

Глава 7

ПОЛЕТ САМОЛЕТА

7.1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Наука, изучающая движение летательных аппаратов, называется *динамикой полета*. Движение летательного аппарата может быть установившимся и неуставившимся. При установившемся движении отсутствуют ускорения (за исключением ускорения силы тяжести). Основными видами движения, рассматриваемыми в динамике полета, являются горизонтальный полет, набор высоты, снижение, посадка и вираж.

Горизонтальный полет (ГП) – прямолинейный полет в вертикальной плоскости на постоянной высоте. В горизонтальном полете на самолет действует сила тяжести G , приложенная в центре тяжести, подъемная сила Y и сила лобового сопротивления Q , приложенные в центре давления, сила тяги T , направленная по оси двигателя. Для удобства будем считать, что все силы приложены в центре тяжести (рис. 7.1). Это условие будем распространять на все режимы полета.

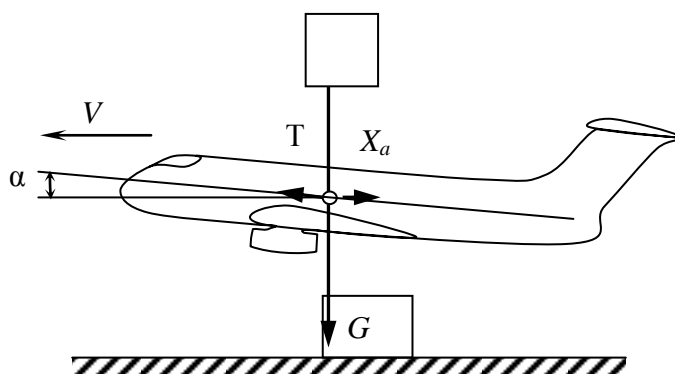


Рис. 7.1 Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

Условия полета самолета на постоянной высоте заключаются в равенстве подъемной силы и веса: $Y = G$ или $Y = c_y S(\rho V^2/2) = G$. Условия равномерности движения – равенство силы тяги и лобового сопротивления: $T = X_a$ или $T = c_{xa} S(\rho V^2/2)$. Если не обеспечивается равенство подъемной силы и веса, то самолет будет подниматься ($Y > G$) или снижаться ($Y < G$), т. е. произойдет искривление траектории. Если тяга двигателя будет превышать силу лобового сопротивления ($T > X_a$), то скорость самолета будет увеличиваться, а при $T < X_a$ скорость будет уменьшаться.

Из уравнения постоянства высоты полета можно получить формулу для определения скорости, потребной для выполнения горизонтального полета:

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{2G / (c_y S \rho)}.$$

Из формулы видно, что потребная скорость горизонтального полета зависит от значения G , плотности воздуха ρ , площади крыла S и коэффициента подъемной силы c_y . Поскольку каждому значению угла атаки соответствует единственное значение коэффициента c_y , это значит, что каждой скорости полета соответствует определенное значение угла атаки. Данная формула позволяет ввести выражение для теоретической минимальной скорости полета самолета на заданной высоте, т. е. наименьшей скорости, которая позволяет совершать ГП: $V_{\text{гп min}} = \sqrt{2G / (c_{y \text{ max}} S \rho)}$.

Минимальная скорость полета может быть получена при полете на критическом угле атаки $\alpha = \alpha_{\text{крит}}$, которому соответствует максимальный коэффициент подъемной силы:

$$c_y = c_{y \text{ max}}.$$

Однако выполнять полет на теоретически минимальной скорости не рекомендуется, так как на критических углах атаки полет неустойчив, поскольку незначительное увеличение угла атаки сверх критического приводит к уменьшению значения c_y , а значит к падению подъемной силы. Практическая минимальная скорость полета несколько больше, чем теоретическая ($V_{\text{min пр}} \approx 1,30V_{\text{min}}$), а полет должен выполняться на углах атаки $\alpha < \alpha_{\text{крит}}$.

Из уравнения постоянства скорости можно получить формулу для силы тяги, потребной для ГП: $T_{\text{гп}} = c_{xa} S (\rho V_{\text{гп}}^2 / 2)$, а так как $V_{\text{гп}}^2 = 2G / (c_y S \rho)$, то, подставляя в формулу это выражение, получим: $T_{\text{гп}} = G(c_{xa} / c_y) = G / K$.

Как следует из формулы, потребная тяга зависит от значения G (с увеличением G требуется большая тяга при том же угле атаки) и аэродинамического качества самолета. Минимальная потребная тяга будет при полете на наивыгоднейшем угле атаки, т. е. при крыле с максимальным качеством:

$$T_{\text{гп min}} = G / K_{\text{max}}.$$

При расчетах летных данных самолета удобно пользоваться графическими зависимостями тяг от скорости и высоты полета, получившими название кривых Н. Е. Жуковского. При построении кривых потребных тяг используют уравнения установившегося полета (рис. 7.2). Исходные данные для расчета – поляры самолета, построенные для различных чисел M , площадь крыла, масса самолета, заданные высоты полета самолета. Расчет обычно начинают для высоты $H = 0$ в следующем порядке:

- 1) задаются рядом значений чисел M (соответственно, значениям $V = Ma$);
- 2) из уравнения, определяющего условие постоянства высоты полета, находят значение c_y , соответствующее полету на данной высоте и скорости;

3) по поляре самолета для выбранного числа M и полученного значения c_y определяют значение c_{xa} , а затем и $K = c_y / c_{xa}$;

4) подсчитывают значения потребных тяг $T_{гп} = G / K$; затем строят зависимость $T_{гп} = f(V)$, на которой откладывают значения углов атаки (рис. 7.2, а).

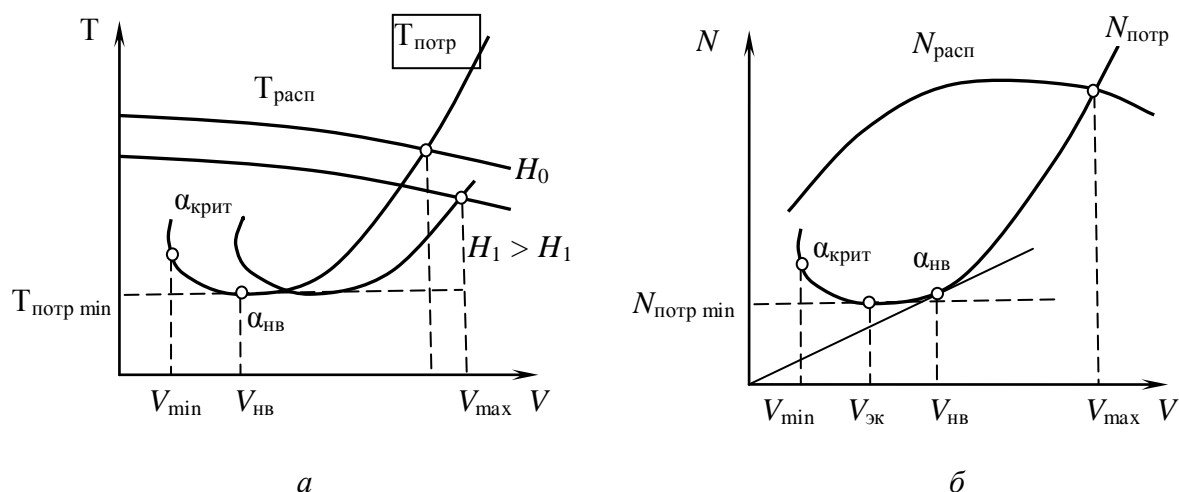


Рис. 7.2. Зависимость от скорости полета:

а – потребных и располагаемых тяг;

б – мощностей

Аналогично рассчитывают $T_{гп} = f(V)$ для других высот. При этом с возрастанием высоты полета из-за уменьшения плотности воздуха кривая смещается вправо с увеличением наклона правой ветви.

Летные данные самолетов рассчитывают при одновременном составлении кривых потребных тяг $T_{потр} = f(V)$ и располагаемых тяг $T_{расп} \approx f(V)$ (рис. 7.2, а). Последние представляют собой зависимости тяги двигателя на максимальном режиме работы от скорости полета самолета и высоты. По кривым потребных и располагаемых тяг рассмотрим характерные скорости горизонтального полета. Крайняя левая точка кривой потребной тяги соответствует минимальной (теоретической) скорости полета V_{min} . Точка пересечения кривых потребных и располагаемых тяг соответствует максимальной скорости полета V_{max} , т. е. наибольшей скорости полета, достигаемой самолетом в горизонтальном полете при максимальной тяге двигателя. Скорость, которая соответствует минимальной потребной тяге, называется наивыгоднейшей скоростью ГП $V_{нв}$. Разность между максимальной и минимальной скоростями полета называется диапазоном скоростей. С увеличением высоты полета минимальная скорость увеличивается, а максимальная, как правило, уменьшается.

Для расчета летных данных самолетов с поршневыми и турбовинтовыми двигателями удобнее пользоваться методом сравнения потребных

и располагаемых мощностей. Мощность, потребная для горизонтального полета $N_{\text{гп}} = T_{\text{гп}} V_{\text{гп}} = (GV_{\text{гп}} / K)$.

Построение кривой потребных мощностей аналогично построению кривой потребных тяг (рис. 7.2, б). На полученный график наносится и кривая располагаемых мощностей силовой установки $N_{\text{расп}} = f(V)$.

Наивыгоднейшую скорость полета можно определить по графику $N = f(V)$, для чего из начала координат проводят касательную к данной кривой (точке касания будет соответствовать $V_{\text{нв}}$). Действительно, из формулы, определяющей потребную мощность, видно, что

$$T_{\text{гп min}} = (N_{\text{гп}} / V_{\text{гп}})_{\text{min}} = \text{tg } \varphi_{\text{min}},$$

где φ – угол наклона касательной.

Скорость полета, при которой потребная мощность наименьшая, называется экономической скоростью $V_{\text{эк}}$.

7.2. НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ

Набор высоты – прямолинейное движение самолета вверх по траектории, наклонной к горизонту. Если при этом скорость сохраняется постоянной, то набор высоты считается установившимся. Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты с углом наклона траектории к горизонту θ и планировании, показана на рис. 7.3. Условия установившегося подъема можно записать в следующем виде: $T = X_a + G_2 = X_a + G \sin \theta$; $Y = G_1 = G \cos \theta$.

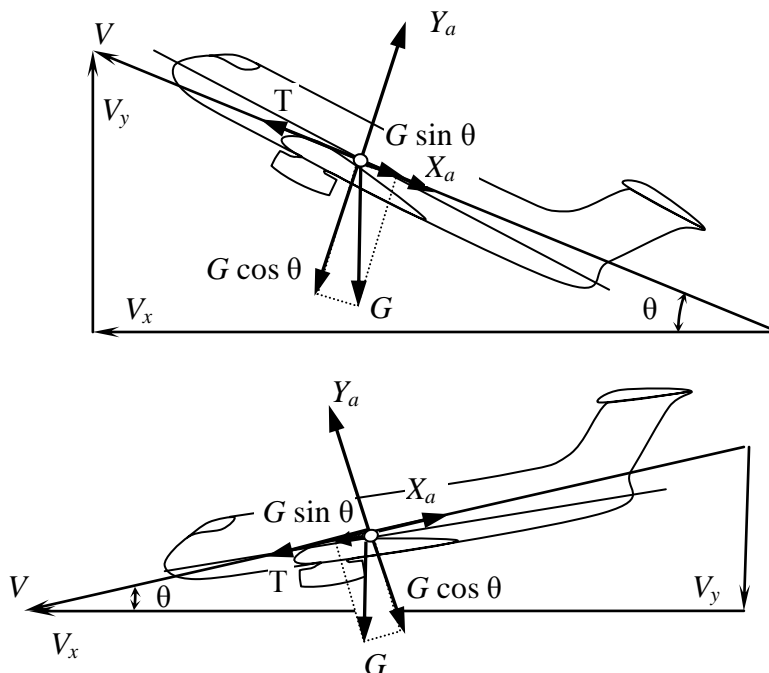


Рис. 7.3. Схема сил, действующих на самолет:
а – при наборе высоты; б – при планировании

Исходя из того, что $Y = c_y S(\rho V^2/2)$, потребная скорость набора высоты равна

$$V_{\text{наб}} = \sqrt{2G} \cos \theta / c_y S \rho = V_{\text{гп}}.$$

Величина $\sqrt{\cos \theta}$ всегда меньше единицы, поэтому можно сделать вывод, что для выполнения набора высоты самолета требуется меньшая скорость, чем при горизонтальном полете на том же угле атаки. При небольших углах набора высоты ($\theta = 20-25$) величина $\sqrt{\cos \theta}$ близка к единице, поэтому можно принимать, что $V_{\text{наб}} \approx V_{\text{гп}}$.

При наборе высоты самолетом (рис. 7.3, а) тяга затрачивается на преодоление лобового сопротивления X_a и составляющей силы тяжести G_2 , т. е. для набора высоты требуется тяга, большая, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки. Подъемная сила крыла при наборе высоты, наоборот, нужна меньше, чем в ГП. Чем больше угол θ , тем меньше должно быть значение Y . Для вертикального подъема ($\theta = 90^\circ$) подъемная сила крыла не нужна. Этот парадоксальный на первый взгляд вывод объясняется просто. При наборе высоты самолета часть веса самолета G_2 уравнивается тягой T (рис. 7.3, а). При вертикальном наборе высоты вес G полностью уравнивается тягой T . В этом случае тяга, потребная для набора высоты, равна $T_{\text{наб}} = X_a + G$. Избыток тяги, необходимый для набора высоты V_y , равен $\Delta T = T_{\text{расп}} - X_a = G \sin \theta$. Вертикальная скорость набора высоты V_y за единицу времени (рис. 7.4) может быть найдена из следующих соотношений: $V_y / V_{\text{наб}} = \sin \theta$; $\sin \theta = \Delta T / G$; $V_y = (V_{\text{наб}} \Delta T) / G = \Delta N / G$. Из формул следует, что при неизменной величине G вертикальная скорость самолета зависит от избытка тяги ΔT или избытка мощности ΔN . Значения ΔT получают с кривых располагаемых и потребных тяг (см. рис. 7.2, а), а значения ΔN — с кривых располагаемых и потребных мощностей (см. рис. 7.2, б). Максимальное значение вертикальной скорости может быть получено из условия

$$V_{y \max} = (V_{\text{наб}} \Delta T)_{\max} / G = \Delta N_{\max} / G,$$

т. е. для набора высоты с минимальной затратой времени (набор высоты с максимальной скороподъемностью) пилот должен поддерживать наивыгоднейшую скорость полета при максимальном значении тяги (мощности) авиадвигателей. С увеличением высоты полета избыток тяги у самолетов с турбореактивными двигателями и избыток мощности у самолетов с поршневыми и турбовинтовыми двигателями уменьшается, поэтому уменьшается и вертикальная скорость.

Высота полета, на которой $V_{y \max} = 0$, называется теоретическим потолком самолета H_T . На этой высоте избытка тяги (мощности) нет, поэтому возможен только ГП на наивыгоднейшей скорости. Достигнуть высоты H_T самолет практически не может, так как по мере приближения к потолку

избыток тяги (мощности) становится все меньше, и для набора оставшейся высоты потребуется затратить слишком много времени и топлива. Уменьшение полетной массы вследствие расхода топлива приведет к увеличению теоретического потолка. Поэтому введено понятие практического потолка $H_{\text{пр}}$ – высота полета, на которой максимальная вертикальная скорость $V_{y \text{ max}} = 0,5 \text{ м/с}$. Значение $H_{\text{пр}}$ обычно получают расчетным путем, используя график (рис. 7.4). Разница между практическим и теоретическим потолками обычно невелика (200–300 м). Благодаря кинетической энергии $GV^2/2G$ самолет кратковременно может набрать высоту, большую теоретического потолка. Эта высота называется динамическим потолком $H_{\text{дин}}$. У самолетов гражданской авиации максимальное значение вертикальной скорости у земли составляет 12–25 м/с, высота практического потолка – 12 000–14 000 м. Высоту практического потолка самолеты набирают за 40–50 мин.

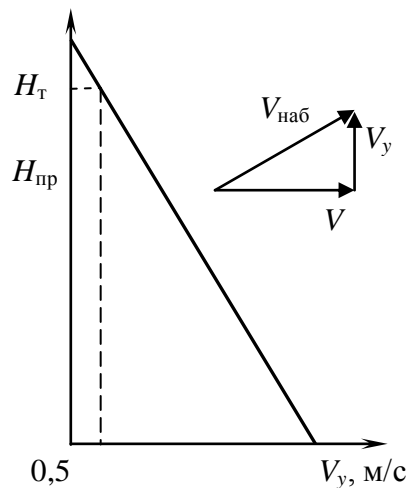


Рис. 7.4. Зависимость скороподъемности от высоты полета

Снижение – прямолинейное движение самолета вниз по наклонной к горизонту траектории. Снижение при отсутствии тяги двигателей называется планированием.

Для установившегося движения при планировании (см. рис. 7.3, б) используются уравнения

$$Y = G \cos \theta; X_a = G \sin \theta,$$

где θ – угол планирования.

Возведя оба уравнения в степень и сложив их почленно, получим следующее:

$$Y^2 + X_a^2 = G^2(\cos^2 \theta + \sin^2 \theta) = G^2, \text{ или } G = \sqrt{Y^2 + X_a^2} = R.$$

Как видно, при планировании вес самолета уравновешивается полной аэродинамической силой.

Из первого уравнения движения самолета при планировании можно получить выражение для скорости планирования $V_{пл}$:

$$V_{пл} = \sqrt{2G \cos \theta / c_y S \rho} = V_{гп} \sqrt{\cos \theta}.$$

Из схемы сил, действующих на самолет при планировании (см. рис. 7.3, б), видно, что $\operatorname{ctg} \theta = Y / X_a = K$. Одно и то же значение аэродинамического качества может быть получено для двух различных углов атаки. Один из углов α меньше наивыгоднейшего угла атаки ($\alpha < \alpha_{нв}$), другой – больше ($\alpha > \alpha_{нв}$). Это означает, что одинаковый угол планирования θ также может быть получен при полете на двух различных углах атаки. Наиболее пологое планирование (θ_{\min}) имеет место при полете с углом атаки $\alpha = \alpha_{нв}$, при котором $K = K_{\max}$. Обычно планирование осуществляют на углах атаки, меньших наивыгоднейшего, т. е. на скоростях, превышающих наивыгоднейшую скорость. При этом у самолета сохраняются хорошая устойчивость и управляемость.

Важной характеристикой планирования является дальность планирования $L_{пл}$, т. е. расстояние по горизонту, которое проходит самолет от начала до конца планирования. Из схемы (рис. 7.3, б) видно, что

$$L_{пл} / H_{пл} = Y / X_a = K \text{ или } L_{пл} = H_{пл} K,$$

где $H_{пл}$ – высота планирования.

Наибольшая дальность планирования соответствует планированию на наивыгоднейшем угле атаки, т. е. на максимальном аэродинамическом качестве: $L_{пл \max} = H_{пл} K_{\max}$. На дальность планирования большое влияние оказывает ветер: $L_{пл} = H_{пл} K \pm W_{\tau}$, где W – скорость ветра; τ – время планирования, в течение которого действует ветер. Встречный ветер уменьшает, а попутный – увеличивает $L_{пл}$.

При снижении самолета с работающими двигателями равенство сил, действующих на самолет, запишется следующим образом:

$$T = X_a - G \sin \theta; Y = G \cos \theta,$$

где T – тяга двигателей.

При снижении частота вращения двигателя незначительно превышает частоту вращения в режиме малого газа, и развиваемая тяга – небольшая. Наличие тяги увеличивает дальность снижения и уменьшает угол наклона траектории. Снижение самолета, летящего на высоте 9 000–11 000 м, обычно начинается за 250–300 км от аэродрома. Вертикальная скорость снижения 5–10 м/с часто ограничивается изменением барометрического давления в пассажирских кабинах для того, чтобы избежать боли в ушах у пассажиров. В случае экстренного снижения, например при разгерметизации пассажирской кабины и т. д., вертикальная скорость должна быть максимальной, однако пилот не должен допускать чрезмерного увеличения поступательной скорости самолета из соображений прочности (ограничение

по скоростному напору), устойчивости и управляемости (ограничение по числу M полета). Вертикальная скорость снижения V_y ограничивается значением 35–40 м/с при убранном шасси и 65–70 м/с при выпущенном шасси.

7.3. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА

Взлет самолета состоит из этапов разбега по земле, отрыва, приобретения безопасной скорости полета и набора высоты. Перед разбегом самолет выруливает на линию старта, и пилот плавно увеличивает тягу двигателей, переводя их на взлетный режим, при этом самолет удерживается на месте за счет торможения (тормозов). Затем колеса растормаживаются и начинается разбег. Большую часть разбега самолет совершает в стояночном положении. С увеличением скорости растут аэродинамические силы, увеличивается эффективность оперения, что позволяет поднять переднее колесо и увеличить угол атаки. Самолет продолжает двигаться ускоренно по взлетной полосе, но уже на основных колесах. Скорость, а следовательно, и аэродинамические силы продолжают увеличиваться, и самолет отрывается от земли в тот момент, когда подъемная сила Y преодолевает вес самолета. Скорость отрыва составляет

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{2G / (c_{y \text{ отр}} S \rho)},$$

при этом принимают $c_{y \text{ отр}} \approx 0,85 c_{y \text{ max}}$.

После отрыва от земли самолет набирает высоту при одновременном разгоне. Самолет с малым избытком тяги после отрыва переводят в режим выдерживания постоянной высоты до достижения скорости, необходимой для продолжения взлета. Взлет самолета заканчивается при достижении им определенной высоты, обычно 10,7 м.

Проекция траектории взлета самолета на горизонтальную плоскость от начала разбега до момента набора указанной высоты называется длиной взлетной дистанции $L_{\text{взл}}$. Она зависит от скорости отрыва $V_{\text{отр}}$, тяговооруженности самолета (отношения располагаемой тяги двигателей к весу самолета), состояния атмосферы (плотности воздуха, скорости и направления ветра) и других факторов. Уменьшением $V_{\text{отр}}$ или увеличением тяговооруженности самолета можно значительно сократить $L_{\text{взл}}$. При встречном ветре для отрыва самолета требуется меньшая скорость относительно земли, а следовательно, и меньшая длина разбега. Для уменьшения скорости отрыва используют механизацию крыла – обычно закрылки, способствующие повышению коэффициента $c_{y \text{ отр}}$. При малых отклонениях закрылка увеличивается подъемная сила без существенного увеличения лобового сопротивления.

Посадка – это заключительный этап полета, состоящий из снижения, выравнивания, выдерживания, приземления и пробега по земле до полной

остановки. Посадке предшествуют предпосадочные маневры, выход к аэродрому и заход на посадку. Выход к аэродрому осуществляется с применением различных радиотехнических средств и заканчивается над дальней приводной радиостанцией. Для экономии топлива и уменьшения времени нахождения самолета в районе аэродрома стремятся выполнить посадку с прямой. Перед посадкой на высоте 300–400 м выпускают шасси и в два приема закрылки.

При снижении двигателя работают на режиме минимального газа, т. е. создают незначительную тягу. Снижение обычно осуществляется со скоростью, превышающей минимальную на 25–30 % для избежания возможного срыва потока. В конце снижения производится выравнивание самолета таким образом, чтобы траектория его движения стала почти параллельна земле. Для этого пилот выбирает штурвал на себя, угол атаки увеличивается, коэффициент подъемной силы возрастает, а скорость уменьшается. После выравнивания самолет продолжает лететь на минимальной высоте (0,5–1 м) с постепенным уменьшением скорости при увеличении угла атаки (для сохранения равенства $Y = G$). Этот элемент посадки называется выдерживанием. При достижении скорости, при которой подъемная сила становится меньше веса самолета, самолет парашютирует и касается земли. Скорость самолета в момент приземления называется посадочной: $V_{\text{пос}} \approx 0,94 \sqrt{2G} / (c_{y \max} S_p)$.

Заключительная стадия посадки – пробег самолета по земле, при котором скорость самолета уменьшается до нуля.

Горизонтальная проекция траектории посадки самолета с высоты 15 м до окончания пробега называется длиной посадочной дистанции $L_{\text{пос}}$. Для сокращения $L_{\text{пос}}$ необходимо снижать посадочную скорость и применять различного рода тормозные устройства. Однако уменьшение посадочной скорости ограничено значением $c_{y \max}$. Увеличение $c_{y \max}$ возможно при использовании механизации крыла.

В качестве тормозных устройств могут применяться колесные устройства, лыжи, воздушные тормоза, аэродромные средства, реверс тяги (изменение направления тяги двигателей). Применение этих средств сокращает длину пробега в 2–2,5 раза.

7.4. Вираж

Ви́раж – криволинейный полет самолета в горизонтальной плоскости. Этот наиболее распространенный вид криволинейного полета служит для изменения направления полета. В практике различают виражи правильные и неправильные. *Правильным виражом* называется полет самолета по дуге окружности радиусом r на постоянной высоте с постоянной

скоростью (рис. 7.5). *Неправильный вираж* – полет самолета по криволинейной траектории со скольжением, изменяемым радиусом или высотой.

Для выполнения виража необходима центростремительная сила, получить которую можно, если наклонить самолет на некоторый угол γ – угол между плоскостью симметрии самолета и вертикальной плоскостью, называемый углом крена. Рассмотрим условия правильного виража (рис. 7.5). Уравнение правильного виража, исходя из схемы сил, действующих на самолет, следующее:

- $Y_b = G = Y \cos \gamma$ – условие полета в горизонтальной плоскости;
- $T = X_a$ – условие постоянства скорости полета;
- $(G / G)(V_b^2 / 2) = Y \sin \gamma = Y_\Gamma$ – условие криволинейного движения по дуге окружности радиусом r .

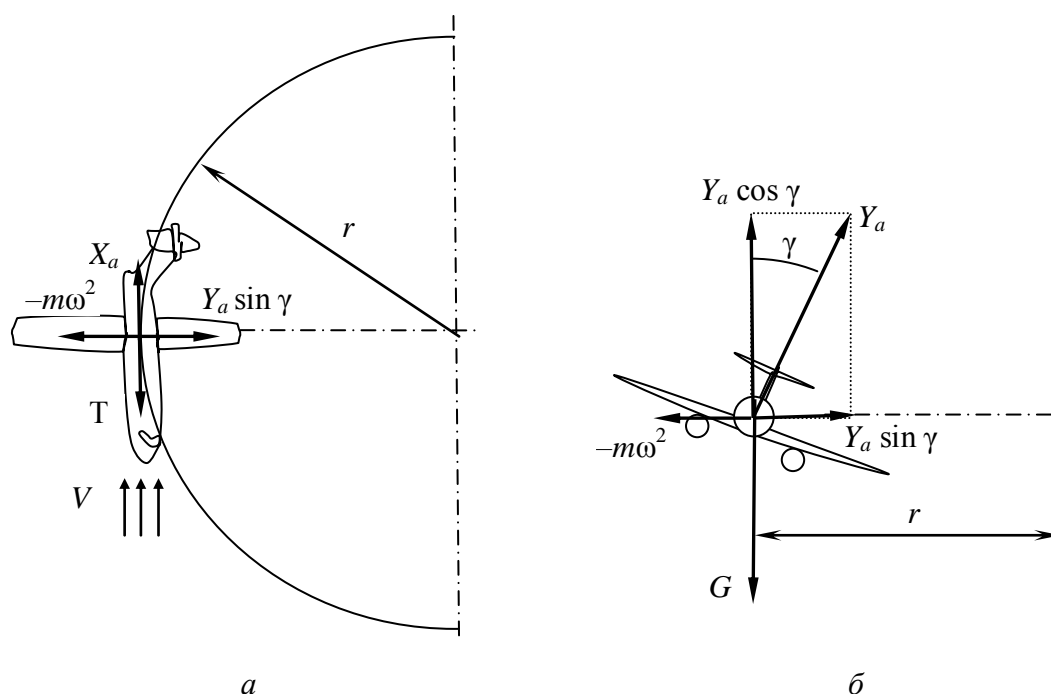


Рис. 7.5. Схема сил, действующих на самолет при вираже:
а – вид сверху; б – вид спереди

Таким образом, на самолет при вираже действуют взаимно уравновешивающие силы тяги двигателей и лобового сопротивления, вертикальная составляющая подъемной силы и силы веса. Горизонтальная составляющая подъемной силы не уравновешена и служит центростремительной силой, вызывающей искривление траектории.

При вираже подъемная сила (рис. 7.5) должна быть больше, чем в обычном горизонтальном полете. Следовательно, при вираже крыло самолета нагружено больше. Отношение подъемной силы при вираже к подъемной силе, потребной для обычного горизонтального полета, называется перегрузкой $n_b = Y / Y_{\Gamma\Gamma} = Y / G$. В горизонтальном полете перегрузка равна

единице, так как подъемная сила равна весу самолета. При вираже подъемная сила (перегрузка) должна быть тем больше, чем больше крен самолета. Так как при вираже $G = Y \cos \gamma$, то $n_b = Y / Y \cos \gamma = 1 / \cos \gamma$. Следовательно, при правильном вираже перегрузка определяется только углом крена и не зависит от типа и веса самолета. Характерные параметры виража – скорость и радиус траектории.

Одно из условий правильного виража следующее:

$$G = Y \cos \gamma, \text{ или } G = c_y S(\rho V_b^2 / 2) \cos \gamma.$$

Решая полученное уравнение относительно скорости, получим

$$V_b = \sqrt{2G / (c_y S \rho \cos \gamma)} = V_{\text{гп}} \sqrt{n_b}.$$

Радиус виража можно найти из условия криволинейного движения самолета при вираже. Установлено, что $(G / G)(V_b^2 / r) = Y \sin \gamma$.

Подставив вместо Y его значение, получим

$$(G / G)(V_b^2 / r) = c_y S(\rho V_b^2 / 2) \sin \gamma.$$

Отсюда определяем радиус виража

$$r = 2G / (G c_y S \rho \sin \gamma).$$

Эта формула позволяет оценить влияние различных факторов на радиус виража. Однако в ее явном виде в нее не входит скорость, несомненно влияющая на радиус виража. Из схемы на рис. 7.5 видно, что $Y_{\Gamma} = Y_b \tan \gamma = G \tan \gamma$, но $Y_{\Gamma} = (G / G)(V_b^2 / r)$. Приравняв правые части уравнений, получим

$$r = V_b^2 / (G \tan \gamma).$$

Радиус виража с увеличением скорости при постоянном угле крена возрастает, а при сохранении постоянной скорости с увеличением угла крена уменьшается. Однако скорость оказывает на радиус виража гораздо большее влияние, чем крен.

Последняя формула для радиуса виража позволяет найти время выполнения виража: $\tau = (2r\pi) / V_b = 2r\pi V_b / G \tan \gamma$. Как видно, оно в меньшей степени, чем радиус, зависит от скорости.

7.5. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальность полета – расстояние, которое может пролететь самолет в одном направлении при расходовании определенного запаса топлива. Она складывается из участков набора высоты $L_{\text{наб}}$, горизонтального полета $L_{\text{гп}}$ и снижения $L_{\text{сниж}}$ (рис. 7.6):

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{гп}} + L_{\text{сниж}}.$$

Участок горизонтального полета составляет до 85 % всего расстояния для самолетов средней дальности и до 95 % для самолетов большой

дальности. Расстояние, которое может пролететь самолет в безветренную погоду при полном израсходовании всего запаса топлива, за исключением невыработанного остатка, называется технической дальностью полета. Невыработанный остаток топлива составляет примерно 1,5 % от общего запаса топлива и определяется конструктивными особенностями топливной системы, так как топливо из баков не может быть полностью выработано.

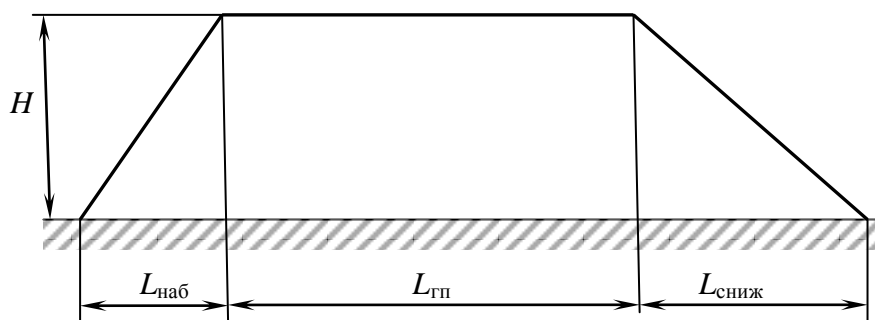


Рис. 7.6. Профиль полета самолета

Обычно дальность полета (практическая дальность) определяется из условия расходования располагаемого запаса топлива, т. е. общего запаса топлива за вычетом невыработанного остатка и так называемого аэронавигационного запаса (для выполнения различных маневров перед посадкой, для повторного захода на посадку и т. д.), составляющего 10–15 % от общего запаса топлива. Иногда полет выполняется с возвратом на аэродром вылета. Наибольшее расстояние, которое может пролететь самолет при условии возврата на его аэродром вылета без промежуточных посадок, называется радиусом действия R . Время, в течение которого самолет может продержаться в воздухе до полного выгорания данного запаса топлива, называется *продолжительностью полета*.

Дальность и продолжительность полета на горизонтальном участке при запасе топлива G_T определяется по известному километровому расходу топлива c_k , т. е. расходу топлива на один километр пути, и часовому расходу топлива c_h , под которым понимается количество топлива, расходуемое в полете за 1 ч:

$$L = G_T / c_k; \tau = G_T / c_h.$$

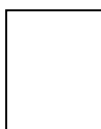
Например, в полете на крейсерской скорости самолет Ил-76 в час расходует топлива 8 040 кг, Ту-134 – 3 300 кг, Ан-24 – 900 кг. Расход топлива в полете в значительной мере зависит от режимов полета и работы двигателей, полетной массы летательного аппарата, наличия ветра и высоты полета. Километровый расход и часовой расход топлива с подъемом на высоту уменьшаются, поэтому максимальная дальность и продолжительность возрастают при полете на большой высоте. По мере выгорания

топлива в полете масса самолета постоянно уменьшается, а высота практического потолка увеличивается. Поэтому дальность (продолжительность) можно увеличить, если лететь с набором высоты по слегка наклонной к горизонту траектории. Такой режим полета получил название полет по потолкам. Для существующих способов полета наиболее эффективно увеличение запаса топлива при использовании подвесных топливных баков и дозаправки самолетов в воздухе.

Таким образом, в основе изучения динамики полета самолета лежит расчет летных данных самолета при горизонтальном полете, расчет сил, действующих на самолет при наборе высоты, снижении, планировании и выполнении виражей, а также расчет траектории взлета и посадки, дальности и продолжительности полета.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Что изучает динамика полета?
2. Напишите основные уравнения расчета летных данных самолета при горизонтальном полете.
3. Какие силы действуют на самолет при наборе высоты и снижении? Как рассчитать эти силы?
4. Из каких этапов состоят взлет и посадка самолета?
5. Дайте характеристику виража самолета. Какие силы действуют на самолет при выполнении виража?
6. Как определяется дальность и продолжительность полета?



Глава 8

РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

8.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СОСТОЯНИИ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

Состояние самолета в полете, при котором действующие на него силы и их моменты не вызывают его вращения и не нарушают равномерного и прямолинейного движения, называется *равновесием*. Обычно равновесие рассматривают относительно трех осей координат, начало которых совмещается с центром тяжести (ЦТ) самолета (рис. 8.1): продольной оси y , перпендикулярной оси x , направленной вдоль фюзеляжа; поперечной оси z , проходящей по размаху крыла перпендикулярно осям x и y . Моменты сил, стремящихся повернуть самолет вокруг оси x , называют поперечными, или кренящими; вокруг оси y – путевыми, или рыскания; относительно оси z – моментами тангажа или кабрирующими, если они стремятся увеличить угол атаки, и пикирующими, если они уменьшают угол атаки.

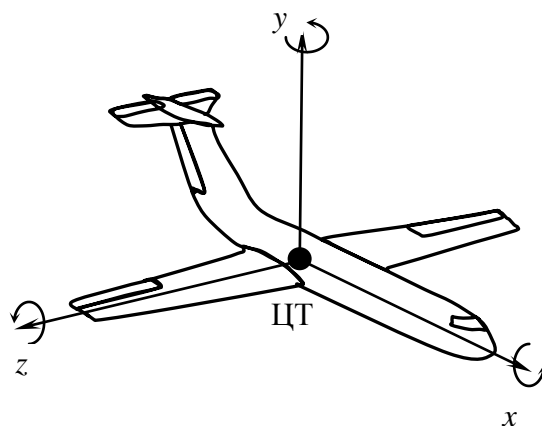


Рис. 8.1. Равновесие самолета
в системе координат

Равновесие может быть устойчивым и неустойчивым. Способность самолета самостоятельно, без вмешательства пилота восстанавливать состояние равновесия после прекращения действия возмущающих усилий называется *устойчивостью*. Если самолет не обладает такой способностью, то он называется неустойчивым. Самолет должен быть устойчивым на всех режимах полета, и, как показывает практика, если он устойчив в установившемся горизонтальном полете, то сохраняет эту способность и в других режимах.

Устойчивость самолета тесно связана с его *управляемостью*, т. е. способностью самолета реагировать на действия пилота с помощью органов управления. Высокая степень управляемости не является хорошим показателем, так как самолет в этом случае будет реагировать на незначительное отклонение рулей и пилотирование его затрудняется. Управляемость самолета не следует путать с *маневренностью*. Если управляемость характеризуется поворотом самолета вокруг его центра тяжести, то маневренность оценивается перемещениями центра тяжести в пространстве. Так же как и равновесие, устойчивость и управляемость рассматриваются относительно трех осей: продольной оси x – поперечное равновесие, устойчивость

и управляемость; вертикальной оси y – путевое равновесие, устойчивость и управляемость; поперечной оси z – продольное равновесие, устойчивость и управляемость. При расчете равновесия, устойчивости и управляемости требуется знать положение центра тяжести самолета – начала координат. Положение центра тяжести принято определять относительно средней аэродинамической хорды b_{CAH} – условного прямоугольного крыла, равновеликого по площади заданному крылу и имеющего такие же аэродинамические характеристики.

Положение центра тяжести принято определять относительно носка средней аэродинамической хорды крыла в процентах ее длины и называть центровкой:

$$\bar{x}_T = (x_T / b_{CAH}) 100 \% ; \quad \bar{y}_T = (y_T / b_{CAH}) 100 \%,$$

где x_T , y_T – соответственно, расстояние ЦТ самолета от носка средней аэродинамической хорды по горизонтали и вертикали; b_{CAH} – длина средней аэродинамической хорды.

Положение ЦТ x_T и y_T может быть определено как частное от деления суммы моментов масс частей самолета, экипажа и загрузки относительно передней кромки на полетную массу самолета:

$$x_T = \sum m_i x_i / m; \quad y_T = \sum m_i y_i / m.$$

Вследствие того, что y_T имеет небольшое значение и в полете мало изменяется, решающее влияние на устойчивость и управляемость оказывает координата x_T .

В зависимости от загрузки центровка самолета изменяется, а следовательно, изменяется устойчивость и управляемость. Поэтому для каждого типа самолетов устанавливается предельно передняя и предельно задняя центровки. При загрузке самолета и выполнении полета необходимо предусмотреть, чтобы ЦТ не выходил из этих пределов. У современных самолетов диапазоны центровок следующие: для самолетов со стреловидным крылом $\bar{x}_T = 26\text{--}34 \%$; для самолетов с прямым крылом $\bar{x}_T = 18\text{--}28 \%$; для самолетов с треугольным крылом с малым удлинением $\bar{x}_T = 32\text{--}36 \%$; для самолетов типа «бесхвостка» с треугольным крылом малого удлинения $\bar{x}_T = 30\text{--}32 \%$.

8.2. ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

В установившемся ГП на самолет действуют вес G , подъемная сила крыла Y , подъемная сила горизонтального оперения $Y_{го}$, сопротивление самолета X_a и сила тяги двигателя T (рис. 8.2). Условием *продольного равновесия* является равенство нулю суммы проекций этих сил на оси x и y и их моментов, действующих относительно оси z . Продольное равновесие

может нарушаться при изменении значений сил или их расстояний до ЦТ в следующих случаях:

- при изменении положения ЦТ самолета (центровки);
- при воздействии вертикальных порывов воздуха;
- при изменении режима работы или отказе двигателей.

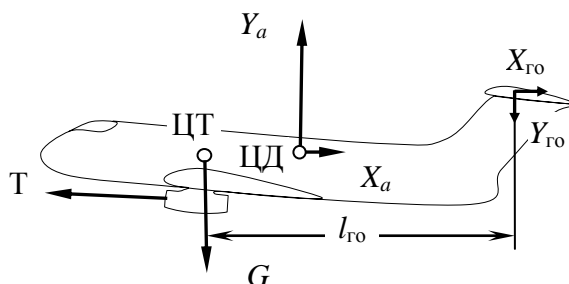


Рис. 8.2. Схема сил, действующих на самолет при определении продольной устойчивости:
ЦД – центр давления

Большое влияние на продольное равновесие самолета оказывает положение его ЦТ. Поэтому для обеспечения продольного равновесия необходимо производить загрузку самолета и выработку топлива таким образом, чтобы в полете ЦТ перемещался в незначительных пределах. Восстанавливают продольное равновесие отклонением руля высоты.

Продольная устойчивость – это устойчивость относительно поперечной оси z , т. е. способность самолета самостоятельно без вмешательства пилота возвращаться к углу атаки, на котором самолет находился в равновесии, после прекращения действий возмущающих усилий. Рассмотренное ранее условие продольного равновесия самолета еще не обеспечивает его продольной устойчивости. Под действием каких-либо внешних возмущений, приводящих к появлению вращающего момента, самолет может выйти из состояния равновесия.

Рассмотрим условие продольной устойчивости самолета. При установившемся полете самолет находится в равновесии относительно оси z : $M_{\text{крыла}} = M_{\text{го}}$ или $Y_a = Y_{\text{го}} l_{\text{го}}$, где Y и $Y_{\text{го}}$ – подъемные силы, создаваемые, соответственно, крылом и горизонтальным оперением; a и $l_{\text{го}}$ – расстояние от ЦТ самолета до точек приложения подъемных сил Y и $Y_{\text{го}}$.

Здесь моменты сил лобового сопротивления и тяги двигателей T не учитываются, так как вследствие малости плеч они незначительны. Продольное равновесие пилот создает при помощи руля высоты и тяги авиадвигателей.

Устойчивый самолет будет стремиться в положение равновесия при следующем условии:

$$\Delta M_{\text{го}} > \Delta M_{\text{крыла}},$$

где $\Delta M_{\text{го}}$ и $\Delta M_{\text{крыла}}$ – приращение моментов аэродинамических сил, соответственно, горизонтального оперения и крыла вследствие изменения угла атаки.

Следовательно, самолет будет устойчивым относительно поперечной силы, если при нарушении равновесия момент аэродинамических сил горизонтального оперения будет изменяться быстрее момента аэродинамических сил крыла. Момент аэродинамических сил горизонтального оперения зависит от площади горизонтального оперения $S_{\text{го}}$, так как она определяет значение $Y_{\text{го}}$ и удаление оперения от центра тяжести $l_{\text{го}}$.

Перемещение ЦТ самолета вперед влечет за собой увеличение продольной устойчивости. При смещении ЦТ назад продольная устойчивость уменьшается, и при некотором положении ЦТ самолет будет неустойчив. При этом существует такое положение ЦТ, при котором самолет находится в безразличном равновесии. Такая центровка получила название нейтральной.

Продольная управляемость – это способность самолета изменять угол атаки крыла при отклонении руля высоты. Ее можно охарактеризовать следующими параметрами: отклонением руля высоты, необходимым для изменения угла атаки на 1° ; приращением усилия на ручке (штурвале) управления, при котором угол атаки изменяется на 1° . Связь угла отклонения руля высоты или перемещения усилия на рычаге управления (штурвале) с режимом полета самолета устанавливается по балансировочным кривым, которые получают расчетом или при продувке моделей самолета в аэродинамических трубах и уточняют в процессе летных испытаний.

Балансировочные кривые, представляющие собой зависимость угла отклонения руля высоты δ или усилия на рычаге от угла атаки (скорости и числа M), позволяют определить, на какой угол нужно отклонить руль высоты, чтобы сбалансировать самолет (рис. 8.3). Видно, что в полете с углом атаки, например α_1 , для балансировки самолета необходимо отклонять руль высоты на угол δ_1 . Если руль отклонить на δ_2 , т. е. изменить отклонение на $\Delta\delta$, то самолет изменит угол атаки на $\Delta\alpha$ и будет сбалансирован на угле атаки α_2 . Величина $\left| \frac{\Delta\delta}{\Delta\alpha} \right|$ определяет устойчивость

и управляемость самолета. Чем больше абсолютное значение $\frac{\Delta\delta}{\Delta\alpha}$, тем управляемость хуже, а устойчивость лучше. При полете с большими углами атаки (режим посадки) отклонение руля должно быть значительно больше, чем при полете на малых углах атаки.

С возникновением волнового кризиса после перехода через $M_{\text{крит}}$ изменяется распределение давлений на крыле и оперении. При этом возникает склонность самолета к пикированию, что приводит к временной

потере устойчивости. При дальнейшем увеличении скорости и достижении $M = 1$ устойчивость восстанавливается.

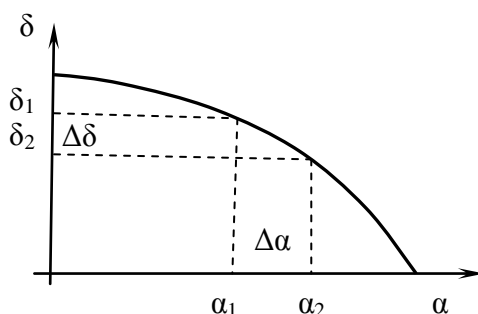


Рис. 8.3. Балансировочная кривая

Эффективность рулей на сверхзвуковых самолетах снижается, поэтому для улучшения управляемости таких самолетов целесообразно делать поворотное оперение без разделения на стабилизатор и рули.

8.3. ПОПЕРЕЧНОЕ РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Для *поперечного равновесия* необходимо равенство моментов сил, действующих на самолет относительно оси x :

$$\sum M_{x \text{ лев}} = \sum M_{x \text{ прав}},$$

где $\sum M_{x \text{ лев}}$ и $\sum M_{x \text{ прав}}$ – сумма моментов, соответственно, кренящих самолет влево и вправо.

Это равновесие обеспечивается строгой симметрией самолета относительно плоскости xu , причем самолет должен иметь не только весовую симметрию, т. е. равенство весов левой и правой частей, но и аэродинамическую, которая достигается одинаковыми формами, размерами и положениями обеих частей (половин) самолета.

Поперечное равновесие в полете может нарушиться при отклонении элеронов (рулей крена) или под действием порыва воздуха на одно полукрыло, что вызывает появление кренящего момента. Большое влияние на поперечное равновесие самолета оказывает реактивный момент двигателя M_p и воздушного винта:

$$M_p = 716,2(N / n),$$

где N – мощность двигателя; n – частота вращения винта двигателя.

Из формулы следует, что изменение мощности двигателей, как и частоты вращения, влияет на реактивный момент, т. е. приводит к нарушению поперечного равновесия.

Нарушенное равновесие можно восстановить при помощи элеронов. Элероны, устанавливаемые на левой и правой частях крыла, отклоняются одновременно в разные стороны. Если элерон отклонить вниз, то подъемная сила полукрыла увеличивается. Одновременно элерон на второй половине крыла отклонится вверх и уменьшится подъемная сила на этом полукрыле. Действуя элеронами, можно добиться сохранения поперечного равновесия самолета.

Поперечная устойчивость – это способность самолета самостоятельно устранять возникший по какой-либо причине крен по прекращении действия внешних возмущений. Пусть по какой-либо причине самолет накренило (рис. 8.4). В результате под действием составляющей силы веса G_2

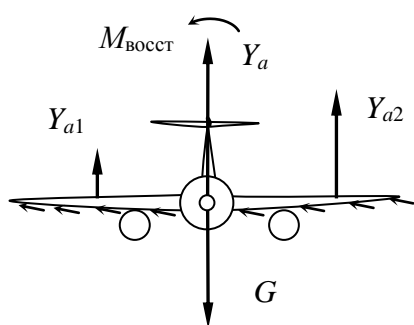


Рис. 8.4. Схема сил, действующих на самолет при скольжении

самолет будет скользить в сторону крена, теряя высоту. При этом на опущенном полукрыле подъемная сила будет больше, чем на другой части крыла. Это объясняется тем, что второе полукрыло затенено фюзеляжем и, следовательно, условия обтекания его воздушным потоком ухудшаются. Возникающий из-за разности подъемных сил момент $M_{восст}$ стремится вернуть самолет в первоначальное положение.

На поперечную устойчивость самолета большое влияние оказывает угол поперечного V и стреловидность крыла в плане (рис. 8.5).

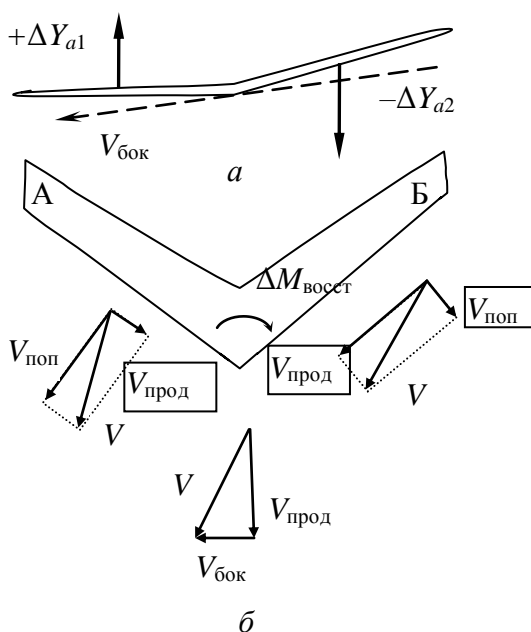


Рис. 8.5. Схема образования восстанавливающего момента:
а – при положительном угле поперечной стреловидности;
б – при стреловидности крыла в плане

При положительном угле V устойчивость самолета на одном полукрыле увеличивается на ΔY , а на втором полукрыле она уменьшается на ΔY . Это происходит потому, что первое полукрыло обдувается воздушным потоком снизу и угол атаки его увеличивается, а второе полукрыло, помимо того, что оно затенено фюзеляжем, обдувается потоком сверху. Благодаря этому образуется восстанавливающий момент, стремящийся вернуть самолет в состояние равновесия. Если поперечная стреловидность крыла будет отрицательной, то устойчивость самолета ухудшится.

Значительное влияние на устойчивость оказывает и стреловидность крыла в плане. Положительная стреловидность крыла в плане увеличивает поперечную устойчивость, так как при скольжении крыла со скоростью $V_{бок}$ (см. рис. 8.5, б) его правая и левая части обтекаются воздушным потоком с различными поперечными скоростями $V_{поп}$. В результате подъемная сила полукрыла А будет больше подъемной силы полукрыла Б, т. е. возникает момент, восстанавливающий первоначальное положение самолета.

Поперечная управляемость – это способность самолета поворачиваться относительно продольной оси при отклонении элеронов. Так как крыло с положительной стреловидностью в плане создает большой запас устойчивости, что отрицательно сказывается на поперечной управляемости, то для повышения последней крыло иногда выполняют с отрицательной поперечной стреловидностью.

8.4. ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Для *путевого равновесия* необходимо равенство моментов сил, действующих на самолет относительно вертикальной оси y . Нарушение путевого равновесия может произойти при отклонении руля направления, изменении режима работы или отказе одного из двигателей. Разворачивающий момент в таких случаях возникает вследствие несимметричной тяги. Если на самолете установлены поршневые или турбовинтовые двигатели, то разворачивающий момент при отказе двигателя возрастает из-за появления силы сопротивления воздушного винта. Нарушение путевого равновесия устраняется отклонением руля направления.

Способность самолета самостоятельно возвращаться к состоянию равновесия относительно оси y после прекращения действия внешних сил называется *путевой, или флюгерной, устойчивостью*. Самолет, обладающий путевой устойчивостью, стремится также сохранить заданный угол скольжения.

Рассмотрим случай горизонтального полета самолета со скоростью V без скольжения. Пусть под действием каких-либо внешних сил самолет повернется относительно вертикальной оси на угол β (рис. 8.6). В первый

период времени он будет двигаться по инерции в прежнем направлении, т. е. со скольжением. При этом на вертикальном оперении (киле), обтекаемом воздухом, появится аэродинамическая сила R_B , которая относительно вертикальной оси создает восстанавливающий момент:

$$M_{\text{восст}} = R_B b,$$

где b – плечо действия силы R_B относительно ЦТ самолета.

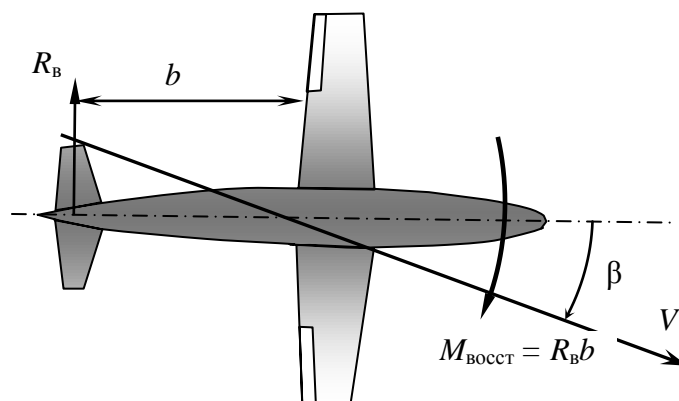


Рис. 8.6. Схема образования путевого восстанавливающего момента

Практически, при скольжении самолета аэродинамическая сила возникает и на фюзеляже. При этом аэродинамическая сила, возникающая при обтекании боковой поверхности носа фюзеляжа, будет создавать момент, усугубляющий нарушенное равновесие, а сила, действующая на хвостовую часть, будет восстанавливать равновесие.

Путевая управляемость – это способность самолета реагировать на отклонение руля направления. При отклонении руля возникает боковая аэродинамическая сила, создающая разворачивающий момент относительно ЦТ. Боковая сила, как и всякая аэродинамическая сила, зависит от скорости напора, площади, угла отклонения руля, а момент силы – от значения силы и плеча.

Путевое и поперечное равновесие связаны между собой, и нарушение одного из них влечет за собой нарушение другого. Поэтому для создания устойчивого самолета необходимо обеспечить совместную устойчивость, называемую *боковой*.

Прежде всего рассмотрим взаимосвязь поперечного и путевого равновесия (рис. 8.7). Если, например, самолет по какой-либо причине накренился, то под действием составляющей силы веса G_2 он начнет скользить в сторону крена (рис. 8.7, а). При этом вертикальное оперение будет обтекаться воздушным потоком несимметрично, в результате чего появится боковая аэродинамическая сила $R_{\text{бо}}$, которая стремится повернуть самолет относительно вертикальной оси (рис. 8.7, б). Таким образом, крен вызывает поворот самолета в сторону крена. Если самолет начнет разворачиваться

относительно вертикальной оси, то вследствие возникновения окружных скоростей и правая, и левая части крыла будут обтекаться воздушным потоком с различными скоростями (рис. 8.7, в). По этой причине на левой и правой частях крыла образуются различные подъемные силы и наблюдается крен в сторону поворота (рис. 8.7, г).

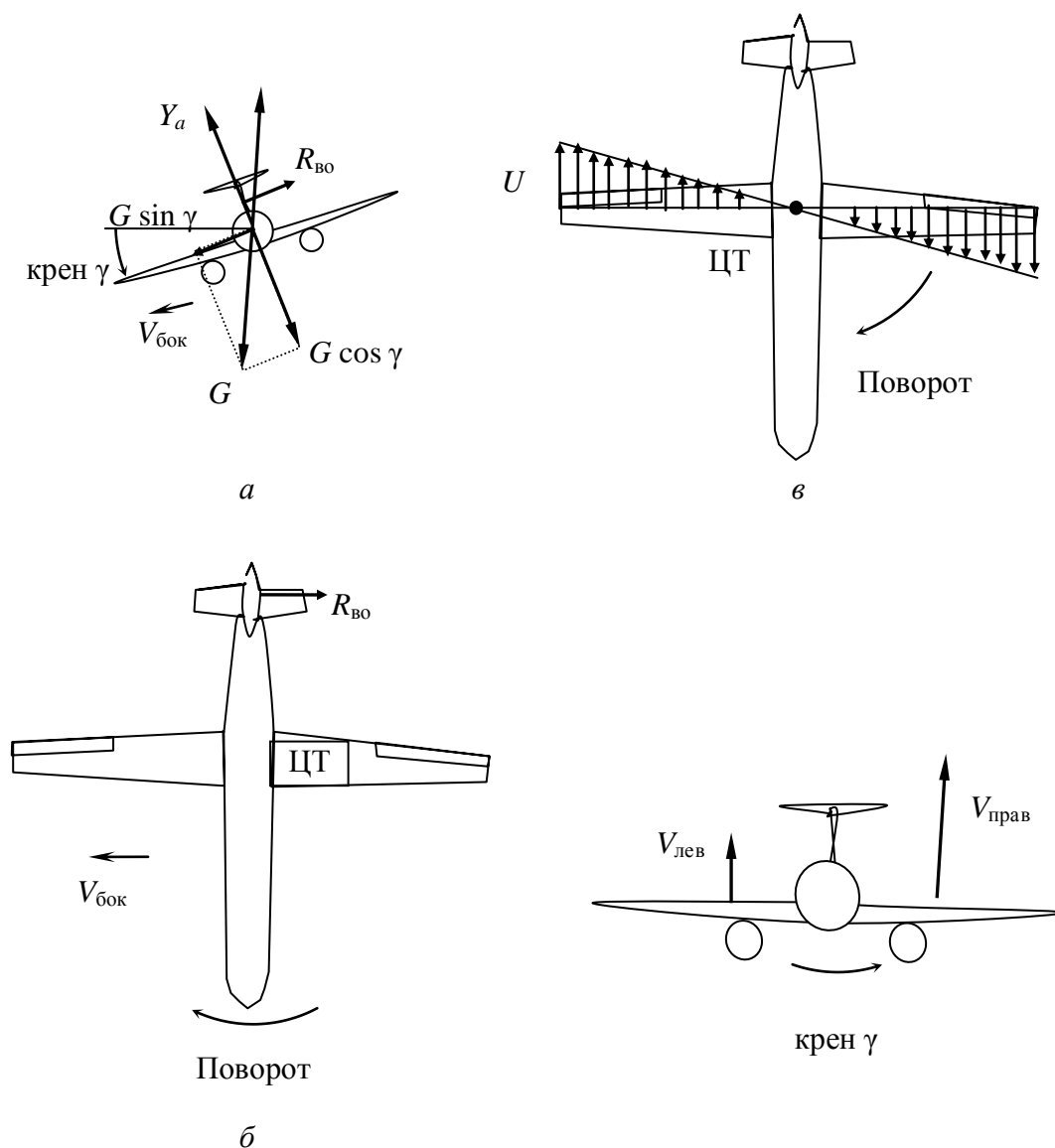


Рис. 8.7. Взаимовлияние крена и поворота:
 а – скольжение самолета в сторону крена; б – поворот самолета в сторону крена;
 в – обтекание воздушным потоком крыльев; г – крен в сторону поворота

Для обеспечения боковой устойчивости необходимо соблюдать определенное соотношение поперечной и путевой устойчивости, так как несоблюдение этого условия может вызвать колебательную или спиральную неустойчивость. Пусть, например, поперечная устойчивость мала, а путевая – велика. Если самолет по какой-либо причине накренится, то под действием составляющей силы веса он скользит и разворачивается

в сторону крена. При этом одновременно возникает момент $M_{\text{восст}}$, восстанавливающий крен, и кренящий момент M_p от разворота самолета. При избыточной путевой устойчивости ($M_{\text{крит}} > M_{\text{восст}}$) самолет движется по спирали со снижением.

Если же путевая устойчивость мала, а поперечная – велика, то это приводит к колебательной неустойчивости. При крене самолета, например, на правое полукрыло и появлении в связи с этим скольжения вправо возникает восстанавливающий момент $M_{\text{восст}}$, превышающий момент крена, и самолет из правого крена перейдет в левый и начнет скользить в левую сторону. Вследствие большой поперечной устойчивости снова появится кренящий момент на правом полукрыле. Затем самолет начнет раскачиваться с одного полукрыла на другое. И так колебательно неустойчивый самолет будет двигаться по волновой линии с изменением направления крена.

Поперечная и путевая управляемости также находятся в тесной взаимосвязи. Действительно, из рассмотренной связи крена и поворота видно, что самолет можно ввести в разворот не только рулем направления, но и путем отклонения элеронов, создавая крен нужного направления. Отклонением руля направления можно добиться крена самолета в ту или иную сторону.

Таким образом, состояние самолета в полете определяется такими характеристиками, как равновесие, устойчивость и управляемость. Эти характеристики тесно связаны между собой. Нарушение одной из них ведет к нарушению другой, что в конечном итоге сказывается на безопасности полета в целом.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Дайте определение равновесия, устойчивости и управляемости самолета.
2. В каких случаях может нарушаться продольное равновесие?
3. В чем заключается условие продольной устойчивости самолета?
4. Дайте характеристику управляемости самолета.
5. Назовите условия поперечного равновесия, устойчивости и управляемости.
6. Что необходимо для путевого равновесия, устойчивости и управляемости?
7. Каким образом взаимосвязаны поперечное и путевое равновесия? Что необходимо для обеспечения устойчивости самолета?

