

Тема 5. Летные характеристики ВС

Горизонтальный полет

Под *горизонтальным полетом* понимается установившееся прямолинейное движение самолета в горизонтальной плоскости без крена и скольжения. Установившийся горизонтальный полет с креном и скольжением относится к особому (аварийному) случаю полета — горизонтальному полету с отказавшим двигателем (с несимметричной тягой силовой установки). В соответствии с принятым определением в горизонтальном полете углы скольжения, наклона траектории, скоростного рыскания и крена тождественно равны нулю: $\beta = \theta = \psi_a = \gamma = \gamma_a = 0$.

В вертикальной плоскости на самолет в горизонтальном полете (рис. 3.1) будут действовать: подъемная сила Y_a , перпендикулярная вектору скорости полета \bar{V} и направленная по вертикали вверх, сила лобового сопротивления X_a , направленная против движения самолета, сила тяжести G , действующая по вертикали вниз, и тяга P , вектор которой не совпадает с направлением движения, а составляет с ним некоторый угол: $\alpha_p = \alpha - \varphi_{дв}$,

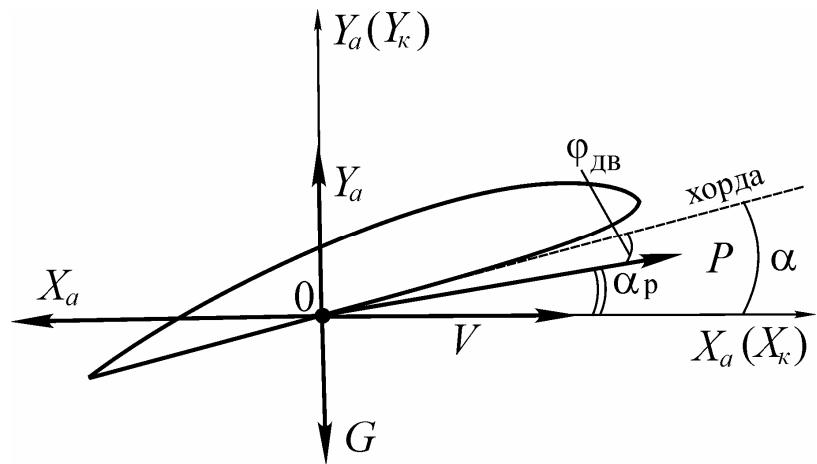


Рис. 3.1. Схема движения самолета в горизонтальной плоскости.

где α — угол атаки самолета; $\varphi_{дв}$ — угол установки оси двигателя в плоскости вертикальной симметрии самолета по отношению к условной хорде крыла.

Спроектируем все силы, действующие на самолет, на оси OX_k и OY_k траекторной системы координат.

В результате получим уравнения сил:

$$\begin{aligned} \sum_i F_{ix_k} &= P \cos \alpha_p - X_a = 0; \\ \sum_i F_{iy_k} &= P \sin \alpha_p + Y_a - G = 0. \end{aligned} \quad (3.1)$$

В нормальном горизонтальном полете углы α , $\varphi_{дв}$, α_p обычно сравнительно малы и допустимо принять $\cos \alpha_p \approx 1$, $\sin \alpha_p \approx \alpha_p$. В этом случае уравнения движения самолета в горизонтальном полете примут вид:

$$\begin{aligned} P - X_a &= 0; \\ P\alpha_p + Y_a - G &= 0. \end{aligned} \quad (3.3)$$

У дозвуковых самолетов суммарная тяга в горизонтальном полете относительно невелика, и по сравнению с величиной силы тяжести ЛА ее составляющей по оси OY_k можно пренебречь. Таким образом, можно упростить уравнения движения в горизонтальном полете и получить из них условия горизонтального полета:

$$\begin{aligned} P &= X_a; \\ Y_a &= G. \end{aligned} \quad (3.4)$$

Из них следует, что в горизонтальном полете тяга должна равняться силе лобового сопротивления, а подъемная сила — силе тяжести самолета. Только при выполнении этих условий горизонтальный полет будет установившимся.

Если тяга не будет равняться лобовому сопротивлению, то движение будет происходить с переменной по величине скоростью (ускоренным или замедленным), а при $Y_a \neq G$ — с переменной скоростью по направлению (криволинейным).

Потребная скорость горизонтального полета

Проанализируем условия горизонтального полета (3.4). Воспользовавшись формулой подобия, можно записать

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = G. \quad (3.5)$$

Коэффициент аэродинамической подъемной силы c_{ya} зависит от угла атаки и при заданном α является известным. Плотность ρ и площадь крыла S также известны. Из соотношения (3.5) следует, что горизонтальный полет с заданной скоростью V на принятой высоте возможен только при определенном значении угла атаки α (коэффициента подъемной силы c_{ya}) и, наоборот, при заданном угле атаки (значении коэффициента c_{ya}) горизонтальный полет возможен только при определенной скорости. Эта скорость называется потребной для горизонтального полета и определяется по формуле, которая легко получается из выражения (3.5)

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{ya}}}. \quad (3.6)$$

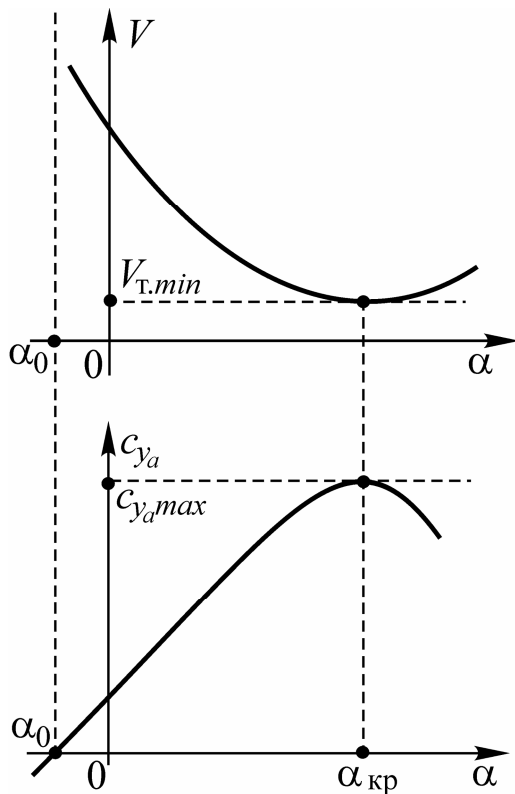


Рис. 3.2. Зависимость потребной скорости и коэффициента подъемной силы от угла атаки

Потребная скорость горизонтального полета — это скорость, которая требуется для обеспечения горизонтального полета на данной высоте и на заданном угле атаки. Будем обозначать ее через V или $V_{Г.п.}$.

Коэффициент подъемной силы $c_{ya} = 0$ при $\alpha = \alpha_0$. Для горизонтального полета на этом α необходима бесконечно большая скорость ($V_{Г.п.} \rightarrow \infty$). По мере увеличения угла атаки растет c_{ya} и в соответствии с уравнением (3.6) скорость горизонтального полета надо уменьшать (рис. 3.2). Таким образом, когда скорости большие, углы атаки должны быть малые, а когда скорости малые, углы атаки должны быть большие. При увеличении скорости $V_{Г.п.}$ угол атаки нужно уменьшать, при уменьшении $V_{Г.п.}$ — увеличивать.

Возрастание угла атаки самолета сопровождается увеличением коэффициента подъемной силы до тех пор, пока $\alpha < \alpha_{кр}$, дальнейшее увеличение угла атаки приводит к падению c_{ya} (см рис. 3.2). Из него следует, что в горизонтальном полете существует определенная *теоретическая минимальная скорость*, соответствующая $\alpha_{кр}$ ($c_{ya\ max}$). Теоретическую минимальную скорость можно подсчитать по формуле (3.6):

$$V_{T.min} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_{max}}}}. \quad (3.7)$$

Для современных скоростных самолетов значение минимальной скорости (в условиях посадки) доходит до 200...240 км/ч (например, для самолета Ту-154 $V_{T.min} = 220$ км/ч). Наличие такой большой минимальной скорости является одним из основных недостатков самолета, так как затрудняет взлет и посадку и ограничивает маневренные качества.

Кривые Жуковского

Потребная тяга. Каждому значению коэффициента c_{ya} в горизонтальном полете соответствует не только свое значение потребной скорости, но и свое значение коэффициента лобового сопротивления c_{xa} , а следова-

тельно, и свое значение силы лобового сопротивления X_a . Из первого условия горизонтального полета (3.4) следует

$$P = X_a = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (3.8)$$

Подставив в это выражение скорость, потребную для горизонтального полета (3.6), получим

$$P = X_a = \frac{G}{K} \text{ или } P_{\text{п}} = \frac{G}{K}, \quad (3.9)$$

где K — аэродинамическое качество.

Тяга силовой установки, необходимая для преодоления лобового сопротивления в горизонтальном полете, называется *потребной тягой* для горизонтального полета $P_{\text{п}}$ (или просто потребной тягой).

Каждому углу атаки соответствует определенное значение аэродинамического качества (рис. 3.3). При некотором значении угла атаки аэродинамическое качество имеет максимальное значение K_{max} . Угол атаки, соответствующий K_{max} называется *наивыгоднейшим* $\alpha_{\text{нв}}$.

А так как каждому значению c_{y_a} в горизонтальном полете соответствует свое значение скорости, то при K_{max} в горизонтальном полете будет иметь место определенная скорость, которую принято называть *наивыгоднейшей*:

$$V_{\text{наив}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_{\text{наив}}}}}. \quad (3.10)$$

На этой скорости потребная тяга будет иметь наименьшее значение:

$$P_{\text{пmin}} = \frac{G}{K_{\text{max}}}. \quad (3.11)$$

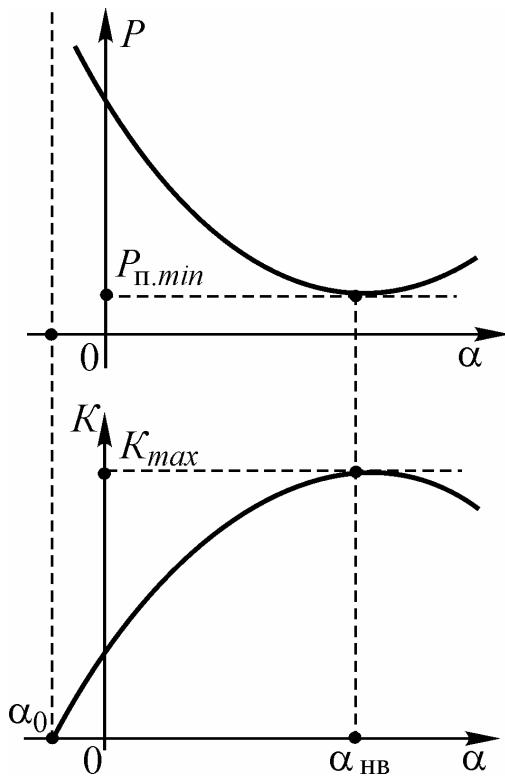


Рис. 3.3. Зависимость потребной тяги и качества от угла атаки

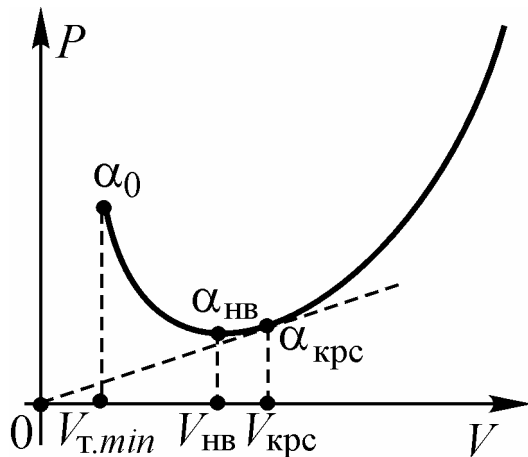


Рис. 3.4. Зависимость потребной тяги от скорости полета

Таким образом, *наивыгоднейшая скорость* – это скорость, при которой требуется минимальная потребная тяга в горизонтальном полете.

Отход от наивыгоднейшего угла атаки в любом направлении сопровождается уменьшением аэродинамического качества и приводит к возрастанию тяги, потребной для полета (рис. 3.3).

На практике чаще пользуются зависимостью тяги не от угла атаки, а от скорости полета (рис. 3.4). В области скоростей $V_{T.min} < V < V_{HB}$ с увеличением скорости полета потребная тяга уменьшается, на скорости $V < V_{HB}$ она достигает минимального значения. При дальнейшем увеличении скорости тяга растет, то есть чем больше скорость полета, тем большая тяга требуется для его осуществления. Графическая зависимость потребной тяги от скорости полета называется *кривой потребных тяг Жуковского*.

Еще одна характерная точка на кривой $P_{\Pi} = f(V)$, получится, если провести к этой кривой касательную из начала координат. Эту скорость горизонтального полета принято называть *крейсерской* $V_{крс}$, и она определяется при $\left(\frac{P_{\Pi}}{V}\right)_{min}$.

Эта скорость по величине больше, чем V_{HB} , и определяет практически важный режим работы. С помощью несложных преобразований получим:

$$\left(\frac{P_{\Pi}}{V}\right)_{min} = \left(\frac{c_{xa}}{\sqrt{c_{ya}}}\right)_{min} \sqrt{\frac{G\rho S}{2}}.$$

Потребная мощность. Проводя расчеты ЛТХ самолетов с поршневыми и турбовинтовыми двигателями, удобнее пользоваться понятием не потребной тяги, а потребной мощности. Под *потребной мощностью* понимают мощность, необходимую для преодоления лобового сопротивления ЛА в горизонтальном полете (на заданном угле атаки или заданной скорости). Потребная мощность определяется соотношением:

$$N_{\Pi} = P_{\Pi} V = c_{x_a} \frac{\rho V^3}{2} S = \frac{G}{K} = \frac{c_{x_a}}{\sqrt{c_{y_a}^3}} G \sqrt{\frac{2G}{\rho S}}, \quad (3.12)$$

где $\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}}$ - коэффициент мощности.

Графическая зависимость потребной мощности от скорости называется кривой потребных мощностей Жуковского и показана на рис. 3.5.

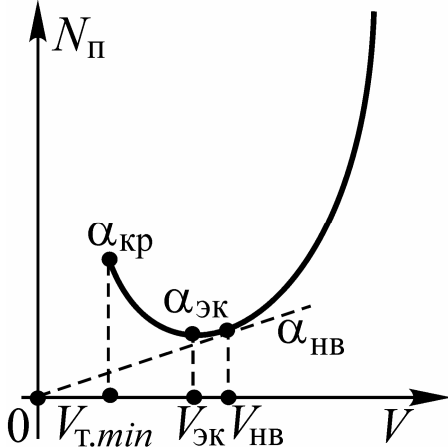


Рис. 3.5. Зависимость потребной мощности от скорости.

Характер кривой потребных мощностей аналогичен характеру кривой потребных тяг: с увеличением скорости потребная мощность сначала уменьшается, на определенной скорости достигает минимального значения, а затем растет. Наименьшее значение скорости, потребной для горизонтального полета $N_{\Pi min}$, имеет место на скорости, соответствующей такому углу атаки, при котором величина коэффициента мощности принимает наименьшее значение. Угол атаки при

$\left(\frac{c_{x_a}}{c_{y_a}^{3/2}} \right)_{min}$ называется экономическим, и, соответственно, скорость горизонтального полета, при которой достигается значение $N_{\Pi min}$, называется *экономической скоростью*.

Из кривых потребных тяг и мощностей Жуковского следует, что, начиная с определенных скоростей, чем больше скорость горизонтального полета, тем требуется большая тяга и мощность на преодоление лобового сопротивления. Для получения больших скоростей недостаточно иметь малый угол атаки, необходимо иметь еще и большую тягу или мощность двигателей. Однако величина тяги или мощности ограничена возможностями двигательной установки. Поэтому в практику аэродинамических расчетов вводят понятия располагаемой тяги или располагаемой мощности.

Располагаемые тяга и мощность. Под *располагаемой тягой* P_p (мощностью N_p) понимается максимальная допустимая тяга (мощность) силовой установки, разрешенная Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) для данного этапа полета и полученная в данных расчетных условиях (высоте, скорости и т.д.).

Если на ЛА установлено несколько двигателей, то

- для самолета с ТРД располагаемая тяга $P_p = iP_{p1}$, а располагаемая мощность $N_p = P_p V_{Г.п.}$. Здесь i - количество двигателей, P_{p1} - располагаемая тяга одного двигателя.

- для самолета с ПД $N_p = iN_{дв}\eta_v$, где η_v - КПД винта.

- для самолета с ТВД $N_p = iN_3\eta_B$, где N_3 – эквивалентная мощность двигателя. Мощность ТВД есть сумма мощностей на валу двигателя N_B , идущей на вращение винта и полученной от реактивной тяги P , равной PV . Реактивная мощность PV у ТВД обычно мала (около 12%) и, чтобы ее не определять самостоятельно, вводят понятие эквивалентной мощности N_3 , под которой понимают некоторую условную мощность, которая при передачи ее на вал винта создает такую же тяговую мощность, которая получается за счет работы винта и реактивной тяги:

$$N_3 = N_B + \frac{PV}{\eta_B}. \quad (3.13)$$

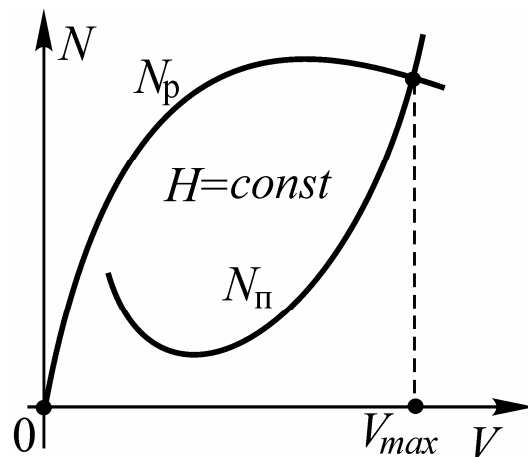
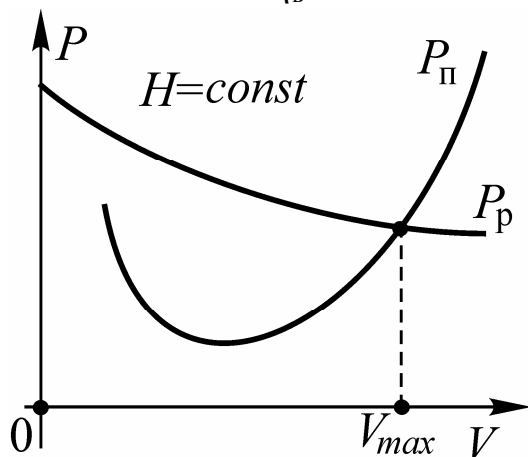


Рис. 3.6. Кривые тяг Жуковского

Рис. 3.7. Кривые мощностей Жуковского

Нанеся на кривые потребных тяг и мощностей соответственно кривые располагаемых тяг и мощностей, получим известные *кривые тяг и мощностей Жуковского* (рис. 3.6 и 3.7).

Анализ кривых показывает, что существует определенная *максимальная скорость* ЛА в горизонтальном полете V_{max} , на которой $P_{п} = P_{р}$ или $N_{п} = N_{р}$. Установившийся полет на скорости большей, чем V_{max} невозможен, так как не хватит тяги (мощности) силовой установки. Установившийся горизонтальный полет на скорости меньшей, чем V_{max} производится с увеличением угла атаки, а также при дросселированном двигателе (для уменьшения подачи топлива) (рис. 3.8).

Дросселируя двигатель по мере уменьшения скорости полета, можно увидеть, что существует еще одна характерная скорость горизонтального полета – это скорость на самом малом газе, допустимом в данных условиях полета (высоте и массе ЛА). Эта скорость называется *практической минимальной скоростью* горизонтального полета $V_{прmin}$ и имеет место в точке касания кривых потребных и располагаемых тяг (мощностей) при минимально допустимом газе в горизонтальном полете (рис. 3.8). Дальнейшее дросселирование двигателя приведет к невозможности горизонтального полета ни на одной скорости.

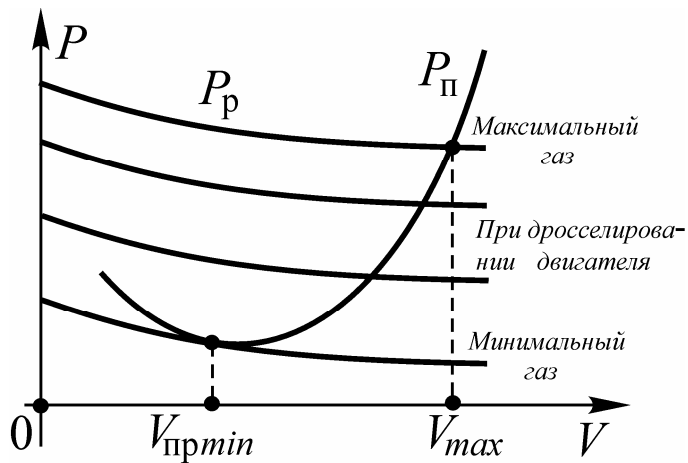


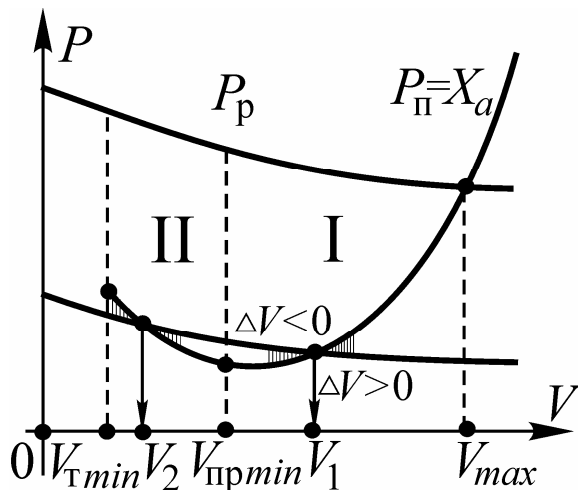
Рис. 3.8. Влияние дросселирования двигателя на кривые располагаемых тяг.

Для самолета с ТРД: $V_{\text{пр min}} \approx V_{\text{нв}}$, для самолета с ТВД: $V_{\text{эк}} < V_{\text{пр min}} < V_{\text{нв}}$.

Теоретически горизонтальный полет возможен в диапазоне скоростей от $V_{\text{T.min}}$ до V_{max} . Этот диапазон скоростей называется *теоретическим диапазоном скоростей горизонтального полета* на данной высоте. Практически горизонтальный полет рекомендуется осуществлять в диапазоне скоростей от $V_{\text{пр min}}$ до V_{max} . Этот диапазон скоростей называется *практическим диапазоном скоростей горизонтального полета* на данной высоте.

Все характерные скорости горизонтального полета, теоретический и практический диапазоны скоростей горизонтального полета на каждой высоте могут быть определены по кривым тяг (мощностей).

1.1 Характерные режимы горизонтального полета



Из кривых Жуковского следует, что практическая минимальная скорость делит диапазон возможных скоростей (теоретический диапазон скоростей) горизонтального полета на две характерные области (рис. 3.9):

- первых режимов I от $V_{\text{пр min}}$ до V_{max} ;
- вторых режимов II от $V_{\text{пр min}}$ до $V_{\text{T min}}$.

Рис. 3.9. Области первых и вторых режимов горизонтального полета.

Длительный полет в области вторых режимов имеет ряд отрицательных особенностей и поэтому не рекомендуется, а для ряда самолетов даже запрещается.

Управление самолетом. Первая особенность заключается в том, что на первом режиме самолет стремится сохранить заданную скорость горизонтального полета. На втором режиме он этим свойством не обладает.

Если в области первых режимов для полета с заданной скоростью V_1 (см. рис. 3.9) пилоту достаточно, не изменяя тягу двигателя, выдерживать штурвалом только горизонтальность полета (условие $Y_a = G$), то при полете в области вторых режимов это невозможно: здесь пилоту необходимо для сохранения заданной скорости V_2 одновременно работать и штурвалом и изменять тягу двигателей. Если же в области вторых режимов пилот будет выдерживать только горизонталь, то ЛА не будет возвращаться к заданной скорости полета.

Действительно, при выдерживании горизонтальности полета в области первых режимов при случайном отклонении скорости от заданного значения ($\Delta V < 0$) образуется избыток тяги $P > P_{\text{п}}$, который будет увеличивать скорость, возвращая ее к значению V_1 . Пилот, отклоняя штурвал от себя, будет, по-прежнему, выдерживать режим горизонтального полета. Наоборот, если скорость случайно возрастает (например, самолет попал во встречный поток воздуха) и $\Delta V > 0$, то благодаря появившемуся недостатку тяги $P < P_{\text{п}}$ или она при указанных условиях будет уменьшаться.

Полеты на втором режиме требуют более сложного управления. Например, отклонение от скорости V_2 в сторону увеличения ($\Delta V > 0$) вызывает появление избытка тяги, способствующего дальнейшему возрастанию скорости. Если пилот будет только выдерживать режим горизонтального полета, то самолет не будет возвращаться к полету с заданной скоростью. В области вторых режимов пилоту необходимо для сохранения заданной скорости полета V_2 одновременно отклонять штурвал и сектор газа.

При полете в области вторых режимов действия пилота усложняются не только для обеспечения полета на заданной скорости, но и для перевода самолета с одной скорости на другую. Если в области первых режимов для перевода самолета с одной скорости горизонтального полета V_1 на другую действия пилота штурвалом и сектором газа просты и по направлению совпадают (для увеличения скорости полета штурвал и сектор газа перемещаются от себя, для уменьшения — на себя), то в области вторых режимов они сложны и в итоге противоположны.

Своеобразие полета на практической минимальной скорости заключается в том, что при всяком отклонении от нее будет появляться недостаток тяги, а при полете вблизи $V_{\text{прmin}}$ трудно выдерживать заданную скорость, так как малым изменениям тяги двигателя соответствуют большие изменения в скорости.

Способность самолета сохранять заданный режим полета при выдерживании пилотом горизонтального полета не связано с обычным понятием устойчивости самолета по скорости.

Экономичность. При определенном положении сектора газа скорость полета на первом режиме больше, чем на втором ($V_1 > V_2$). Значит, полет на

первом режиме более экономичен, так как дальность при том же времени полета больше (а при той же дальности время полета меньше).

Безопасность полетов. Полет в области первых режимов является безопасным, так как когда скорости большие, углы атаки малые. В области же вторых режимов горизонтального полета скорости малые, а углы атаки большие. Сложность управления и близость углов атаки к критическому не гарантируют безопасность полетов в области вторых режимов.

1.2 Диаграмма диапазона истинных скоростей

Высота полета влияет на диапазон скоростей полета, т. е. на скоростные свойства самолета. Чем больше высота полета, тем меньше плотность воздуха, и для поддержания подъемной силы самолета постоянной, равной весу, на заданном угле атаки (c_{ya}) потребуется увеличить скорость полета. Это следует из второго условия горизонтального полета (3.4)

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = G$$

и формулы (3.6) для потребной скорости, полученной из него.

Воспользуемся формулой (3.6) для изучения полета на высотах H и $H = 0$:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{ya}}}; V_0 = \sqrt{\frac{2G}{\rho_0 S c_{ya}}}$$

и свяжем скорость полета V на высоте H со скоростью полета V_0 на высоте $H = 0$ (при условии, что $c_{ya} = const$). Для этого разделим правую и левую части полученных выражений. При одном и том же c_{ya} получим

$$\frac{V}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}.$$

Из этого выражения следует, что потребная скорость на высоте H :

$$V = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, \quad (3.14)$$

где $\Delta = \rho/\rho_0$ — относительная плотность воздуха на высоте H .

Исходя из соотношения (3.14) скорости V_{Tmin} , $V_{ЭК}$, $V_{НВ}$, $V_{КРС}$ с высотой будут расти (рис. 3.10), причем разность между этими скоростями будет возрастать с высотой по тому же закону.

Таким образом, без учета влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики самолета кривые потребных тяг с увеличением высоты полета сдвигаются в сторону больших скоростей (вправо, рис. 3.11).

Закон изменения скорости с высотой при $c_{ya} = const$ (3.14) справедлив и действует, пока тяга двигателей достаточна для преодоления лобового сопротивления.

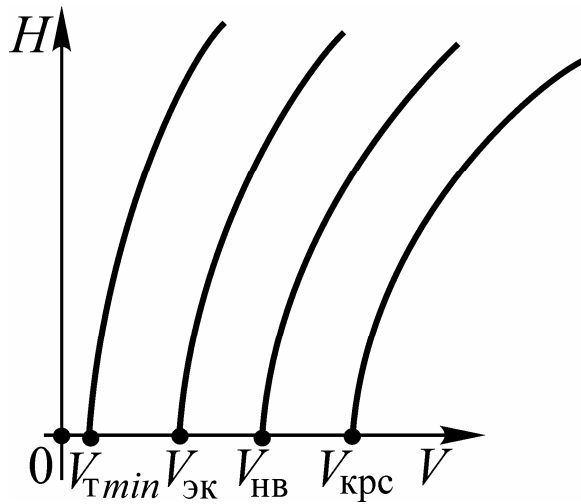


Рис. 3.10. Изменение характерных скоростей горизонтального полета по высотам

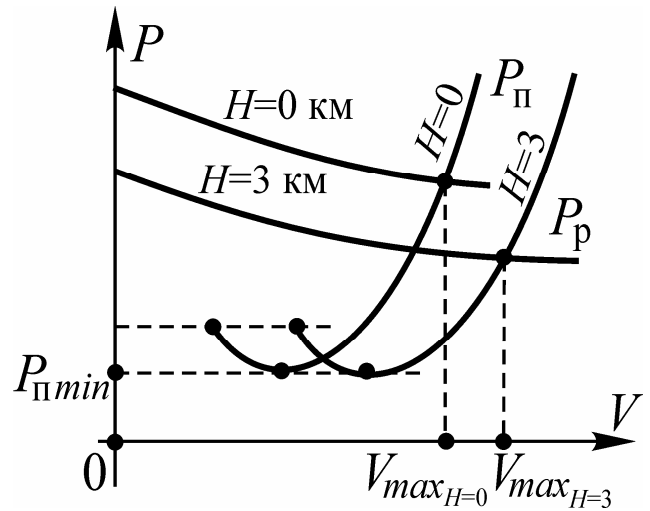


Рис. 3.11. Влияние высоты полета на кривые Жуковского

Например, на больших высотах скорость V_{Tmin} будет определяться не $c_{y_{max}}$ (т.е. не $\alpha_{кр}$), а $c_{ya} < c_{y_{max}}$, который возможен из условия $P_{П} = P_{р}$ на малых скоростях, так как для полета на $c_{y_{max}}$ требуется тяга больше той, которая имеется при полной подаче топлива (рис. 3.12).

Рассмотрим следующую характерную скорость — *максимальную скорость горизонтального полета*, т. е. наибольшую, которую может развить самолет в горизонтальном полете.

На режиме максимальной скорости (самолет с ТРД)

$$P = X_a = c_{xa} \frac{\rho V_{max}^2}{2} S,$$

следовательно

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2P_p}{\rho S c_{xa}}}, \quad (3.15)$$

т.е. максимальная скорость горизонтального полета самолета с ТРД зависит от располагаемой тяги двигателя, коэффициента лобового сопротивления самолета, плотности воздуха и площади крыла. Чем больше развиваемая тяга P_p , чем меньше коэффициент лобового сопротивления c_{xa} (точнее, чем меньше произведение $(c_{xa}S)$, т. е. чем совершеннее самолет в аэродинамическом отношении), тем максимальная скорость больше.

Как следует из формулы (3.15), влияние высоты полета H на скорость V_{max} довольно сложно, так как с изменением H меняется не только плотность воздуха, а также тяга ТРД и коэффициент лобового сопротивления самолета. Для определения V_{max} и выяснения характера изменения ее с высотой можно воспользоваться графическим методом. Для этого достаточно после нанесения семейства кривых располагаемых тяг на семейство кривых потребных тяг в точке пересечения соответствующих кривых прочесть значения V_{max} на

каждой высоте (см. рис.3.11) и по полученным данным построить кривую $V_{max} = f(H)$.

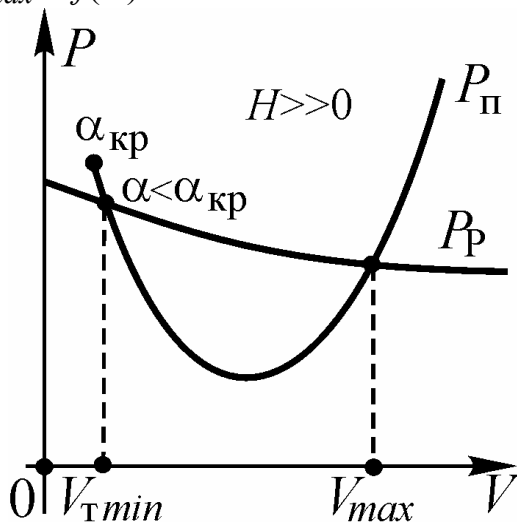


Рис. 3.12. Определение скорости V_{Tmin} для больших высотах полета

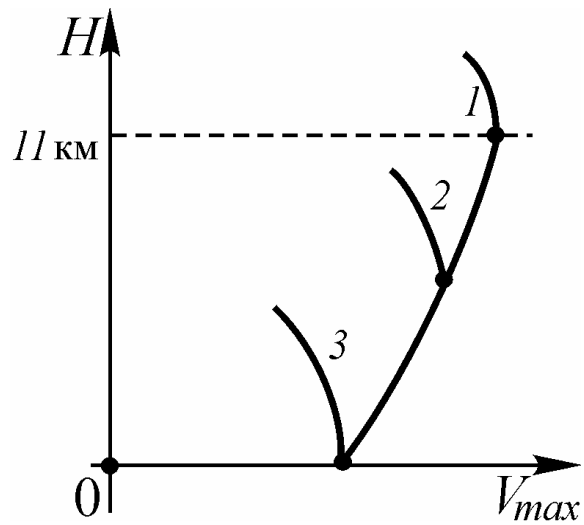


Рис. 3.13. Изменение скорости V_{max} по высоте в зависимости от сжимаемости воздуха

Характер изменения скорости V_{max} с высотой может быть различным. Например, у самолета с ТРД максимальная скорость может непрерывно (до $H = 11$ км) возрастать (рис. 3.13, кривая 1) или первоначально возрастать, а затем, начиная с некоторой высоты, уменьшаться (2) или непрерывно падать (3). Первый случай имеет место, когда влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики еще не сказывается, второй, когда самолет входит в область интенсивного влияния сжимаемости на какой-то промежуточной высоте, и третий, когда самолет на всех высотах находится в области интенсивного влияния сжимаемости воздуха.

Падение максимальной скорости горизонтального полета (рис. 3.13), увеличение теоретической минимальной скорости (рис. 3.10) и исчезновение избытка тяги из-за падения тяги ТРД с высотой приведут к тому, что на некоторой высоте кривые располагаемых и потребных тяг коснутся друг друга и горизонтальный полет окажется возможным только на одной скорости (рис. 3.14). Эта высота пота называется *теоретическим потолком* H_T .

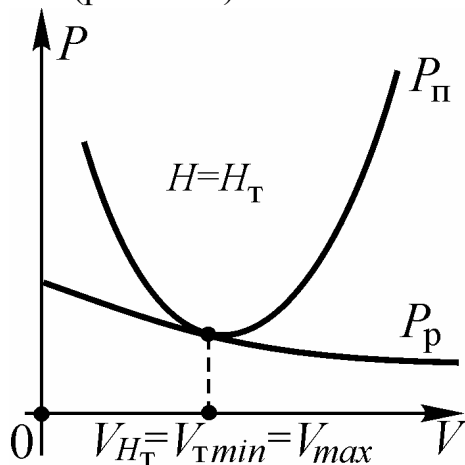
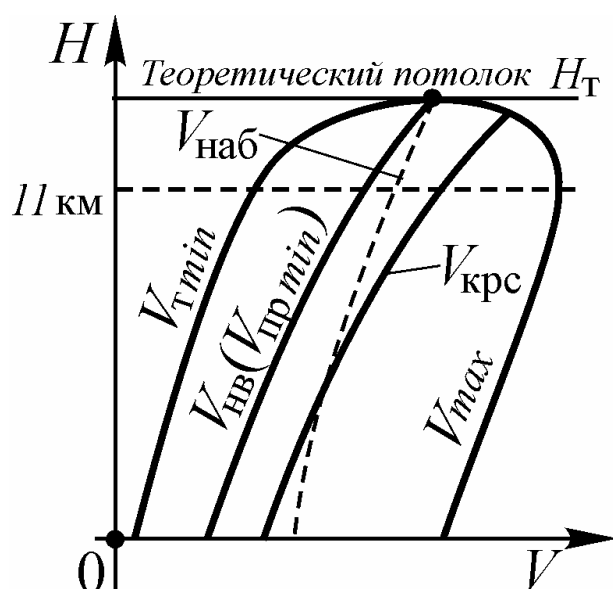


Рис. 3.14. Расположение кривых Жуковского на высоте теоретического потолка



Графическая зависимость характерных скоростей от высоты полета называется *диаграммой диапазона истинных скоростей* самолета (рис. 3.15). Диаграмма скоростей самолета с ТВД аналогична диаграмме диапазона скоростей самолета с ТРД.

Рис. 3.15. Диаграмма диапазона истинных скоростей

1.3 Эксплуатационные ограничения скорости полета

Диаграмма истинных скоростей (см. рис. 3.15) может рассматриваться как диаграмма диапазона располагаемых скоростей. Она позволяет судить о возможностях самолета в установившемся полете в теоретическом плане. На практике же из-за наличия ряда эксплуатационных ограничений эти возможности в длительном крейсерском полете не могут быть реализованы. Эксплуатационные ограничения могут иметь место по двигателям, безопасности полетов, прочности конструкции, устойчивости и управляемости.

Ограничения по двигателям. Возможности самолета определяются режимом работы двигателя, допустимом в данных конкретных условиях полета. В процессе эксплуатации двигателей принято различать три основных режима их работы: максимальный (взлетный), номинальный и крейсерский.

По располагаемой тяге (мощности), полученной при максимальном режиме работы двигателей, и диаграмме диапазона располагаемых скоростей судят о возможностях получения максимальной скорости и потолка самолета в кратковременном полете. Для того чтобы получить представление о возможностях самолета в длительном полете, необходимо рассчитать и построить диаграмму диапазона скоростей при работе двигателей на номинальном режиме.

Помимо этого, ограничения по двигателям могут быть по помпажу (неустойчивая работа турбокомпрессорного агрегата), по устойчивости процесса в камерах сгорания двигателя, по максимальной подаче насосов в системах топливопитания и некоторые другие. Эти ограничения обычно наносятся на высотно-скоростные характеристики ГТД. Следовательно, для каждого конкретного двигателя на его высотно-скоростной характеристике можно выделить область, в пределах которой двигатель может эксплуатироваться на самолете.

Ограничения по безопасности полетов. Фактически эти ограничения являются ограничениями по углу атаки и связаны со срывом потока с несущих поверхностей самолета при выходе его на большие околокритические

углы атаки. Выход на эти углы атаки приводит, как правило, к последующему сваливанию самолета на крыло, если своевременно пилотом не будут приняты соответствующие меры. В связи с этим для самолетов указываются конкретные допустимые углы атаки $\alpha_{\text{доп}}$, выход за которые строго ограничивается в летной практике.

Есть разные способы определения (задания) допустимых углов атаки. Так, на некоторых самолетах приближение к углу атаки сваливания α_c сопровождается появлением вибрации и аэродинамической тряски. Эти явления в некоторых случаях могут явиться ограничением угла атаки (или коэффициента c_{ya}), т. е.

$$\alpha_{\text{доп}} = \alpha_{\text{тр}} \text{ или } c_{\text{удоп}} = c_{\text{утр}},$$

где $\alpha_{\text{тр}}$ — угол атаки (коэффициент $c_{\text{утр}}$), при котором возникает аэродинамическая тряска конструкции.

В Нормах летной годности гражданских самолетов (сокращенно НЛГС) следующим образом определено сваливание самолета. Под *сваливанием* понимается возникшее в результате развития отрыва потока на крыле произвольное, аperiodическое или колебательное движение самолета относительно любой из трех его осей со сравнительно большими, заметными для пилота средней квалификации амплитудами угловых скоростей и (или) угловых ускорений, непарируемое без уменьшения угла атаки самолета.

Обычно значение $\alpha_{\text{доп}}$ для конкретных самолетов определяется по результатам летных испытаний. Только после всесторонней оценки поведения самолета при полете на больших углах атаки для него устанавливается допустимый угол атаки $\alpha_{\text{доп}}$.

В НЛГС регламентировано, что при допустимом угле атаки $\alpha_{\text{доп}}$ должен быть обеспечен запас по углу атаки (от угла атаки сваливания α_c) не менее 3° , т. е.

$$\alpha_{\text{доп}} \leq \alpha_c - 3^\circ \quad (3.16)$$

Однако определить минимально допустимую скорость $V_{\text{min доп}}$ непосредственно по углу $\alpha_{\text{доп}}$ было бы неверно. Необходимо учесть, что в процессе полета самолет подвергается воздействию воздушной среды, которая обычно находится в беспокойном состоянии. При полете самолета в беспокойной атмосфере наибольшее воздействие на поведение самолета оказывают вертикальные порывы ветра, сопровождающиеся изменением угла атаки.

Изменение угла атаки самолета может привести к неприятным последствиям как при полете на больших скоростях (малых углах атаки), так и при полете на малых скоростях (больших углах атаки). В случае полета на малых скоростях, когда углы атаки большие, приращение угла атаки может привести к превышению максимально допустимого угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$, что недопустимо.

Поэтому, чтобы гарантировать самолет от превышения допустимого угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$, для каждого самолета устанавливается минимально допустимая скорость горизонтального полета $V_{\text{min доп}}$, гарантирующая самолет от сваливания при полете в турбулентной атмосфере (т. е. при попадании его в вертикальный порыв ветра интенсивностью W).

Установив для данного самолета допустимый угол атаки $\alpha_{\text{доп}}$, можно определить скорость $V_{\text{min доп}}$ следующим образом. Приращение угла атаки самолета $\Delta\alpha$ под воздействием вертикального порыва ветра (рис. 3.16) приближенно, в силу его малости, можно оценить по формуле

$$\Delta\alpha = (\alpha - \alpha_{\text{г.п.}}) \approx \text{tg}\Delta\alpha = \frac{W}{V} = \frac{W_i}{V_i}, \quad (3.17)$$

где W и V — истинные скорости вертикального порыва ветра и полета самолета; $W_i = W\sqrt{\Delta}$, $V_i = V\sqrt{\Delta}$ — индикаторные скорости вертикального порыва ветра и полета самолета; $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_{\text{г.п.}}$ — приращение угла атаки в радианах, отсчитанное от угла атаки в горизонтальном полете.

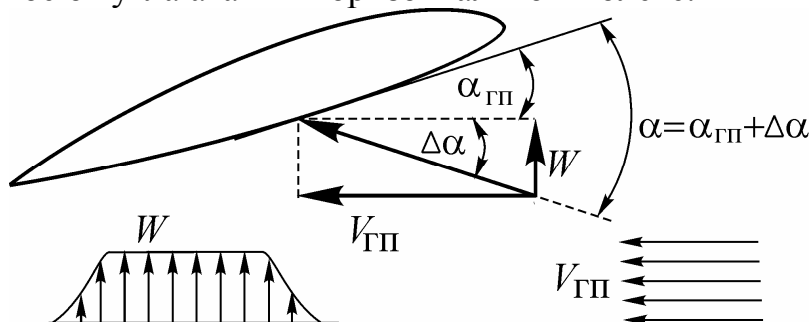


Рис. 3.16. Приращение угла атаки ЛА при воздействии восходящего порыва ветра

Перепишем соотношение (3.17) в следующем виде:

$$W_i = \frac{V_{\text{г.п.}} \sqrt{\Delta}}{K} (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п.}}), \quad (3.18)$$

где $K = 0,7 \dots 0,95$ — поправочный коэффициент, учитывающий плавность нарастания вертикального порыва ветра и ослабление его действия при входе в него (меньшие значения коэффициента соответствуют легким, а большие — тяжелым самолетам).

Для пассажирских самолетов при их полете в неспокойной атмосфере необходимо (в соответствии с требованиями НЛГС), чтобы при воздействии восходящего индикаторного порыва ветра силой $W_i = 9$ м/с они не выходили на угол атаки (коэффициент подъемной силы), превышающий допустимый $\alpha_{\text{доп}}$. Скорость горизонтального полета, при которой при $W_i = 9$ м/с произойдет выход на $\alpha_{\text{доп}}$, и есть *минимально допустимая* в горизонтальном полете по условиям безопасности полетов $V_{\text{min доп}}$.

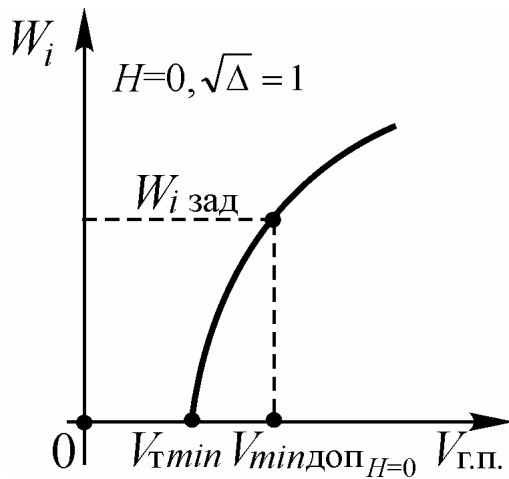


Рис. 3.17. Определение минимально допустимой скорости

Приведенное соотношение (3.18) позволяет определить предельно допустимую скорость $V_{min \text{ доп}}$ при заданном индикаторном порыве ветра $W_i \text{ зад}$. Для этого предварительно нужно построить график зависимости $W_i = f(V_{г.п.})$ и по нему при $W_i \text{ зад} = 9 \text{ м/с}$ определить $V_{min \text{ доп}}$ (рис. 3.17). Когда минимально допустимая скорость определяется без учета влияния сжимаемости воздуха (это будет в том случае, если мы примем $\alpha_c = \text{const}$ и $\alpha_{доп} = \text{const}$), то ее вышеуказанным способом следует определять только на $H=0$,

так как она на всех высотах соответствует одному и тому же c_{ya} и с высотой изменяется по закону (рис. 3.18)

$$V_{min \text{ доп}} = V_{min \text{ доп } H=0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}. \quad (3.19)$$

Ограничения по прочности конструкции. Изменение угла атаки вызванное воздействием вертикального порыва ветра, может привести к неблагоприятным последствиям и при полете на больших скоростях. При полете самолета на больших скоростях, когда углы атаки малы приращение угла атаки $\Delta\alpha$ (см. рис. 3.16) может привести к образованию нормальной перегрузки n_y , превышающей максимальную эксплуатационную перегрузку $n_{y \text{ max доп}}$, что недопустимо. Чтобы гарантировать самолет от этого, для каждого самолета устанавливается максимальная допустимая скорость по максимальной эксплуатационной перегрузке $V_{max \text{ доп}}^{n_y}$, гарантирующая самолет от превышения перегрузки $n_{y \text{ max}}$ при полете в турбулентной атмосфере.

Максимальная эксплуатационная перегрузка устанавливается для самолета из соображений прочности и для гражданских самолетов $n_{y \text{ max}} = 2,5 \dots 3,5$.

Учитывая, что в горизонтальном полете $Y_a = G$, а приращение подъемной силы при нормальных углах атаки является линейной функцией приращения угла атаки

$$\Delta Y_a = \Delta c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = c_y^\alpha \Delta\alpha \frac{\rho V^2}{2} S,$$

можно найти нормальную перегрузку, действующую на самолет при воздействии на него вертикального индикаторного порыва ветра W_i (вывод формулы приводится в [1]):

$$n_y = 1 \pm \frac{c_{ya}^\alpha \rho_0 K S V_i W_i}{2G}.$$

Здесь знак "+" относится к восходящему (когда угол атаки увеличивается), а "-" - к нисходящему порыву ветра (когда угол атаки уменьшается).

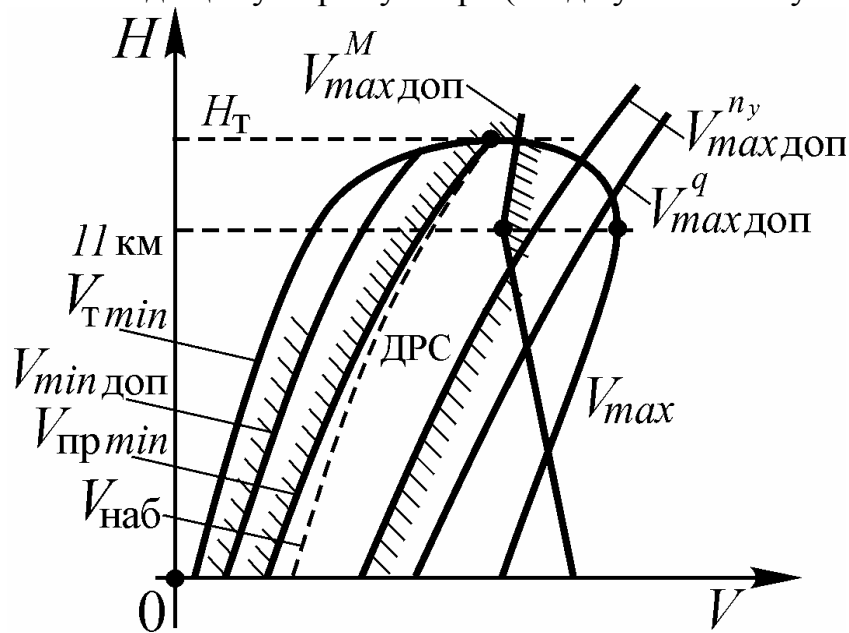


Рис. 3.18. Эксплуатационные ограничения скоростей в горизонтальном полете

Из полученного соотношения следует, что допустимый индикаторный порыв ветра, при котором самолет выходит на максимальную эксплуатационную перегрузку $n_{y \max}^3$, может быть вычислен по формуле

$$W_i = \frac{2(n_{y \max}^3 - 1)G}{\rho_0 c_y^\alpha K S V \sqrt{\Delta}}. \quad (3.20)$$

Откуда при заданной интенсивности индикаторного порыва ветра $W_{i \text{зад}}$

$$V_{\max \text{ доп}}^{n_y} = \frac{2(n_{y \max}^3 - 1)G}{\rho_0 c_y^\alpha K S W_{i \text{зад}}} \sqrt{\frac{1}{\Delta}} = V_{\max \text{ доп } H=0}^{n_y} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}. \quad (3.21)$$

Предельная скорость $V_{\max \text{ доп}}^{n_y}$ при заданной интенсивности индикаторного порыва ветра зависит от высоты, так же как и характерные скорости при $c_{ya} = \text{const}$, т. е. растет по закону $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ (3.21).

Возможности самолета в горизонтальном полете по условиям прочности лимитируются не только максимальной эксплуатационной перегрузкой, но и допустимым скоростным напором $q_{\text{доп}}$ (в длительном полете). Это ограничение обычно действует на малых высотах, не превышающих 5000...6000 м. Если на этих высотах скоростной напор будет чрезмерно большим, то напряжения в деталях и узлах самолета (крыле, оперении, тормозных щитках, крышках люков, входных устройствах двигателей и т. д.) превысят допустимые, что может привести к нежелательным деформациям конструкции и даже к их разрушению.

Допустимому скоростному напору на каждой высоте соответствует определенное значение максимально допустимой скорости полета:

$$q_{\text{доп}} = \frac{\rho (V_{\text{max доп}}^q)^2}{2}, \text{ следовательно}$$

$$V_{\text{max доп}}^q = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho}} = V_{\text{max доп}_{H=0}}^q \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, \quad (3.22)$$

где $V_{\text{max доп}_{H=0}}^q = \sqrt{2q_{\text{доп}}/\rho_0}$ - максимально допустимая скорость на $H = 0$.

Для самолетов гражданской авиации $q_{\text{доп}} \approx (13... 19) 10^3 \text{ Н/м}^2$.

Ограничения по устойчивости и управляемости. Для дозвуковых самолетов ограничение верхнего предела скорости по числу M устанавливается из условия обеспечения устойчивости и управляемости самолета. В этом случае скорость полета ограничивается заданием допустимого числа $M_{\text{доп}}$ (в длительном полете), при превышении которого наблюдается интенсивное изменение основных аэродинамических характеристик, устойчивости и управляемости. При заданном числе $M_{\text{доп}}$ максимально допустимая скорость полета определяется через скорость звука a :

$$V_{\text{max доп}}^M = aM_{\text{доп}}. \quad (3.23)$$

Характер изменения этой предельной скорости с высотой всецело определяется характером изменения скорости звука с высотой: до $H = 11 \text{ км}$ она уменьшается, а затем остается постоянной (см. рис. 3.18).

Значение допустимого числа $M_{\text{доп}}$ назначается для каждого типа самолета в отдельности по данным их экспериментальных исследований, так как у каждого типа самолета имеются свои особенности в протекании характеристик устойчивости и управляемости, и расчетным путем их определить не представляется возможным. Так, например, для самолета Ту-134 $M_{\text{доп}} = 0,82$; для Ту-154 $M_{\text{доп}} = 0,88$.

Диапазон реализуемых скоростей. Нанеся на диаграмму диапазона располагаемых скоростей (см. рис. 3.15) кривые всех рассмотренных предельных скоростей, установим диапазон скоростей, который может быть реализован в горизонтальном полете (диапазон реализуемых скоростей).

Диапазон реализуемых скоростей (ДРС) в длительном полете (нормальных условиях эксплуатации) — это полет в области скоростей от $V_{\text{пр min}}$ до соответствующей предельной скорости, ограничивающей верхний предел скорости полета (см. на рис. 3.18 штриховку).

Рассматривая диапазон реализуемых скоростей в кратковременном полете, следует обратить внимание на возможное вхождение в него некоторой части области вторых режимов полета от $V_{\text{min доп}}$ до $V_{\text{пр min}}$. У самолетов с винтовыми двигателями обычно эта область столь мала, что практически минимальная скорость принимается за минимально допустимую. Тем самым для таких самолетов в области вторых режимов горизонтальный полет вообще запрещается.

У самолетов с ТРД область скоростей от V_{min} доп до $V_{пр min}$ может быть довольно существенной и поэтому ее реализация в кратковременном полете (при наличии необходимости) разрешается. Однако при этом трудно и сложно осуществлять управление при полете на втором режиме.

Планирование

Планированием самолета называют полет при отсутствии тяги ($P = 0$). Различают полет с остановленным и с сильно задресселированным двигателем.

Для современных пассажирских самолетов снижение с задресселированными двигателями (планирование) практически используется только в аварийном случае (разгерметизации кабины или при отказе двигателей). Как естественный режим планирование используется в полете планером. Хорошие характеристики планирования самолета — залог безопасности полета, так как квалифицированному пилоту они позволяют совершить уверенное приземление в случае отказа двигателей.

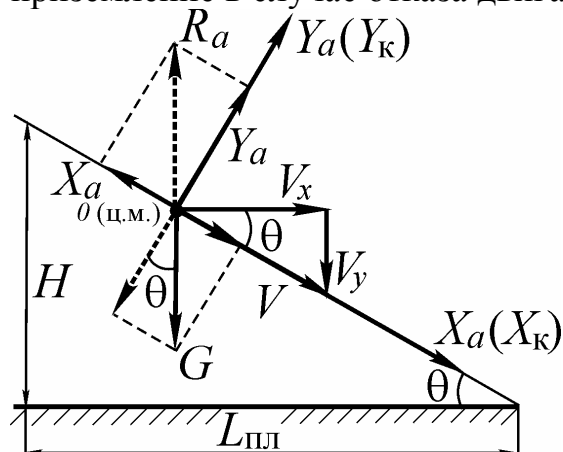


Рис. 5.1. Схема движения ЛА при планировании

Уравнения движения. Как следует из определения, при планировании располагаемая тяга P_p (или фактическая P) равняется нулю, и на самолет действуют подъемная сила Y_a , перпендикулярная вектору скорости и направленная вверх (рис. 5.1), сила лобового сопротивления X_a , направленная против вектора скорости, и сила тяжести G , направленная по вертикали вниз.

Спроектируем все силы на оси x и y скоростной системы координат и получим уравнения движения при планировании:

$$-X_a - G\sin\theta = 0 \quad (\theta < 0);$$

$$Y_a - G\cos\theta = 0;$$

$$\frac{dL}{dt} = V_x = V\cos\theta; \tag{5.7}$$

$$\frac{dH}{dt} = V_y = V\sin\theta.$$

При планировании аэродинамическая сила уравновешивает силу тяжести самолета, составляющая силы тяжести $G\sin\theta$ является силой, преодолевающей лобовое сопротивление самолета, а энергия, идущая на преодоление сопротивления, расходуется только за счет потенциальной энергии самолета в поле земного тяготения.

Анализ уравнений движения. Из второго уравнения системы (5.7)

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V_{\text{пл}}^2}{2} S = G \cos \theta \quad (5.8)$$

следует, что скорость планирования

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{\rho S c_{ya}}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_R}}. \quad (5.9)$$

Разделив первое уравнение на второе системы (5.7), получим выражение для нахождения угла наклона траектории при планировании

$$\operatorname{tg} \theta = -\frac{1}{K}. \quad (5.10)$$

Каждому углу атаки соответствует свое значение качества самолета, а тем самым и свой угол планирования θ и своя скорость планирования $V_{\text{пл}}$.

Дальность планирования $L_{\text{пл}}$ можно получить из следующих соотношений:

$$\frac{dH}{dL} = \operatorname{tg} \theta,$$

откуда $dL = \frac{dH}{\operatorname{tg} \theta} = -K dH$, а

$$L_{\text{пл}} = -\int_H^0 K dH = \int_0^H K dH. \quad (5.11)$$

Время планирования получаем из четвертого уравнения системы (5.7):

$$t_{\text{пл}} = \int_0^H \frac{dH}{|V_y|}. \quad (5.12)$$

На наивыгоднейшем угле атаки аэродинамическое качество максимальное и этому углу атаки согласно формуле (5.12) будет соответствовать режим наиболее пологого планирования

Это выражение справедливо при планировании с заданным углом атаки (коэффициентом c_{ya}). Каждому углу атаки соответствует своя скорость планирования (5.9), свое аэродинамическое качество, а, следовательно, и своя дальность планирования (5.11). При заданном перепаде высот *наибольшая дальность планирования* будет иметь место на режиме наиболее пологого планирования, где аэродинамическое качество максимально (т. е. при угле атаки $\alpha_{\text{нв}}$):

$$L_{\text{пл max}} = \int_0^H K_{\text{max}} dH, \quad (5.13)$$

а *наибольшее время планирования* – на режиме с минимальной вертикальной скоростью планирования:

$$t_{\text{пл max}} = \int_0^H \frac{dH}{|V_{y \text{ min}}|}. \quad (5.14)$$

В общем случае аэродинамическое качество, а, следовательно, и угол наклона траектории при планировании зависят от угла атаки и числа Маха. В этих условиях задача определения наибольшей дальности и времени планирования может быть решена методами численного интегрирования.

В тех случаях, когда влиянием сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики самолета допустимо пренебречь, т. е. когда можно принять $K_{\max} = \text{const}$ ($\theta = \text{const}$):

$$L_{\text{пл max}} = K_{\max} H, \quad (5.15)$$

$$t_{\text{пл}} = \frac{1}{|\sin\theta|} \int_0^H \frac{dH}{V_{\text{пл}}}. \quad (5.16)$$

На режиме наибольшей дальности планирования угол θ очень мал, поэтому можно принять $\cos \theta \approx 1$, $\sin\theta \approx \text{tg } \theta \approx 1/K_{\max}$ и будем иметь

$$t_{\text{пл}} = K_{\max} \int_0^H \frac{dH}{V_{\text{пл}}}. \quad (5.17)$$

Когда при планировании перепад высот такой, что скорость изменяется не более, чем в 1,5 раза, то допустимо принять скорость планирования постоянной и равной ее значению на средней высоте планирования $V_{\text{пл ср}}$. При этом допущении

$$t_{\text{пл}} \approx \frac{K_{\max} H}{V_{\text{пл ср}}} = \frac{L_{\text{пл ср}}}{V_{\text{пл ср}}}. \quad (5.18)$$

Приближенные соотношения (5.17) и (5.18) дают удовлетворительную точность при инженерных расчетах дозвуковых транспортных самолетов.

1.4 Поляра скоростей планирования

Режимы планирования можно рассмотреть на *поляре скоростей планирования* — полярной диаграмме, связывающей скорость планирования с углом планирования $V_{\text{пл}} = f(\theta)$ (рис. 5.2).

Порядок расчета поляры скоростей планирования (без учета влияния сжимаемости воздуха) следующий. Для заданной высоты $H = \text{const}$ перебирают различные значения коэффициента c_{ya} . По поляре определяют соответствующие значения коэффициента c_{xa} . Затем рассчитывают аэродинамическое качество K , угол планирования θ (5.10), скорость планирования $V_{\text{пл}}$ (5.9) и ее составляющие V_x и V_y [третье и четвертое уравнения системы (5.7)].

Анализ поляры скоростей планирования. По любой точке кривой, определяющей некоторый режим планирования, можно найти скорость планирования, ее составляющие, угол атаки α и угол наклона траектории θ .

Режим наибольшей дальности планирования по этой поляре находится путем проведения касательной к ней из начала координат (полюса).

Если к полярке скоростей планирования провести касательную, параллельную полярной (горизонтальной) оси, то в точке касания получим *режим наибольшего времени планирования*.

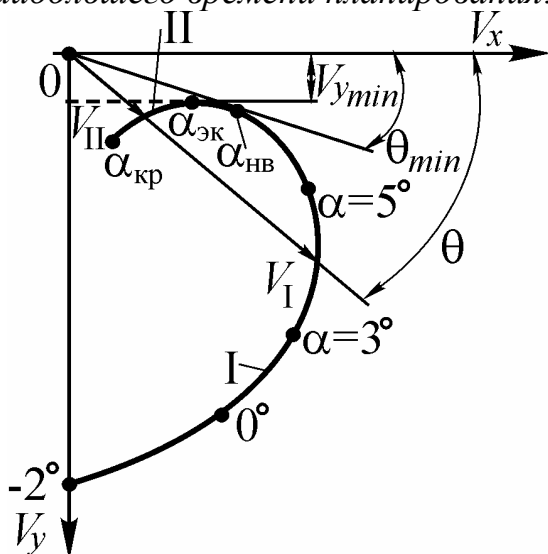


Рис. 5.2. Поляра скоростей планирования

Из полярки скоростей планирования видно, что если углы α малы, скорости $V_{пл}$ большие, то тогда углы планирования θ большие. С увеличением α скорость и угол планирования уменьшаются. Это происходит до тех пор, пока угол планирования не достигнет минимального значения, т. е. до *режима наиболее пологого планирования* (наибольшей дальности). Дальнейшее увеличение α сопровождается падением скорости планирования, но угол планирования уже не уменьшается, а растет.

Таким образом, при некоторых значениях θ , немного больших, чем θ_{min} , планирование с заданным углом θ возможно с двумя скоростями (углами атаки): на малой скорости (большом угле атаки) и большой скорости (малом угле атаки).

Область больших скоростей (малых углов атаки), где с увеличением угла атаки а угол планирования θ уменьшается, называется *областью первых режимов планирования* (I).

Область же малых скоростей (больших углов атаки), где с увеличением угла атаки угол планирования возрастает, называется *областью вторых режимов планирования* (II). Граница между первым и вторым режимами является режимом наибольшей дальности планирования.

Различают пологое и крутое планирование. Крутое с $\theta > 30^\circ$ принято называть *пикированием*. Планирование под углам $\theta = 90^\circ$ называется *отвесным пикированием*.

Планирование на $\alpha > \alpha_{кр}$ называют *парашютированием*.

Обычно планирование производится с $\alpha = \alpha_{нв}$. Планирование с $\alpha > \alpha_{эк}$ не применяется по условиям безопасности полетов.

2 Дальность и продолжительность полета

2.1 Техническая и практическая дальность

Под *дальностью полета* L понимается путь, пройденный самолетом по горизонтали (поверхности Земли) за полет. Для современных самолетов этот путь складывается из дальности набора высоты $L_{наб}$ дальности горизонтального полета $L_{г.п.}$ и дальности снижения $L_{сн}$ (рис. 6.1):

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{Г.П.}} + L_{\text{сн.}} \quad (6.1)$$

Дальность L еще иногда называют дальностью крейсерского полета по маршруту.

Продолжительность характеризуется временем полета. В соответствии с дальностью, продолжительность представляется как суммарное время полета на отдельных участках.

Основную часть дальности составляет участок полета на заданной (расчетной H_p) высоте, называемой крейсерским или маршевым.

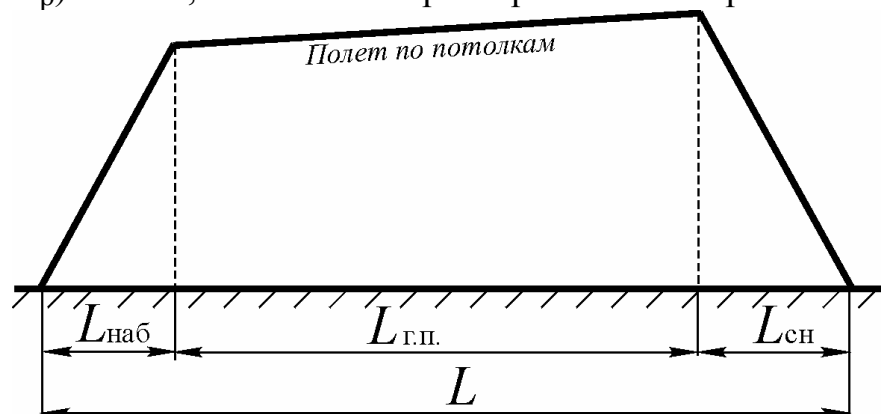


Рис. 6.1. Профиль полета самолета при полете по «потолкам»

Запас топлива, имеющегося на борту самолета m_T , (масса топлива, измеряемая в килограммах), расходуется на набор высоты $m_{T.\text{наб}}$, на горизонтальный полет $m_{T.\text{Г.П.}}$ и снижение $m_{T.\text{сн.}}$. Если весь запас топлива расходуется на эти цели без остатка, то дальность полета, полученная в этих условиях, называется *технической*. Аналогично можно ввести понятие технической продолжительности полета. При этом масса топлива, которая будет расходоваться на горизонтальный полет, определяется путем вычитания из общего запаса топлива массы топлива, израсходованного на набор высоты и снижение:

$$m_{T.\text{Г.П.}} = m_T - (m_{T.\text{наб}} + m_{T.\text{сн.}}) \quad (6.2)$$

Практически техническую дальность полета получить невозможно, так как не все топливо, определенное по формуле (6.2), может быть израсходовано в горизонтальном полете. Часть его в соответствии с НЛГС должна быть оставлена в качестве *аэронавигационного запаса топлива* (АНЗ) $m_{T.\text{АНЗ}}$, который зависит от аэронавигационной и метеорологической обстановок по маршруту полета, на аэродроме назначения и на запасных аэродромах.

Помимо этого, определенная часть топлива не может быть выработана по конструктивным соображениям вследствие особенностей топливной системы самолета $m_{T.\text{невыр.}}$. Часть топлива затрачивается на взлет $m_{T.\text{взл}}$ (руление, собственно взлет, выход на маршрут) и посадку $m_{T.\text{пос}}$:

$$m_{T.\text{Г.П.}} = m_T - (m_{T.\text{наб}} + m_{T.\text{сн.}}) - (m_{T.\text{взл}} + m_{T.\text{пос}} + m_{T.\text{АНЗ}} + m_{T.\text{невыр.}}) \quad (6.3)$$

Дальность полета самолета, полученная с учетом аэронавигационного запаса и расхода на взлет, посадку и т. п. называется *практической дальностью полета*.

2.2 Часовой и километровой расходы топлива

Для анализа и расчета дальности и продолжительности полета самолета пользуются понятиями часового $q_{\text{ч}}$ и километрового $q_{\text{к}}$ расходов топлива.

Пусть самолет за время полета в часах dt пролетел расстояние по горизонтали в километрах dL и израсходовал $dm_{\text{т}}$ топлива. Поделив массу израсходованного топлива на время полета, получим расход топлива за 1 ч полета, т. е. *часовой расход* (кг/ч):

$$q_{\text{ч}} = \frac{dm_{\text{т}}}{dt}, \quad (6.4)$$

а поделив массу израсходованного топлива на расстояние — расход топлива на 1 км пройденного пути, т. е. *километровый расход топлива* (кг/км):

$$q_{\text{к}} = \frac{dm_{\text{т}}}{dL}. \quad (6.5)$$

Скорость полета (км/ч) можно получить, если поделить часовой расход топлива на километровой:

$$\frac{q_{\text{ч}}}{q_{\text{к}}} = \frac{dL}{dt} = 3,6V,$$

где V — скорость полета, м/с.

Откуда получаем связь между расходами топлива:

$$q_{\text{ч}} = 3,6 q_{\text{к}}. \quad (6.6)$$

При заданной скорости полета километровой расход топлива всегда может быть определен через часовой или, наоборот, часовой расход топлива — через километровой.

2.3 Дальность и продолжительность горизонтального полета

Из выражений часового и километрового расходов топлива следует, что дальность и продолжительность горизонтального полета самолета:

$$L_{\text{г.п.}} = - \int_0^{m_{\text{т г.п.}}} \frac{dm_{\text{т г.п.}}}{q_{\text{к}}}; \quad (6.7)$$

$$t_{\text{г.п.}} = - \int_0^{m_{\text{т г.п.}}} \frac{dm_{\text{т г.п.}}}{q_{\text{ч}}}. \quad (6.8)$$

Для расчета дальности и продолжительности горизонтального полета необходимо знать как массу топлива $m_{\text{т г.п.}}$, которая может быть израсходована в горизонтальном полете (6.2) или (6.3), так и часовой или километровой расход топлива.

В процессе полета непрерывно изменяется масса самолета из-за израсходования имеющегося запаса топлива. При этом изменяются часовой и километровый расходы топлива. В общем случае расходы $q_{\text{ч}}$ и $q_{\text{к}}$ представляют собой сложные функции от массы самолета. Только установив эти зависимости, можно с наибольшей точностью получить расчетным путем дальность и продолжительность полета.

Метод расчета Пышнова. Наиболее простой метод расчета дальности и продолжительности горизонтального полета предложил и обосновал в 1930 г. В.С. Пышнов в книге "Теория авиации". Сущность этого метода состоит в том, что если вес (масса) самолета в горизонтальном полете меняется не более, чем в 1,5...2,0 раза, то с достаточной точностью расчет можно вести по среднему полетному весу (массе) самолета. Ошибка при этом 1,5...4,0 %.

Опираясь на метод Пышнова в инженерной практике в качестве расчетов первого приближения, считают, что в процессе полета расходы топлива остаются постоянными и равными их среднему значению, соответствующему среднему значению массы самолета:

$$m_{\text{ср}} = m_0 - (m_{\text{Т.ВЗЛ}} + m_{\text{Т.наб}}) - 0,5 m_{\text{Т.Г.П.}} \quad (6.9)$$

При таком допущении вместо интегралов (6.7) и (6.8) получим:

$$L_{\text{Г.П.}} = \frac{m_{\text{Т.Г.П.}}}{q_{\text{к ср}}}; \quad t_{\text{Г.П.}} = \frac{m_{\text{Т.Г.П.}}}{q_{\text{ч ср}}} \quad (6.10)$$

Поскольку в дальнейшем мы будем рассматривать и проводить анализ дальности и продолжительности горизонтального полета при средних значениях расходов топлива то для упрощения записей индекс "ср" будем везде отбрасывать.

Наибольшая дальность и наибольшая продолжительность горизонтального полета будут иметь место при минимальных значениях километрового и часового расходов топлива, соответственно:

$$L_{\text{Г.П. max}} = \frac{m_{\text{Т.Г.П.}}}{q_{\text{к min}}}; \quad t_{\text{Г.П. max}} = \frac{m_{\text{Т.Г.П.}}}{q_{\text{ч min}}} \quad (6.11)$$

Дальность и продолжительность горизонтального полета в основном зависят от изменения часового и километрового расходов топлива.

2.4 Влияние скорости на дальность и продолжительность полета

Экономичность двигателей принято оценивать *удельным расходом топлива*, т.е. расходом топлива на единицу тяги (мощности) двигателя за один час его работы.

У самолета с ТРД часовой расход топлива прямо пропорционален потребной тяге $P_{\text{п}}$, а километровый расход — отношению потребной тяги к скорости ($P_{\text{п}}/V$). Коэффициентом пропорциональности является *удельный расход топлива* $c_p \left[\frac{\text{кг}}{\text{Н ч}} \right]$. У самолета с ТВД часовой расход пропорционален

потребной мощности $N_{\text{п}}$, а километровый — отношению потребной мощности к скорости ($N_{\text{п}}/V$). Коэффициентом пропорциональности является отношение удельного расхода топлива $c_e \left[\frac{\text{кг}}{\text{кВт ч}} \right]$ к КПД винта $\eta_{\text{в}}$. Удельный расход топлива зависит от типа двигателя, режима работы (степени дросселирования), высоты и скорости полета.

Исходя из понятия удельного расхода топлива, часовой расход топлива для самолета с несколькими двигателями можно определить так:

$$q_{\text{ч}} = c_p P_{\text{р}} i; \quad (6.12)$$

$$q_{\text{ч}} = c_e N_{\text{р}} i. \quad (6.13)$$

В горизонтальном полете, как известно, располагаемая тяга равна потребной (для мощности — аналогично) и, следовательно:

$$q_{\text{ч}} = c_p P_{\text{п}}; \quad (6.14)$$

$$q_{\text{к}} = \frac{c_p}{3,6} \left(\frac{P_{\text{п}}}{V} \right). \quad (6.15)$$

Полученные выражения (6.14), (6.15) позволяют установить, как расходы зависят от скорости и высоты полета.

Для самолета с любым типом двигателя влияние скорости полета на километровый расход (т.е. на дальность) оказывается слабее, чем на часовой расход (т.е. на продолжительность полета).

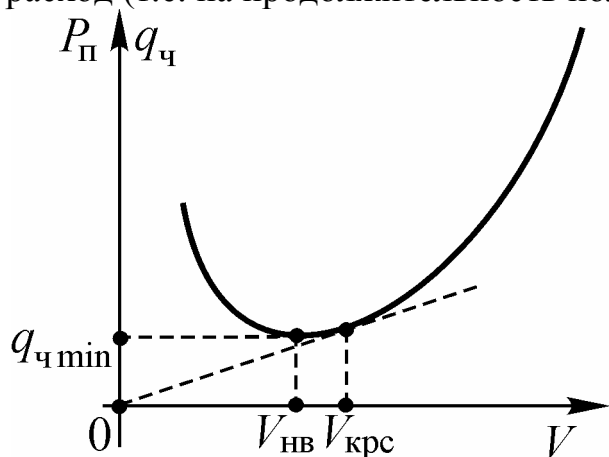


Рис. 6.2. Влияние скорости полета на часовой расход топлива

Если предположить, что у самолета с ТРД $c_p = \text{const}$, а у самолета с ТВД $c_e = \text{const}$ и $\eta_{\text{в}} = \text{const}$, то характер изменения часового расхода от скорости у самолета с ТРД будет аналогичен изменению потребной тяги от скорости, а у самолета с ТВД — потребной мощности от скорости.

Поэтому, чтобы построить зависимость $q_{\text{ч}} = f(V)$ достаточно просто изменить масштаб графика $P_{\text{п}} = f(V)$ по оси ординат (рис. 6.2).

В этих условиях у самолета с ТРД на заданной высоте наибольшая продолжительность полета будет иметь место на наивыгоднейшей скорости $V_{\text{нв}}$, так как наименьший часовой расход имеет место при минимальной потребной тяге, а наибольшая дальность полета — на крейсерской скорости $V_{\text{крс}}$, поскольку наименьший километровый расход получается при минимальном значении отношения потребной тяги к скорости:

$$q_{\text{ч min}} \approx c_p P_{\text{п min}} \text{ соответствует } V_{\text{нв}}; \quad (6.16)$$

$$q_{k \min} = \frac{c_p}{3,6} \left(\frac{P_{\Pi}}{V} \right)_{\min} \text{ соответствует } V_{\text{крс}}. \quad (6.17)$$

В действительности же удельный расход топлива или коэффициент полезного действия винта зависят от скорости полета, и режимы наибольшей дальности и продолжительности не совпадают с вышеназванными скоростями (отличие по скоростям 5...7 %).

2.5 Влияние высоты на дальность и продолжительность полета

Влияние высоты на дальность полета. Наибольшая дальность полета имеет место на скорости, близкой к крейсерской, на которой километровый расход топлива минимален (6.17).

Если предположить в первом приближении, что $c_p = \text{const}$ (т. е. не зависит от высоты полета), то на режиме наибольшей дальности на разных высотах самолет должен лететь на крейсерской скорости. Полету самолета на $V_{\text{крс}}$ соответствует определенный угол атаки $\alpha_{\text{крс}}$, а также постоянная потребная тяга $P_{\Pi} = G/K_{\text{крс}} = \text{const}$. Но скорость $V_{\text{крс}}$ с увеличением высоты растет по закону $V = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$. В результате увеличения знаменателя в выражении (6.17)

с ростом высоты расход $q_{k \min}$ должен уменьшаться (рис. 6.3).

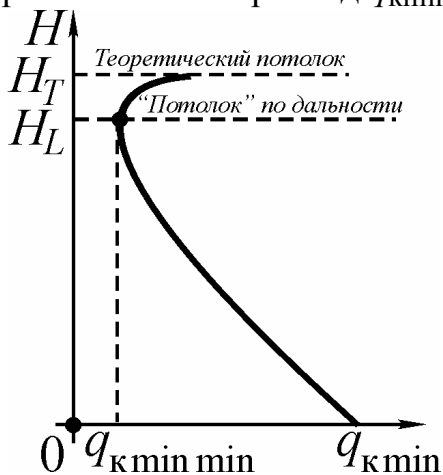


Рис. 6.3. Изменение минимального километрового расхода топлива с высотой полета

Интенсивное снижение $q_{k \min}$ и, следовательно, возрастание дальности полета с высотой будут происходить до тех пор, пока увеличивающаяся скорость полета $V_{\text{крс}}$ не сравняется с максимальной V_{max} горизонтального полета l (рис. 6.4). Обычно это происходит на высотах $H \geq 10...11$ км. Начиная с этой высоты, скорость на режиме наибольшей дальности полета равняется максимальной крейсерской скорости и с высотой уменьшается особенно интенсивно по мере приближения к теоретическому потолку 2.

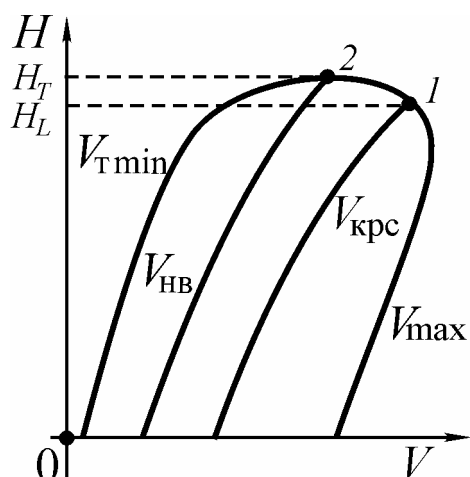
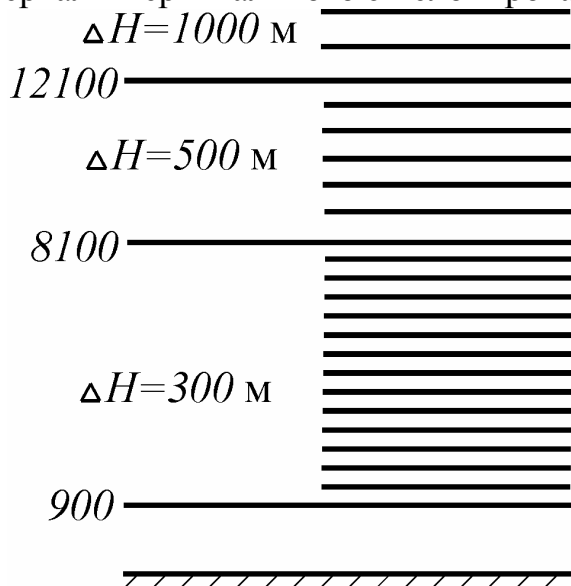


Рис. 6.4. Определение «потолка» по дальности

При отсутствии сжимаемости воздуха наибольшая дальность полета самолета с ТРД будет достигаться примерно на высоте практического потолка, т.е. $H_L \approx H_{пр}$. Учет влияния сжимаемости воздуха на больших высотах приводит к тому, что $q_{к\ min\ min}$ и наибольшая дальность полета самолета имеют место на высотах, меньших практического потолка на 1...3 км.

Потолок самолета зависит от его массы. Из-за выгорания топлива масса самолета в полете непрерывно уменьшается, и с течением времени потолок растет. Как показывают исследования, с точки зрения увеличения дальности высоту полета по мере выгорания топлива выгодно непрерывно повышать, т.е. все время совершать полет на *дальность по потолкам* (см. рис. 6.1), при этом дальность полета возрастает на 3...8 %.

В гражданской авиации полет по потолкам используется при внетрасовых полетах, при полете с отказавшим двигателем и в других случаях, когда требуется достижение максимальной дальности. В нормальных условиях полеты всегда выполняются на заданных эшелонах, которые выбираются в соответствии с правилами вертикального эшелонирования, изложенными в Наставлении по производству полетов в гражданской авиации (НПП ГА). Интервалы вертикального эшелонирования представлены на рис. 6.5.



При выборе режима полета на дальность для самолета с ТРД определяющим фактором является высота полета, которая оказывает более сильное влияние на километровый расход, чем скорость полета. Чем больше высота, тем экономические показатели ТРД улучшаются, километровый расход снижается, и рейсовые полеты выгодно выполнять на больших высотах.

Если теперь учесть изменение удельного расхода топлива c_p по вы-

Как видим, здесь можно сделать очень важный вывод — существует высота полета (см. рис.6.3), на которой минимальный километровый расход топлива $q_{к\ min}$ имеет наименьшее значение ($q_{к\ min\ min}$), а дальность полета наибольшая, т. е. существует как бы "потолок" по дальности полета H_L .

Рис. 6.5. Интервалы вертикального эшелонирования

соте полета (6.17), то сделанные выводы о влиянии высоты на дальность полета останутся без изменения. Это можно объяснить следующим образом.

Изменение удельного расхода топлива c_p в процессе полета на крейсерском режиме может быть вызвано двумя причинами:

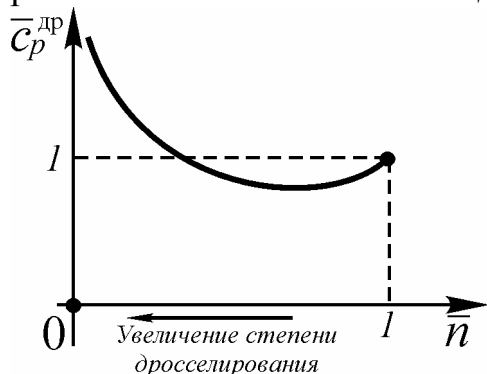


Рис. 6.6. Зависимость удельного расхода топлива от степени дросселирования

- дросселированием двигателя; характер влияния степени дросселирования (по частоте вращения) $\bar{n} = n/n_{\max}$ на относительный удельный расход топлива (рис. 6.6)

$$\bar{c}_p^{\text{др}} = \frac{c_p}{c_{p100\%}} = f(\bar{n}), \quad (6.18)$$

где $c_{p100\%}$ — удельный расход при отсутствии дросселирования;

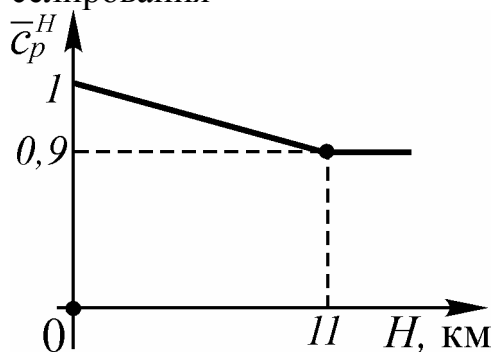


Рис. 6.7. Зависимость удельного расхода топлива от высоты полета

- изменением высоты полета; характер влияния высоты на относительный удельный расход (рис. 6.7)

$$\bar{c}_p^{\text{H}} = \frac{c_p}{c_{p0}} = f(H), \quad (6.19)$$

где c_{p0} — удельный расход на высоте $H = 0$ (при $V_{\text{крс}}$).

Таким образом, удельный расход топлива с учетом соотношений (6.18) и (6.19) можно представить

$$c_p = c_p^{\text{др}} c_p^{\text{H}} c_{p0} \quad (6.20)$$

Поскольку режим наибольшей дальности полета фактически совпадает с крейсерской скоростью, то на каждой высоте потребная тяга должна быть постоянна $P_{\text{п}} = G/K_{\text{крс}} = \text{const}$. Поэтому степень дросселирования двигателя у Земли должна быть больше, а с поднятием на высоту — меньше из-за падения тяги с высотой (см. рис. 6.7). Для того чтобы поддерживать тягу постоянной, необходимо с увеличением высоты полета увеличивать частоту вращения двигателя, поэтому с поднятием на высоту удельный расход $\bar{c}_p^{\text{др}}$ должен уменьшаться (см. рис. 6.6).

Кроме этого, удельный расход \bar{c}_p^{-H} (при неизменной подаче топлива) также снижается до высоты 11 км, а на высотах $H \geq 11$ км $\bar{c}_p^{-H} = \text{const}$ (см. рис. 6.7).

Совместное изменение $\bar{c}_p^{-др}$ и \bar{c}_p^{-H} в направлении их уменьшения снижает удельный расход топлива c_p (6.20) и пропорционально ему километровый расход топлива (6.17) с увеличением высоты на режиме наибольшей дальности полета, а также на всех других режимах, на которых потребная тяга от высоты не зависит, т. е. $c_{y\bar{a}} = \text{const}$, $K = \text{const}$. Благодаря этому наибольшая дальность горизонтального полета примерно до высоты практического потолка самолета растет (см. рис.6.3).

Влияние высоты на продолжительность полета. На основе анализа влияния скорости полета на часовой расход топлива следует, что наибольшая продолжительность полета имеет место на скорости, близкой к наивыгоднейшей $V_{нв}$, на которой будет иметь место наименьший часовой расход (6.16).

На режиме наибольшей продолжительности потребная тяга $P_{п \text{ min}}$ от высоты полета не зависит (так как $P_{п \text{ min}} = G/K_{\text{max}}$), и влияние высоты на режиме $q_{ч \text{ min}}$ будет сказываться практически только через удельный расход топлива c_p (6.20).

Поэтому часовой расход $q_{ч \text{ min}}$ будет уменьшаться при увеличении H за счет падения c_p , по тем же причинам, что и на режиме наибольшей дальности полета. Благодаря этому наибольшая продолжительность горизонтального полета растет до тех пор (до такой высоты), пока $P_{п \text{ min}} = \text{const}$. Обычно эта высота H_t близка к практическому потолку самолета (примерно на 1000 м ниже $H_{пр}$).