

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Подъем является одним из видов установившегося движения самолета, при котором самолет набирает высоту по траектории, составляющей с линией горизонта некоторый угол.

Установившийся подъем - это прямолинейный полет самолета с набором высоты с постоянной скоростью. Режим подъема характеризуется следующими параметрами:

- скоростью по траектории - скорость подъема U ;
- углом наклона траектории подъема к горизонту - угол подъема θ ;
- вертикальной составляющей скорости подъема - вертикальная скорость U_y .

СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ НА ПОДЪЕМЕ

Рассмотрим прямолинейный установившийся подъем самолета, траектория которого наклонена к горизонту под некоторым углом θ , называемым углом подъема.

При подъеме на самолет действуют следующие силы (Рис. 1):

- сила тяги P - в направлении движения;
- сила лобового сопротивления Q - в направлении, обратном движению;
- составляющая сила веса G_2 в направлении, обратном направлению движения;
- в направлении, перпендикулярном к траектории полета, действуют подъемная сила Y и составляющая силы веса G_1 .

Так как подъем является плоским поступательным установившимся движением, то все силы, действующие на самолет, приложены в его центре тяжести.

Для выполнения условия равномерности и прямолинейности подъема самолета все действующие на него силы должны быть взаимно уравновешены. Следовательно, условием прямолинейности движения при подъеме является равенство сил Y и G_1 .

$$Y = G_1 = G \cdot \cos \theta. \quad (5.1)$$

Условием равномерности движения самолета будет равенство сил, действующих вдоль траектории:

$$P = Q + G_2 = Q + G \cdot \sin \theta. \quad (5.2)$$

При нарушении одного из этих равенств движение не будет прямолинейным и равномерным, так как появившиеся неуравновешенные силы будут искривлять траекторию в первом случае и ускорять или замедлять движение самолета во втором.

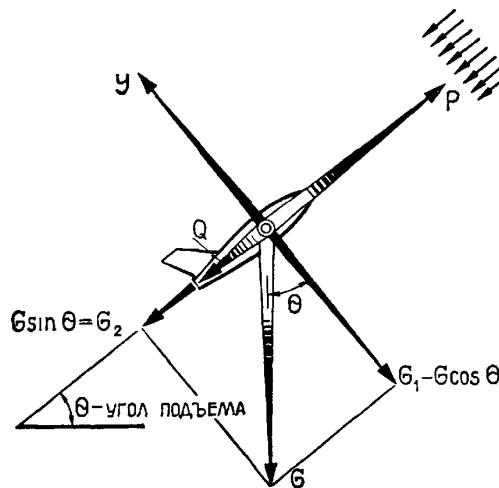


Рис. 1 Схема сил на подъеме

$$Y = G \cos \theta - \text{условие прямолинейности}$$

$$P = Q + G \sin \theta - \text{условие равномерности}$$

Из анализа уравнений сил при подъеме можно сделать следующие выводы:

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

- подъемная сила при подъеме меньше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, так как она уравнивает только часть веса самолета;

- потребная сила тяги при подъеме больше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, потому что кроме лобового сопротивления она уравнивает составляющую веса самолета G_2 . Таким образом, подъем совершается не за счет увеличения подъемной силы крыла, а за счет увеличения силы тяги.

С увеличением угла подъема θ составляющая веса G , направленная перпендикулярно к траектории подъема, уменьшается, следовательно, должна быть меньше и уравнивающая ее подъемная сила Y . При этом составляющая веса G_2 увеличивается, что требует увеличения тяги силовой установки. Увеличение же силы тяги при подъеме возможно только при наличии ее избытка.

Важной характеристикой самолета является его тяговооруженность - отношение максимальной располагаемой тяги у земли к весу самолета.

$$\varphi = \frac{P}{G}. \quad (5.3)$$

У современных самолетов с ТРД тяговооруженность достаточно высокая и может достигать единицы и более:

- у самолета МИГ-17 $\varphi = 0,52$,

- у самолета Л-29 $\varphi = 0,34$.

Если бы силовая установка обладала тягой, превышающей сумму веса самолета и его лобового сопротивления, то самолет мог бы выполнять установившийся вертикальный подъем ($\theta = 90^\circ$).

СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

Скоростью, потребной для подъема самолета $v_{под}$, называется скорость, необходимая для создания подъемной силы, уравнивающей составляющую веса, перпендикулярную траектории подъема на данном угле атаки.

Из условия прямолинейности движения можно определить величину потребной для подъема скорости.

$$Y = G \cos \theta.$$

Подставив в это уравнение значение подъемной силы, получим

$$C_y \frac{\rho v_{под}^2}{2} S = G \cdot \cos \theta. \quad (5.4)$$

Из уравнения (5.4) находим

$$v_{под} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho \cdot S} \cdot \cos \theta}. \quad (5.5)$$

Так как выражение $\sqrt{\frac{2G}{C_y \rho \cdot S}}$ - есть численная величина потребной скорости горизонтального полета $v_{ГП}$ то формула (5.5) примет вид

$$v_{под} = v_{ГП} \sqrt{\cos \theta}. \quad (5.6)$$

Величина $\sqrt{\cos \theta}$ всегда меньше единицы, поэтому можно сделать вывод, что для выполнения подъема самолета требуется меньшая скорость, чем при горизонтальном полете на том же угле атаки. Для небольших углов подъема (до $\theta = 20^\circ$) потребная скорость для подъема самолета незначительно отличается от потребной скорости горизонтального полета на том же угле атаки. Поэтому при подъеме с углом θ , не превышающим $20 - 25^\circ$, можно принимать, что скорость, потребная для подъема, равна скорости, потребной для горизонтального полета.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ТЯГА И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНЫЕ ПРИ ПОДЪЕМЕ

Тяга, необходимая для того, чтобы уравновесить силу лобового сопротивления и составляющую веса Gg при подъеме самолета на данном угле атаки, называется потребной тягой для подъема.

Из условия равномерности движения можно определить величину тяги, потребной для подъема.

$$P_{\text{под}} = Q + G \cdot \sin \theta. \quad (5.7)$$

Если совершать подъем самолета на тех же углах атаки, что и горизонтальный полет, то лобовое сопротивление при подъеме будет численно равно потребной тяге горизонтального полета. Уравнение (5.7) в этом случае можно записать так:

$$P_{\text{под}} = P_{\text{ГП}} + G \cdot \sin \theta. \quad (5.8)$$

Из формулы следует, что для совершения подъема требуется большая тяга, чем для горизонтального полета на том же угле атаки, так как она нужна не только для преодоления лобового сопротивления, но и для уравновешивания составляющей силы веса по траектории.

На всех скоростях горизонтального полета, кроме максимальной, имеется избыток тяги ΔP . Этот избыток при подъеме используется для уравновешивания составляющей силы веса G_2 . Поэтому тяга при подъеме с небольшими (до 30°) углами подъема равна

$$P_{\text{под}} = P_{\text{ГП}} + \Delta P. \quad (5.9)$$

Если избыток тяги равен нулю (например, на максимальной скорости), то установившийся подъем самолета невозможен.

Для самолетов с поршневыми двигателями и ТВД характеристики подъема связаны с потребной и располагаемой мощностями.

Мощность, необходимая для обеспечения подъема самолета на данном угле атаки, называется потребной мощностью подъема.

$$N_{\text{под}} = N_{\text{ГП}} + \Delta N. \quad (5.10)$$

Избыток мощности ΔN , представляющий собой разность между располагаемой и потребной мощностями, для различных скоростей и высот полета определяется на графике потребных и располагаемых мощностей.

ПОЛЯРА СКОРОСТЕЙ ПОДЪЕМА САМОЛЕТА. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПОДЪЕМА

Из кривых потребных и располагаемых мощностей видно, что при полете на максимальной скорости избыток мощности равен нулю и, следовательно, вертикальная скорость также равна нулю. С уменьшением скорости от максимальной избыток мощности возрастает и при скорости полета, равной $V=162$ км/ч (для самолета Як-52) и $V=137$ км/ч (для самолета Як-55) (при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м, достигает максимального значения). Вертикальная скорость подъема при этом также увеличивается до максимального значения. С дальнейшим уменьшением скорости от $V_{\text{ГП}}=162$ км/ч (для самолета Як-52) и $V_{\text{ГП}}=137$ км/ч (для самолета Як-55) до минимальной скорости $V_{\text{МИН}}$ избыток мощности ΔN и вертикальная скорость набора V_y уменьшаются.

Зависимость между скоростью по траектории, вертикальной скоростью подъема и углом подъема можно представить в виде одного графика, который носит название *поляры скоростей подъема или указательницы траектории подъема*.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

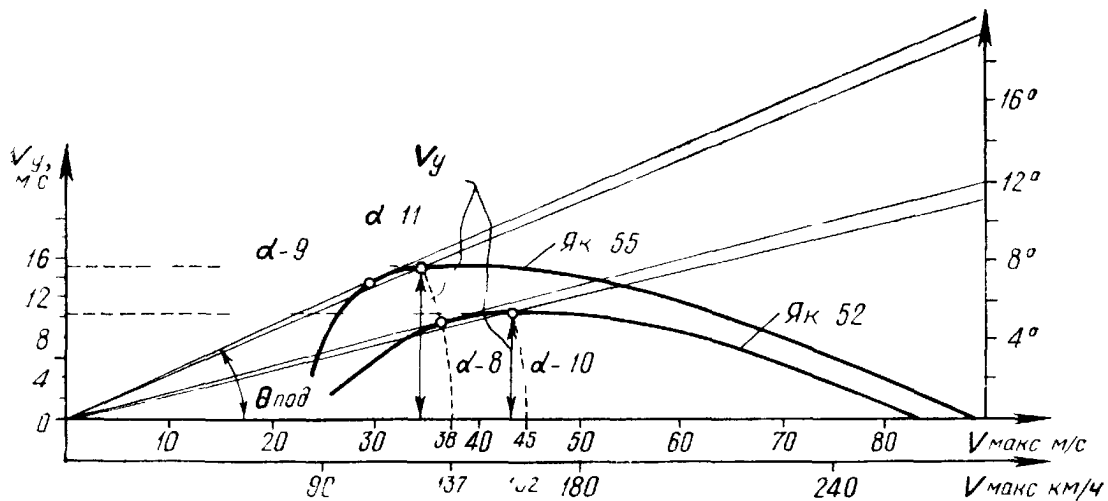


Рис. 2 Поляры скоростей подъема самолетов Як-52 и Як-55

Поляра скоростей подъема самолетов Як-52 и Як-55 на высоте 500 м и максимальном режиме работы силовой установки показана на Рис. 2.

Каждая точка поляры скоростей подъема наглядно показывает скорость по траектории $V_{\text{ПОД}}$ (отрезок прямой, проведенной из начала координат в данную точку поляры), вертикальную скорость подъема V_y (отрезок прямой, проведенной через данную точку поляры скоростей перпендикулярно к оси скоростей V и угол подъема - угол, заключенный между вектором скорости $U_{\text{ПОД}}$ и осью скорости полета).

Опускаясь из любой точки кривой на горизонтальную ось по дуге окружности с центром в начале координат, можно отсчитать скорость полета по траектории подъема.

Поляра скоростей подъема позволяет определить характерные режимы установившегося подъема и соответствующие максимальный угол подъема и максимальную вертикальную скорость подъема.

РЕЖИМ НАИБОЛЕЕ БЫСТРОГО ПОДЪЕМА (НАБОРА ВЫСОТЫ).

Определяется проведением касательной к поляре скоростей подъема параллельно оси скорости.

Для самолета Як-52 при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м приборная скорость $V_{\text{нр}}=162$ км/ч, $V_{\text{УМАКС}}=10$ м/с, $\alpha=8^\circ$.

Для самолета Як-55 при частоте вращения коленчатого вала двигателя, равной $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м $V_{\text{нр}}=137$ км/ч, $V_{\text{УМАКС}}=15$ м/с, $\alpha=9^\circ$.

Этот режим подъема применяется в случае необходимости быстро набрать заданную высоту.

РЕЖИМ НАИБОЛЕЕ КРУТОГО ПОДЪЕМА.

Определяется проведением касательной к поляре скоростей из начала координат. Для самолета Як-52 при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м и $V_{\text{нр}}=140$ км/ч - $\theta_{\text{макс}}=12^\circ$. Для самолета Як-55 при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м и $V_{\text{нр}}=115$ км/ч - $\theta_{\text{макс}}=22^\circ$.

Этот режим подъема применяется, когда необходимо «перетянуть» самолет через близко расположенное препятствие.

На поляре скоростей подъема также можно найти режим максимальной теоретической скорости подъема (определяется проведением касательной дуги к поляре скоростей подъема с центром в начале координат).

Границей первых и вторых режимов подъема, как и в горизонтальном полете, для самолетов Як-52 и Як-55 является экономическая скорость.

Режимы подъема в диапазоне скоростей от $V_{\text{МИНТЕОР}}$ до $V_{\text{ЭК}}$, для которых $\frac{d\theta}{dV} > 0$, называются вторыми.

Первые режимы подъема имеют место в диапазоне скоростей от $V_{\text{ЭК}}$ до $V_{\text{МАКС}}$, для которых $\frac{d\theta}{dV} < 0$.

Кроме особенностей, рассмотренных выше применительно к горизонтальному полету, для вторых режимов установившегося подъема характерно так называемое обратное действие руля высоты, отклонение

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

руля высоты вверх (взятие ручки управления самолетом на себя) в конечном счете приводит не к увеличению, как в первом режиме, а к уменьшению угла наклона траектории (Рис. 3).

При взятии ручки управления на себя угол атаки увеличивается, подъемная сила Y возрастает и траектория сначала искривляется вверх, т. е. угол подъема увеличивается. Однако самолет не имеет возможности уравновеситься на более крутой траектории, так как избыток тяги ΔP_1 , имевшийся в исходном режиме полета и уравнивающий составляющую веса $G \sin \theta_1$, окажется недостаточным для уравнивания возрастающей составляющей силы веса самолета $G \cdot \sin \theta_1'$ при новом увеличенном угле подъема $\theta_1' > \theta_1$.

Скорость, а значит, и подъемная сила начинают уменьшаться, а траектория, ставшая сразу после взятия ручки управления на себя более крутой, будет постепенно (по мере падения скорости) отклоняться вниз. Так как на вторых режимах избыток тяги с уменьшением скорости уменьшается, то равенство $\Delta P_2 = G \sin \theta$ будет достигнуто лишь при новом угле наклона траектории $\theta_2' < \theta_1$.

На первых режимах подъема взятие ручки управления самолетом на себя сопровождается увеличением угла подъема, так как уменьшение скорости (после взятия ручки управления на себя) вызывает увеличение избытка тяги, а большему избытку тяги соответствует более крутой подъем самолета.

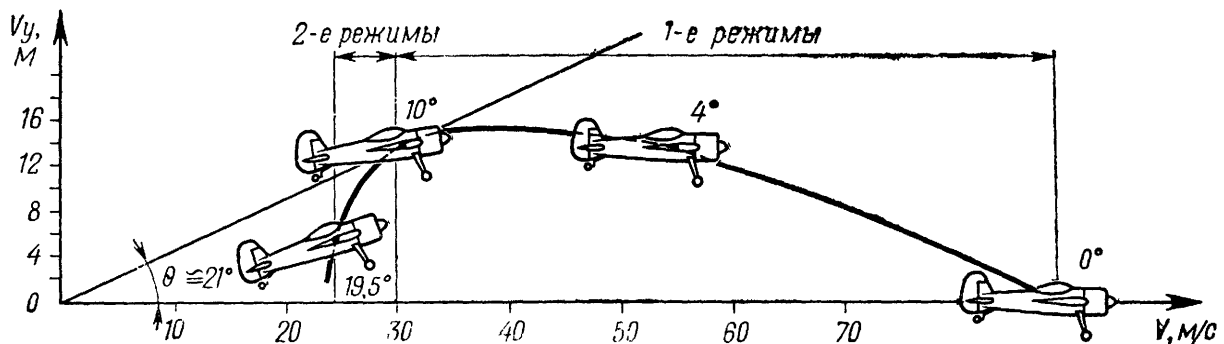


Рис. 3 1-е и 2-е режимы подъема

БАРОГРАММА ПОДЪЕМА

Важной характеристикой скороподъемности самолета является барограмма подъема, которая представляет собой график, показывающий время, затрачиваемое на набор той или иной высоты на режиме максимальной вертикальной скорости подъема.

Барограмму подъема можно получить практически в полете с помощью барографа (бароспидографа) или путем записи показаний высотомера через определенные промежутки времени. Барограмму можно построить и расчетным путем, используя график изменения вертикальной скорости подъема по высоте.

С помощью барограммы подъема можно определять время набора любой высоты.

Для построения барограммы подъема расчетным путем нужно иметь график $U_y = f(H)$ (Рис. 4). Расчет проводится в следующем порядке.

1. Разделяем всю набираемую высоту (до теоретического потолка) на ряд участков (H_1, H_2, H_3, H_4 и т. д.) с таким расчетом, чтобы вертикальные скорости в начале и конце участка отличались по величине не более чем в 1,5 раза.

2. По графику $U_y = f(H)$ находим значения вертикальной скорости на границе каждого участка. Полученные данные заносятся в таблицу.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$H, \text{ м}$	$\Delta H, \text{ м}$	$v_y, \text{ м/с}$	$v_{y\text{ср}}, \text{ м/с}$	$\Delta t, \text{ с}$	$\sum \Delta t, \text{ с}$	t
0		20		—	0	
1000	1000	18	19	52,7	52,7	0 мин 53 с
2000	1000	16	17	59	111,7	1 мин 52 с
3500	1500	13	14,5	69	180,7	3 мин 01 с
5000	1500	10	11,5	80	260,7	4 мин 21 с

3. Для каждого участка находим $v_{y\text{ср}}$ - среднюю скорость вертикального подъема.

4. Вычисляем продолжительность подъема на каждом участке по формуле

$$t = \frac{\Delta H}{v_{y\text{ср}}} \quad (5.11)$$

5. Складывая нарастающим итогом величины Δt , получим время набора той или иной высоты.

Для удобства пользования время выражаем в минутах.

По полученным данным строится барограмма подъема.

Из Рис. 5 видно, что, чем ближе к потолку, тем больше времени требуется для набора одинаковой высоты.

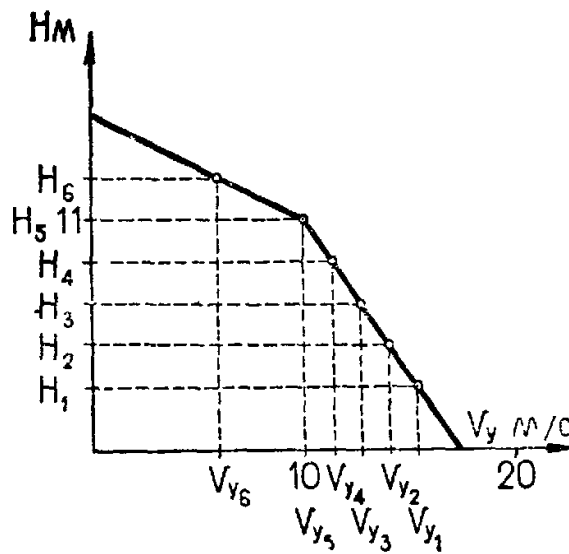


Рис. 4 К расчету барограммы подъема

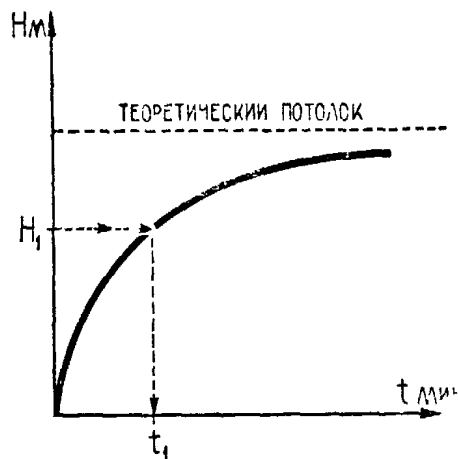


Рис. 5 Барограмма подъема

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Кривая $H = f(t)$ асимптотически приближается к теоретическому потолку самолета, но для его достижения требуется бесконечно большое время.

ПОТОЛОК САМОЛЕТА

С подъемом на высоту избыток тяги уменьшается и на какой-то определенной высоте становится равным нулю. А это значит, что и вертикальная скорость установившегося подъема тоже уменьшится до нуля. На этой высоте и выше самолет не имеет возможности совершать установившийся подъем.

Высота полета, на которой вертикальная скорость установившегося подъема равна нулю, называется теоретическим (или статическим) потолком самолета.

На теоретическом потолке избытка тяги нет, поэтому возможен только горизонтальный полет и только на наивыгоднейшем угле атаки (и только на наивыгоднейшей скорости), на котором наименьшая потребная тяга. Диапазон скоростей при этом равен нулю (Рис. 6).

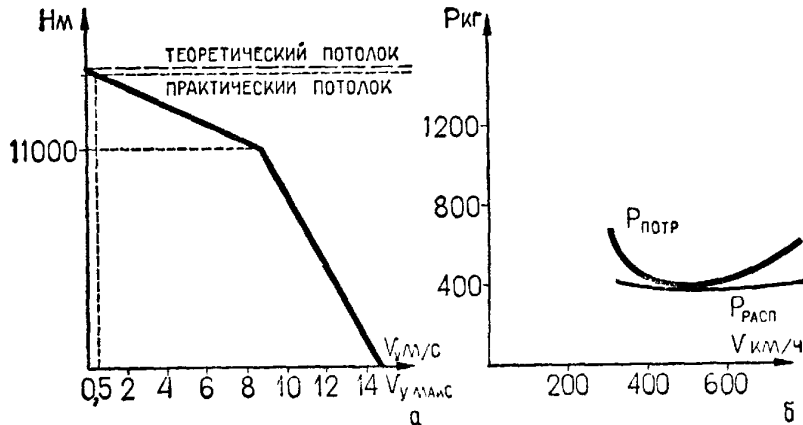


Рис. 6 К определению потолка самолета: а - график зависимости V_y от высоты полета; б - кривые потребных и располагаемых тяг на теоретическом потолке

При установившемся подъеме самолет практически не может достигнуть теоретического потолка, так как по мере приближения к нему избыток тяги становится настолько мал, что для набора оставшейся высоты потребуется затратить слишком много времени и топлива. Из-за отсутствия избытка тяги полет на теоретическом потолке практически невозможен, потому что любые нарушения режима полета без избытка тяги нельзя устранить. Например, при случайно образовавшемся даже небольшом крене самолет теряет значительную высоту (проваливается). Поэтому кроме понятия теоретического (статического) потолка введено понятие так называемого **практического потолка**.

Условно считают, что практический потолок самолета есть высота, на которой максимальная вертикальная скорость подъема равна 0,5 м/с.

Разница между теоретическим и практическим потолком у современных самолетов невелика и не превышает 200 м. Теоретический и практический потолки можно определить по графику (см. Рис. 6).

Современные самолеты при полете с большими скоростями полета обладают настолько большим запасом кинетической энергии $(\frac{Gv^2}{2g})$, что могут использовать его для набора высоты. Причем если самолет летит вблизи практического потолка, то он за счет использования запаса кинетической энергии, сохраняя управляемость, может подняться на высоту, большую его теоретического потолка, даже при отсутствии избытка тяги.

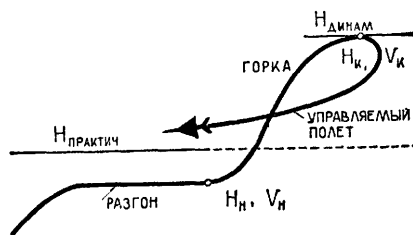


Рис. 7 Подъем самолета на динамический потолок

Максимальная высота, набираемая самолетом за счет запаса кинетической энергии, на которой можно создать скоростной напор, необходимый для сохранения управляемости, называется **динамическим потолком**.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Если в горизонтальном полете вблизи практического потолка $H_{нач}$ самолет имеет скорость $v_{нач}$ и

обладает кинетической энергией $\frac{G \cdot v_{нач}^2}{2g}$, то при дополнительном наборе высоты ΔH скорость самолета уменьшится до $v_{кон} = v_{ЭВ}$ (минимальная эволютивная скорость, при которой еще сохраняется управляемость) и его кинетическая энергия станет равной $\frac{G \cdot v_{кон}^2}{2g}$, но зато самолет приобретет дополнительную потенциальную энергию $G \cdot \Delta H$.

$$G \cdot \Delta H = \frac{G \cdot v_{нач}^2}{2g} - \frac{G \cdot v_{кон}^2}{2g}. \quad (5.12)$$

После преобразований получим

$$\Delta H = \frac{(v_{нач} + v_{кон})(v_{нач} - v_{кон})}{2g}.$$

или

$$\Delta H = \frac{v_{ср} \cdot \Delta v}{g}, \quad (7.19)$$

где $v_{ср}$ - средняя скорость;

Δv - потеря скорости на горке.

Как видим из формулы, прирост высоты за счет уменьшения скорости на величину Δv тем больше, чем выше средняя скорость самолета.

Достичь динамического потолка можно следующим образом: на некоторой высоте самолет разгоняется до максимальной скорости и выполняет горку. Перевод самолета на горку достигается увеличением подъемной силы Y .

Маневр нужно начинать с такой высоты, на которой можно получить достаточную для искривления траектории подъемную силу. На практическом потолке из-за малой плотности воздуха полет самолета совершается на больших углах атаки (больших C_y) и запас для увеличения C_y до $C_{y \max}$ получается очень малым. Поэтому на практическом потолке маневр на горку будет выполняться с очень большим радиусом кривизны траектории. Это приводит к медленному набору высоты, а затем из-за недостатка подъемной силы траектория начнет искривляться вниз. Для набора наибольшей высоты управляемого полета (динамического потолка) разгон самолета и начало маневра целесообразно перенести на меньшие, чем $H_{пр}$, высоты. На самолетах больших скоростей разгон и маневр выхода на динамический потолок начинают при $M = M_{пред}$ на высоте, меньшей практического потолка на 2000 - 4000 м (Рис. 7).

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Проведенные расчеты и построение графиков барограммы и траектории подъема были выполнены для штилевых условий. В действительности движение самолета осуществляется при наличии ветра и представляет собой сложное движение, состоящее из относительного движения самолета с воздушной скоростью и переносного движения самолета вместе с массой воздуха со скоростью ветра W (Рис. 8).

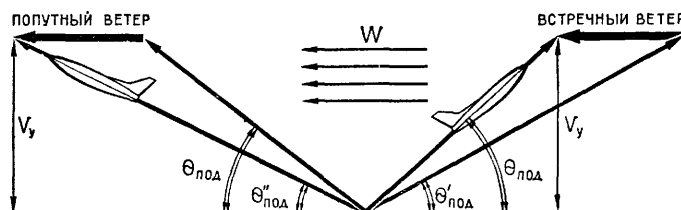


Рис. 8 Влияние ветра на подъем самолета

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Скорость самолета относительно земли, так называемая *путевая скорость*, равна геометрической сумме относительной (воздушной) и переносной (скорости ветра) скоростей. Если самолет летит в безветрие, то $U_{\text{пут}} = U$, если против ветра, то $U_{\text{пут}} = U - W$, при попутном ветре $U_{\text{пут}} = U + W$

В связи с этим изменяется угол набора высоты θ (см. Рис. 8). Величина же вертикальной скорости подъема остается неизменной. При подъеме со встречным ветром угол подъема больше, а проходимый путь меньше, чем при безветрии. Подъем при попутном ветре будет проходить с меньшим углом подъема, т. е. более полого, и самолет будет проходить большее расстояние.