание чрезмерного дросселирования двигателя при попутном ветре целесообразно предпосадочное снижение осуществлять по более пологой траектории.

Влияние и учет боковой составляющей ветра. На участке полета от третьего к четвертому развороту боковой ветер становится попутным или встречным. Время снижения на этом участке изменяется, и, если выдерживать обычные значения вертикальной скорости, выход к началу четвертого разворота произойдет на высоте больше (при попутном) или меньше заданной. Так, например, при $W_z = 10$ м/с $\Delta H = 20 \dots 30$ м.

При попутном ветре перевод на снижение осуществляется раньше, при встречном — позже. При этом сохраняются обычные значения угла тангажа, вертикальной скорости и тяги двигателя.

На предпосадочной прямой для удержания самолета в створе ВПП борьба со сносом может осуществляться двумя способами: курсом или скольжением (по Инструкции летчику: до 100 м — курсом, ниже — скольжением).

При борьбе курсом самолет разворачивается в наветренную сторону на угол сноса. Его подбор осуществляется небольшими координированными доворотами (рис. 6.10, а).

При борьбе скольжением самолету придается угол скольжения, равный углу сноса. Продольная ось самолета в этом

случае совпадает с направлением вектора земной скорости и осью ВПП (рис. 6.10, б).

В дальнейшем достаточность отклонения педали (равенство угла скольжения углу сноса) определяется по отсутствию бокового смещения самолета, а соответствие крена углу скольжения — по отсутствию разворота.

При создании скольжения уменьшается несущая способность крыла и увеличивается лобовое сопротивление самолета. Поэтому для сохранения постоянства подъемной силы необходимо несколько увеличить угол атаки (угол тангажа), а для сохранения скорости увеличить $n_{дв}$.

Для повышения точности в подборе параметров скольжения целесообразно знать потребный крен для парирования соответствующей боковой составляющей ветра. Потребный угол скольжения $\beta \approx W_z/V$. Но так как его значение в полете летчик определить не может, то рассчитывается соответствующий угол крена из условия $Y \sin \gamma = Z \cos \gamma$ и выражения боковой аэродинамической силы:

$$\operatorname{tg} \gamma \approx W_z \frac{c_z^{\beta} S V_i}{16m}.$$

Таблица 6.1

W_z , м/с	2	4	6	8	10
γ , °	2,5	5	7	10	12
δ_n , °	5	12	18	30	—
P_n , Н	80	240	360	700	—

В табл. 6.1 показаны потребные значения углов крена, отклонений руля направления и усилий на педалях, необходимые для создания соответствующего скольжения на $V_i = 220$ км/ч.

Анализ показывает, что на этой скорости методом скольжения можно парировать снос при боковой составляющей не более 8 м/с. При этом педаль отклоняется полностью и усилие на ней достигает 700 Н. Поэтому при достаточно сильном боковом ветре (более 6 м/с) целесообразно применять метод борьбы курсом или комбинированный: частично парировать снос скольжением, остальное — курсом.

6.5. Движение самолета на посадке

Посадка — замедленное движение самолета от начала выравнивания до окончания пробега.

Основная цель посадки — приземлить самолет на наименьшей безопасной скорости с минимальной вертикальной ее со-

ставляющей. Тем самым уменьшаются удар при соприкосновении с землей и длина пробега. В результате повышается безопасность посадки, увеличивается срок службы деталей конструкции самолета, особенно шасси, снижаются требования к размерам ВПП и т. д.

Этапы посадки: выравнивание, выдерживание, приземление и пробег (рис. 6.11).

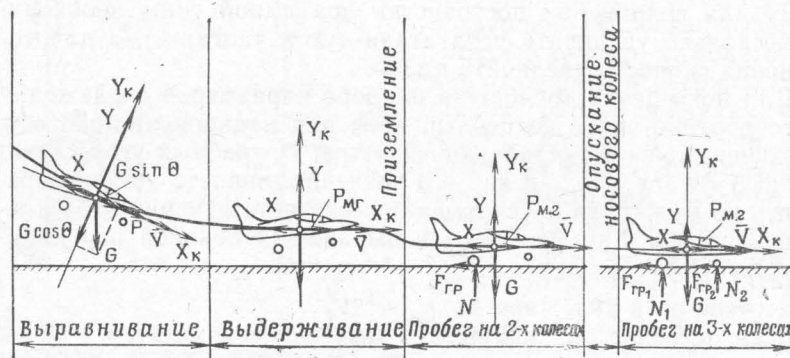


Рис. 6.11. Соотношение сил на этапах посадки

Выравнивание — криволинейное движение самолета в целях уменьшения вертикальной скорости до значения, обеспечивающего благоприятные условия для приземления. Искривление траектории вверх происходит за счет увеличения подъемной силы больше нормальной составляющей силы тяжести, т. е. выполняется неравенство $Y > G \cos \Theta$. Реализуется это условие за счет увеличения угла атаки, при этом растет лобовое сопротивление, поэтому скорость падает, т. е. выполняется также неравенство $X > P + G \sin |\Theta|$.

Выравнивание на самолете Л-39 начинается на высоте 8 ... 10 м и заканчивается на высоте 1 ... 0,75 м. При этом угол снижения уменьшается до нуля. В целях гашения скорости на следующем этапе $n_{дв}$ к концу выравнивания убирается до малого газа.

Выдерживание — замедленное движение самолета вблизи земной поверхности в целях уменьшения скорости полета до посадочной. На выдерживании самолет движется практически горизонтально. Поскольку $\Theta = 0$, то $Y = G$. Скорость же интенсивно уменьшается, так как $X \gg P_{м.г}$. Высота уменьшается с 1 м до 0,5 ... 0,25 м.

Приземление. В конце выдерживания при достижении посадочного угла атаки происходит приземление, т. е. касание колесами ВПП. В момент приземления схему сил, действующих на самолет, можно считать идентичной схеме сил на выдерживании.

Пробег — замедленное движение самолета по земной поверхности от точки приземления до полной остановки.

Пробег можно разделить на две стадии: пробег на основных колесах и пробег на трех колесах. Переход ко второй стадии происходит самопроизвольно при достижении определенной скорости либо может задерживаться или ускоряться по воле летчика в зависимости от конкретных условий посадки.

На пробеге на самолет действуют те же силы, что и на разбеге. Уравнения движения при этом следующие:

$$\begin{aligned} 1. P_{м.г} - (X + F_{тр}) &= m j_x < 0. \\ 2. Y + N - G &= 0. \end{aligned}$$

В отличие от уравнений движения на разбеге пренебрегаем вертикальной составляющей тяги ввиду малости самой тяги на режиме малого газа.

В процессе пробега используются в целях уменьшения длины пробега тормоза колес (увеличивается $F_{тр}$).

6.6. Основные характеристики посадки и влияние на них эксплуатационных факторов

К основным характеристикам посадки относят посадочную скорость ($V_{пос}$), длину ($L_{пр}$) и время ($t_{пр}$) пробега, длину ($L_{в.у}$) и время ($t_{в.у}$) воздушного участка.

Посадочная скорость — минимальная скорость безопасного приземления самолета. Считая, что в момент приземления имеет место равенство $Y = G$, имеем

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G}{c_{у\text{ пос}} S_f}}.$$

Посадочная скорость самолета Л-39 при массе 4000 кг, $c_{у\text{ пос}} = 0,8 \cdot c_{у\text{ max}} = 0,8 \cdot 1,8 = 1,44$ ($\alpha_{пос} = 9,5^\circ$) составляет 48,5 м/с, или 175 км/ч, приборная — 170 км/ч.

Длина пробега определяется по формуле, аналогичной формуле длины разбега: $L_{пр} = V_{к.пос}^2 / 2j_{х\text{ пр.ср}}$.

Ускорение на пробеге может быть определено из первого уравнения:

$$j_{х\text{ пр}} = \frac{P_{м.г} - (F_{тр} + X)}{m} \approx \frac{P_{м.г}}{m} - 0,5g \left(\frac{1}{K_{ср}} + f \right).$$

При $K_{ср} = 5,5$; $f = 0,25$; $P_{м.г} = 1000$ Н и $m = 4000$ кг длина пробега составляет 620 м.

Время пробега определяется по среднему значению ускорения (замедления): $t_{пр} = -V_{к.пос} / j_{х\text{ пр.ср}}$.

Для стандартных условий оно составляет 25 ... 26 с.

Длина и время воздушного участка. На участке выравнивания воспользуемся формулой определения потери высоты при выводе из пикирования:

$$\Delta H = \frac{V^2 (1 - \cos \Theta_{\text{сн}})}{g (n_y - 1)}.$$

Примем $H = 9 - 1 = 8$ м, $V_{\text{ср}} = 210$ км/ч = 58,4 м/с (скорость на участке установившегося снижения 220 км/ч согласно Инструкции летчику).

Определим требуемую перегрузку на выравнивании для $\Theta = -5^\circ$:

$$n_{y \text{ ср}} = \frac{V_{\text{ср}}^2 (1 - \cos \Theta_{\text{сн}})}{\Delta H_{\text{выр}} g} + 1 = \frac{58,4^2 (1 - 0,996)}{8,98} + 1 = 1,15.$$

Вертикальное ускорение $j_y = g (n_y - 1) = 9,8 \cdot 0,15 = 1,47$ м/с².
Время выравнивания

$$t_{\text{выр}} = \sqrt{\frac{2\Delta H}{j_y}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 8}{1,47}} = 3,3 \text{ с.}$$

И наконец, длина участка выравнивания $L_{\text{выр}} = V_{\text{ср}} t_{\text{выр}} = 58,4 \cdot 3,3 = 192$ м.

На участке выдерживания применим энергетический метод и воспользуемся приближенной формулой $L_{\text{выд}} = (V_{\text{н. выд}}^2 - V_{\text{пос}}^2) K_{\text{ср}} / 2g$.

Имеем $V_{\text{н. выд}} = 200$ км/ч = 55 м/с; $V_{\text{пос}} = 175$ км/ч = 48,5 м/с. В начале выдерживания (с учетом влияния земли) $c_y = 2G / (SpV^2) = 1,12$; $c_x = 0,18$; $K = 6,2$; $\alpha = 5,2^\circ$.

В конце выдерживания $c_y = 1,36$; $c_x = 0,21$; $K = 6,5$; $\alpha = 8,8^\circ$; $K_{\text{ср}} = (6,2 + 6,5) / 2 = 6,35$. $L_{\text{выд}} = (55^2 - 48,5^2) \cdot 6,35 / (2 \cdot 9,8) = 220$ м.

Итак, $L_{\text{в. у}} = L_{\text{выр}} + L_{\text{выд}} = 190 + 220 = 410$ м.

Время выдерживания $t_{\text{выд}} = L_{\text{выд}} / V_{\text{ср}} = 220 / 51,75 = 4,2$ с.

Итого: $t_{\text{в. у}} = t_{\text{выр}} + t_{\text{выд}} = 3,3 + 4,2 = 7,5$ с.

Влияние атмосферных условий и ветра. Поскольку тяга двигателя на основном этапе посадки — пробеге мала, то ее зависимостью от температуры и атмосферного давления можно пренебречь, т. е. замедление на пробеге можно считать не зависящим от этих факторов. Однако через плотность воздуха изменение атмосферных условий будет сказываться на посадочной скорости и через нее на длине пробега. В итоге можем считать, что $L_{\text{пр}} = L_{\text{пр. ст}} TP_{\text{ст}} / (T_{\text{ст}} P)$.

Влияние ветра на длину пробега оценивается аналогично влиянию ветра на длину разбега.

Существенное влияние оказывает ветер на воздушный участок посадки, в связи с чем необходимы поправки либо в скорость установившегося предпосадочного снижения, либо в координату точки снижения.

Влияние посадочной массы. Практически, как и в предыдущем случае, можем считать, что замедление на пробеге не зависит от массы. Тогда посадочная скорость будет пропорциональна корню квадратному из массы, а длина пробега — массе. Например, при $m_{\text{пос max}} = 4600$ кг $V_{\text{пос}} = 187$ км/ч, $L_{\text{пр}} = 715$ м, а при $m_{\text{пос}} = 3800$ кг $V_{\text{пос}} = 170$ км/ч и $L_{\text{пр}} = 590$ м.

Влияние состояния поверхности ВПП и эффективности торможения колес. Замедление на пробеге, а следовательно, и длина пробега существенно зависят от коэффициента трения. Разницы при пробеге по бетону или грунту почти нет при одинаковой интенсивности торможения. Однако в тех случаях, когда тормоза становятся мало эффективными (при наличии льда, снега, воды на ВПП), длина пробега возрастает значительно.

Например, при посадке на обледенелую полосу в предположении полного отсутствия эффективности торможения $f = 0,051$ длина пробега увеличивается до 1500 м.

Увеличение длины пробега наблюдается также при недостаточно полном использовании системы торможения колес. При относительно слабом, малоинтенсивном торможении (коэффициент трения примерно 0,15) длина пробега 900 м и более.

Влияние посадочного угла атаки и положения закрылков. Уменьшение угла атаки в момент приземления по сравнению с оптимальным приводит к росту посадочной скорости, уменьшению длины воздушного участка и увеличению длины пробега. Соответственно

$$V_{\text{пос}} \sim 1/\sqrt{c_{y \text{ пос}}} \text{ и } L_{\text{пр}} \sim 1/c_{y \text{ пос}}.$$

При невыпущенных или выпущенных во взлетное положение закрылках уменьшается замедление на пробеге и увеличивается посадочная скорость, в итоге длина пробега существенно возрастает.

Так, при невыпущенных закрылках и $\alpha_{\text{пос}} = 9,5^\circ$ приблизительно получим $V_{\text{пос}} = 250$ км/ч, $L_{\text{пр}} = 1700 \dots 1800$ м; если $\alpha_{\text{пос}} = 13^\circ$, то $V_{\text{пос}} = 215 \dots 220$ км/ч, $L_{\text{пр}} = 1200$ м.

6.7. Техника выполнения посадки. Характерные ошибки, отклонения и их исправление

Посадка по технике ее выполнения является наиболее сложным элементом полета. Объясняется это прежде всего близостью земли, необходимостью глазомерного определения основных параметров полета, ухудшением характеристик управляемости самолета на малых скоростях, близостью к режиму сваливания. Все это обуславливает особые требования по соблюдению мер безопасности и вызывает повышенную эмоциональную напряженность летчика (курсанта).

Обоснование техники выполнения посадки. Выравнивание является наиболее ответственным и трудным этапом при первоначальном обучении посадке.

Для правильного выполнения выравнивания необходимо так управлять самолетом, чтобы по мере уменьшения высоты от

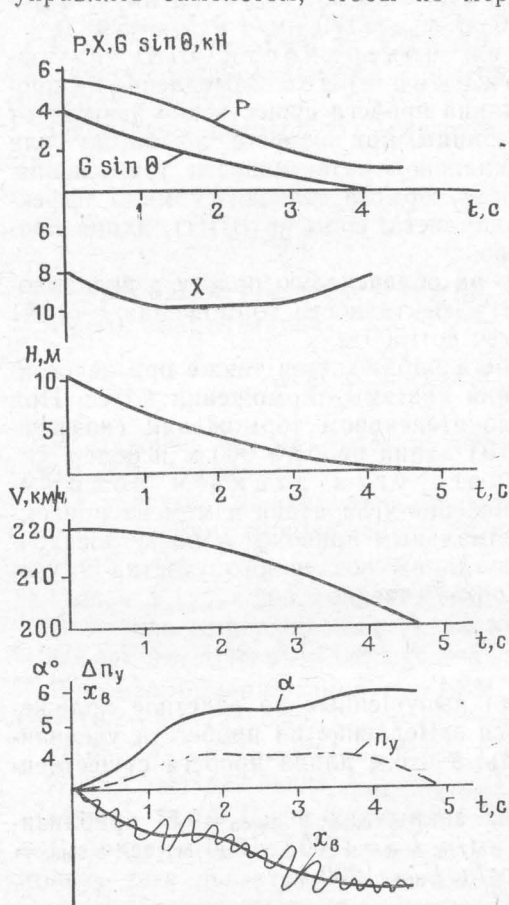


Рис. 6.12. Изменение сил и параметров полета на выравнивании

тяги. Таким образом, равновесие тангенциальных сил нарушается и возникает торможение самолета. Значение отрицательного ускорения может достигать 2 м/с^2 . Скорость на выравнивании уменьшается на $10 \dots 20 \text{ км/ч}$, однако темп ее падения неодинаков: вначале незначительный, к концу наибольший.

Исходя из этого, характер движения ручкой (рулем высоты) будет следующий. Вначале летчик берет РУС на себя для увеличения угла атаки и перегрузки. Время выхода на балансирующее значение угла атаки на этой скорости довольно ве-

лико и может достигать 2 с . Поэтому движение РУС должно быть плавным и упреждающим. В процессе искривления траектории летчик продолжает незначительный выбор РУС на себя для сохранения перегрузки (скорость падает, угол атаки увеличивается). В конце выравнивания РУС практически задерживается на месте, и перегрузка уменьшается до единицы за счет падения скорости. В процессе выравнивания летчик смотрит на землю, оценивая высоту и вертикальную скорость, а также направление движения самолета. Вертикальное ускорение и перегрузка воспринимаются с помощью статического и мышечно-суставного ощущений.

Выдерживание. На выдерживании продолжается уменьшение скорости при постоянном значении ускорения $j_x \approx -1,6 \text{ м/с}^2$ с одновременным приближением к земле с малой вертикальной скоростью. Для сохранения постоянства подъемной силы летчик непрерывно увеличивает угол атаки взятием РУС на себя. Так как потребный коэффициент подъемной силы изменяется обратно пропорционально квадрату скорости, то отклонение ручки будет все возрастающим по амплитуде. Кроме того, с приближением к земле уменьшается угол скоса потока в районе горизонтального оперения, что обуславливает прирост пикирующего момента и необходимость дополнительного отклонения РУС на себя.

Для искривления траектории вверх летчик увеличением угла атаки создает перегрузку, как было указано выше, в среднем до $1,15$. При этом увеличивается не только подъемная сила, но и лобовое сопротивление (примерно на 1200 Н). В процессе уменьшения угла снижения составляющая силы тяжести $G \sin \theta$ уменьшается до нуля. И наконец, летчик, убирая $n_{дв}$ до малого газа, тем самым уменьшает силу

тяги. Таким образом, равновесие тангенциальных сил нарушается и возникает торможение самолета. Значение отрицательного ускорения может достигать 2 м/с^2 . Скорость на выравнивании уменьшается на $10 \dots 20 \text{ км/ч}$, однако темп ее падения неодинаков: вначале незначительный, к концу наибольший.

Исходя из этого, характер движения ручкой (рулем высоты) будет следующий. Вначале летчик берет РУС на себя для увеличения угла атаки и перегрузки. Время выхода на балансирующее значение угла атаки на этой скорости довольно ве-

лико и может достигать 2 с . Поэтому движение РУС должно быть плавным и упреждающим. В процессе искривления траектории летчик продолжает незначительный выбор РУС на себя для сохранения перегрузки (скорость падает, угол атаки увеличивается). В конце выравнивания РУС практически задерживается на месте, и перегрузка уменьшается до единицы за счет падения скорости. В процессе выравнивания летчик смотрит на землю, оценивая высоту и вертикальную скорость, а также направление движения самолета. Вертикальное ускорение и перегрузка воспринимаются с помощью статического и мышечно-суставного ощущений.

Направление на выравнивании и выдерживании определяется по относительному перемещению самолета и ВПП. **Пробег.** После приземления ручка обычно удерживается на месте. По мере уменьшения скорости и подъемной силы возрастают сила нормальной реакции и вызываемый ею пикирующий момент, управляющий момент тангажа уменьшается, поэтому угол атаки (тангажа) при неподвижной РУС будет уменьшаться. Однако вследствие роста пикирующего момента угловая скорость по тангажу увеличивается и возможен удар носовым колесом о ВПП. Во избежание этого летчик соразмерным движением РУС может уменьшить ω_z и обеспечить плавное опускание носового колеса на ВПП.

После этого начинается этап активного торможения самолета. Степень торможения летчик оценивает по ощущению тангенциальной перегрузки, по соотношению скорости и длины пробега.

После этого начинается этап активного торможения самолета. Степень торможения летчик оценивает по ощущению тангенциальной перегрузки, по соотношению скорости и длины пробега.

Техника выполнения посадки. Перед выравниванием. На высоте 30 м необходимо окончательно убедиться в точности расчета, проконтролировать скорость (для определения характера движений органами управления на посадке), перевести взгляд на землю вперед, в направлении снижения самолета (50 ... 70 м до начала ВПП) и влево под углом 10 ... 15°. С этой высоты нужно следить за расстоянием до земли, постоянством углов снижения и пути.

Выравнивание. На высоте 10 ... 8 м необходимо плавным движением РУС на себя начать выравнивание с таким темпом, чтобы подвести самолет к земле на высоту 1 ... 0,75 м. С началом выравнивания взгляд должен скользить по земле и к концу выравнивания быть направлен на 35 ... 40 м под углом 15 ... 20° влево от продольной оси самолета. При этом контролируются расстояние до земли (главное), вертикальная скорость и направление полета (по отсутствию крена и сноса). В конце выравнивания $n_{дв}$ убирается до малого газа. Как только самолет прекратит приближение к земле, нужно приостановить движение РУС на себя и убедиться, что выравнивание закончено на нормальной высоте (1 ... 0,75 м).

Выдерживание. По мере приближения самолета к земле необходимо создавать посадочное положение. Взгляд должен быть направлен так же, как и в конце выравнивания. При этом глазомерно определяются расстояние до земли, направление полета (по отсутствию крена и бокового смещения), увеличение угла тангажа до посадочного. Кроме того, необходимо убедиться в полной уборке оборотов.

Пробег. После приземления на два основных колеса ручку следует задержать на месте. Взгляд должен быть направлен так же, как и на выдерживании, но основное внимание переключается на сохранение направления пробега.

После того как носовое колесо опустится на землю, взгляд перевести вперед на горизонт и ориентиры, обеспечивающие сохранение направления. Плавным нажатием на тормозной рычаг при нейтральных педалях начать торможение самолета. Внимание распределять на сохранение направления и темп уменьшения скорости в соответствии с длиной пробега.

Особенности посадки с боковым ветром. Если посадку выполнять без учета влияния бокового ветра, то самолет снесет в сторону от оси ВПП на величину $\Delta L_z = W_z t_{в.у.}$

При ширине полосы 40 ... 60 м возможность приземления вне ВПП возникает при боковой составляющей 2 ... 3 м/с ($t_{в.у.} = 8 ... 10$ с). Поэтому на протяжении всех этапов посадки летчик должен осуществлять борьбу со сносом. Для этого применяются два способа: борьба скольжением и поправкой в курс (курсом).

При выполнении посадки со скольжением летчик должен сохранить крен и нажатие на педаль во время выравнивания и выдерживания. Лишь перед приземлением необходимо убрать

крен, чтобы касание о ВПП произошло одновременно двумя основными колесами. Отклонение педали можно несколько уменьшить, но следует помнить, что при ранней и энергичной постановке педалей в нейтральное положение самолет развернется по вектору воздушной скорости. Приземление в этом случае произойдет с углом скольжения колес β_k , что вызовет боковой удар и опрокидывающий момент от силы Z_k .

С другой стороны, если крен убрать слишком рано и оставить педаль, то под действием боковой силы Z самолет начнет разворачиваться в сторону ветра. Приземление произойдет под углом к ВПП, хотя и без бокового удара.

Борьба со сносом скольжением на посадке довольно сложна, поскольку требует периодического переключения внимания (без переноса взгляда) на сохранение и уменьшение крена, работу элеронами и рулем направления.

Более простой по технике выполнения является посадка, при которой борьба с боковым ветром осуществляется курсом. В этом случае выравнивание и выдерживание выполняются без крена. Лишь перед приземлением во избежание бокового удара необходимо отклонением педали развернуть самолет вдоль ВПП. При этом возникает момент $M_{x\beta}$, действие которого необходимо парировать отклонением РУС в сторону, противоположную данной педали.

На пробеге, как и на разбеге, на самолет будет действовать опрокидывающий ($M_{x\beta} + M_{xzк}$) и разворачивающий ($M_{у\beta} - M_{узк}$) моменты. Первый парируется отклонением РУС против ветра, а второй — отклонением педали по ветру, при необходимости с применением тормозов.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление. На выравнивании. Перед выравниванием наиболее частыми являются отклонения в скорости и угле снижения. Их неучет приводит к отклонениям в процессе выравнивания.

1. Выравнивание заученным движением на повышенной скорости закончится на высоте более 1 м, т. е. приведет к высокому выравниванию.

Исправление. Если летчик заметил, что на обычное отклонение РУС самолет реагирует быстрым уменьшением угла снижения, необходимо замедлить темп выбора РУС на себя таким образом, чтобы закончить выравнивание на высоте 1 ... 0,75 м.

Предупреждение отклонения. Если летчик заметил (знает), что перед выравниванием у него скорость больше заданной, РУС на себя нужно выбирать плавнее обычного, $n_{дв}$ убирать раньше.

2. При выравнивании на меньшей скорости наблюдается обратная картина. При обычном отклонении РУС искривляющая сила будет существенно меньше и выравнивание может закончиться на высоте менее 1 м. При промедлении с исправ-

лением этого отклонения возможно приземление до ВПП или в ее начале.

Исправление. При вялом искривлении траектории необходимо увеличить темп выбора РУС на себя, $n_{дв}$ убирать позже обычного, а при необходимости и увеличить.

3. При подходе к выравниванию с большим углом увеличиваются вертикальная скорость и потеря высоты за вывод из снижения. Так, по сравнению с $\Theta = -5^\circ$ потеря высоты за выравнивание с $n_y = 1,15$ возрастает: при $\Theta = -6^\circ$ в 1,5 раза, при $\Theta = -7^\circ$ в два раза.

Если летчик начнет выравнивание на заданной высоте замедленным движением, то самолет будет продолжать энергично приближаться к земле. Во избежание преждевременного касания летчик будет вынужден увеличить перегрузку энергичным взятием РУС на себя. В связи с трудностью дозировки этого движения высота в конце выравнивания может быть различной, но, как правило, такое выравнивание заканчивается взмыванием самолета.

Исправление. При снижении с большим углом выравнивание необходимо начинать несколько раньше (на большей высоте), так чтобы темп уменьшения вертикальной скорости и перегрузка были обычными. При этом следует учесть, что при снижении с большим углом тяга двигателя меньше обычного, поэтому скорость в конце выравнивания будет уменьшаться более интенсивно и возможно приземление с недолетом. Если выравнивание начинается на обычной высоте (10...8 м), то целесообразно сначала создать несколько большую перегрузку более энергичным взятием РУС на себя, а после того как угол снижения уменьшится, замедлить ее выбор, с тем чтобы плавно подвести самолет к земле на высоте 1 м, т. е. выполнить своего рода двойное выравнивание — сначала грубое, а затем точное.

4. При снижении с малым углом самолет будет подходить к точке начала выравнивания на малой высоте. Летчик (курсant), опасаясь преждевременного касания земли, обычно начинает заранее уменьшать угол снижения. Таким образом, выравнивание, как таковое, может отсутствовать, и самолет выходит на этап выдерживания, как правило, на высоте более 1 м. Такое движение самолета квалифицируется как высокое выравнивание. Поскольку при снижении с малым углом тяга двигателя больше обычной, а потеря скорости за выравнивание практически отсутствует, то при несвоевременной уборке $n_{дв}$ расчет может оказаться с перелетом.

Исправить вышеописанное отклонение на участке выравнивания трудно. Стремление летчика идти на достаточном удалении от земли естественно и обусловлено мерами безопасности. Однако при подходе к ВПП необходимо согласованными движениями РУС и РУД обеспечить плавное снижение самолета с таким расчетом, чтобы над началом ВПП высота была 1 м.

Грубой ошибкой в этом случае будет резкая уборка $n_{дв}$. За счет уменьшения вертикальной составляющей силы тяги P_y и быстрого торможения самолет начнет снижаться с большой вертикальной скоростью, и летчик может не успеть погасить ее перед приземлением. Убирать $n_{дв}$ необходимо плавно, даже с задержкой, для оценки поведения самолета и своевременного увеличения угла атаки.

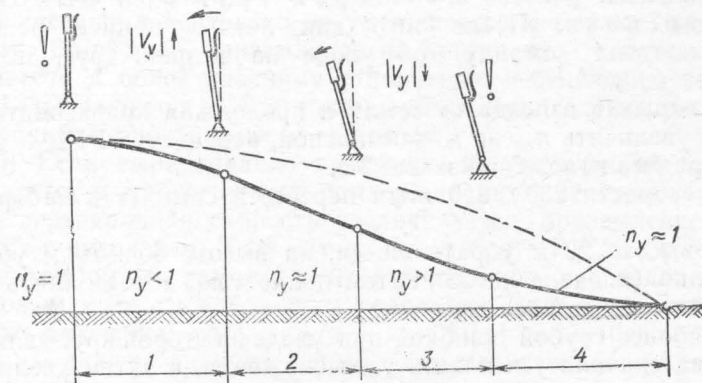


Рис. 6.13. Исправление высокого выравнивания

На выдерживании. Отклонения на выдерживании могут возникнуть как следствие отклонений на выравнивании, например из-за высоты его окончания (высокое или низкое выравнивание) или из-за ошибок летчика непосредственно на выдерживании (взмывание, «скоростной козел»).

1. Исправление высокого выравнивания. При высоте конца выравнивания 1,5...2 м выполнение посадки возможно, однако, если летчик с этой высоты будет выдерживать постоянную вертикальную скорость (а она будет больше обычной почти в два раза), то приземление произойдет с довольно грубым ударом. Грамотное исправление этого отклонения заключается в следующем.

Определив, что самолет в конце выравнивания — начале выдерживания находится на высоте 1,5...2 м, летчик должен задержать РУС на месте (участок 1, рис. 6.13). В результате падения скорости подъемная сила уменьшится и самолет начнет искривлять траекторию книзу.

Вертикальная скорость снижения будет увеличиваться. По достижении высоты 1...1,5 м летчик должен начать брать РУС на себя, чтобы тем самым сначала прекратить увеличение вертикальной скорости (участок 2, которого может и не быть), а затем, увеличив перегрузку до значения больше единицы, уменьшить V_y до значения, обеспечивающего мягкое приземление самолета (участок 4). В момент приземления ручка должна быть неподвижной.

2. При выполнении посадки (выдерживания) с высоты более 2 м вертикальная скорость достигает слишком большого значения и для ее уменьшения может потребоваться такая перегрузка, которую нельзя создать на данной скорости даже с выходом на окосырывные углы атаки. Поэтому, если выравнивание закончено на высоте более 2 м, следует уйти на второй круг.

Техника ухода на второй круг при выполнении посадки. После того как летчик принял решение (или получил команду) об уходе на второй круг, необходимо:

не отрывая взгляда от земли и продолжая производить посадку, увеличить $n_{дв}$ до максимальной, переместив РУД в крайнее переднее положение за 2 ... 3 с;

на скорости 230 ... 250 км/ч перевести самолет в набор высоты;

на высоте 20 м убрать шасси, на высоте 50 ... 70 м убрать закрылки (вначале на 25° , затем полностью) и выполнить повторный заход на посадку.

Наиболее грубой ошибкой при уходе на второй круг является попытка сначала уменьшить угол снижения, а затем увеличить $n_{дв}$. В этом случае самолет будет интенсивно терять скорость, возможно сваливание на крыло.

3. Если выравнивание закончено на высоте менее 0,75 м, то это совершенно не означает, что ее нужно увеличить до заданной. Необходимо выполнять выдерживание с этой высоты. При этом самолет будет перемещаться практически горизонтально. Летчик не должен допускать ни взмывания, ни преждевременного касания о ВПП. Это усложняет технику выполнения посадки. Поэтому низкое выравнивание является наименее желательным его вариантом.

4. Исправление взмывания. Если самолет взмыл на высоту более 2 м, то необходимо уйти на второй круг. При взмывании на высоту 1,5 ... 2 м необходимо задержать РУС на месте, затем по мере снижения самолета соразмерным движением РУС на себя произвести нормальную посадку на два основных колеса (как и при исправлении высокого выравнивания).

Если летчик знает, что выравнивание закончено на повышенной скорости, то для правильного выполнения выдерживания он должен медленнее брать РУС на себя (более строгие, мелкие движения РУС). Приземление производится с перелетом на нормальных углах атаки и скорости.

Некоторые летчики при подходе на повышенной скорости пытаются исправить расчет посадкой. Не подбирая РУС, они допускают приземление самолета на меньшем угле атаки и повышенной скорости. Тем самым уменьшается длина воздушного участка, и посадка может быть выполнена в полосе точного приземления.

Такой способ исправления является грубой ошибкой и нарушением мер безопасности. Во-первых, летчик ничего не выигрывает от такого приземления: эффективность тормозов на большой скорости низка, при интенсивном торможении происходит их перегрев (при приземлении на нормальной скорости значительная часть кинетической энергии отдается воздуху за счет аэродинамического торможения), поэтому длина посадочной дистанции не только не уменьшается, но может даже возрасти. Во-вторых, приземление на повышенной скорости может привести к более опасному отклонению — отделению самолета от ВПП («козлу»). При таком приземлении оценка снижается не только за посадку, но и за расчет.

5. Если выравнивание закончено на пониженной скорости, то время и протяженность выдерживания уменьшаются, средняя вертикальная скорость увеличивается, приземление происходит с недолетом. Если летчик будет брать РУС на себя обычным темпом, то самолет может приземлиться с недоподнятым носовым колесом и большим недолетом (при уменьшении скорости более чем на 20 км/ч — до ВПП). Во избежание этого летчик должен принять меры, направленные на уменьшение темпа падения скорости (желательно еще на выравнивании) — позже убирать $n_{дв}$, а при необходимости и кратковременно увеличить. Темп выбора РУС должен быть таким, чтобы обеспечить приземление самолета на ВПП с нормальной вертикальной скоростью.

6. «Скоростной козел» и его исправление. «Скоростным козлом» называют касание самолета о ВПП на скорости больше посадочной с последующим его отделением. Возникает оно в том случае, если в момент преждевременного приземления угол атаки увеличивается (РУС берется на себя). При этом подъемная сила становится больше силы тяжести, тем более вместе с силой нормальной реакции, и самолет достаточно энергично может перейти в набор высоты.

Для исправления «скоростного козла» необходимо плавным и соразмерным движением РУС от себя прекратить дальнейший отход самолета от земли, а затем, по мере снижения, соразмерным движением РУС на себя произвести посадку на два основных колеса.

При приземлении и на пробеге. На этих этапах посадки возможны следующие отклонения: «нескоростной козел», приземление с большой вертикальной скоростью, приземление под углом к ВПП, сруливание с ВПП на большой скорости.

1. «Нескоростной козел» и его исправление. «Нескоростным козлом» называют отделение самолета от ВПП на скорости, равной или меньшей посадочной. Оно может произойти при резком взятии РУС на себя в момент приземления, при набегании самолета на неровности грунта в начале пробега, в результате удара носовым колесом о ВПП при раннем и резком его опускании (рис. 6.14).

В первых двух случаях сумма сил подъемной и нормальной реакции становится больше силы тяжести, и самолет отделяется от ВПП, в третьем случае, при отскоке носового колеса (за счет амортизации носовой стойки), угол атаки может превысить посадочный, и тогда подъемная сила станет больше силы тяжести самолета.

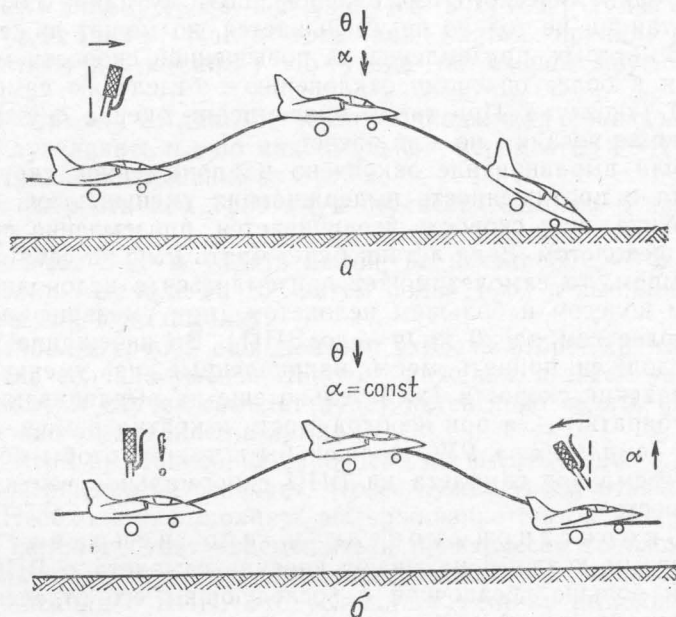


Рис. 6.14. «Нескоростной козел» при неправильных (а) и правильных (б) действиях

Основными особенностями поведения самолета на «нескоростном козле» являются малая продолжительность полета после отделения (скорость мала и подъемная сила быстро уменьшается) и большое время срабатывания (на малой скорости даже при больших отклонениях рулей управляющие моменты малы, самолет медленно изменяет угол атаки). Неучет этих особенностей может привести к опасным последствиям.

Наиболее грубой ошибкой при исправлении «нескоростного козла» является отдавание РУС от себя. При этом может произойти следующее.

Если после отделения самолета на малой скорости летчик отдает РУС от себя, то уменьшение угла атаки до значения, соответствующего отклонению РУС, произойдет лишь через 1,5 ... 2 с. За это время самолет даже при постоянном угле атаки перейдет к снижению за счет уменьшения скорости. Запоздалое уменьшение угла атаки приведет лишь к увеличению вер-

тикальной скорости снижения. И если летчик затем возьмет РУС на себя, самолет просто не успеет среагировать на это: управляющий момент должен сначала затормозить вращение самолета на уменьшение угла атаки, а затем вызвать его увеличение, на что может потребоваться до 2 с. За это время самолет потеряет набранную высоту и ударится о ВПП с большой вертикальной скоростью, а при резком и длинном движении РУС от себя в начале «козла» — с опережением на носовую стойку (рис. 6.14, а). Если она не сломается, то возникнет повторное отделение, при котором управляемость самолета станет еще хуже. Поэтому при «нескоростном козле» отдавать РУС от себя категорически запрещается.

Грамотное исправление данного отклонения производится следующим образом. После отделения самолета от ВПП РУС задерживается на месте в том положении, в котором она находилась в момент приземления. В дальнейшем, по мере снижения самолета, нужно брать РУС на себя таким образом (учитывая запаздывание и повышенные расходы РУС), чтобы приземление произошло без грубого удара на два основных колеса (рис. 6.14, б).

2. Приземление с большой вертикальной скоростью происходит, как правило, в результате неправильных действий летчика при высоком выравнивании, взмывании и отделении самолета от ВПП («козле»), а также при выравнивании на малой скорости или резкой уборке $n_{дв}$ после длительного подтягивания. Исправить это отклонение нельзя, можно только предупредить.

Основной причиной, ведущей к приземлению с большой вертикальной скоростью, является уменьшение поступательной скорости на большой высоте (более 1 м). На малой же скорости, когда самолет начнет интенсивно снижаться («сыпаться»), трудно, а иногда и невозможно создать перегрузку, требуемую для уменьшения достигнутой вертикальной скорости.

При снижении с высоты 1,5 ... 2 м уменьшить вертикальную скорость можно кратковременным увеличением тяги двигателя (при этом возрастают вертикальная составляющая силы тяги P_y и подъемная сила за счет скорости).

Во избежание грубого приземления необходимо:

не терять скорости перед выравниванием;

плавно и на малой высоте уменьшать $n_{дв}$, помня о том, что менее опасно приземлиться с перелетом, чем с большой вертикальной скоростью.

6.8. Особенности расчета на посадку и посадки с убранными закрылками

Посадка с убранными закрылками производится в том случае, если по каким-либо причинам их выпустить нельзя (отказ основной или аварийной системы, кренение самолета в момент

их выпуска) или если это предусмотрено полетным заданием.

По сравнению с посадочной конфигурацией у самолета с убранными закрылками существенно изменяются аэродинамические характеристики: увеличивается угол атаки нулевой подъемной силы (примерно на 9°), уменьшается $c_{y\max}$, уменьшается c_x , возрастает аэродинамическое качество. Увеличение α_0 приводит к тому, что прямолинейный полет на установленных скоростях будет выполняться при больших значениях углов атаки и тангажа. Уменьшение $c_{y\max}$ ведет к увеличению минимальной скорости (сваливания). При увеличении качества уменьшаются лобовое сопротивление самолета и потребная тяга двигателя.

Параметры расчета на посадку определяются посадочной скоростью. При обычном положении ($\alpha_{\text{пос}} = 10^\circ$) и убранных закрылках ее значение существенно возрастает (до 250 км/ч). Это приводит к значительному увеличению длины пробега.

На самолете Л-39 угол касания хвостовой частью фюзеляжа о ВПП составляет $13^\circ 40'$, критический угол атаки вблизи земли около 15° . Поэтому при посадке с убранными закрылками имеется возможность увеличить угол атаки до $12 \dots 13^\circ$ и тем самым уменьшить посадочную скорость до 220 ... 210 км/ч. В этом случае скорость начала выравнивания должна быть 250 ... 240 км/ч, длина воздушного участка около 600 м, время 10 с.

При расчете с перелетом 100 м точка снижения будет находиться на удалении 150 м от ВПП.

Снижение на предпосадочной прямой с обычным углом будет затруднено. Сопротивление самолета с убранными закрылками меньше, чем с выпущенными (примерно на 4000 Н). С учетом составляющей силы тяжести потребная тяга для поддержания равновесия тангенциальных сил составит всего 1300 Н. Поэтому при движении по обычной глиссаде летчик будет вынужден дросселировать двигатель практически до малого газа. Во избежание этого снижения необходимо производить по более пологой глиссаде. Кроме того, можно выпустить тормозные щитки. Так, если минимальная высота выхода из четвертого разворота установлена 200 м, что соответствует углу наклона траектории -3° , то высота в контрольных точках будет: над БПРМ 40 ... 50 м, перед началом четвертого разворота 300 ... 350 м.

С учетом полученных данных техника выполнения полета на заключительном этапе захода на посадку может быть следующей. После третьего разворота при горизонтальном угле визирования от створа ВПП 40° самолет переводится на снижение с вертикальной скоростью 4,5 м/с; угол тангажа будет $2,5^\circ$. Частоту вращения двигателя уменьшают таким образом, чтобы скорость установилась 280 км/ч. Выход в створ ВПП осуществляется обычным образом, но следует учесть, что угол тан-

гажа при выполнении четвертого разворота будет больше обычного. При отвлечении внимания на заход летчик может непроизвольно уменьшить его, что приведет к энергичному снижению самолета. Поэтому после ввода в разворот необходимо проконтролировать угол снижения по вертикальной скорости.

После вывода из разворота необходимо уменьшить скорость до 250 км/ч. Поскольку лобовое сопротивление самолета невелико, то падение скорости будет замедленным. Угол тангажа на предпосадочной прямой будет значительно больше обычного (около $+5^\circ$ по АГД), нос самолета поднят вверх. Летчики, не учитывающие этого, допускают, как правило, преждевременное снижение. Для удержания самолета на глиссаде необходимо на большом удалении от ВПП периодически контролировать вертикальную скорость (она должна быть не более 4 м/с), точно выдерживать высоту прохода контрольных точек, своевременно замечать изменение положения фактической точки снижения.

Выравнивание производить более мелкими движениями РУС, учитывая пологий угол снижения и повышенную скорость. Большое удаление точки снижения может создать впечатление недолета, однако надо помнить о повышенном качестве и слабом торможении самолета.

Выработанный стереотип действия во времени может привести к недобору РУС на посадке. Необходимо учитывать большую продолжительность воздушного участка посадки и создавать несколько увеличенный угол тангажа — до $10 \dots 11^\circ$, т. е. такой же, как и на взлете.

После приземления при нормальном расчете нужно некоторое время удерживать поднятым носовое колесо, с тем чтобы начать торможение на $V_{\text{пр}} \leq 190$ км/ч.

6.9. Расчет на посадку и посадка самолета с отказавшим (авторотирующим) двигателем

Расчет на посадку. При отказе двигателя возможна вынужденная посадка на аэродром или пригодную для этого площадку.

Авторотирующий двигатель создает дополнительное сопротивление, поэтому аэродинамическое качество самолета будет несколько ниже, чем при $P=0$. Отсутствие тяги обуславливает повышенные значения угла снижения (планирования) и вертикальной скорости (табл. 6.2).

В качестве варианта можно рассмотреть нижеприведенный порядок предварительного расчета на посадку.

Вначале определяется участок ВПП, потребный для пробега самолета с учетом возможных ошибок летчика, а также при посадке с убранными закрылками ($L_{\text{пр. гар}}$). Оставшаяся часть ВПП делится пополам, и тем самым определяется точка приземления самолета.

Таблица 6.2

Конфигурация самолета	$V_{пр}$, км/ч	$K_{тах}$	$-\theta$, °	$-\theta_{пр}$, °	$-V_y$, м/с
ШУ, $\delta_3 = 0$, ТЩУ	300	10	5,5	0,5	9
ШВ, $\delta_3 = 0$, ТЩУ	300	8,5	6,5	1,5	10 ... 11
ШВ, $\delta_3 = 25^\circ$, ТЩУ	280	7,5	8	7	11 ... 13
ШВ, $\delta_3 = 44^\circ$, ТЩУ	260	5	12	14	15 ... 17
ШВ, $\delta_3 = 44^\circ$, ТЩВ	260	4	15	17	20

Для самолета Л-39 можно принять $L_{пр. гар} = 1200$ м. Тогда при длине ВПП 2000 м расчетная точка приземления должна находиться на удалении 400 м от ее начала.

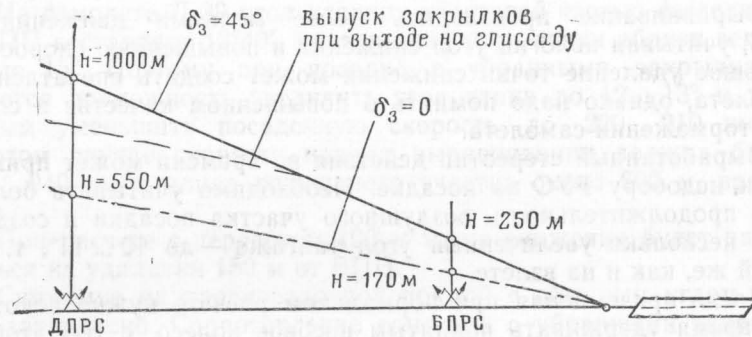


Рис. 6.15. Расчет на посадку с остановленным двигателем

Длина воздушного участка посадки при начале первого выравнивания на $H = 60 \dots 50$ м, $V_{пр} = 270$ км/ч составляет 850 ... 900 м. Исходя из этого, рассчитывается удаление первой точки снижения:

$$L_{т. сн} = L_{в. у} - L_{ВПП} - H_{выр} / \operatorname{tg} \theta_{пл} = 850 - 400 - 60 / 0,2 = 150 \text{ м.}$$

Высота прохода над ближним приводом равна $(L_{БПРС} - L_{т. сн}) / K$.

Для принятых условий они составляют 170 ... 200 м. С учетом ветра, неточности определения момента пролета БПРС из-за закрытия ее носовой частью самолета, а при работе маркерного радиомаяка из-за достаточно широкой зоны его излучения рекомендуемая контрольная высота 220 ... 250 м (рис. 6.15).

Аналогично определяется высота пролета ДПРС. В посадочной конфигурации она должна составлять: при умеренном

встречном ветре (до 5 м/с) 900 м, при сильном встречном ветре (до 10 м/с) 1000 м, в штиль и при слабом попутном ветре — 800 м. При посадке во взлетной и полетной конфигурациях $H_{ДПРС} = 600 \dots 550$ м, $H_{БПРС} = 150 \dots 170$ м. Точка снижения удалена от начала ВПП на 200 м.

Техника выполнения расчета на посадку. При отказе двигателя летчик должен доложить об этом руководителю полетов, указав свое место и высоту полета. Приняв решение на вынужденную посадку, нужно установить заданную скорость ($V_{пр} = 300$ км/ч) и перевести самолет на планирование. Если скорость в момент отказа была больше, необходимо использовать ее избыток для набора высоты, выполнив соответствующую этому избытку скорости горку. После этого надо выбрать площадку приземления. Осуществить это можно расчетным и глазомерным способом.

В первом случае летчик вычисляет возможную дальность планирования по формуле $L_{пл} = K \Delta H$ и тем самым определяет радиус круга, в пределах которого возможна посадка. При расчете на посадку на свой аэродром необходимо учесть высоту выхода в контрольную точку. Например, самолет находится вблизи створа ВПП на удалении 30 км от ДПРС и высоте 4500 м. Произведя расчет $L_{пл} = (H - H_{ДПРС}) K = (4,5 - 1,0) 10 = 35$ км, летчик убеждается, что выход на ДПРС на заданной высоте и последующая посадка на аэродром возможны.

Для глазомерного определения возможности посадки на выбранную площадку некоторые летчики направляют самолет (нос самолета или точку, отстоящую от середины прицела на 6 ... 8 см вниз) в начало площадки и оценивают изменение скорости. Если скорость постоянна, то расчет правильный. Если скорость увеличивается, то посадка на эту площадку возможна, но высота велика, и требуется ее потерять до величины, обеспечивающей планирование с постоянной скоростью. Если скорость уменьшается, то самолет не долетит до этой площадки. В принципе можно и не подводить нос самолета под площадку, достаточно определить фактическую точку снижения и мысленно представить ее смещение при разворотах.

При расчете необходимо помнить, что избыток высоты можно потерять, но ее недостаток восполнить нечем — энергия самолета теряется безвозвратно. Поэтому планирование целесообразно выполнять таким образом, чтобы проходить контрольные точки на высоте несколько больше расчетной.

Способы уточнения расчета заключаются либо в удлинении фактического пути, либо в увеличении угла снижения. В первом случае выполняются витки спирали, отвороты и змейки, во втором — переход к конфигурации с меньшим качеством и скольжением. За виток спирали с креном 30° самолет теряет 900 м, с креном 45° — 600 ... 700 м.

Так, при углах отворота 15, 30 и 45° дополнительная потеря высоты составляет 20, 50 и 100 м. В процессе змейки самолет проходит расстояние соответственно 1; 2 и 2,8 км.

Уточнение расчета скольжением производится, как правило, на предпосадочной прямой. При умеренном установившемся скольжении угол планирования увеличивается на 1,5 ... 2°, вертикальная скорость — на 2 м/с. При полном отклонении педали на $V_{пр}=270$ км/ч потребный крен составляет 10 ... 15°. Дополнительная потеря высоты составляет примерно 0,025 ... 0,05 от протяженности участка скольжения. Так, при выполнении скольжения после четвертого разворота до БПРМ можно дополнительно потерять 50 ... 100 м, что вызовет изменение расчета на 250 ... 500 м.

Следует также указать, что за счет соответствующего выбора точки приземления самолета нормальная посадка (приземление и остановка в пределах ВПП) возможна при отклонениях в высоте прохода контрольных точек ± 50 м.

При планировании по расчетной глиссаде выпуск шасси и закрылков производится сразу после четвертого разворота (над ДПРМ). В случае выхода в контрольные точки на высоте меньше расчетной выпуск закрылков необходимо производить позже, в момент выхода на соответствующую глиссаду.

Ветер учитывается изменением высоты пролета контрольных точек. Например, при встречной составляющей 6 м/с высота точек глиссады планирования в посадочной конфигурации увеличивается примерно на 0,02 дальности от ВПП, в полетной — на 0,01.

Особенности техники выполнения посадки. Высокие значения вертикальной скорости затрудняют точный подвод самолета на высоту 1 м за одно выравнивание. При вялом темпе выбора РУС возможно преждевременное касание поверхности земли с повышенной перегрузкой или взмывание; энергичный выбор РУС может привести к высокому выравниванию. Исправлять эти отклонения без тяги двигателя сложно. Поэтому выравнивание самолета с отказавшим двигателем производят в два приема (рис. 6.16): сначала уменьшают вертикальную скорость до значений, имеющих место при обычном предпосадочном снижении (первое выравнивание), затем на высоте с 8 до 1 м уменьшают ее до величины, обеспечивающей безопасное приземление самолета (второе выравнивание).

Поскольку скорость в процессе обоих выравниваний уменьшается, должен быть обеспечен достаточный ее запас. Исходя из этих условий, оптимальной является приборная скорость 270 км/ч.

После четвертого разворота (прохода ДПРС) летчик уточняет момент выхода на глиссаду и выпускает закрылки в посадочное положение. При этом угол снижения увеличивается до -12° ($\vartheta_{пр} \approx -14^\circ$), самолет снижается в точку, удаленную от начала ВПП на 100 ... 200 м. Первое выравнивание с учетом

реакции летчика и запаздывания показаний приборов следует начинать на $H_{пр}=80 \dots 70$ м. Высота контролируется по прибору или оценивается глазомерно. Перегрузка несколько больше, чем при обычном выравнивании (1,35 вместо 1,15). Заканчивается выравнивание на высоте 20 ... 15 м, при этом самолет направляется в точку, расположенную на ВПП в 100 ... 200 м от ее начала. Угол планирования уменьшается до 4 ... 3°. Особенно

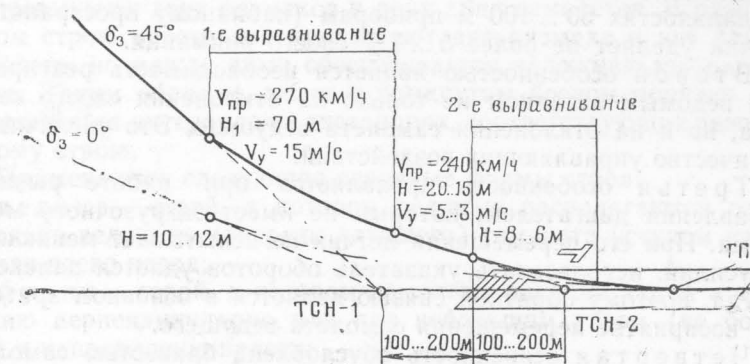


Рис. 6.16. Посадка с неработающим двигателем

важно зафиксировать этот угол и выдержать прямолинейный участок в течение 1 ... 3 с, тогда последующие этапы посадки не вызовут затруднений. На $H=8 \dots 6$ м (скорость к этому времени уменьшается до 240 ... 230 км/ч) выполняют второе выравнивание и последующее выдерживание. В отличие от посадки с работающим двигателем торможение на этих участках более интенсивное, следовательно, и темп выбора РУС будет несколько выше. При правильном расчете самолет приземляется с перелетом 200 ... 300 м от «Т». При большем перелете не следует уменьшать посадочный угол, помня о том, что длина пробега с остановленным двигателем меньше, чем обычно, и при энергичном торможении не превышает 600 м.

При высоте прохода ДПРС 500 ... 600 м посадка выполняется с убранными закрылками или выпущенными во взлетное положение. В этом случае угол планирования уменьшается до 6,5 ... 8° и посадку можно выполнять с одним выравниванием.

Глава 7

ВЫПОЛНЕНИЕ ГРУППОВОГО ПОЛЕТА В СОСТАВЕ ПАРЫ

7.1. Особенности пилотирования самолета в группе

Первой и главной особенностью пилотирования самолета в групповом полете по сравнению с одиночным является практически полная смена информационной модели. Если в одиноч-

ном визуальном полете летчик использует в качестве источников информации положение и перемещение линии естественного горизонта, земной поверхности в сочетании с показаниями приборов, в полете по приборам — показания последних, то в групповом полете основным источником информации становится самолет ведущего, его относительное положение и перемещение. Статистикой установлено, что в групповом полете на дальностях 50 ... 100 м приборам (кабинному пространству) летчик уделяет не более 5 ... 7% своего внимания.

Второй особенностью является необходимость реагирования ведомым летчиком не только на отклонения своего самолета, но и на отклонения самолета ведущего. Это увеличивает количество управляющих воздействий.

Третья особенность проявляется при работе рычагом управления двигателем, который не имеет загрузочного механизма. При его перемещении летчик не испытывает меняющихся усилий, использовать указатель оборотов удается далеко не всегда, поэтому обратной связью является в основном зрительное восприятие перемещения самолета ведущего.

Четвертая особенность обусловлена близостью самолета ведущего, возможностью столкновения с ним. Это вызывает эмоциональную напряженность, для преодоления которой требуется определенное время.

Наконец, пятая особенность заключается в том, что решения на управление движением самолетов принимает ведущий. Ведомый лишь трансформирует их применительно к имеющимся у него источникам информации. Он находится в постоянной готовности к выполнению радиокоманд или эволюций, что также порождает дополнительную напряженность и для успешного пилотирования требует достаточно хорошего взаимопонимания в паре (группе), или, как говорят, хорошей слетанности.

Все вышеприведенные особенности указывают, что групповой полет является более сложным, чем одиночный, вызывает повышенную напряженность и утомление летчика, требует для овладения им новых знаний и навыков.

7.2. Параметры строя и их определение летчиком в полете

Групповые полеты выполняются в боевых порядках или строях. Боевой порядок — взаимное расположение самолетов для совместного выполнения боевой задачи. Боевые порядки устанавливаются боевыми уставами, курсами боевой (учебно-летной) подготовки, подразделяются на сомкнутые, разомкнутые и рассредоточенные.

В сомкнутых боевых порядках полет пары выполняется на расстояниях (100—300 м), обеспечивающих одновременное маневрирование самолетов, как правило, без перемены их взаимного расположения.

В разомкнутых боевых порядках экипажи производят полет в пределах визуальной видимости на увеличенных расстояниях, обеспечивающих взаимное маневрирование в интересах огневого взаимодействия.

Строй определяется требованиями НПП и также могут быть сомкнутыми и разомкнутыми. Сомкнутый строй — расположение самолетов в полете, при котором расстояния между ними не превышают двух размахов и двух длин самолетов. В разомкнутом строю расстояния превышают два размаха и две длины самолета, но между ними обеспечивается надежная зрительная связь. Таким образом, полет в сомкнутом боевом порядке выполняется на интервалах и дистанциях, соответствующих разомкнутому строю.

Применяются следующие основные формы строя:

пеленг — строй, в котором ведомые располагаются относительно ведущего (впереди летящего) самолета уступом вправо или влево назад;

фронт — строй, в котором самолеты располагаются в одну линию перпендикулярно или под небольшим углом (не более 15°) к направлению полета;

колонна — строй, в котором самолеты расположены друг за другом;

клин — строй, в котором ведомые самолеты располагаются сзади ведущего уступами вправо и влево;

ромб — строй из четырех самолетов, в котором два ведомых самолета располагаются сзади ведущего уступами вправо и влево, а третий — сзади на линии ведущего.

Параметры строя. Параметры строя — это координаты самолета ведомого в системе отсчета, связанной с самолетом ведущего, или наоборот — координаты самолета ведущего в системе отсчета, связанной с самолетом ведомого (рис. 7.1). При этом может применяться как прямоугольная система (для анализа и расчетов), так и полярная (для пилотирования).

В прямоугольной системе параметрами строя являются дистанция (D, x), интервал (I, z) и принижение или превышение (h, y).

В полярной системе параметры строя — это горизонтальный угол визирования (ракурс) φ_r , вертикальный угол визирования (фракурс) φ_v и дальность (d, L).

Часто вместо вертикального угла визирования используют линейную координату — принижение (превышение).

Для начальной отработки групповой слетанности на самолетах Л-39 установлены $D=70$ м, $I=50$ м, $h=5 \dots 10$ м, что соответствует $\varphi_r=35^\circ$, $\varphi_v=3 \dots 7^\circ$, $d=86$ м.

Определение параметров строя ведомым. При оценке параметров строя в полете ведомый может применять два способа: по месту своего самолета (точнее, месту летчика, его глаз) относительно самолета ведущего (в системе ведущего) или по

положению и размерам самолета ведущего относительно видимых частей своего самолета (в системе ведомого).

При первом способе ведомый летчик фокусирует свое зрение на самолете ведущего, определяет ракурсы и дальность до него. Для повышения точности на самолете ведущего наме-

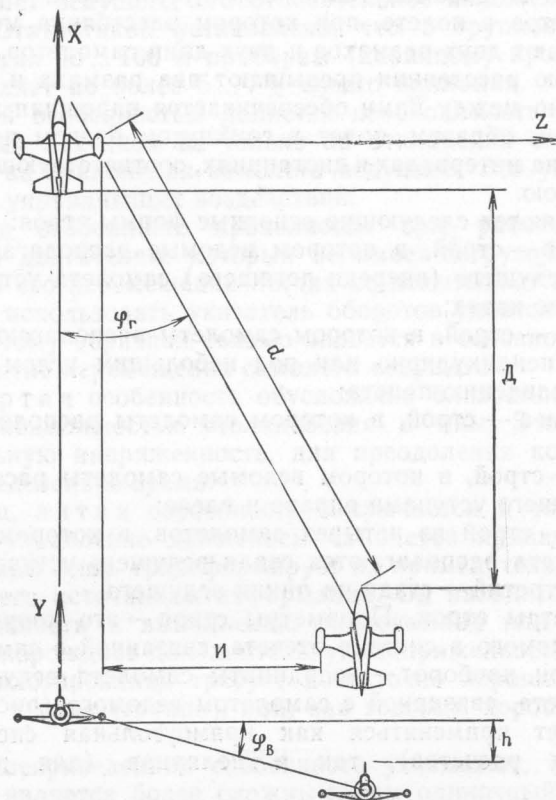


Рис. 7.1. Параметры строя

чаются точки визирования. Линия, проходящая через эти точки, должна образовывать с продольной осью самолета угол, равный заданному ракурсу.

Для определения дальности летчик использует свойства разрешающей способности глаза. Как известно, какие-либо детали становятся видны (или отчетливо видны), если их угловые размеры в поле зрения превышают определенную величину. Важно лишь найти такие детали и произвести расчет дальности их появления (например, стыки листов обшивки, заклепки и т. д.).

Однако точность данного способа невелика и сильно зависит от остроты зрения летчика. Последняя же колеблется в широких пределах. Поэтому для повышения точности определения

дальности можно применять метод пересекающихся линий. заключается он в том, что в дополнение к основной линии визирования, определяющей заданный ракурс, намечается другая, пересекающаяся с первой в точке, соответствующей заданным координатам ведомого (рис. 7.2, а).

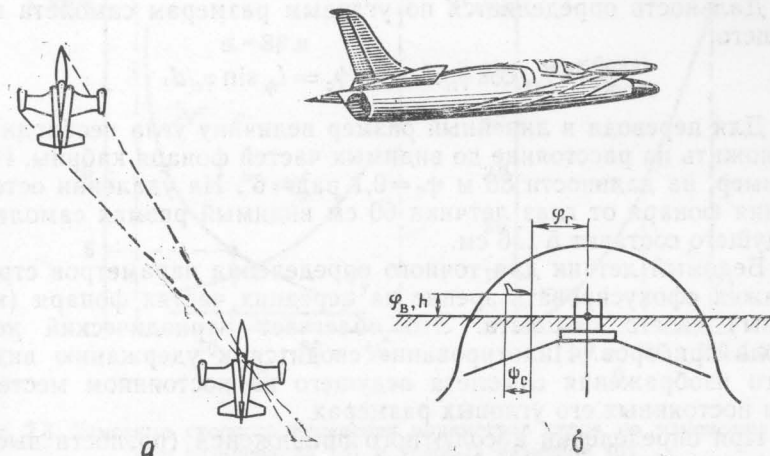


Рис. 7.2. Определение параметров строя в системе ведущего (а) и в системе ведомого (б)

Например, для самолетов Л-39 при $D=70$ м и $I=50$ м первая основная проходит через заднюю точку ближнего подвесного бака на стык передней части фонаря кабины самолета с верхней частью фюзеляжа (над бортовым номером), или через переднюю точку бака на уровне носа самолета, а вторая — через обечайку выходного сопла на стык задней части противоположного подвесного бака с крылом. Если в этом случае ведомый летчик непреднамеренно увеличит дальность при сохранении угла визирования, то он обнаружит, что ближняя точка второй линии ушла вперед, т. е. обечайка выходного сопла будет проектироваться через заднюю кромку крыла на среднюю часть бака (виден кусочек крыла). При сокращении дальности, наоборот, сопло закроет законцовку бака.

Определение параметров строя при этом способе требует достаточно хорошей видимости деталей самолета ведущего и дает наилучшие результаты на близком расстоянии от него.

При втором способе определения параметров строя (в системе ведомого) ведомый летчик оценивает положение изображения самолета ведущего относительно видимых частей своего самолета по двум углам визирования: горизонтальному и вертикальному. Первый отсчитывается от плоскости симметрии своего самолета до линии визирования на самолет ведущего (летчик мысленно проводит линию симметрии передних час-

тей фонаря кабины), второй — от плоскости (линии), проведенной через середину оптического прицела параллельно полу кабины (перпендикулярно первой линии). Для облегчения отсчета угловые величины переводятся в линейные на уровне видимых частей кабины самолета и обычно задаются в сантиметрах или в сравнении с какими-либо деталями.

Дальность определяется по угловым размерам самолета ведущего:

$$\psi_c = l_{кр} \cos \varphi_r / d \text{ или } \psi_c = l_\phi \sin \varphi_r / d.$$

Для перевода в линейный размер величину угла необходимо умножить на расстояние до видимых частей фонаря кабины. Например, на дальности 86 м $\psi_c = 0,1$ рад $\approx 6^\circ$. На удалении остекления фонаря от глаз летчика 60 см видимый размах самолета ведущего составит 5 ... 6 см.

Ведомый летчик для точного определения параметров строя должен сфокусировать зрение на передних частях фонаря (кабины) своего самолета. Это облегчает периодический контроль приборов. Пилотирование сводится к удержанию видимого изображения самолета ведущего на постоянном месте и при постоянных его угловых размерах.

При определении абсолютного принижения (разности высот самолетов) может использоваться взаимное положение самолета ведущего и линии естественного горизонта (ЛЕГ). В этом случае летчик соразмеряет расстояние изображения самолета ведущего от ЛЕГ с его размахом или длиной. Так, например, при принижении 10 м это расстояние будет равно видимой длине фюзеляжа.

Точность определения параметров строя. Точность выдерживания своего места в строю зависит от точности определения параметров строя летчиком и возможностей самолета по их изменению. Точность определения дальности зависит от ее исходного значения и составляет 10 ... 15%, т. е. $\Delta d = 0,1 \dots 0,15d$. Степень изменения параметров строя определяется их производными, т. е. скоростями относительного перемещения:

$$dD/dt = V_x^c; \quad dI/dt = V_z^c; \quad dh/dt = V_y^c.$$

Поскольку летчик в полете использует полярную систему координат, то изменение параметров строя он будет оценивать по изменению дальности ($dd/dt = V^c$), углов визирования ($d\varphi_r/dt = \omega_r^c$ и $d\varphi_b/dt = \omega_b^c$).

При постоянных углах визирования изменение дальности определяется по изменению угловых размеров самолета ведущего.

При непрерывном контроле наименьшая обнаруживаемая скорость сближения (отставания) может быть определена по приближенной формуле $V_{\min}^c = \omega_p d^2 / l$, где ω_p — нижний порог восприятия угловой скорости, который в условиях полета дости-

гает 10 ... 20 угловых минут в секунду (относительно неподвижного объекта 1 ... 6 л/с); l — видимые размеры самолета ведущего ($l = l_{кр} \cos \varphi_r$ или $l = l_\phi \sin \varphi_r$).

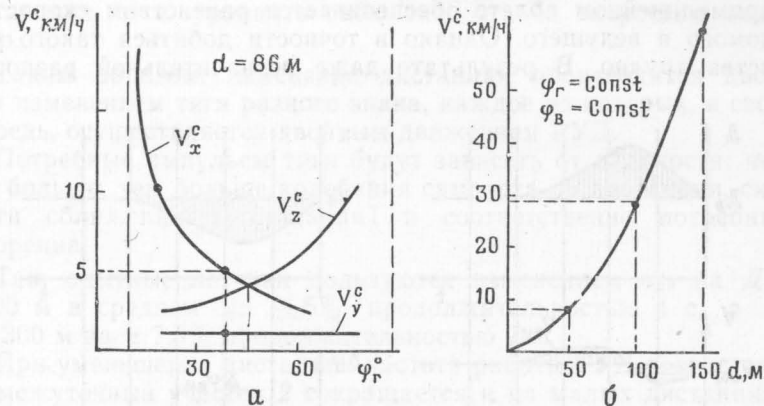


Рис. 7.3. Заметные скорости изменения параметров строя по изменению углов визирования (а) и угловых размеров (б)

Таким образом, скорость сближения (отставания), замечаемая летчиком при постоянных углах визирования, в сильной степени зависит от исходной дальности до самолета ведущего. На расстояниях свыше 200 м она достигает 100 км/ч и более.

При изменении углов визирования наименьшие замечаемые скорости изменения параметров строя могут быть определены так:

$$V_{x \min}^c = \omega_p d / \sin \varphi_r; \quad V_{z \min}^c = \omega_p d / \cos \varphi_r; \quad V_y^c = \omega_p d.$$

В данном случае точность определения скоростей относительного перемещения зависит от дальности только в первой степени, и существенно от текущего угла визирования. В основном диапазоне этих углов точность второго способа в 5 ... 6 раз выше, чем первого, но резко ухудшается при приближении к 0 и 90° (рис. 7.3). Точность определения углов визирования зависит от дальности и колеблется от 3° на расстоянии 30 м до 8° на $d = 300$ м.

Из сказанного следует, что у ведомого летчика имеется определенная зона нечувствительности как по параметрам строя, так и по скоростям их изменения. Он начинает действовать лишь в том случае, когда самолет выйдет за пределы этой зоны. Следовательно, в полете его самолет будет совершать колебательные движения по всем параметрам как минимум в пределах этой зоны.

7.3. Прямолинейный полет в составе пары

Выдерживание параметров строя в прямолинейном горизонтальном полете. Выдерживание дистанции. После занятия своего места в строю сохранение заданной дистанции в прямолинейном полете обеспечивается равенством скоростей ведомого и ведущего. Однако в точности добиться такого равенства трудно. В результате даже незначительной разности

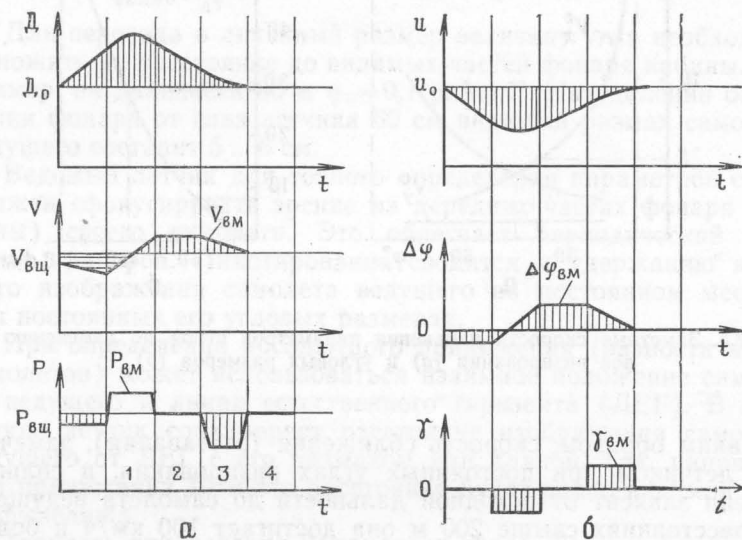


Рис. 7.4. К обоснованию действий летчика при выдерживании дистанции (а) и интервала (б)

скоростей дистанция начнет изменяться. Летчик может обнаружить это либо по наличию относительной скорости, либо по изменению самой дальности.

Заметив изменение дистанции, ведомый летчик должен без промедления исправить возникшее отклонение. Действия его должны быть следующими (рис. 7.4, а).

Например, дистанция непреднамеренно увеличивается, значит, скорость ведомого меньше, чем ведущего. Летчик должен увеличить тягу двигателя и вызвать разгон самолета до скорости, несколько большей, чем у ведущего (участок 1). После того как началось сближение, тягу необходимо уменьшить, для того чтобы скорость сближения не увеличивалась (участок 2). При подходе к заданной дистанции тягу необходимо уменьшить для погашения скорости сближения (участок 3). После того как дистанция прекратит изменяться, тягу двигателя необходимо увеличить для поддержания скорости, равной скорости ведущего (участок 4).

При сокращении дистанции необходимо уменьшить тягу и вызвать торможение самолета до тех пор, пока дистанция не начнет увеличиваться. После этого вывести $n_{дв}$ примерно до прежнего значения. При подходе к заданной дистанции кратковременным увеличением $n_{дв}$ необходимо погасить скорость отставания, т. е. уравнивать свою скорость со скоростью ведущего.

Таким образом, изменение дистанции производится двойным изменением тяги разного знака, каждое из которых, в свою очередь, осуществляется двойным движением РУД.

Потребные импульсы тяги будут зависеть от дальности: чем она больше, тем больше колебания самолета по дистанции, скорости сближения (отставания) и соответственно потребные ускорения.

Так, опытные летчики пользуются изменением $n_{дв}$ на $D = 100$ м в среднем на $\pm 5\%$ продолжительностью 4 с, а на $D = 300$ м на $\pm 7,5\%$ продолжительностью 7 с.

При уменьшении дистанции частота работы РУД возрастает, промежуточный участок 2 сокращается и на малых дистанциях (50 м и менее) может вообще отсутствовать: после импульса на разгон $n_{дв}$ сразу уменьшается для торможения и наоборот, т. е. летчик в большей степени ориентируется по изменению скорости. На больших дальностях для оценки скорости сближения можно использовать указатель скорости (если известна скорость ведущего).

Наиболее частой ошибкой является реакция летчика движением РУД только на изменение дистанции, без учета скорости $V_{с.}$, а также размашистые движения РУД. При этом происходит раскачка самолета по дистанции.

Выдерживание интервала. Изменение интервала обнаруживается по изменению ракурса самолета ведущего (смещению контрольных точек) и его угловых размеров. При этом следует четко отличать изменение интервала от изменения дистанции: если угловые размеры ведущего и горизонтальный угол визирования на него изменяются в одну сторону (уменьшения или увеличения), то изменяется дистанция, если в разные — то интервал. При увеличении интервала увеличивается горизонтальный угол визирования, а угловые размеры самолета ведущего уменьшаются (увеличивается дальность). При сокращении интервала — наоборот.

Причиной изменения интервала является наличие угла схождения или расхождения между векторами скоростей самолетов ведущего и ведомого. В результате возникает боковая скорость сближения.

Рассмотрим действия летчика при выдерживании интервала (рис. 7.4, б). Допустим, летчик обнаружил его сокращение. Следовательно, имела место скорость сближения. Для ее погашения летчик создает крен в сторону от ведущего, чем вызывает

разворот своего самолета. Разворот следует продолжать до тех пор, пока интервал не начнет увеличиваться. После этого крен убирается, и самолет некоторое время движется с V_z^c противоположного знака. При подходе к заданному интервалу летчик создает крен в противоположную сторону и ставит свой самолет на курс, параллельный ведущему. Угол крена или время его удержания будут несколько меньше, чем при первом отвороте. При незначительных изменениях интервала промежуточного участка с $V_z^c = \text{const}$ может не быть.

Таким образом, следует помнить, что если для погашения боковой скорости сближения требуется одинарное изменение крена, то для изменения интервала — двойное, разного знака.

При создании значительного крена от ведущего возможно его закрытие своим самолетом. Поэтому при выполнении такого маневра следует заранее обеспечить себе необходимое принижение.

Выдерживание принижения производится в принципе так же, как и других параметров строя. Так, если принижение оказалось больше нормы, летчик кратковременным увеличением перегрузки искривляет траекторию вверх и создает вертикальную скорость сближения V_y^c . При подходе к заданному значению принижения необходимо ее погасить. Для этого летчик движением ручки управления от себя кратковременно уменьшает перегрузку, после чего вновь продолжает полет с прежней перегрузкой.

При незначительных отклонениях в принижении последние могут исправляться слитным движением ручки на себя — от себя.

Управляемость самолета в строю. Под управляемостью самолета в строю, в отличие от управляемости одиночного самолета, будем понимать его способность изменять параметры строя за ограниченное время. Характеристиками этой управляемости являются располагаемые скорости: V_x^c , V_z^c , V_y^c . Так как ведомый летчик не использует максимальные значения этих скоростей, то целесообразно рассматривать их значения, достигаемые за сравнительно короткое время — порядка нескольких секунд. При этом

$$V_x^c = g [n_{x \text{ вл}} - n_{x \text{ вц}} - \sin(\Theta_{\text{вл}} - \Theta_{\text{вц}})] \Delta t;$$

$$V_z^c = g \text{tg}(\gamma_{\text{вл}} - \gamma_{\text{вц}}) \Delta t;$$

$$V_y^c = g (n_{y \text{ вл}} - n_{y \text{ вц}}) \Delta t.$$

Таким образом, управляемость самолета ведомого по дистанции определяется значениями достигаемых тангенциальных перегрузок как при увеличении $n_{\text{дв}}$, так и при уменьшении. Маневренность по интервалу зависит от создаваемого крена, а по принижению — от изменения нормальной перегрузки.

Так, при изменении $n_{\text{дв}}$ на 5...10% тангенциальная пере-

грузка изменяется в пределах 0,08...0,12, что за 3...5 с вызывает изменение скорости V_x^c на 3...5 м/с. При крене 15° за это же время (3...5 с) скорость изменения интервала достигает 8...13 м/с; при изменении перегрузки на 0,5...1,0 через 2 с скорость V_y^c может достигнуть 10...20 м/с. Для сравнения укажем время изменения параметров строя наполовину. При $D=70$ м, $H=50$ м, $h=-10$ м оно составит: по дистанции 23...14 с, по интервалу 6...4 с, по принижению 1...2 с.

Таким образом, наиболее управляемым (чувствительным) самолет является по принижению, а наименее — по дистанции. Соответственно времени регулирования параметров строя распределяется и внимание летчика.

Влияние режима полета на выдерживание параметров строя.

Скорость. С увеличением скорости от наивыгоднейшей управляемость самолета по дистанции уменьшается. Это объясняется тем, что на скоростях, близких к наивыгоднейшей, лобовое сопротивление самолета в горизонтальном полете растет довольно медленно, а по мере приближения к V_{max} все быстрее, и одинаковому изменению тяги будет соответствовать все меньшее изменение скорости. Однако не следует считать эту закономерность негативной. Хотя время регулирования дистанции увеличивается, но точность возрастает. Самолет как бы плотнее сидит в строю. С уменьшением скорости до наивыгоднейшей он становится подвижнее, более склонным к разбалтыванию по дистанции. На скорости меньше наивыгоднейшей начинается область вторых режимов, где самолет становится неустойчивым по скорости V_x^c , сохранение дистанции значительно усложняется.

При исправлении значительных отклонений в дистанции используются достаточно большие значения избытков тяг. В этом случае наилучшие условия для догона (сокращения дистанции) будут на наивыгоднейшей скорости, а наихудшие — вблизи V_{max} . Для отставания (увеличения дистанции) — наоборот. С этой точки зрения существует оптимальная — наивыгоднейшая скорость строя, на которой модули тангенциальных перегрузок при увеличении тяги до располагаемой и при ее уменьшении до тяги малого газа оказываются одинаковыми. На высотах 0...4 км для самолета Л-39 она равна 500...400 км/ч по широкой стрелке.

С ростом скорости полета значения потребных скоростей V_z^c и V_y^c достигаются при все меньших углах $\Delta\varphi$ и $\Delta\Theta$. Но время разворота самолета на эти углы вследствие уменьшения угловых скоростей ω_φ^c и ω_Θ^c увеличивается. Поэтому общее время регулирования интервала (при одинаковых кренах и перегрузках) и принижения остается неизменным.

Высота. С увеличением высоты полета одинаковому изменению лобового сопротивления самолета в горизонтальном

полете (или тяги), будет соответствовать все большее изменение истинной скорости. Вследствие этого хождение самолета по дистанции увеличивается. Кроме того, одинаковому перемещению РУД будет соответствовать все меньшее изменение тяги и соответственно ускорения (рис. 7.5, а). Это дает основание летчикам говорить, что с увеличением высоты самолет в строю становится все более инертным.

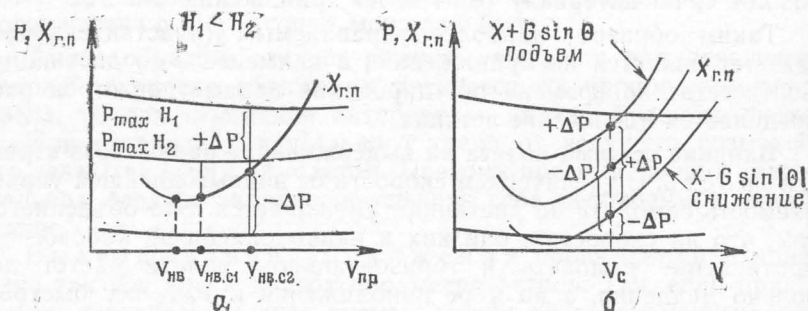


Рис. 7.5. Влияние скорости, высоты (а) и угла наклона траектории (б) на поддержание дистанции

Приборная наивыгоднейшая скорость строя уменьшается и с некоторой высоты может отсутствовать, т. е. на любой скорости характеристики разгона будут хуже характеристик торможения.

На управляемость по интервалу и принижению рост высоты оказывает почти такое же влияние, как и увеличение скорости. Некоторое ухудшение этих характеристик происходит за счет снижения поперечной и продольной управляемости самолета.

Угол наклона траектории. При подъеме положительный избыток тяги уменьшается, отрицательный увеличивается. Возможности ведомого по сокращению дистанции становятся значительно хуже, чем по ее увеличению. Поэтому движения РУД на уменьшение $n_{дв}$ должны быть мелкими, дистанцию увеличивать лучше в несколько приемов. При значительном отставании целесообразно выполнить «волну вниз»: уменьшить угол наклона до значения, меньшего, чем у ведущего, разогнать самолет, при подходе к заданной дистанции выполнить пологую горку.

На снижении наблюдается обратная картина: возможности по догону значительно превышают возможности по отставанию. В этом случае предпочтителен строй на увеличенной дистанции. Сокращение последней лучше выполнять в несколько приемов. Для более энергичного торможения можно выпускать тормозные щитки или выполнить змейку.

7.4. Маневрирование для изменения параметров строя

Таковыми маневрами являются: пристраивание, размыкание, перестроение.

Пристраивание. Пристраиванием называется маневр ведомого по сокращению расстояния до самолета ведущего в целях занятия заданного места в строю. Необходимость пристраивания возникает при взлете по одному, значительном отставании, сборе группы и т. д.

Порядок пристраивания определяется требованиями безопасности полета и управляемостью самолета по параметрам строя. Поскольку наибольшее время затрачивается на изменение дистанции, то ее заданное значение и устанавливается в первую очередь. Два других параметра поддерживаются в этот момент увеличенными примерно в два раза. После занятия исходной дистанции и выравнивания скоростей последовательно сокращаются до заданных сначала интервал и в последнюю очередь наиболее управляемый параметр — принижение.

При нарушении порядка пристраивания условия пилотирования ведомого усложняются. Так, если вначале устанавливается интервал и принижение, а затем дистанция, то в процессе ее регулирования летчик меньше уделяет внимания другим параметрам. Последние, как более чувствительные к управляющим воздействиям, могут за это время сильно измениться, в том числе и в сторону уменьшения, что небезопасно.

Размыкание. Размыканием называется маневр ведомого с целью увеличения параметров строя. Размыкание производится в порядке, обратном пристраиванию: сначала увеличивается принижение, затем интервал, в последнюю очередь — дистанция. При этом, так же как и при пристраивании, обеспечивается запас в значениях быстро изменяющихся параметров строя на случай их непреднамеренного уменьшения за время регулирования дистанции.

Перестроение. Перестроением называется маневр ведомого, связанный с изменением места в строю. В большинстве случаев это смена пеленга. Такое перестроение выполняется следующим образом. Сначала увеличивается принижение настолько, чтобы самолет ведомого был ниже спутного следа от самолета ведущего с достаточным запасом, для самолета Л-39 — до 20 м. При этом самолет ведущего будет выше линии естественного горизонта на 1,5 ... 2 длины фюзеляжа. Затем создается крен 15° в сторону ведущего. Самолет на $V_{пр} = 400$ км/ч, $H = 1000$ м будет разворачиваться с угловой скоростью примерно 1,2°/с. К моменту прохода траектории ведущего самолет ведомого развернется на $\Delta\phi_r = 7,5^\circ$ (за 6 с). После этого ведомый перекладывает самолет в крен обратного направления и разворачивается в обратную сторону на такой же угол. В случае когда необходимо выйти в противоположную сторону на увеличенном интервале (во избежание непреднамеренного сбли-

жения при неточном пилотировании), крен устанавливается меньше ($8 \dots 10^\circ$). Поэтому последующий разворот до выхода на параллельный с ведущим курс займет несколько больше времени — до 12 с.

Убедившись, что интервал не изменяется, ведомый уточняет дистанцию, затем интервал и принижение, т. е. действует таким же образом, как и при пристраивании.

Другим, более быстрым и простым вариантом занятия увеличенного интервала является выполнение паузы после прохода траектории ведущего. Этот вариант проще рассчитывается.

К моменту прохода створа ведущего самолет ведомого перемещается относительно него с боковой скоростью $V_z^c = 16$ м/с, поэтому, если нужно, чтобы интервал был больше заданного на 60 м, необходимо при проходе створа ведущего убрать крен до нуля, сделать выдержку (паузу в 4 с) и затем начать разворот в сторону ведущего также с креном 15° . Соответственно и время этого доворота будет таким же (6 с). Общее время перестроения в первом случае составит около 20 с, во втором 14 ... 15 с.

При достаточных навыках пилотирования в паре можно производить перестроение с выходом в противоположный пеленг не на удвоенном, а на заданном интервале. В этом случае перекладка крена производится без паузы до начального значения.

7.5. Взлет в паре

При взлете с ИВПП вследствие ее ограниченной ширины параметры строя существенно уменьшаются: интервал до 20 м, дистанция до 30 ... 40 м, принижение равно нулю. Это накладывает особенности на технику их выдерживания.

Перед взлетом необходимо занять соответствующий пеленг с наветренной стороны, чтобы не попасть в спутный след самолета ведущего; тщательно установить носовое колесо по направлению ВПП во избежание бросков в сторону в начале разбега.

Растормаживание колес после вывода двигателя на взлетный режим ведущий должен производить более плавно, чем ведомый, и тем самым учесть естественное запаздывание последнего на время реакции.

В процессе разбега интервал выдерживается сохранением направления движения самолетов. При этом ведомый, имея в поле зрения самолет ведущего, следит за перемещением своего самолета относительно ВПП, с тем чтобы не допустить сближения и не выкатиться за боковую границу полосы. Подъем носового колеса при нормальной дистанции производится по ведомому.

При взлете на максимальном и неизменном режиме работы двигателя ведомый практически не может регулировать дистан-

цию, поэтому здесь возможны как обгон, так и отставание. Для предотвращения обгона пары обычно комплектуются таким образом, чтобы тяга самолета ведомого была несколько меньше. Кроме того, ведомый в начале разбега может частично использовать тормоза. Если все же обгон произошел, ведомый предупреждает об этом ведущего по радио и продолжает выполнять взлет самостоятельно. Ведущий после этого следит за ведомым и занимает свое место после взлета на безопасной высоте.

При отставании ведомый, удерживая в поле зрения самолет ведущего, выполняет взлет одиночно (подъем носового колеса — обязательно с контролем скорости!) и на определенной высоте пристраивается к ведущему.

После взлета на установленной высоте ведомый производит размыкание и занимает свое место в полетном строю.

7.6. Выполнение разворотов, виражей, спиралей

Выполнение маневров с сохранением всех параметров строя, в том числе и относительного принижения, называется выполнением в одной плоскости. Если же сохраняется абсолютное

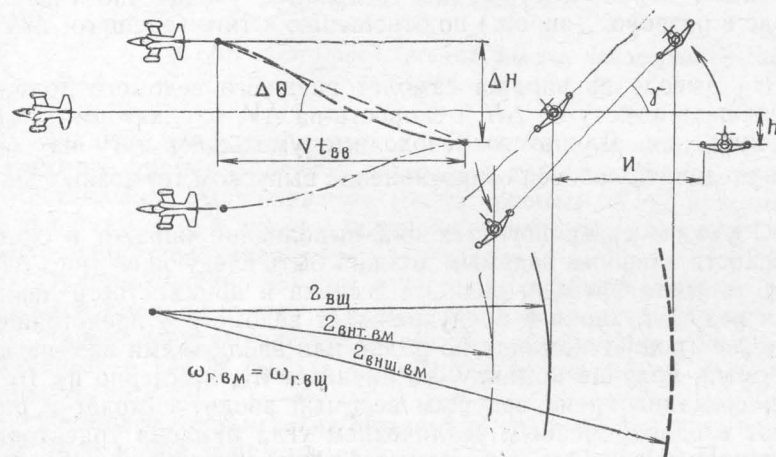


Рис. 7.6. Движение ведомых при вводе в вираж

принижение, то говорят, что маневр выполняется на одной высоте. В последнем случае высоты полета самолетов могут быть различными, но разность между ними остается постоянной. Это достигается тем, что ведомый летчик удерживает самолет ведущего выше ЛЕГ на неизменном расстоянии.

Рассмотрим движение внешнего ведомого при выполнении виража в одной плоскости (рис. 7.6).

Для сохранения своего места в строю ведомый должен двигаться по дуге большого радиуса, но с такой же угловой скоростью в горизонтальной плоскости, что и ведущий. Вследствие этого его скорость по траектории должна быть больше:

$$V_{\text{вм}} = V_{\text{вц}} r_{\text{вм}} / r_{\text{вц}} = V_{\text{вц}} (1 \pm g W \sin \gamma / V_{\text{вц}}^2).$$

При интервалах порядка 50 ... 100 м разность скоростей не превышает 10 ... 15 км/ч, поэтому различие в $n_{\text{дв}}$ ведомого и ведущего в процессе установившегося разворота будет несущественным — до 1—2%.

Основные трудности возникают в процессе ввода и вывода из виража.

Во-первых, внешний ведомый должен обеспечить разгон своего самолета с ускорением $j_{x \text{ вм}} = \Delta V / t_{\text{вв}}$, для чего потребуется избыток тяги $\Delta P_1 = j_{x \text{ вм}} m$.

Во-вторых, для сохранения относительного приращения ведомый должен набрать высоту $\Delta H = I \sin \gamma$, т. е. в процессе ввода двигаться в угле подъема $\Delta \theta_{\text{ср}} = \Delta H / (V t_{\text{вв}})$.

Для уравнивания составляющей силы тяжести необходимо дополнительно увеличить тягу на величину $\Delta P_2 = G \sin \Delta \theta_{\text{ср}}$.

Таким образом, суммарное потребное увеличение тяги на вводе в разворот (вираж) по отношению к тяге ведущего $\Delta P_{\Sigma} = \Delta P_1 + \Delta P_2$.

На выводе из виража самолет внешнего ведомого должен уменьшить высоту на ΔH и скорость на ΔV , т. е. затормозиться на снижении. Для этого необходимо уменьшить тягу на ΔP_{Σ} или увеличить лобовое сопротивление выпуском тормозных щитков.

С учетом сказанного техника выполнения виража в одной плоскости внешним ведомым должна быть следующей (рис. 7.7).

Для учета времени реакции летчика и приемистости двигателя ведущий заранее предупреждает ведомого о предстоящем маневре (подает команду по радио или эволюциями самолета). Ведомый, получив команду, увеличивает $n_{\text{дв}}$ примерно на 10%. При создании крена ведущим ведомый вводит самолет в разворот с одновременным увеличением угла наклона траектории и дополнительным увеличением $n_{\text{дв}}$. При подходе к заданному крену самолет переводится из набора высоты в горизонтальный разворот кратковременным уменьшением перегрузки с увеличением крена, и одновременно тяга двигателя уменьшается до потребной на вираже. Время ввода в вираж с кренами 30, 45 и 60° должно быть не менее 4, 6 и 8 с соответственно.

В процессе установившегося разворота ведомый регулирует величину интервала изменением крена: при его увеличении интервал сокращается, при уменьшении увеличивается. Дистанция и приращение выдерживаются так же, как и в прямолинейном полете.

В начале вывода из виража ведомый должен перевести самолет на снижение, т. е. опережающим должно быть движение ручки управления от себя, затем в сторону для уменьшения крена. Одновременно в значительно большей степени, чем у ведущего, уменьшается $n_{\text{дв}}$. Во избежание глубокого дросселирования двигателя или уменьшения времени вывода можно выпустить тормозные щитки. В конце вывода тяга увеличивается до потребной в горизонтальном полете.

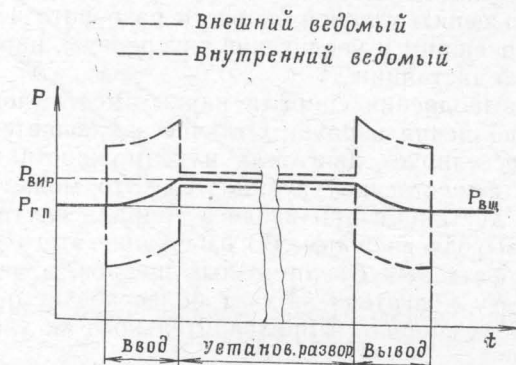


Рис. 7.7. Потребная тяга на вираже самолетов пары

Задачей ведущего является обеспечение минимально необходимого времени ввода и вывода, а также создание условий, облегчающих выдерживание места ведомым. Так, при выводе с внешним и при вводе с внутренним ведомым он может кратковременно увеличивать тягу двигателя.

При выполнении виража внутренний ведомый в начале ввода должен уменьшить тягу, в конце ввода довести ее до потребной на вираже, при выводе увеличить для обеспечения разгона при подъеме, в конце вывода уменьшить до потребной в горизонтальном полете.

Наиболее частым отклонением на вираже является несоответствие крена ведомого самолета крену ведущего. Например, внешний ведомый создал крен меньше потребного. В результате будут увеличиваться интервал и дистанция (дальность), угол визирования может сохраниться, что и затруднит своевременное обнаружение этого отклонения. Для исправления его необходимо увеличить крен и тягу двигателя, при этом интервал кинематически уменьшается. При подходе к заданной дистанции необходимо несколько уменьшить крен, занимая заданный интервал, и тягу двигателя до выравнивания угловых скоростей. Для предупреждения данного отклонения в процессе ввода в разворот полезно сравнить крен своего самолета и ведущего кратковременной перефокусировкой зрения на ВЧС—ЕГ.

При вводе в разворот уменьшение крена внутренним ведомым ведет к сближению с ведущим. При исправлении этого отклонения необходимо учитывать возможность закрытия самолета ведущего при чрезмерном увеличении крена. Поэтому прежде всего необходимо обеспечить достаточное принижение, принять меры к торможению самолета и сохранению дистанции, затем плавно увеличить интервал до заданного.

При изменении интервала на вираже необходимо помнить, что его увеличение внешним и уменьшение внутренним ведомым ведет к уменьшению угловой скорости разворота и отставанию, уменьшение внешним и увеличение внутренним, наоборот, ведет к сокращению дистанции.

Техника выполнения спирали парой имеет много общего с техникой выполнения виража. Отличие заключается в том, что ведущий дросселирует двигатель и возможности ведомого по торможению существенно ухудшаются. Это может привести к сокращению дистанции при вводе в спираль внутренним ведомым и при выводе внешним. Во избежание этого ведомый может использовать выпуск тормозных щитков, а ведущий — повышенную тягу двигателя за счет более позднего уменьшения $n_{дв}$ при вводе в спираль и предварительного их увеличения перед выводом.

7.7. Выполнение пикирования и горки

Ввод с разворота внутренним ведомым выполняется в одной плоскости, внешним — на одной высоте.

При сохранении относительного принижения внешний ведомый в момент создания крена должен перевести самолет в набор с разгоном, а затем переводить его на снижение с больших высоты и скорости, чем ведущий. Для реализации такого движения требуются большие избытки тяг и изменения перегрузки, сначала положительные, затем отрицательные. При сохранении абсолютного принижения участок взмывания (набор и потеря ΔH) срезается, относительное изменение тяги и перегрузки уменьшается, маневр становится более простым и безопасным. Однако ведомый летчик должен учитывать кинематическое изменение параметров.

При накренинии в сторону ведущего интервал уменьшается, а относительное принижение увеличивается. Так, в развороте с креном 45° интервал сокращается с 50 до 28 м, относительное принижение увеличивается с 10 до 42 м.

При накренинии на ведомого интервал также сокращается, но принижение переходит в превышение. Поэтому ввод внутренним ведомым осуществляется с обязательным сохранением (или некоторым увеличением) относительного принижения. В этом случае ведомый уменьшает тягу с началом создания крена. Если ведущий сделает то же самое сразу после создания крена и начнет переводить самолет на снижение, действия ведомого

значительно упрощаются: его самолет будет продолжать искривлять траекторию книзу, различие в скоростях будет сведено к минимуму. В конце ввода ведомый может переходить к пилотированию на одной высоте.

Прямолинейный участок. При сохранении относительного принижения самолет ведущего будет проектироваться ниже ЛЕГ на расстоянии $\Delta H = D \sin \Theta - h \cos \Theta$. При $\Theta = 30^\circ$ $\Delta H = 26$ м, т. е. ниже на 2,5 размаха крыла.

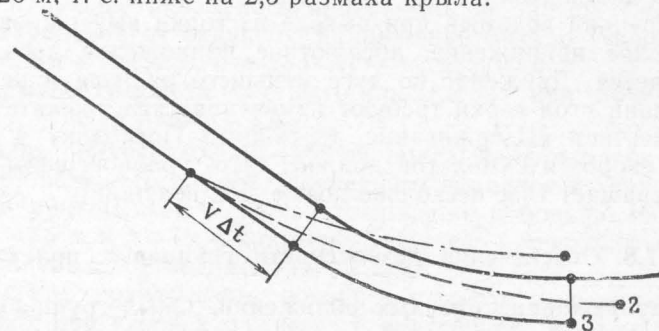


Рис. 7.8. Варианты движения самолета ведомого при выводе из пикирования

Вывод. В процессе пикирования ведомый, выдерживающий относительное принижение, находится, как правило, выше ведущего. При одновременном начале вывода с равной перегрузкой это приводит к выходу из пикирования с превышением (точка 1, рис. 7.8). При $\varphi^* = \text{const}$ ведомый будет двигаться по более короткой траектории, что приведет к сближению самолетов (2). Во избежание этого ведомый должен либо уменьшить тангенциальную перегрузку, либо начинать вывод с задержкой (3). $\Delta t = D/V - t_p$.

Ввод в горку. Относительное движение самолетов при вводе в горку аналогично выводу из пикирования. При $\varphi^* = \text{const}$ возможно сближение самолетов, поэтому ведомый должен либо уменьшать тягу (медленнее увеличивать), либо выполнить ввод с задержкой.

На прямолинейном участке самолет ведущего будет находиться выше плоскости горизонта ведомого на $\Delta H = D \sin \Theta + h \cos \Theta$. Вследствие этого его скорость будет уменьшаться быстрее (раньше), чем ведомого, и дистанция сократится. При больших значениях тяги ее сохранение для ведомого не представляет особой сложности.

Вывод из горки осуществляется теми же способами, что и ввод в пикирование.

При выводе разворотом внешний ведомый начинает его на одной высоте, постепенно уменьшая абсолютное принижение. Поскольку он движется по дуге большого радиуса и, кроме того, текущий угол наклона траектории его самолета несколько

больше, чем у ведущего, тягу двигателя необходимо увеличивать. При малом ее запасе возможно отставание. Для облегчения положения ведомого ведущий может несколько раньше уменьшить тягу двигателя.

При попытке выдержать относительное принижение внешнему ведомому пришлось бы с началом вывода увеличивать угол наклона горки и вводить самолет в разворот, что на малой скорости небезопасно.

Внутренний ведомый при выводе из горки выдерживает относительное принижение, абсолютное принижение постепенно уменьшается. Движение по дуге меньшего радиуса и несколько больший угол горки требуют изменения тяги разного знака, что облегчает выдерживание дистанции. Поскольку в конце вывода скорости самолетов должны быть уравновешены, ведомый уменьшает тягу несколько позже, чем ведущий.

7.8. Обеспечение безопасности групповых полетов

Предупреждение опасных сближений. Опыт групповых полетов показывает, что наибольшее количество летных происшествий и предпосылок к ним связано с опасными сближениями самолетов и их столкновениями.

Первой и основной причиной столкновения является потеря контроля ведомым за самолетом ведущего. При визуальном наблюдении это происходит в результате попадания самолета ведущего в непросматриваемую зону ведомого. Последняя определяется конструктивными особенностями самолета, условиями обзора из кабины. Основная часть этой зоны приходится на нижнюю полусферу, причем максимальными ее размеры будут при $\varphi_r = 0$ (прямо по курсу), при увеличении угла визирования вправо и влево они уменьшаются, вертикальные углы закрытия ($\varphi_{в.з}$) увеличиваются от 8 до 40° при $\varphi_r = 60 \dots 90^\circ$, затем снова уменьшаются.

При отсутствии перископа условия обзора задней полусферы значительно хуже, чем передней.

Рассмотрим влияние параметров строя на возможность потери (закрытия) самолета ведущего.

При нормальных значениях интервала и принижения ведомый может наблюдать за ведущим при изменении дистанции в довольно широких пределах: в сторону увеличения — практически неограниченно, в сторону уменьшения — вплоть до выхода вперед на 1 ... 2 дистанции. Точно так же изменение интервала в любую сторону и принижение в сторону увеличения при сохранении дистанции практически не приводят к потере ведущего.

При уменьшении принижения и переходе к превышению возможно закрытие ведущего. Превышение, при котором это происходит, $h_3 = d \sin \varphi_{в.з}$. Чем ближе ведомый находится к самолету ведущего и чем меньше горизонтальный угол визиро-

вания на него, тем при меньшем превышении может произойти попадание последнего в зону закрытия.

Таким образом, плотный строй является наименее безопасным с этой точки зрения. В данном случае речь идет об относительном принижении, а оно, как известно, может кинематически изменяться.

При накренинии на ведущего принижение увеличивается и остается больше начального при $\varphi_r = 30^\circ$ до кренов 150 ... 160°. При накренинии от ведущего принижение быстро уменьшается и переходит в превышение при $\Delta\gamma = \gamma_0$; $\text{tg } \gamma_0 = h/I$.

Закрытие самолета ведущего происходит при $\Delta\gamma = \gamma_3$, $\gamma_3 = \gamma_0 + \gamma_1$, где $\text{tg } \gamma_1 \approx \text{tg } \varphi_{в.з} / \sin \varphi_r$.

Анализ полученных выражений показывает, что при накренинии от ведущего самолет последнего попадает в зону закрытия тем раньше, чем меньше принижение и больше интервал. При $\varphi_r = 35^\circ$ и $h = 10$ м закрытие ведущего происходит при накренинии самолета ведомого на 45 ... 50°.

Реальная возможность потери ведущего при накренинии возникает при вводе в разворот у внутреннего ведомого и при выводе у внешнего. Поэтому на этих участках ведомый должен прежде всего позаботиться о сохранении достаточного принижения, предварительно увеличив его, или начинать ввод (вывод) с опережающим искривлением траектории за счет уменьшения перегрузки.

При малых углах визирования, когда $\varphi_r < \varphi_{в.з} > \varphi_3$, что имеет место при достаточно большой дальности и малом интервале, накрениние с сохранением прямолинейности полета не ведет к закрытию ведущего.

Второй причиной столкновения является сближение самолетов на расстояние, с которого летчик не успевает выполнить маневр отворота и прохода на безопасном удалении от самолета ведущего.

Минимально допустимое (безопасное) расстояние сближения с ведущим приближенно можно оценить формулой

$$d_{отв} = V_x^c \left(t_p + \sqrt{\frac{2r_0 V}{g \text{tg } \gamma}} \right),$$

где r_0 — радиус безопасной зоны, который зависит от точности определения летчиком расстояния и допускаемых им отклонений в параметрах движения. Для самолета Л-39 при $\gamma = 60^\circ$ $d_{отв} [м] \approx 2V_x^c [км/ч]$.

Как видим, дальность начала отворота тем больше, чем больше скорость сближения самолетов и скорость их полета.

При визуальном контроле за ведущим наибольшую скорость сближения с ним ведомый может допустить при постоянном угле визирования. Следовательно, догон или сокращение дистанции должны осуществляться на параллельных курсах и при достаточном интервале; угол визирования при этом будет уве-

личиваться. При подходе к заданным параметрам строя нужно своевременно уменьшать V_x^c , а при опасном сближении немедленно начинать отворот с одновременным торможением самолета. Увеличение крена при этом позволяет пройти на большем расстоянии от ведущего, однако необходимо помнить о возможности потери его из виду за счет кинематического перехода к относительно превышению.

Ограничения углов атаки и перегрузок. При регулировании относительного понижения ведомый изменяет нормальную перегрузку в определенных пределах. Величина колебаний перегрузки зависит от ее исходного значения и примерно пропорциональна ей. Объясняется это тем, что чувствительность (дифференциальный порог различения) анализаторов летчика пропорциональна силе раздражителя, т. е., чем больше перегрузка на маневре, тем большие колебания ее значений допускает ведомый летчик.

Кроме того, ввод в маневры, связанные с увеличением перегрузки (ввод в горку, вывод из пикирования), ведомый летчик вследствие естественного запаздывания начинает позже на время t_p . Для восстановления своего места в строю он некоторое время должен выполнять маневр с большей, чем у ведущего, перегрузкой. Заброс перегрузки ведомого тем больше, чем энергичнее ее создает ведущий.

Наконец, при движении самолета ведомого по внешней траектории, т. е. с большим, чем у ведущего, радиусом кривизны, его перегрузка даже при идеальном пилотировании будет больше, чем на самолете ведущего:

на вертикальном маневре $n_{y\text{ в м}} = n_{y\text{ в ш}} (1 + h/r_{\text{в ш}})$;

на горизонтальном маневре $n_{y\text{ в м}} \approx n_{y\text{ в ш}} (1 + I \cos \gamma / r_{\text{в ш}})$.

Все это обуславливает необходимость выполнения маневров ведущим с определенным запасом перегрузки до ее ограничения.

Для пары рекомендуется устанавливать ограничение перегрузки на 20 ... 30% меньше, чем для одиночного самолета. Аналогичное уменьшение допустимого значения имеет место и для угла атаки ведущего самолета группы.

Влияние спутного следа. За летящим самолетом возникает возмущенный след от газового потока из сопла двигателя, возмущений от фюзеляжа и вихрей, сбегających с крыла. Возмущения, вызванные газовой струей от двигателя, создают зону возмущения размером 2 ... 2,5 диаметра выходного сечения сопла. На удалении 50 ... 100 м от самолета она полностью затухает. Турбулентная зона за фюзеляжем не вызывает значительного возмущения атмосферы и, так же как и возмущенная зона от реактивной струи двигателя, затухает на удалении 50 ... 100 м от самолета.

Наиболее устойчивую зону возмущения создает вихревая пелена, стекающая с крыла самолета. Условно возмущенную

зону за летящим самолетом можно разделить на три участка: ближний, основной и дальний.

На первом участке происходит сворачивание пелены, стекающей с крыла, в 2 жгута. Оси жгутов расположены друг от друга на расстоянии 0,7 ... 0,8 размаха крыла. В зависимости от скорости полета сворачивание пелены в жгуты заканчивается на удалении 50 ... 100 м от самолета Л-39.

Основной участок следа имеет протяженность до 1 ... 2 км. На этом участке сохраняются оба жгута, которые по мере удаления от самолета, вызвавшего их, несколько увеличиваются в диаметре (до 3 ... 5 м). На расстоянии более 2 ... 3 км происходит разрушение вихревых жгутов и спутный след образует турбулентную зону, интенсивность которой уменьшается с течением времени. Вихревые жгуты по мере удаления от самолета, вызвавшего их, опускаются относительно траектории его движения на 1 ... 2°.

Попадание в спутный след самолета, имеющего скорость от 400 до 600 км/ч, не более чем через 30 ... 60 с после пролета самолета воспринимается в виде произвольного кренения или вращения самолета относительно продольной оси с потерей высоты.

Попадание в спутный след через большее время, а также попадание в турбулентную зону за фюзеляжем и зону воздействия реактивной струи от двигателя воспринимается летчиком как полет в интенсивную болтанку.

Сила и характер воздействия спутного следа зависят от удаления от него ведомого и направления входа. Сильное воздействие происходит на удалении от пролетевшего самолета до 400 ... 600 м. В полете на малых интервалах и дистанциях при плавном подходе к спутному следу сбоку самолет отталкивается от него с кренением во внешнюю сторону, при подходе сверху затягивается в спутный след.

При подходе снизу или сверху сбоку с малым углом входа (курсы почти параллельны, превышение порядка 0 ... 2 м) возможно выбрасывание самолета из следа с кренением. При этом самолет с креном до 90° из горизонтального полета переходит в наклонный с потерей высоты и искривлением траектории в горизонтальной плоскости.

При увеличении угла входа может произойти выброс с изменением угла крена по знаку. Так, при попадании в спутный след слева самолет вначале несколько накрывается вправо, а затем с левым креном выбрасывается вниз. Углы крена в момент выхода могут достигать от 40 до 120°, а потеря высоты в течение 3 ... 5 с до 100 ... 150 м. При углах входа более 10° изменение параметров полета менее значительно.

При входе самолета в спутный след сверху возможно попадание в область вихревых жгутов — наиболее опасный случай. Поведение самолета при этом характеризуется резким накрениванием и большими угловыми скоростями относительно про-

дольной оси самолета. Возможно изменение знака и величины крена, так как самолет из области одного вихревого жгута может попасть в область другого.

При выходе из следа углы крена могут достигать $90 \dots 110^\circ$, потеря высоты — до 200 м за 5 ... 6 с.

Вход ведомого самолета в спутный след ведущего при выполнении маневра с $n_y = 2 \dots 4$ приводит к забросу перегрузки на 1 ... 2 и возникновению интенсивных (до $\pm 0,6$) знакопеременных боковых перегрузок. При этом увеличение перегрузки, с которой выполняется маневр, приводит к увеличению интенсивности воздействия спутного следа на ведомого. Если маневр ведомого выполнялся с перегрузкой, близкой к максимально допустимой, то попадание в спутный след может привести к превышению допустимой перегрузки.

При попадании в спутный след на достаточной высоте не следует допускать резких движений рулями для парирования произвольного движения самолета. После выхода из спутного следа необходимо убрать крен, вывести самолет в горизонтальный полет и проверить работу двигателя.

При выполнении взлета и посадки за впереди летящим самолетом необходимо соблюдать безопасные временные интервалы, в течение которых спутный след смещается с линии пути или разрушается.

Глава 8

АНАЛИЗ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПО ДАННЫМ САРПП

8.1. Назначение и основные данные системы САРПП-12Г

Система автоматической регистрации параметров полета предназначена для записи на фотопленку параметров полета самолета, состояния отдельных его систем и сохранения записанной информации.

Система САРПП-12Г, установленная на самолете Л-39, позволяет вести запись шести непрерывных (аналоговых) параметров и десяти разовых команд.

Важное практическое значение имеет умение распознавать записанную информацию на пленке САРПП. С этой целью предусматриваются:

- периодические разрывы линий записи параметров;
- запись нулевых значений параметров на определенном расстоянии от базовой линии;
- различное направление изменения ординат записи при увеличении соответствующих параметров.

В табл. 8.1 приведена характеристика аналоговых параметров, записываемых на пленке САРПП.

Таблица 8.1

Наименование параметра	Обозначение	Номер разрыва (сверху вниз)	Механический нуль*, мм	Диапазон измерения	Отклонение линии записи при увеличении параметра
Высота	$H_{пр}$	1	$28 \pm 1,5$	$-250 \dots 25000$ м	Вниз
Скорость	$V_{пр}$	2	$27 \pm 1,5$	$200 \dots 1500$ км/ч	Вниз
Нормальная перегрузка	n_{y1}	3	$8 \pm 1,5$	$-3,5 \dots +10$	Вверх
Частота вращения двигателя	$n_{дв}$	4	$2 \pm 1,5$	$10 \dots 110\%$	Вверх
Продольная перегрузка	n_{x1}	5	$13 \pm 1,5$	—	Не записывается
Угол отклонения руля высоты	$\delta_{в}$	6	$1,5 \pm 1,5$	$\pm 30^\circ$	Вниз (РУС от себя)
Базовая линия	БЛ	7	0	—	Не изменяется

* Расстояние от базовой линии нулевого значения параметра.

Для лучшего запоминания очередности разрывов линий записи параметров можно использовать слово «вспотел», каждая буква которого соответствует начальной букве соответствующего параметра (за исключением угла отклонения руля высоты): В — высота; С — скорость; П — перегрузка нормальная; О — обороты двигателя; Т — тангенциальная перегрузка (продольная); Е — угол отклонения руля высоты; Л — линия базовая.

Разовые команды определяют работоспособность авиационной техники. Из десяти разовых команд пять (РК № 1 ... 5) записываются в виде непрерывных линий, четыре (РК № 6 ... 9) — методом наложения на линии записи параметров, а РК № 10 фиксируется по прекращению непрерывности линии записи угла отклонения руля высоты.

Так, РК № 1 — минимальное давление топлива; № 2 — промежуточное положение шасси; № 3 — отказ запасного генератора; № 4 — наличие в кабине переднего сиденья; № 5 — пожар; № 6 — опасное давление в кабине (наложением на «Н»); № 7 — минимальное давление в гидросистеме (100 кгс/см^2) (наложением на « $V_{пр}$ »); № 8 — минимальное давление масла (наложением на « $n_{дв}$ » выше на 1,7 мм); № 9 — закрытие пожарного крана (наложением на « $n_{дв}$ » выше на 0,5 мм); № 10 — катапультирование заднего сиденья (исчезает непрерывность линии записи отклонения руля высоты).

Для регистрации времени имеется отметчик, с помощью которого на пленке САРПП экспонируются поперечные линии.

Величина отметки времени зависит от скорости протяжки пленки. Конкретное время между временными отметками указывается в паспорте накопителя информации и составляет 7...13 с.

8.2. Методика определения параметров полета по записям САРПП

Определение параметров полета производится с помощью тарифовочных шкал и дешифраторов.

Приступая к дешифрированию, необходимо произвести проверку кратности увеличения дешифратора, которое должно быть строго десятикратным. Затем заправить пленку в дешифратор и спроектировать на экран участок с записью механических нулей.

Для подготовки к дешифрированию пленки необходимо:

совместить отметки механических нулей тарифовочных шкал с соответствующими линиями записи параметров;

протянуть пленку в фильмовом канале дешифратора до появления на экране предвзлетного участка;

на предвзлетном участке проверить правильность установки шкал по каналам: $H_{пр}$, $V_{пр}$, n_{y1} , $n_{дв}$. Если шкалы установлены правильно, то на этом участке должны быть считаны следующие значения параметров: $H_{пр}=11$ (760— $p_{аэр}$), м; $V_{пр}=0$; $n_{y1}=1$; $n_{дв}=54,5...57,5\%$. В случае несоответствия этим требованиям перемещением шкалы необходимо добиться соответствия. По тем каналам, где имеет место существенное расхождение, следует произвести перетарировку;

протянуть пленку до появления в средней части экрана сечения, соответствующего моменту отрыва самолета от ВПП;

проверить правильность установки шкалы скорости. Если она установлена правильно, то в момент отрыва скорость должна быть (190 ± 5) км/ч.

После установки и проверки правильности установки шкал можно приступить к дешифрированию. Для этого, протягивая пленку в дешифраторе и совмещая изображение базовой линии пленки с базовой линией планшета, на наружных участках пленки нужно производить по соответствующим шкалам считывание численных значений параметров полета. Результаты дешифрирования заносятся в протокол или на график.

8.3. Методика определения параметров полета, которые не фиксируются на пленке САРПП

Определение истинной скорости полета и числа М. Как известно, на пленке САРПП фиксируется приборная скорость. Однако, зная высоту полета, легко перейти к истинной скорости:

$$V = V_i \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = (V_{пр} + \delta V_a + \delta V_{сж}) \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Высотная поправка определяется по таблице МСА, а инструментальная, аэродинамическая и поправка на сжимаемость определяются по соответствующим графикам.

По значению истинной скорости определяется и число М: $M = V/a_H$, где a_H — скорость звука на данной высоте (берется из таблицы МСА).

Определение угла наклона траектории. Используя известную формулу для вертикальной скорости при наборе или снижении самолета, имеем $\sin \Theta = V_y/V$.

Таким образом, для расчета угла наклона траектории необходимо в данный момент времени знать значения скорости движения самолета по траектории V и вертикальной V_y .

Методика определения истинной скорости движения самолета по траектории изложена выше. Рассмотрим, как, используя информацию пленки САРПП, определяют вертикальную скорость.

Первый способ. На пленке САРПП намечаем два сечения, расположенные на сравнительно близком временном интервале Δt , и определяем в этих сечениях скорость и высоту полета. Далее рассчитываем изменение высоты $H = H_2 - H_1$ и среднюю скорость (истинную) $V_{ср} = (V_1 + V_2)/2$, затем находим средний угол наклона траектории $\sin \Theta_{ср} = \Delta H/(\Delta t V_{ср})$.

Заметим, что при малых изменениях высоты расчетный угол наклона траектории будет иметь значительную погрешность.

Для повышения точности можно использовать второй способ. В этом случае вертикальная скорость определяется по пленке САРПП с помощью специального шаблона.

Шаблон представляет собой прозрачный материал, на котором в координатах высота H — время t и в масштабе, соответствующем десятикратному увеличению пленки САРПП данного самолета, нанесены изолинии вертикальных скоростей, построенные по принципу $dH/dt = \operatorname{tg} \varphi \approx \Delta H/\Delta t = V_y$ для фиксированных значений V_y (5, 10, 15 м/с и т. д.). Методика определения V_y с помощью шаблона следующая.

На пленке САРПП, заправленной в дешифраторе, находим в искомом сечении значения скорости и высоты полета (с помощью тарифовочных линеек). Рассчитываем истинную скорость полета. Затем накладываем шаблон на десятикратное изображение пленки САРПП так, чтобы значения высот шаблона и пленки САРПП совпали (рис. 8.1). Далее перемещаем шаблон вдоль базовой линии влево до совпадения наклона линии высоты пленки САРПП и некоторой изолинии V_y . Это и будет искомая вертикальная скорость.

Этот способ повышает точность определения угла наклона траектории.

Определение угла крена. Формула для расчета угла крена выводится из второго уравнения движения центра масс само-

лета в перегрузках и имеет вид

$$\cos \gamma_{\text{ср}} = \frac{1}{n_y} \left(\frac{V_{\text{ср}}}{g} \frac{\Delta \Theta}{\Delta t} + \cos \Theta_{\text{ср}} \right).$$

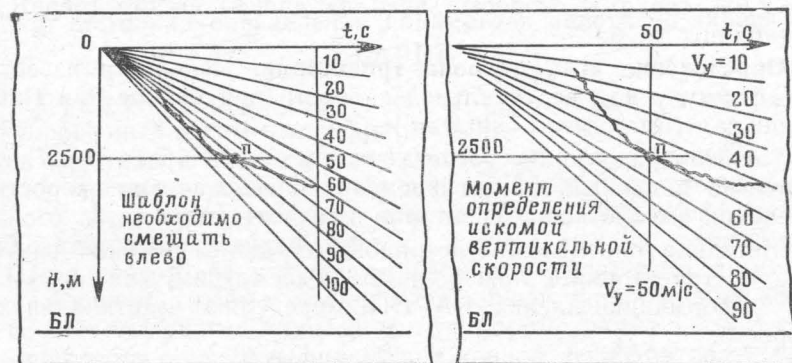


Рис. 8.1. Методика определения вертикальной скорости с помощью шаблона

Таким образом, для определения угла крена на пленке САРПП намечаем два сечения, расположенные на сравнительно близком временном интервале Δt , определяем по изложенной выше методике в каждом сечении перегрузку, истинную скорость, высоту, вертикальную скорость и, наконец, угол наклона траектории. Затем рассчитываем изменение угла наклона траектории в единицу времени $\Delta \Theta / \Delta t$, среднее значение скорости $V_{\text{ср}}$, перегрузки $n_{y \text{ ср}}$ и угла наклона траектории $\Theta_{\text{ср}}$, после чего определяем угол крена.

Определение угла разворота в горизонтальной плоскости. Из третьего уравнения движения центра масс самолета в перегрузках имеем

$$\Delta \varphi = 562 \frac{n_y \sin \gamma}{V \cos \Theta} \Delta t.$$

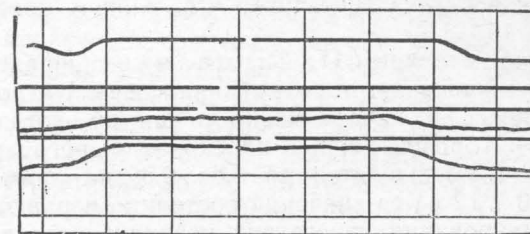
Видно, что для расчета угла пути (угла поворота траектории в горизонтальной плоскости) следует предварительно определить скорость, перегрузку, углы крена и наклона траектории по приведенной выше методике.

8.4. Методика распознавания элементов полета

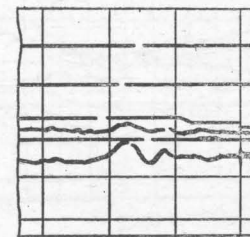
Элементы полета — режимы и маневры распознаются по характеру изменения параметров полета, записанных на ленте САРПП.

Прямолинейные режимы. Установившийся горизонтальный полет характеризуется постоянством всех параметров, следовательно, все линии записи будут горизонтальны.

Горизонтальный разгон определяется по ступенчатому увеличению $n_{\text{дв}}$ и плавному росту приборной скорости: линия $V_{\text{пр}}$ опускается вниз, линия δ_v также незначительно откло-



а.



б.

Рис. 8.2. Виращ (а) и бочка (б)

няется вниз, линии перегрузки и высоты горизонтальны. При горизонтальном торможении линии скорости и руля высоты отклоняются вверх, обороты ступенчато уменьшаются.

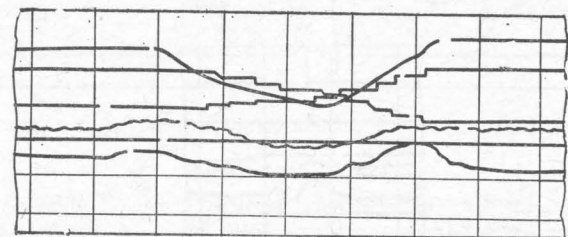
Установившийся подъем характеризуется смещением линии высоты вниз при высоком значении $n_{\text{дв}}$ («Номинал» или «Максимал»). Остальные параметры не изменяются. В установившемся снижении высота уменьшается (линия вверх) при пониженных оборотах двигателя.

Горизонтальные маневры. Виращ. Начало виража определяется по увеличению $n_{\text{дв}}$, перегрузки и отклонению руля высоты (линия вверх). В установившемся развороте все линии горизонтальны при небольших колебаниях перегрузки и отклонения руля высоты (рис. 8.2, а). На выводе все параметры возвращаются к исходным значениям. Продолжительность виража на $V_{\text{пр}} = 400$ км/ч, $H = 2000$ м с креном $45^\circ - 75 \dots 80$ с, с креном $60^\circ - 45$ с.

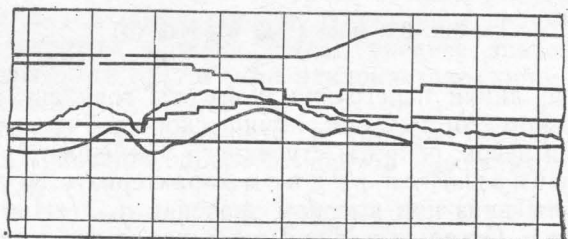
Бочка. Определяется по двум характерным всплескам перегрузки (рис. 8.2, б) и отклонению руля высоты (линии вверх). Первое увеличение перегрузки связано с созданием угла кабрирования: $t = 2$ с, $n_y = 2,0 \pm 0,5$. Линия δ_v на этом участке напоминает зубец пилы: плавное отклонение вверх и резкое вниз.

В дальнейшем идет ровный участок в течение 3...6 с. Это вращение по крену на 360° . В конце бочки и после остановки вращения летчик выводит самолет из снижения, что записывается в виде второго всплеска перегрузки и δ_v . Общая продолжительность фигуры 10...11 с.

Нисходящие маневры. Пикирование. Определяется по энергичному уменьшению высоты (линия вверх) и росту скорости (линия вниз). В начале ввода в фигуру, когда разворот выполняется в горизонтальной плоскости, перегрузка больше единицы, затем уменьшается до 0,6...0,8; на прямолинейном участке ($t=10...12$ с) ее значение постоянно и равно $\cos \Theta$. На выводе из пикирования перегрузка увеличивается до 2,5...3,5



а



б

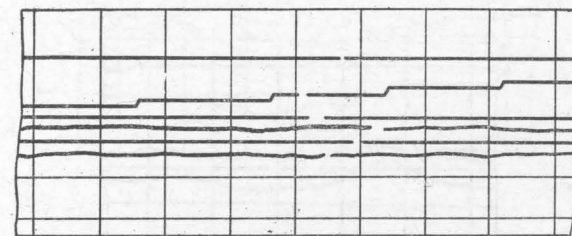
Рис. 8.3. Пикирование (а) и переворот (б)

и удерживается в течение 3...5 с (форма трапеции). Линия записи δ_v в основном эквидистантна линии перегрузки, но на прямолинейном участке несколько отклоняется вниз (рис. 8.3, а). Частота вращения двигателя в конце ввода уменьшается до малого газа, через 5...7 с увеличивается, достигая максимальной к концу вывода. Время фигуры 25...30 с.

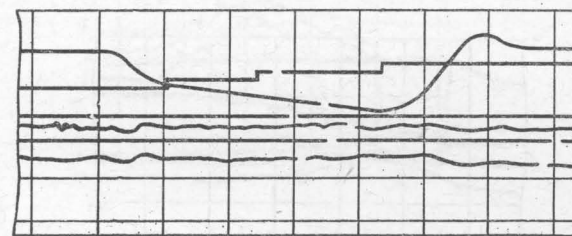
Переворот. Запись (рис. 8.3, б) напоминает пикирование: примерно так же изменяются скорость, высота, $n_{дв}$. Основное отличие заключается в ином характере изменения перегрузки. После полубочки (всплеск с провалом) она увеличивается от 1,5 до 3,5 за время 10...12 с; в конце переворота за 5...3 с

уменьшается до единицы. Кроме того, частота вращения двигателя не уменьшается до малого газа, следовательно, ее увеличение до максимальной происходит за меньшее время. Отклонение линии руля высоты сначала вверх (в течение 5 с), затем вниз происходит сначала с малым уклоном (3...5 с, перегрузка продолжает расти), затем с большим уклоном (перегрузка уменьшается). Общее время около 25 с.

Спираль (рис. 8.4). Запись напоминает установившееся прямолинейное снижение, но перегрузка больше единицы (рис. 8.4). При кренах до 45° это отличие малозаметно, поэтому необходимо обращать внимание на ввод: на спирали — не-



а



б

Рис. 8.4. Установившееся снижение (а) и спираль (б)

большое увеличение перегрузки, а при переводе в режим прямолинейного снижения — небольшое ее уменьшение. Кроме того, наблюдаются более частая работа рулем высоты и колебания перегрузки. Время полного витка с $\gamma=45^\circ$ на $V_{пр}=400$ км/ч 72...76 с.

Восходящие маневры. Горка (рис. 8.5, а). Определяется по энергичному увеличению высоты (линия вниз) и падению скорости (линия вверх); линия частоты вращения двигателя на максимуме (строго горизонтально). Перегрузка на вводе за 1,5...2 с увеличивается до 2,5...3,5, удерживается в течение 3...4 с, затем уменьшается до значения меньше единицы, оста-

ваясь на прямолинейном участке (13 ... 17 с) постоянной, равной $\cos \Theta$. Линия руля высоты повторяет характер изменения перегрузки, но в конце прямолинейного участка заметно ее отклонение вверх. На выводе перегрузка изменяется в зависимости от крена (способа вывода): при крене до 45° уменьшается, при $\gamma = 50 \dots 70^\circ$ почти не изменяется, при крене больше 90° может увеличиваться. Частота вращения двигателя в конце вывода уменьшается. Продолжительность фигуры до 35 с.

Боевой разворот (рис. 8.5, б). Линии скорости, высоты и частоты вращения двигателя проходят так же, как и на горке. Основное отличие в записи перегрузки: на вводе более плавное ее нарастание (3 ... 5 с вместо 1,5 ... 2 с), после ввода при

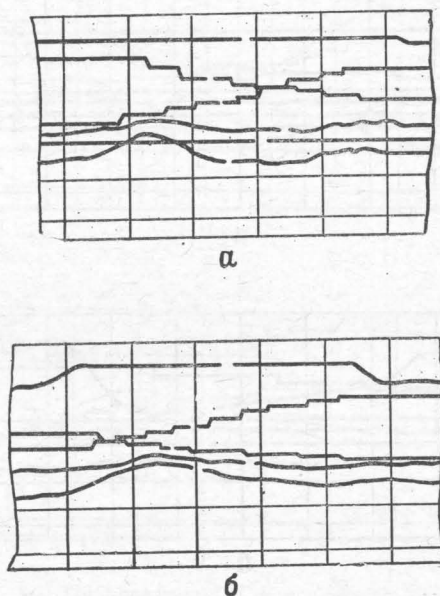


Рис. 8.5. Горка (а) и боевой разворот (б)

переходе к спиральному участку ее значение остается более высоким (1,7 вместо 0,8 ... 0,9). В процессе разворота возможны колебания перегрузки, обусловленные регулированием углов тангажа и крена, в то время как на горке это довольно ровная прямая. Время выполнения боевого разворота при $\vartheta_{ср} = 25 \dots 30^\circ$ около 35 с.

Полупетля (рис. 8.6, б). Линии высоты и скорости идут более круто, чем на горке и боевом развороте. Особенно характерно изменение перегрузки. На вводе за 3 ... 5 с она увеличи-

вается до 4,5 ... 5, затем практически равномерно уменьшается в течение 10 ... 13 с. Перед выполнением полубочки перегрузка небольшим скачком уменьшается до единицы, в последующем мало изменяясь. Линия руля высоты с замедлением отклоняется вверх и лишь за 1 ... 3 с до скачкообразного уменьшения перегрузки начинает искривляться книзу.

Петля Нестерова (рис. 8.6, а). Запись представляет собой сочетание «портретов» полупетли (без полубочки) и переворота. В верхней точке петли $n_{дв}$ уменьшается до 90%, а че-

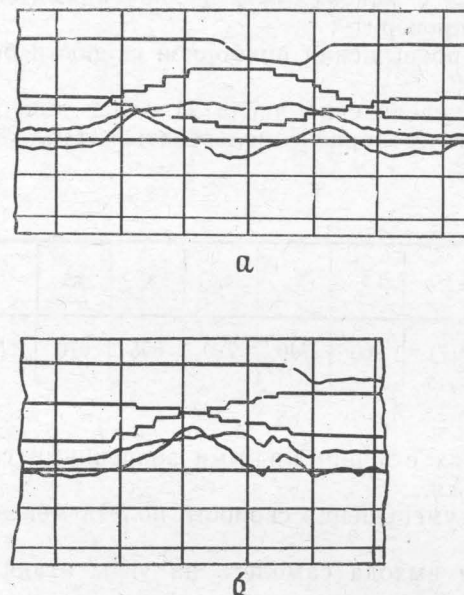


Рис. 8.6. Петля Нестерова (а) и полупетля (б)

рез 5 ... 8 с увеличивается и к концу вывода из фигуры достигает максимальной. Линия руля высоты по форме напоминает «лук Венеры». Продолжительность фигуры около 40 с.

8.5. Оценка соблюдения условий безопасности полета

Оценка соблюдения условий безопасности полета сводится к определению случаев выхода за эксплуатационные ограничения самолета:

- максимальной приборной скорости полета;
- максимального числа M ;
- минимальной скорости полета;

максимальной нормальной перегрузки;
 максимального коэффициента подъемной силы;
 продолжительности полета на околонулевых и отрицательных перегрузках;
 минимальной высоты полета.

Наиболее вероятными моментами (сечениями) выхода за эксплуатационные ограничения являются сечения с максимальными и минимальными значениями $V_{пр}$ и n_y , сечения с минимальными высотами. Поэтому во всех этих сечениях должна быть выполнена проверка соблюдения условий безопасности.

1. В сечениях с максимальными значениями скорости полета необходимо проверить:

не было ли превышения приборной скорости более допустимой (700 км/ч);

не было ли увеличения числа M более допустимого (0,7).

Для этого целесообразно пользоваться табл. 8.2.

Таблица 8.2

H , км	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
$V_{пр}$, км/ч ($M < 0,7$)	760	740	720	695	670	650	630	610

2. В сечениях с минимальными значениями скорости необходимо убедиться:

не было ли уменьшения скорости полета менее эволютивной (200 км/ч);

не было ли выхода самолета на углы атаки больше угла атаки тряски.

Режим полета по углу атаки определяется по величине коэффициента подъемной силы $c_y = 16 m n_y / (S \cdot V_{пр}^2)$. Оценку условий соблюдения безопасности полета по углу атаки удобнее проводить по номограмме, приведенной в приложении 4. При глазомерной оценке выход на тряску определяется по размытости линии n_{y1} , а также по пилообразному движению ручки (руля высоты).

3. В сечениях с максимальными нормальными перегрузками необходимо определить:

не было ли выхода за эксплуатационные ограничения по максимально допустимой перегрузке ($n_{y \max} = 8; -4$);

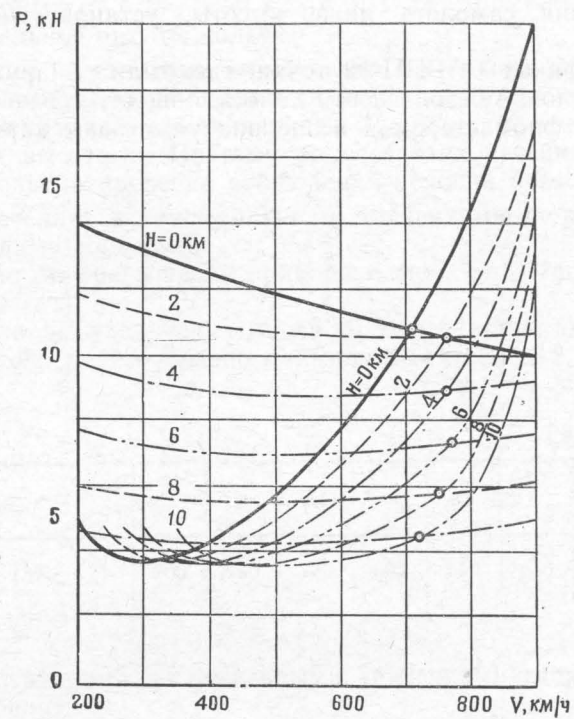
не было ли выхода на углы атаки больше угла атаки тряски.

4. В сечениях с минимальными нормальными перегрузками необходимо определить, не было ли выхода на околонулевые

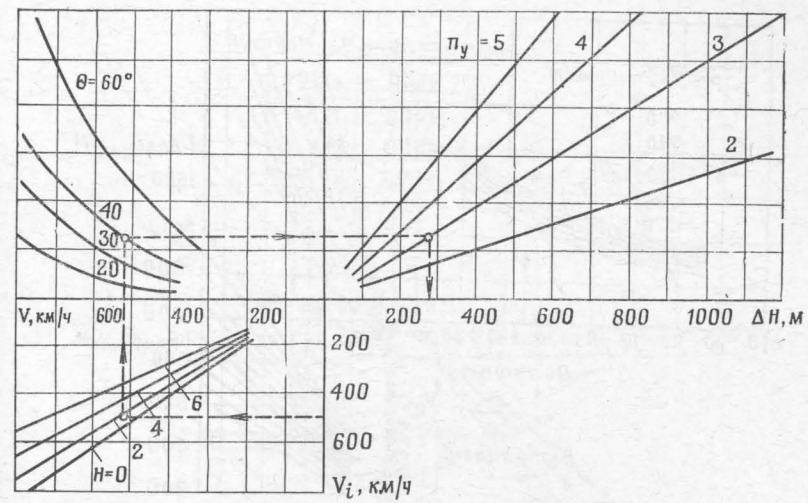
и отрицательные перегрузки, и если был, то определить продолжительность полета в этих условиях.

В сечениях с минимальной высотой определяется, не было ли снижения самолета ниже высоты, установленной заданием.

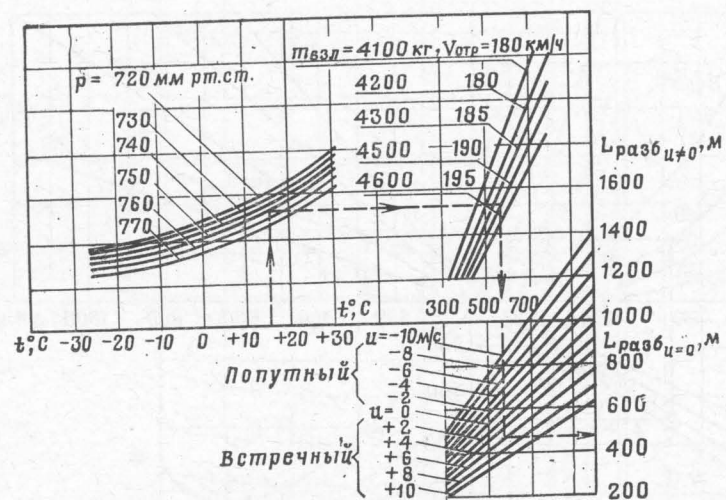
На графиках САРПП-12 точки, где были обнаружены нарушения условий безопасности полета, обводят красным карандашом или фломастером и возле них указывают характер нарушения.



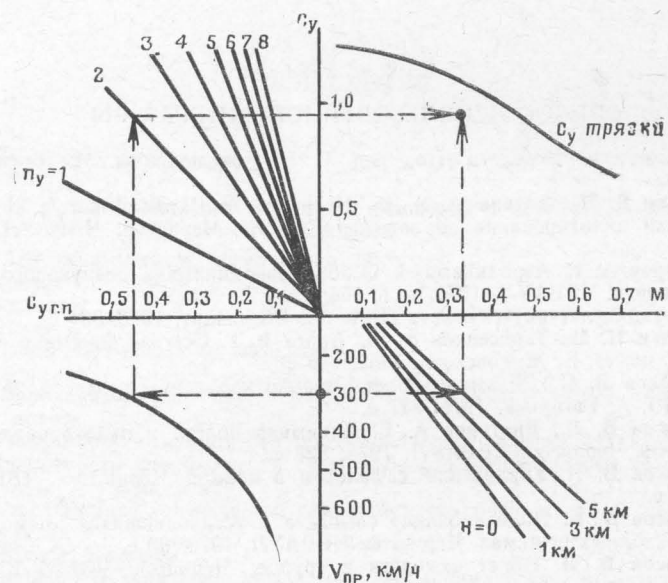
Приложение 1. Кривые Жуковского



Приложение 2. Номограмма для определения потери высоты на выводе из пикирования



Приложение 3. Номограмма для определения длины разбега с учетом изменения массы и атмосферных условий



Приложение 4. Номограмма для оценки условий соблюдения безопасности полета

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- Аэродинамика самолета /Под ред. Г. Н. Котельникова. М.: Воениздат, 1974. 287 с.
- Васенин В. П., Литвинчук Н. И., Некрасов В. И., Ткаченко А. Н. Анализ техники пилотирования по записям САРПП. Чернигов: ЧВВАУЛ, 1981, 60 с.
- Викторов А. Е. Аэродинамика: Основы аэродинамики дозвукового самолета. Чернигов: ЧВВАУЛ, 1974, ч. 1, 164 с.
- Инструкция летчику самолета Л-39. М.: Воениздат, 1978. 334 с.
- Лысенко Н. М., Тарасенков А. М., Брага В. Г. Основы динамики полета. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1962. 436 с.
- Медников В. Н. Динамика полета и пилотирование самолетов. Монино: ВВА им. Ю. А. Гагарина, 1976. 547 с.
- Некрасов В. И., Викторов А. Е. Динамика полета и пилотирование самолета Л-39. Чернигов: ЧВВАУЛ, 1978. 528 с.
- Некрасов В. И. Управление самолетом в полете. Чернигов: ЧВВАУЛ, 1979. 520 с.
- Некрасов В. И. Пилотирование самолета в установившихся прямолинейных и переходных режимах. Чернигов: ЧВВАУЛ, 1979. 60 с.
- Некрасов В. И. Полет самолета в группе. Чернигов: ЧВВАУЛ, 1981. 39 с.
- Некрасов В. И. Пилотирование самолета Л-39 в особых случаях полета. Чернигов: ЧВВАУЛ, 1982. 21 с.
- Практическая аэродинамика маневренных самолетов /Под ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
- Раевский Г. К. Поведение самолета МиГ-21 при попадании в спутный след однотипного самолета. Харьков: ХВВАУЛ, 1978. 24 с.
- Техническая документация самолета Л-39: Летные характеристики. Прага, 1973, кн. 1. 60 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Принятые сокращения	3
Введение	4
Глава 1. Аэродинамическая компоновка и характеристики самолета	
1.1. Аэродинамическая компоновка самолета	6
Крыло	7
Фюзеляж	—
Шасси	—
Сочленение крыла с фюзеляжем	8
Оперение	—
1.2. Аэродинамические характеристики самолета при малых числах М полета	9
Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки	—
Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления самолета от угла атаки	11
Аэродинамическое качество самолета и его зависимость от угла атаки	12
Поляра самолета	13
Влияние механизации крыла на аэродинамические характеристики самолета	14
Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета	16
Влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики самолета	—
1.3. Летно-технические характеристики самолета	17
Общая характеристика и основные данные самолета. Летно-эксплуатационные ограничения	—
Характеристики силовой установки	19
1.4. Силы и моменты, действующие на самолет. Устойчивость самолета	22
Силы, действующие на самолет в полете. Перегрузки	—
Моменты, действующие на самолет в полете	24
Понятие о динамических моментах	25
Понятия равновесия и устойчивости	27
Устойчивость самолета по углу атаки (по перегрузке)	28
Путевая статическая устойчивость (по углу скольжения)	29
Поперечная статическая устойчивость (по крену)	—
Энергия самолета	31
Глава 2. Управление самолетом в полете	
2.1. Действия летчика по управлению самолетом	32
Система «летчик — самолет — среда»	—
Органы чувств — приемники информации	33
Выбор информации — функция внимания	—
Переработка информации — принятие решений	34
Рабочие движения летчика	35

	Стр.
2.2. Параметры полета и источники информации	36
Пространственные (земные) параметры	—
Поточные параметры	38
Динамические параметры	39
Приборные (инструментальные) источники информации	—
Неприборные (неинструментальные) источники информации	42
2.3. Управляемость самолета	45
2.4. Управление углом атаки и нормальной перегрузкой	46
Балансировка самолета на заданном угле атаки	—
Усилия на ручке управления и способы их уменьшения	48
Управление углом атаки и нормальной перегрузкой	49
Управляемость самолета по углу атаки и перегрузке	50
2.5. Управление креном	53
Отклонения ручки управления, требуемые для создания заданного крена	—
Управление креном	—
Характеристики управляемости	54
2.6. Управление углом скольжения и боковой перегрузкой	56
2.7. Управление оборотами двигателя и тангенциальной перегрузкой	57
2.8. Управление движением центра масс самолета	58
Уравнения движения центра масс самолета в траекторной системе координат	—
Управление углом наклона траектории	59
Управление скоростью полета	61
Управление углом пути	62
2.9. Кинематические условия и классификация видов движения	63
2.10. Отклонения самолета и ошибки летчика	64
2.11. Методика обоснования техники пилотирования	66

Глава 3. Сваливание и штопор самолета

3.1. Поведение самолета на больших углах атаки. Сваливание самолета	68
3.2. Самовращение крыла на больших углах атаки	70
3.3. Условия входа самолета в штопор	72
3.4. Поведение самолета в штопоре. Характеристики установившегося штопора	—
3.5. Обоснование действий летчика по выводу самолета из нормального штопора. Характерные ошибки	75
3.6. Особенности перевернутого штопора и вывод из него	76

Глава 4. Прямолинейные режимы полета. Диапазон высот и скоростей

4.1. Кинематические условия и соотношение сил в горизонтальном полете	77
4.2. Кривые Жуковского, характерные скорости горизонтального полета	78
4.3. Влияние конфигурации самолета на характерные скорости горизонтального полета	80
4.4. Диапазон скоростей и высот установившегося горизонтального полета	82
4.5. Ограничение минимальной и максимальной скоростей. Эксплуатационный диапазон скоростей	83
4.6. Кинематические условия и соотношение сил в установившемся подъеме	85
4.7. Угол и вертикальная скорость установившегося набора высоты	—
4.8. Барограмма подъема. Практический потолок	86
4.9. Кинематические условия и соотношение сил в установившемся снижении	88

4.10. Угол и вертикальная скорость снижения (планирования)	88
4.11. Дальность снижения и планирования	89
4.12. Характеристики продолжительности и дальности полета	90
4.13. Продольная балансировка самолета в горизонтальном полете	93
4.14. Продольная статическая устойчивость самолета по скорости	95
4.15. Пилотирование самолета в горизонтальном полете	96
Выдерживание горизонтальности	—
Выдерживание скорости	97
Выдерживание высоты полета	98
Исправление отклонений в высоте и скорости полета	99
4.16. Пилотирование самолета в установившемся подъеме	—
4.17. Пилотирование самолета в установившемся снижении	100
4.18. Первые и вторые режимы	—
4.19. Разгон и торможение самолета	102
Кинематические условия и потребное соотношение сил	—
Характеристики разгона и торможения	—
Пилотирование самолета при разгоне и торможении	105
4.20. Пилотирование самолета при изменении угла наклона траектории	—
Искривление траектории вверх	—
Искривление траектории вниз	106
4.21. Прямолинейный полет со скольжением	—

Глава 5. Выполнение фигур пилотажа

5.1. Вираще	108
Кинематические условия и потребное соотношение сил на правильном вираже	109
Потребная нормальная перегрузка для движения в горизонтальной плоскости	110
Потребная тяга и наимыгоднейшая скорость правильного виража	—
Основные характеристики виража и влияние на них эксплуатационных факторов	111
Обоснование техники выполнения правильного виража	113
Характерные ошибки, отклонения и их исправление	116
5.2. Спираль	118
Восходящая спираль	—
Нисходящая спираль	120
5.3. Пикирование	122
Кинематические условия и потребное соотношение сил на участках пикирования	—
Основные характеристики пикирования	123
Техника выполнения пикирования. Характерные ошибки и отклонения	125
«Просадка» самолета	126
5.4. Горка	127
Кинематические условия и потребное соотношение сил на участках горки	128
Основные характеристики горки	—
Техника выполнения горки	129
Характерные ошибки и отклонения	130
5.5. Боевой разворот	131
Кинематические условия и потребное соотношение сил	—
Основные характеристики и варианты выполнения боевого разворота	132
Техника выполнения боевого разворота	133
Характерные ошибки и отклонения	136

5.6. Бочка	137
Движение центра масс самолета при выполнении бочки, ее характеристики и варианты	—
Техника выполнения бочки	139
Характерные ошибки и отклонения	141
5.7. Переворот	142
Кинематические параметры и соотношение сил	143
Основные характеристики переворота	—
Обоснование техники выполнения переворота	145
Техника выполнения переворота	147
Характерные ошибки, отклонения и их исправление	—
5.8. Петля Нестерова	148
Кинематические условия и соотношение сил на петле	—
Область выполнимости петли	149
Основные характеристики петли	151
Обоснование техники выполнения петли	154
Техника выполнения петли	155
Характерные ошибки, отклонения и их исправление	—
5.9. Полупетля	156
Движение самолета на полубочке и обоснование техники ее выполнения	157
Техника выполнения полупетли	159
Характерные ошибки, отклонения и их исправление	—

Глава 6. Выполнение взлета, полета по кругу и посадки

6.1. Движение самолета на взлете	160
6.2. Характеристики взлета и влияние на них эксплуатационных факторов	162
6.3. Техника выполнения взлета. Характерные ошибки и отклонения	164
Обоснование техники выполнения взлета	—
Техника выполнения взлета	167
Особенности взлета с боковым ветром	168
Характерные отклонения на взлете, их возможные причины и исправление	170
6.4. Полет по кругу. Заход и расчет на посадку	171
Основные режимы и особенности техники выполнения полета по кругу	172
Вывод и удержание самолета в створе ВПП	173
Вывод самолета на глиссаду и удержание на ней. Выдерживание скорости	175
Отклонения от глиссады и их исправление	179
Учет ветра при заходе и расчете на посадку	180
6.5. Движение самолета на посадке	183
6.6. Основные характеристики посадки и влияние на них эксплуатационных факторов	185
6.7. Техника выполнения посадки. Характерные ошибки, отклонения и их исправление	187
Обоснование техники выполнения посадки	188
Техника выполнения посадки	190
Особенности посадки с боковым ветром	—
Характерные ошибки, отклонения и их исправление	191
6.8. Особенности расчета на посадку и посадки с убранными закрылками	197
6.9. Расчет на посадку и посадка самолета с отказавшим (авторотирующим) двигателем	199
Расчет на посадку	—
Техника выполнения расчета на посадку	201
Особенности техники выполнения посадки	202

Глава 7. Выполнение группового полета в составе пары

7.1. Особенности пилотирования самолета в группе	203
7.2. Параметры строя и их определение летчиком в полете	204
Параметры строя	205
Определение параметров строя ведомым	—
Точность определения параметров строя	208
7.3. Прямолинейный полет в составе пары	210
Выдерживание параметров строя в прямолинейном горизонтальном полете	—
Управляемость самолета в строю	212
Влияние режима полета на выдерживание параметров строя	213
7.4. Маневрирование для изменения параметров строя	215
7.5. Взлет в паре	216
7.6. Выполнение разворотов, виражей, спиралей	217
7.7. Выполнение пикирования и горки	220
7.8. Обеспечение безопасности групповых полетов	222
Предупреждение опасных сближений	—
Ограничения углов атаки и перегрузок	224
Влияние спутного следа	—

Глава 8. Анализ техники пилотирования по данным САРПП

8.1. Назначение и основные данные системы САРПП-12Г	226
8.2. Методика определения параметров полета по записям САРПП	228
8.3. Методика определения параметров полета, которые не фиксируются на пленке САРПП	—
Определение истинной скорости полета и числа М	—
Определение угла наклона траектории	229
Определение угла крена	—
Определение угла разворота в горизонтальной плоскости	230
8.4. Методика распознавания элементов полета	—
Прямолинейные режимы	—
Горизонтальные маневры	231
Нисходящие маневры	232
Восходящие маневры	233
8.5. Оценка соблюдения условий безопасности полета	235

Приложения:

1. Кривые Жуковского	237
2. Номограмма для определения потери высоты на выводе из пикирования	238
3. Номограмма для определения длины разбега с учетом изменения массы и атмосферных условий	239
4. Номограмма для оценки условий соблюдения безопасности полета	240
Список использованной литературы	242

Редактор *В. М. Корягин*
Технический редактор *А. А. Перескокова*
Корректор *Н. Л. Коршунова*

Сдано в набор 27.03.84.

Подписано в печать 30.01.85.

Г-82627

Формат 60×90/16. Печ. л. 15½. Усл. печ. л. 15,5. Усл. кр. отт. 15,5. Уч.-изд. л. 16,08

Изд. № 7/9579

Бесплатно

Зак. 696

Воениздат, 103160, Москва, К-160

2-я типография Воениздата

191065, Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10

