

ГЛАВА II

ТУРБОВИНТОВОЙ САМОЛЕТ В ПОЛЕТЕ

1. СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

Возможность и безопасность полета в различных условиях летной эксплуатации самолета зависят от скорости полета. Самолеты каждого типа имеют свой вполне определенный диапазон скоростей полета. При уменьшении скорости полета ниже допустимой самолет может потерять устойчивость и управляемость из-за срыва воздушного потока на крыле. При увеличении скорости полета выше допустимой могут резко ухудшиться летные данные самолета вследствие возникновения волнового сопротивления и вибрации. Недопустимая величина вибрации может привести к разрушению самолета.

Использование возможностей самолета целиком связано с наивыгоднейшими режимами полета, которые обеспечивают безопасность полета, наибольшую дальность, максимальную продолжительность, хорошие взлетно-посадочные данные самолета и т. п.

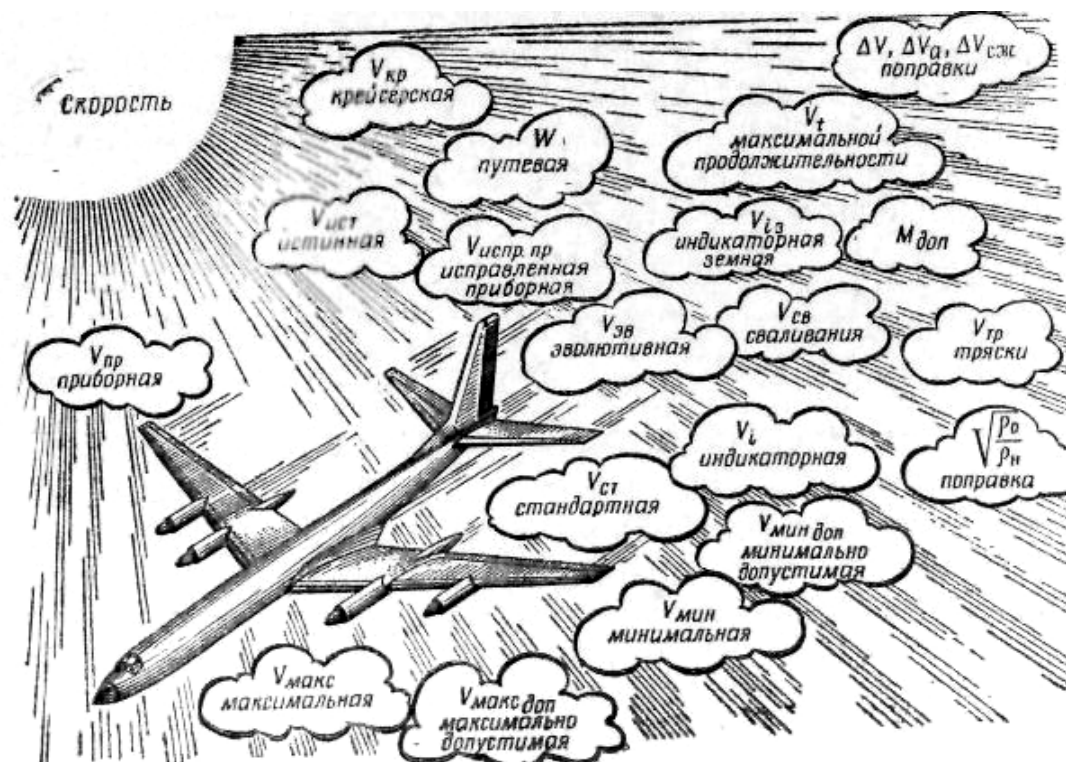


Рис. 2.1. Скорости полета

При полете на скоростях, отличных от наивыгоднейших, летные данные самолета заметно ухудшаются.

В связи с тем, что воздух подвержен сжатию, а его основные параметры – давление, плотность и температура – постоянно меняются не только у земли, но и на высотах, техника замера скорости в воздушной среде все еще остается несовершенной.

Классификация существующих скоростей приведена на рис. 2.1. Между скоростями, обозначенными различными терминами, существует вполне закономерная связь, которая позволяет по одной скорости вычислить другую. Но для этого летчик должен обладать твердыми знаниями и понимать физическую сущность процессов, влияющих на скорость.

ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

На современных турбовинтовых и турбореактивных самолетах для замера скорости полета используется прибор (указатель скорости полета), работающий на принципе измерения давления набегающего потока, т. е. скоростного напора, который принято условно обозначать отношением $\frac{\rho V^2}{2}$ (где ρ – плотность воздуха; V – поступательная скорость самолета относительно воздуха).

Указатель скорости замеряет разницу между полным (статическое давление плюс давление набегающего потока) и статическим давлением воздуха. Следовательно, он показывает не скорость полета непосредственно, а величину скоростного напора.

Безопасность полета самолета гарантируется прежде всего подъемной силой крыла, которая зависит от коэффициента подъемной силы крыла C_y . Каждому значению C_y соответствует определенное значение скоростного напора. При изменении температуры и давления плотность воздуха изменяется. Однако необходимой подъемной силы крыла всегда будет достаточно, если летчик, увеличивая или уменьшая скорость, будет выдерживать заданный скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ или соответствующую этому скоростному напору приборную скорость полета $V_{пр}$.

Инструментальная поправка

Указатель скорости как механическое устройство, состоящее из рычагов, шарнирных соединений, шестеренчатых передач, осей, подшипников, между которыми имеются зазоры, а при движении возникают силы трения, имеет свою собственную характеристику работы. Точность показаний прибора зависит от совершенства конструкций, качества изготовления отдельных деталей и прибора в целом, скорости и высоты полета, а также от температуры окружающей среды. Два одинаковых прибора измерения скорости, как бы точно они ни были изготовлены, в одинаковых условиях работы будут показывать различные скорости полета.

Погрешность в показаниях указателя скорости называется инструментальной поправкой. Ее принято условно обозначать ΔV . Допустимая инструментальная поправка к показаниям современных указателей скорости, устанавливаемых на турбовинтовых самолетах, весьма значительна и

достигает $\pm 15 - 30$ км/час (рис. 2.2). Однако в среднем в используемом диапазоне скоростей она равна $\pm 2 - 4$ км/час и не превышает $\pm 5 - 8$ км/час.

Таким образом, первой причиной того, что скорость, показываемая указателем, отличается от истинной скорости полета, является наличие инструментальной погрешности прибора. Если летчик определяет скорость полета только по указателю приборной скорости, он всегда допускает ошибку, равную инструментальной погрешности. Так, если указатель скорости показывает 350 км/час, а инструментальная поправка для этой скорости равна, например, минус 8 км/час, то в действительности скорость полета будет $350 - 8 = 342$ км/час, т. е. меньше на величину инструментальной поправки.

Инструментальная поправка определяется при периодических проверках прибора на стенде в лабораторных условиях для всех отметок шкалы указателя скорости при температуре воздуха $+15 - 25^\circ\text{C}$. Показания проверяемого прибора сличаются с показаниями эталонного манометра. Составляется график поправок, которым летчик и пользуется в полете при определении скорости¹.

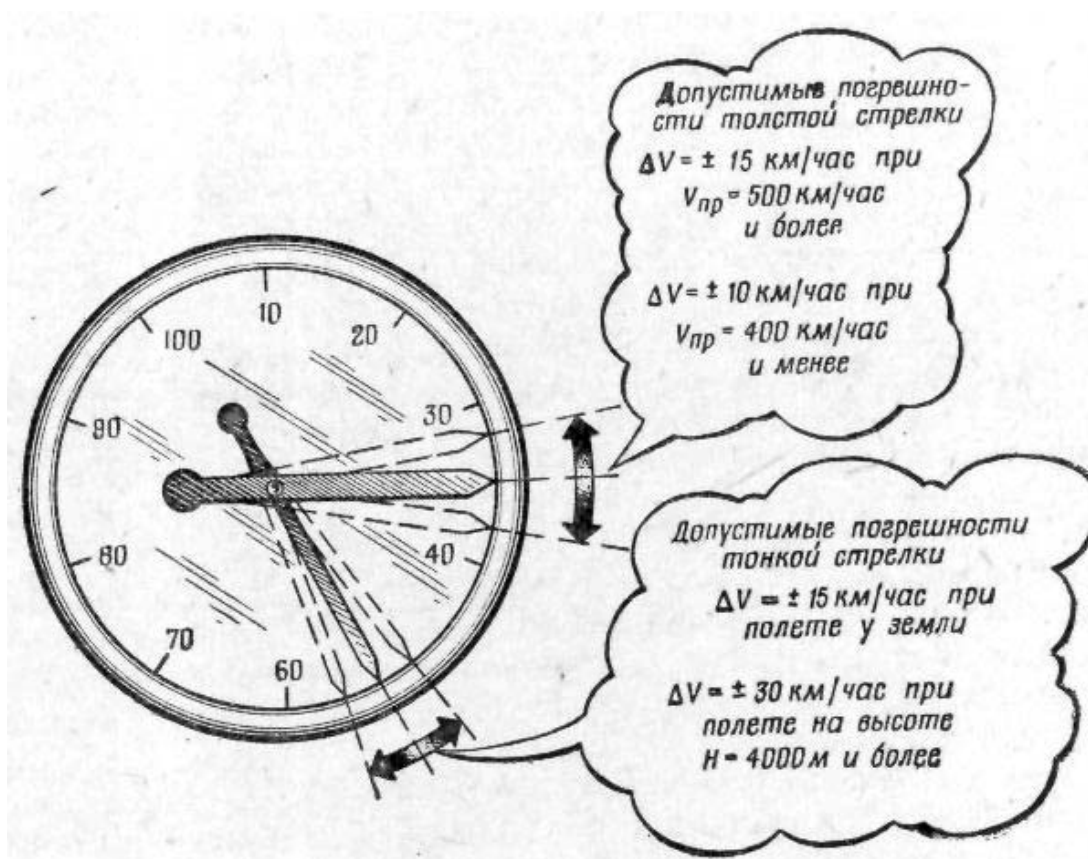


Рис. 2.2. Допустимые инструментальные поправки показаний приборной скорости (толстая стрелка) и истинной скорости (тонкая стрелка) комбинированного указателя скорости КУС в зависимости от скорости и высоты полета при температуре воздуха от $+50$ до -60°C

¹ Графиком инструментальной и аэродинамической поправок снабжается каждый самолет, поступающий в часть.

Аэродинамическая поправка

Как указывалось, указатель скорости работает на принципе замера разницы между полным и статическим давлением воздуха. Точность показания прибора, естественно, зависит от того, насколько правильно эти величины замеряет указатель скорости.

Встречаясь с летящим самолетом, воздушный поток возмущается и претерпевает существенные изменения. Кроме того, поверхность самолета в различных местах обтекается воздушным потоком с разными скоростями, отличающимися от фактической скорости самолета. Если поместить приемник полного давления на поверхности самолета, где скорость обтекания больше скорости набегающего потока, то указатель будет показывать большую, чем в действительности, скорость полета. Если этот приемник поместить в зоне заторможенного потока, то он будет показывать меньшую, чем в действительности, скорость полета.

При изменении скорости и высоты полета, а также при выпуске закрылков изменяется характер обтекания самолета. Так как приемник полного давления всегда находится в возмущенном воздушном потоке, то он измеряет давление не фактического, а искаженного, деформированного воздушного потока.

Чтобы уменьшить влияние искаженного потока на точность показаний указателя скорости, на самолетах небольших размеров приемники воздушного давления устанавливают на длинных штангах перед носовой частью фюзеляжа или перед крылом. На больших турбовинтовых самолетах с двумя и четырьмя двигателями конструктивно это трудно осуществить. Поэтому приемники воздушного давления устанавливают в местах, где искажение воздушного потока наименьшее. Тем не менее, искажение потока довольно заметно влияет на точность показания приборов. Кроме того, хотя приемник воздушного давления имеет обтекаемую форму и небольшие размеры, но и он в какой-то степени искажает набегающий воздушный поток, что влияет на правильность замера полного давления. По этим же причинам искажается и замер статического давления.

Таким образом, при определении скорости полета летчик должен учитывать также влияние искажения потока на показания указателя скорости. Влияние искажения потока учитывается аэродинамической поправкой. Ее определяют в специальном испытательном полете при летных испытаниях самолета на заводе. Этот полет называется полетом на километраж. Во время этого полета проверяется соответствие показания прибора и путевой скорости самолета относительно земли. Полет на километраж осуществляется над ровным участком местности с хорошо обозначенной и точно отмеренной базой длиной не менее 5 км на высоте 50 – 150 м. Летчик пролетает над мерной базой на установившейся скорости и постоянной высоте. Чтобы исключить влияние ветра, полет над мерной базой выполняется в двух противоположных направлениях.

На обоих концах мерной базы устанавливается синхронная киноаппаратура для фиксации времени прохождения самолетом начала и конца базы¹. Путевая скорость самолета определяется делением длины мерной базы на время прохождения ее самолетом. Средняя скорость полета за два захода (в одном направлении и противоположном) соответствует путевой скорости полета относительно земли. Зная плотность воздуха ρ_n и скорость полета V_n на высоте полета, можно определить, какую скорость V_0 мог бы иметь самолет на уровне моря, где, как известно, плотность воздуха $\rho_0 = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$. Так как скоростной напор

¹ Начало и конец базы определяются створами.

в этом случае будет одинаков, то скорость V_0 можно легко определить из соотношения

$$\frac{\rho_n V_n^2}{2} = \frac{\rho_0 V_0^2}{2},$$

откуда

$$V_0 = V_n \sqrt{\frac{\rho_n}{\rho_0}}. \quad (2.1)$$

Полученная скорость называется индикаторной земной скоростью полета и обозначается $V_{из}$. Под индикаторной земной скоростью полета понимается условная скорость, которую должен был бы показать идеальный, не имеющий погрешностей, указатель скорости на уровне моря.

Индикаторная земная скорость дает возможность определить аэродинамическую поправку ΔV_a . Если из индикаторной скорости $V_{из}$ вычесть приборную скорость $V_{пр}$, в которую уже «введена» инструментальная поправка ΔV , то получится аэродинамическая поправка ΔV_a :

$$\Delta V_a = V_{из} - (V_{пр} + \Delta V). \quad (2.2)$$

Особенность аэродинамической поправки (рис. 2.3) заключается в том, что на одном и том же самолете она в зависимости от скорости полета изменяется не только по величине, но и по знаку. Например, при $V_{пр} = 300$ км/час аэродинамическая поправка самолета № 1 равна +10 км/час, а при $V_{пр} = 500$ км/час она равна -10 км/час.

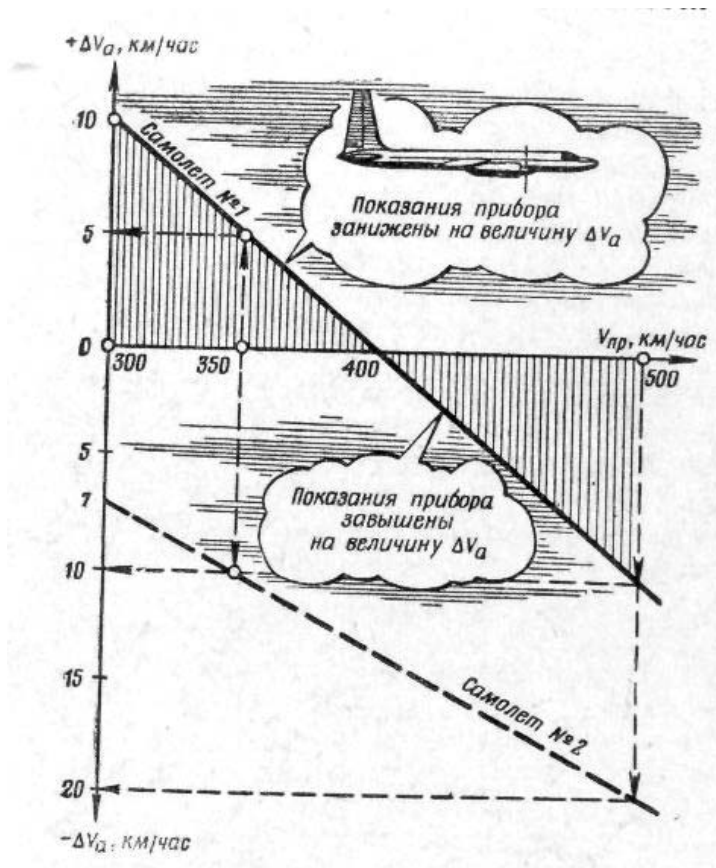


Рис. 2.3. Аэродинамическая поправка, замеренная для двух самолетов одного и того же типа

У разных самолетов одного и того же типа аэродинамические поправки также разнятся между собой. Так, например, у самолета №1 при $V_{пр} = 350 \text{ км/час}$ ΔV_a равна $+5 \text{ км/час}$, а у самолета №2 при этой же скорости равна -10 км/час . Различие в аэродинамических поправках для этих самолетов при $V_{пр} = 300 \text{ км/час}$ составляет 17 км/час , а при $V_{пр} = 500 \text{ км/час}$ -10 км/час .

Следует отметить, что при выпуске закрылков на самолете вследствие образующегося в этом случае схода потока вниз аэродинамическая поправка изменяется. На одном современном турбовинтовом самолете при выпуске закрылков в посадочное положение аэродинамическая поправка указателя приборной скорости увеличивается по абсолютной величине на 5 км/час .

Следовательно, ошибка при замере полного и статического давления, вызванная искажением потока воздуха, является второй причиной несоответствия истинной и приборной скоростей полета.

Летчик, который определяет скорость только по приборной скорости, допускает ошибку, равную сумме инструментальной и аэродинамической поправок.

Приборная скорость, замеренная с учетом инструментальной и аэродинамической поправок, называется исправленной приборной скоростью, или индикаторной скоростью (рис. 2.4).

$$V_{испр.пр} = V_{пр} + \Delta V + \Delta V_a. \quad (2.3)$$

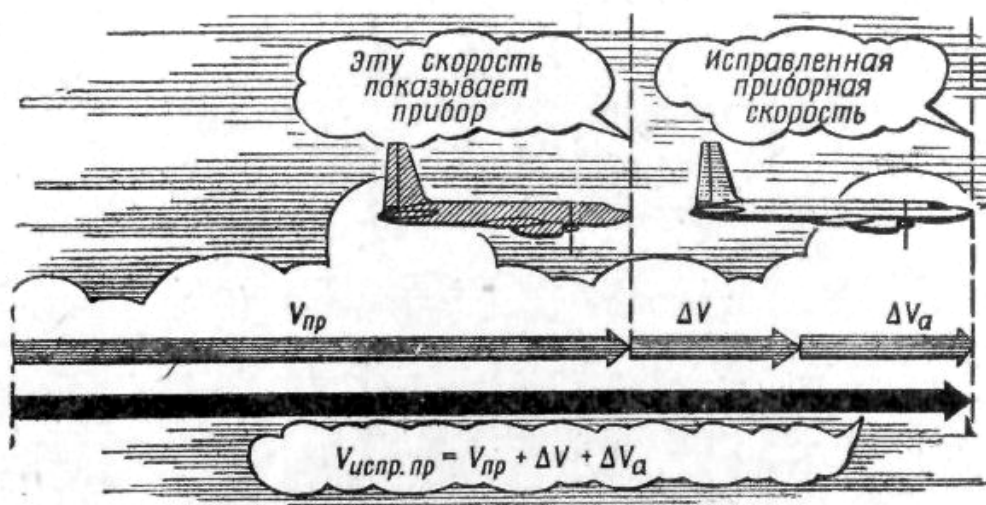


Рис. 2.4. Исправленная приборная скорость полета

Поправка на сжимаемость воздуха

Набегающий на приемник полного давления воздушный поток постепенно притормаживается, а у переднего обреза приемника совсем останавливается. При торможении воздух сжимается, при этом изменяет свой объем, а следовательно, и плотность. Перед приемником, таким образом, создается повышенное давление. В результате этого указатель скорости всегда показывает скорость, несколько большую, чем приборная.

Между индикаторной скоростью полета V_i на высоте и земной индикаторной скоростью V_{i3} существует зависимость

$$V_i = V_{i3} + \Delta V_{сж}, \quad (2.4)$$

где $\Delta V_{сж}$ – поправка на сжимаемость воздуха.

Поправка на сжимаемость воздуха равна разнице между индикаторными скоростями полета на высоте и у земли

$$\Delta V_{сж} = V_i - V_{i3}.$$

Особенность поправки на сжимаемость (рис. 2.5) заключается в том, что она зависит от скорости и высоты полета. Чем больше скорость и высота полета, тем больше сжимаемость воздуха, а значит, и поправка на сжимаемость.

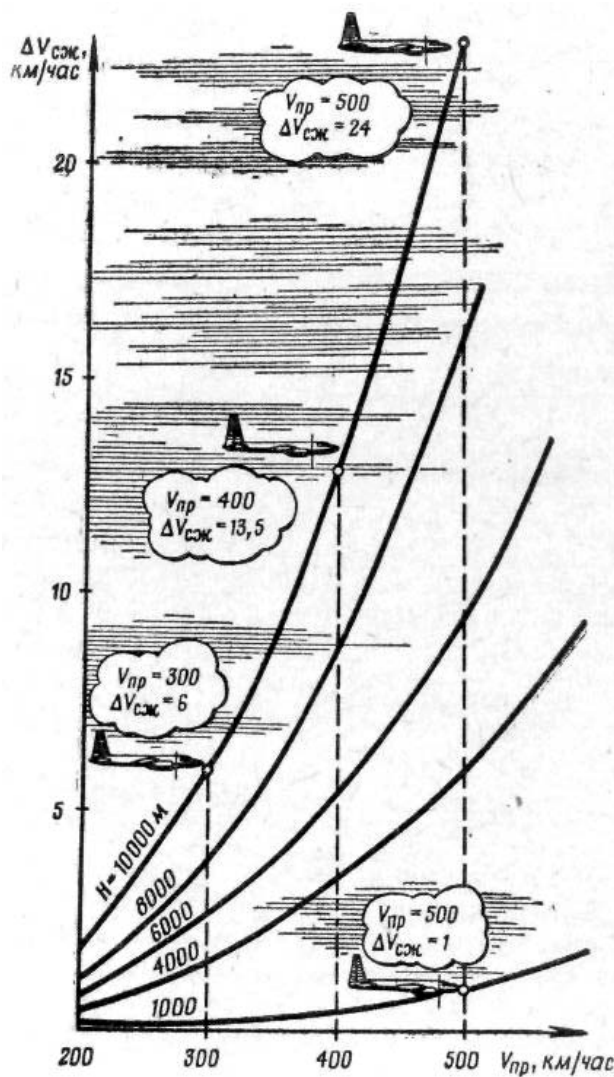


Рис. 2.5. Зависимость поправки на сжимаемость от высоты и скорости полета

На крейсерских скоростях полета турбовинтового самолета на высоте 1000 м поправка на сжимаемость менее 1 км/час, а на 10 000 м она составляет около 6 км/час. Столь незначительная величина поправок на сжимаемость позволила учесть их при разбивке шкалы указателя скорости. Таким образом, поправка на сжимаемость учтена при конструировании указателя скорости.

Истинная скорость полета

С увеличением высоты полета разница между приборной и истинной скоростями полета все время растет и на практическом потолке турбовинтового самолета достигает значительных величин (рис. 2.6). Так, например, если на различных высотах совершать полет с постоянной приборной скоростью полета, равной 380 км/час, то на высоте 2000 м разница между приборной и истинной скоростями составит 28 км/час, на высоте 6000 м – 117 км/час, на высоте 8000 м – 173 км/час. По этой причине приборная скорость мало пригодна для самолетовождения и штурманских расчетов.

Для точного определения истинной скорости полета недостаточно учесть только инструментальную и аэродинамическую поправки. Указатель скорости оттарирован при стандартных условиях, т. е. при плотности воздуха на уровне моря и температуре наружного воздуха +15°C. Но с увеличением высоты полета плотность воздуха изменяется, поэтому меняются и показания указателя скорости. Так как при постоянной приборной скорости у земли и на высоте скоростной напор одинаковый, то скорость полета V_H на высоте H будет равна

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} \quad (2.5)$$

Это значит, что скорость полета на высоте больше скорости полета у земли во столько раз, во сколько раз корень квадратный из плотности воздуха у земли ρ_0 больше корня квадратного из плотности воздуха на высоте полета ρ_H .

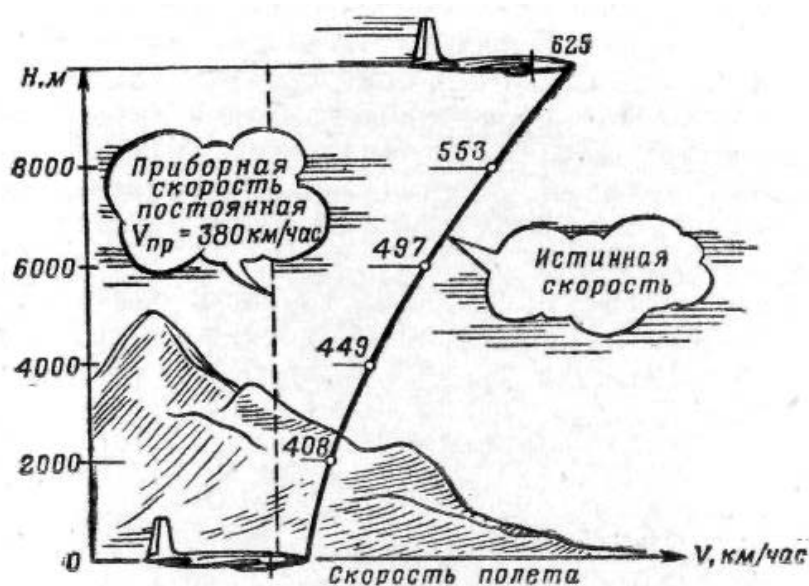


Рис. 2.6. Влияние изменения высоты полета на истинную скорость при постоянной приборной скорости полета

Таким образом, третьей причиной несовпадения приборной и истинной скоростей полета является изменение плотности воздуха в зависимости от высоты полета. Если, например, самолет летит на высоте 8000 м с приборной скоростью 380 км/час и поправки ΔV и ΔV_a соответственно равны +5 и -13 км/час, то

$$V_{\text{испр.пр}} = 380 + 5 - 13 = 372 \text{ км/час.}$$

Исправленная приборная скорость в нашем случае отличается от приборной на 8 км, или примерно на 2%, а приборная отличается от истинной (553 км/час) на 173 км/час, или на 45%!

Истинная скорость полета в фактических атмосферных условиях необходима для практических расчетов летных данных самолета, для определения дальности и продолжительности полета, для расчета выхода самолета к назначенному пункту в заданное время и для других штурманских расчетов.

Фактическую скорость полета самолета относительно воздуха принято именовать истинной, или воздушной, скоростью и условно обозначать V , $V_{\text{ист}}$, $V_{\text{возд}}$. При полете на высоте истинная скорость равна исправленной приборной скорости, умноженной на корень квадратный из отношения плотности воздуха у земли к плотности воздуха на высоте

$$V_{\text{ист}} = (V_{\text{пр}} + \Delta V + \Delta V_a) \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = V_{\text{испр.пр}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Так как $V_{\text{испр.пр}} = V_i$, то

$$V_{\text{ист}} = V_i \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}. \quad (2.6)$$

При полете в безветрие истинная скорость относительно воздуха и земли одинакова.

Стандартная скорость полета

Истинная скорость горизонтального полета при неизменном режиме работы двигателей изменяется вместе с изменением атмосферных условий – давления и температуры воздуха. Наиболее резко изменяется температура воздуха – не только в течение года, но и в течение одних суток. Летом в южных районах страны температура воздуха превышает + 30 ÷ 40°C, а зимой в северных широтах ртутный столбик в термометре опускается ниже - 30 ÷ 40°C. Барометрическое давление подвержено меньшим колебаниям, но и оно достигает значительных пределов. Поэтому истинная скорость всегда переменна и неустойчива, а летные характеристики самолета, полученные при испытаниях в конкретных атмосферных условиях, случайны.

Истинная скорость в случайных атмосферных условиях не позволяет точно оценить летные данные самолета, а также сравнить располагаемые возможности самолетов разных типов. Поэтому истинную скорость после летных испытаний самолета приходится приводить к единым стандартным атмосферным условиям. В качестве стандарта принята международная стандартная атмосфера (МСА).

Высота 0 м по МСА характеризуется следующими параметрами воздуха: давление $p = 760 \text{ мм рт. ст.}$, температура $t = +15^\circ\text{C}$, плотность $\rho_0 = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$. С изменением высоты параметры воздуха изменяются. В тропосфере (до высоты 11 000 м) с поднятием на высоту температура непрерывно понижается (на 6,5°C при подъеме на каждый километр).

Закон изменения плотности в зависимости от высоты полета в тропосфере

выражается следующей зависимостью:

$$\rho_H = \rho_0 \frac{20 - H}{20 + H}, \quad (2.7)$$

где ρ_H – плотность на высоте H ;

ρ_0 – плотность на высоте $H = 0$;

H – высота, на которой определяется ρ_H .

Истинная скорость полета, приведенная к международной стандартной атмосфере, называется стандартной и обозначается $V_{ст}$.

Стандартная скорость это условная скорость. Иначе говоря, стандартная скорость это истинная скорость, которую имел бы самолет в условиях МСА.

Как показывает практика, отклонение температуры воздуха на высоте полета от стандартной на каждые 5°C вызывает ошибку в показаниях комбинированного указателя скорости, равную 1 км/час на каждые 100 км/час скорости полета. Если температура на высоте ниже стандартной, т. е. плотность воздуха больше расчетной, то тонкая стрелка указателя будет завышать показания, а если температура выше стандартной, то занижать. Поэтому при полете на одной высоте зимой указатель показывает большую скорость, чем летом. Например, если тонкая стрелка указателя скорости показывает скорость 663 км/час при температуре на 10° ниже стандартной, то фактическая скорость будет примерно 650 км/час .

На современных самолетах нет приборов для измерения стандартной скорости. Но летчик должен понимать ее смысл и уметь ее применять в летной практике, тем более что в описаниях и инструкциях по эксплуатации летные данные самолета приведены только для стандартных условий.

Комбинированный указатель скорости

Указатель скорости (рис. 2.7) работает так. Под действием давления воздуха, поступающего от приемника 1 полного воздушного давления, манометрическая коробка 2 прогибается и посредством тяги 3 поворачивает ось 4 с укрепленным на ней зубчатым сектором 5. Сектор находится в зацеплении с трибкой 6, на оси которой укреплена стрелка 7, показывающая на циферблате 8 приборную скорость полета в километрах в час (км/час). Статическое давление поступает от приемника статического давления 9 в герметический корпус 10 прибора.

На задней стороне корпуса 10 имеется два штуцера. Один штуцер служит для присоединения внутренней полости прибора к статической трубке приемника воздушного давления, другой – для соединения полости манометрической коробки с трубкой полного давления приемника воздушного давления. Корпус прибора и манометрическая коробка соединены с приемниками полного и статического давления герметическими трубопроводами.

С увеличением скорости полета на одной и той же высоте избыток полного давления над статическим возрастает. Это приводит к увеличению деформации манометрической коробки и большему отклонению стрелки 7.

Современный комбинированный указатель скорости КУС показывает не только приборную, но также и истинную скорость полета. Достигается это благодаря тому, что в КУС вводятся поправки на изменение высоты полета. Для этой цели на оси 4 установлен поводок 11, который через тягу 12 и поводок 13 передает движение оси 14. На оси 14 закреплен сектор 15, находящийся в зацеплении с полый трибкой 16. На оси трибки смонтирована тонкая стрелка 17, показывающая на шкале прибора истинную скорость в тех же единицах, что и толстая стрелка 7 приборной скорости.

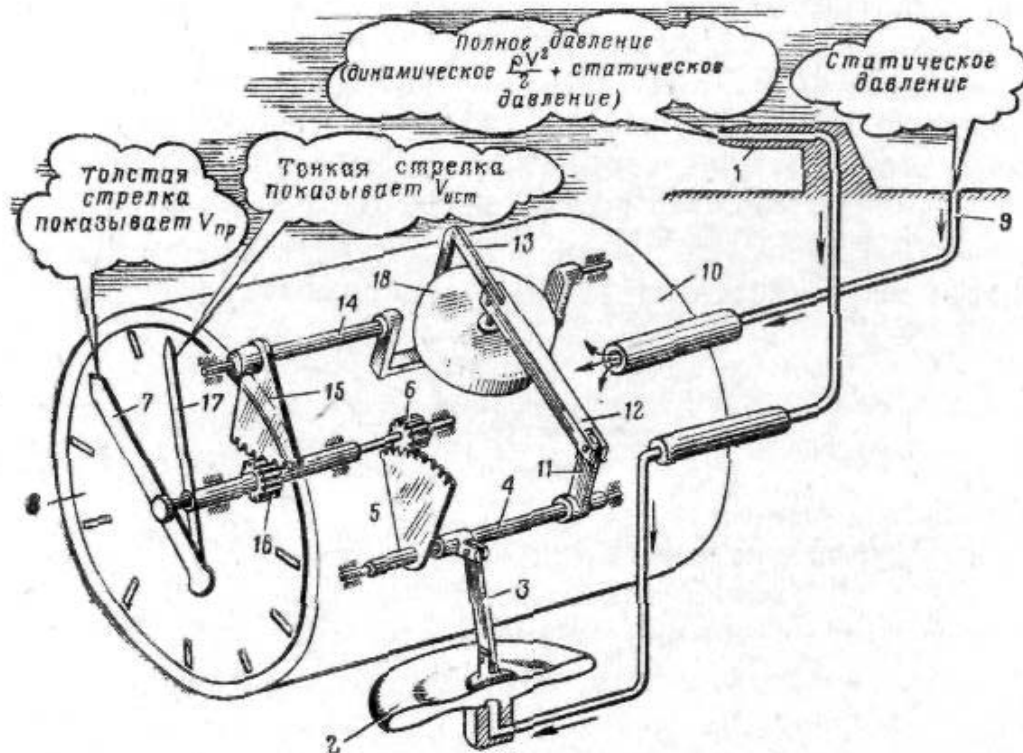


Рис. 2.7. Устройство комбинированного указателя скорости КУС:

1 - приемник полного давления; 2 - манометрическая коробка; 3, 12 – тяги; 4, 14 – оси; 5 – зубчатый сектор; 6, 16 – трибки; 7, 17 – стрелки; 8 – циферблат; 9 – приемник статического давления; 10 – корпус прибора; 11, 13 – поводки; 15 – сектор; 18 – анероидные коробки

Поправка на высоту полета для истинной скорости вводится благодаря дополнительному повороту оси 14 от сидящего на ней компенсированного блока, состоящего из анероидных коробок 18. С подъемом на высоту статическое давление падает, мембраны анероидных коробок 18 прогибаются и изменяется плечо оси 14, которое связано с тягой 12, т. е. увеличивается передаточное отношение. Особенно хорошо это можно проследить при наборе высоты на постоянной приборной скорости. После взлета самолета и достижения им постоянной скорости набора по прибору толстая и тонкая стрелки движутся вместе. На высоте 1500 – 2000 м тонкая стрелка уходит вперед и все больше удаляется от толстой стрелки, показывая тем большую скорость, чем больше высота полета, хотя приборная скорость полета остается неизменной. По причине того, что это устройство для указания истинной скорости является придатком к механизму указателя приборной скорости, оно имеет аналогичные погрешности в показаниях (рис. 2.2).

Истинная скорость, показанная комбинированным указателем скорости, равна приборной скорости, исправленной только на высоту полета (рис. 2.8):

$$V_{ист} = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}. \quad (2.8)$$

На турбовинтовых самолетах устанавливаются приборы, рассчитанные на замер скорости полета до 1200 км/час при высоте полета до 15 км. Прибор надежно

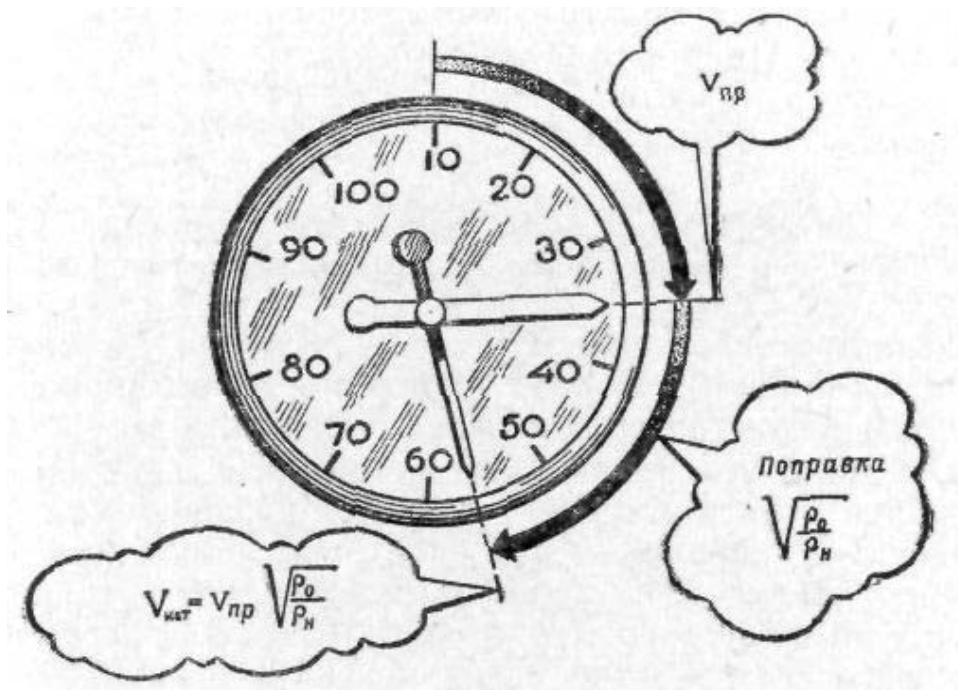


Рис. 2.8. Приборная и истинная скорости полета, показываемые комбинированным указателем скорости КУС

работает в условиях сильных вибраций и перегрузок в полете, а также при температурах окружающей среды от +50 до -60°C.

Точность показаний указателя скорости и техническое обслуживание

Правильность замера скорости с учетом поправок к ней зависит от исправности приемников воздушного давления, проводки между приемниками и указателем скорости и указателя скорости.

К характерным неисправностям приемников воздушного давления и проводки относятся: деформация трубки приемника полного давления воздуха, забоины и заусенцы на входной кромке приемника полного давления воздуха, загрязнение отверстий приемников давления воздуха, трещины, приплюснутость и негерметичность трубок проводки.

Комбинированный указатель скорости, как и всякий прибор, требует аккуратного обращения. При перевозке, монтаже и эксплуатации не допускаются резкие удары и сотрясения. Дуть в штуцеры прибора перед установкой его на самолет запрещается. Вскрывать прибор для ремонта разрешается только квалифицированному специалисту. Прибор необходимо проверять перед установкой на самолет, а также периодически в процессе эксплуатации. Кроме того, на самолете в начале каждого летного дня следует проверять с помощью комбинированной проверочной установки КПУ соответствие показаний прибора эталону.

При неисправности приемников воздушного давления изменяется величина аэродинамической поправки.

Серьезным дефектом является негерметичность проводки, что может привести к завышенным или заниженным показаниям указателя скорости, которые ошибочно могут быть приняты за действительное увеличение или уменьшение приборной и истинной скоростей полета. Это происходит потому, что негерметичная проводка в зоне повышенного давления может подсасывать воздух, в зоне

пониженного – сглаживать. Негерметичность динамической проводки незначительно сказывается на показаниях прибора, так как большой динамический напор компенсирует утечки. Негерметичность же статической проводки, особенно в зоне повышенного давления, весьма опасна, так как здесь проводка подсасывает воздух. Зонай повышенного давления на современных самолетах является герметическая кабина, давление в которой может превышать наружное на $0,4 \text{ кг/см}^2$ и больше. При негерметичности проводки указатель скорости будет показывать скорость меньше действительной, так как забор статического давления происходит из герметической кабины, «высота» в которой меньше действительной высоты полета. При негерметичности статической проводки в зоне пониженного давления прибор будет показывать скорость, превышающую действительную.

Нарушение герметичности тем более опасно, что оно проявляется только в полете при возникновении перепада давлений наружного воздуха и воздуха внутри самолета.

Деформация обшивки в местах установки приемников, вызывающая возмущение потока, может отрицательно повлиять на точность замера статического давления в полете.

Неисправный указатель скорости показывает произвольную скорость, произвольными становятся и поправки к ней.

Наиболее опасным явлением, которое может привести к полному отказу указателя скорости, является закупорка льдом отверстий приемников воздушного давления. При снижении самолета с замерзшим приемником или трубопроводом статического давления указатель скорости будет показывать скорость значительно больше истинной, а при наборе высоты – значительно меньше истинной. Поэтому летчик должен перед полетом проверять работоспособность электрообогрева приемников воздушного давления, а при необходимости своевременно включать электрообогрев и в полете.

Несвоевременное включение в полете обогрева приемников воздушного давления чревато серьезными последствиями.

ХАРАКТЕРНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Способность выполнять полет в широком диапазоне скоростей является весьма ценным качеством самолета. К наиболее характерным скоростям горизонтального полета, с которыми летчик наиболее часто встречается в практике, относятся максимальная, минимальная, крейсерская скорости и скорость максимальной продолжительности.

Расчет характерных скоростей полета производится по результатам продувок модели самолета в аэродинамической трубе.

Кривая, показывающая зависимость потребной тяги горизонтального полета $P_{г.п}$ от скорости полета, называется кривой Жуковского. Эта кривая имеет ряд характерных точек (рис. 2.9). Точка пересечения кривой потребной тяги $P_{г.п}$ с кривой располагаемой тяги P_p соответствует максимальной скорости полета $V_{\text{макс}}$. В этой точке располагаемая тяга равна потребной. Точка на кривой, соответствующая максимальному значению коэффициента подъемной силы крыла $c_{у, \text{макс}}$, определяет минимальную скорость полета $V_{\text{мин}}$. Точка на кривой, соответствующая минимальной потребной тяге горизонтального полета $P_{\text{мин}}$, при которой часовой расход топлива близок к минимуму, определяет скорость V_t максимальной продолжительности полета. Крейсерской



Максимальная скорость горизонтального полета

$$P_p = P_{\Gamma.\Pi} = Q.$$

Как известно, максимальная скорость полета определяется по формуле

и зависит главным образом от высоты полета, так как с изменением ее изменяются располагаемая суммарная тяга двигателей P_p и коэффициента лобового сопротивления c_x .

При больших скоростях полета возникают различные нежелательные, а иногда и опасные явления, обычно вызываемые большим скоростным напором или большим числом M^1 .

Чем больше скорость полета, тем больше скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ воздушного потока. При этом растут аэродинамические нагрузки {силы давлений и разрежения). Эти нагрузки могут вдавить или оторвать обшивку планера, деформировать силовой набор крыла и фюзеляжа, разрушить остекление, нарушить герметизацию кабины и нанести самолету другие опасные повреждения. Величина аэродинамических нагрузок пропорциональна скоростному напору воздушного потока или квадрату индикаторной скорости полета.

При больших скоростях полета на малых высотах, где плотность воздуха велика, возникают большие скоростные напоры. Прочность конструкции каждого самолета рассчитывается на определенную величину скоростного напора. Например, для современных сверхзвуковых истребителей она превышает $6000 - 7000 \text{ кг/м}^2$, а для дозвуковых транспортных турбовинтовых самолетов она составляет $1200 - 1300 \text{ кг/м}^2$ для длительного полета и 1800 кг/м^2 – максимально допустимая кратковременная нагрузка. Так как скоростной напор соответствует приборной скорости, то ограничения по скоростному напору в описаниях и инструкциях экипажу даются в приборной скорости до определенной высоты полета. Например, для одного из современных транспортных турбовинтовых самолетов допустимый скоростной напор в длительном полете до высоты 5000 м ограничен величиной 1240 кг/м^2 и соответствует индикаторной скорости 510 км/час , а максимально допустимый кратковременный скоростной напор установлен 1800 кг/м^2 и соответствует индикаторной скорости 612 км/час .

Ни при каких условиях летчик не должен выходить на режимы полета, ограниченные по прочности самолета. По достижении самолетом числа M , большего $M_{кр}$, качественно изменяется характер обтекания самолета воздушным потоком, существенно увеличивается влияние сжимаемости воздуха и на самолете возникают местные сверхзвуковые скорости и скачки уплотнения. В этих условиях самолет может потерять устойчивость, управляемость, может возникнуть вибрация типа флаттер или помпаж двигателей. Поэтому на больших высотах максимальную скорость полета ограничивают по постоянному числу M . Каждый тип самолета имеет свое ограничение скорости полета по числу M . Эти ограничения указываются в описании самолета и инструкции экипажу.

Для современных транспортных турбовинтовых самолетов с прямым крылом допустимое число $M_{доп}$ ограничивается величиной $0,65 - 0,7$, а со стреловидным крылом – $0,82$.

Необходимо помнить, что от скорости полета сильно зависит критический угол атаки крыла $\alpha_{кр}$. С увеличением скорости полета увеличивается сжимаемость воздуха. Максимальный коэффициент подъемной силы $c_{y \text{ макс}}$ с увеличением числа M уменьшается. Это происходит потому, что срыв пограничного слоя на верхней поверхности крыла возникает на меньшем угле атаки. При уменьшении скорости полета до посадочной коэффициент подъемной силы крыла и критический угол атаки увеличиваются. Зависимость c_y и $\alpha_{кр}$ от числа M для одного из четырехдвигательных турбовинтовых самолетов показана на рис. 2.10.

¹ Число M – отношение скорости полета V к скорости звука a на высоте полета H . При $M = 1$ скорость самолета равна скорости звука. Скорость звука изменяться с высотой, ее значения приведены в МСА. В стандартных условиях у земли она равняется 1225 км/час , на высоте $10\,000 \text{ м}$ – 1078 км/час .

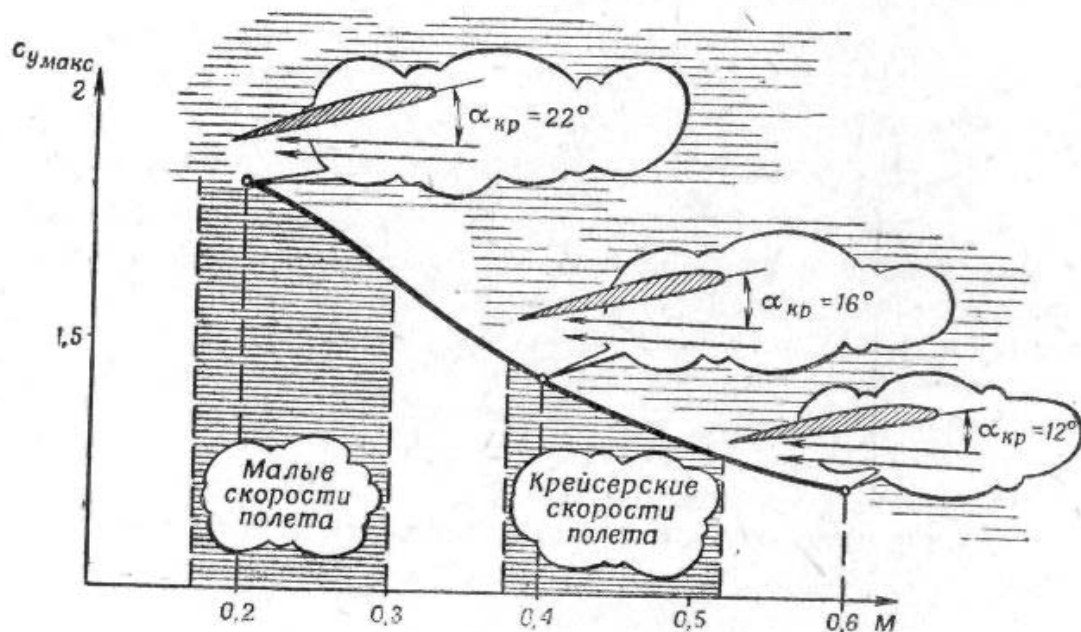


Рис. 2.10. Зависимость коэффициента подъемной силы и критического угла атаки от числа M

При малых скоростях полета, соответствующих числам $M = 0,18 \div 0,3$, критический угол атаки $\alpha_{кр}$ равен примерно 22° ; на крейсерских режимах полета, соответствующих $M = 0,380 \div 0,525$, критический угол атаки $\alpha_{кр}$ меньше и равен 16° , а при увеличении числа M до 0,6 критический угол атаки $\alpha_{кр}$ уменьшается до 12° .

В полете летчик должен соблюдать ограничения по скорости, руководствуясь показаниями указателя числа M . Указатель работает по принципу измерения величины отношения полного давления к статическому. По достижении самолетом скорости $M_{доп}$ внутри прибора замыкаются электрические контакты, срабатывает реле, которое включает на приборной доске летчиков сигнальные лампочки «Скорость велика».

На самолетах, энерговооруженность которых позволяет развить скорость больше допустимой, чтобы не превысить $M_{доп}$, необходимо с подъемом на высоту уменьшить скорость полета, так как скорость звука с высотой уменьшается.

В соответствии с расчетной прочностью взлетно-посадочных устройств самолета ограничивается максимальная скорость полета на всех высотах по индикаторной, или приборной, скорости при выпущенных шасси и закрылках. Для современных турбовинтовых самолетов максимально допустимая скорость полета при выпущенном шасси ограничена скоростью 350 км/час, а при выпущенных в посадочное положение закрылках – 300 км/час по прибору.

Для обеспечения безопасности полета летчик обязан твердо знать все летные ограничения своего самолета.

Минимальная скорость горизонтального полета

Наименьшая скорость, при которой горизонтальный полет еще возможен, называется минимальной скоростью полета и обозначается $V_{\text{мин}}$. Различают две минимальные скорости полета: минимальную теоретическую $V_{\text{мин.т}}$ минимальную допустимую $V_{\text{мин.доп}}$.

Полет на скоростях, меньших минимально допустимой, когда самолет выходит на большие углы атаки, близкие к критическим, опасен. Тем не менее летчик должен знать поведение самолета на больших углах атаки, так как самолет может выйти на эти углы из-за ошибки летчика при недопустимом уменьшении скорости полета или резком взятии штурвала на себя, а также в результате воздействия вертикальных порывов ветра при полете в болтанку. Кроме того, при полете на больших высотах запас до срыва по углу атаки значительно меньше, чем при полете на средних и малых высотах. Так, например, на одном современном турбовинтовом самолете при полете на крейсерском режиме полета $c_y = 0,5 \div 0,6$ при $c_{y \text{ доп}} = 1,2 \div 1,3$, соответствующем минимально допустимой скорости полета.

С увеличением угла атаки крыла увеличивается коэффициент подъемной силы c_y . Максимальному значению коэффициента подъемной силы $c_{y \text{ макс}}$ соответствует критический угол атаки крыла. При критическом угле атаки на крыле возникает срыв, уменьшается подъемная сила и происходит сваливание самолета.

При испытаниях самолет выводят на большие углы атаки плавным уменьшением скорости (т. е. торможением самолета в горизонтальном полете) или созданием положительной перегрузки при резком перемещении штурвала на себя.

Минимальная теоретическая скорость $V_{\text{мин.т}}$ это скорость, при которой еще может быть обеспечена необходимая подъемная сила крыла. Она соответствует $c_{y \text{ макс}}$ при критическом угле атаки и определяется по формуле

$$V_{\text{мин.т}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y \text{ макс}} \cdot \rho \cdot S}}. \quad (2.10)$$

Горизонтальный полет на скорости $V_{\text{мин.т}}$ невозможен, так как малейшее произвольное увеличение угла атаки более критического вызовет срыв на крыле и сваливание самолета. Скорость $V_{\text{мин.т}}$ является расчетным пределом достижения самолетом наименьшей скорости полета.

Скорость полета, при которой происходят срыв на крыле и сваливание самолета, называют скоростью сваливания $V_{\text{св}}$ или скоростью срыва $V_{\text{ср}}$. Особенно опасно сваливание самолета на малой высоте, так как при последующем разгоне до необходимой скорости на режиме снижения самолет быстро теряет высоту полета. Так, например, при срыве на крыле один из современных турбовинтовых самолетов выходит на режим горизонтального полета с потерей высоты от 100 до 500 м при своевременном вмешательстве в управление и правильных действиях летчика.

Поведение самолета с низкорасположенным хвостовым оперением и с установленными на крыле двигателями при срыве хорошо изучено. Срыв на крыле сопровождается резкой потерей скорости и поперечной устойчивости, энергичным сваливанием самолета на крыло и опусканием носа. Когда на верхней поверхности крыла происходит срыв потока, подъемная сила резко уменьшается, а сопротивление значительно возрастает. Поэтому резко снижаются скорость и высота полета. Отрыв потока от верхней поверхности крыла вызывает быстрое расширение спутной струи за крылом и уменьшение скоростного напора в струе максимум в 12 раз. Поэтому

эффективность рулей и стабилизирующих плоскостей хвостового оперения, если они находятся в зоне спутной струи, уменьшается.

У современных транспортных самолетов с низкорасположенным оперением направление и состояние воздушного потока за крылом влияют на работу горизонтального оперения. При полете на углах атаки, меньших критических, воздушный поток отклоняется крылом вниз, так что угол атаки стабилизатора изменяется на величину угла скоса потока и угла установки стабилизатора относительно крыла. Когда на крыле происходит срыв потока, спутная струя перемещается вверх и скос потока исчезает. В результате изменяется угол атаки и подъемная сила стабилизатора.

При увеличении подъемной силы стабилизатора возникает пикирующий момент. У устойчивого самолета этот момент превышает кабрирующий момент, создаваемый крылом и фюзеляжем, и самолет опускает нос.

На рис. 2.11 показана зависимость скорости срыва от полетного веса, угла выпуска закрылков и угла крена четырехдвигательного тяжелого турбовинтового самолета. При горизонтальном полете без крена и убранных закрылках с полетным весом 45 т срыв наступает на скорости 157 км/час по прибору, а с полетным весом 135 т – на скорости 270 км/час по прибору. С увеличением веса самолета на 90 т скорость срыва увеличивается на 113 км/час. При выпуске закрылков на 25° скорость срыва уменьшается примерно на 30 – 40 км/час и составляет по прибору 129 и 226 км/час соответственно. При выпуске закрылков на больший угол скорость срыва уменьшается еще значительно. При полете с креном 30° она на 10 – 20 км/час больше, чем при полете без крена, и составляет 167 и 291 км/час по прибору соответственно для полетных весов 45 и 135 т.

Таким образом, скорость срыва увеличивается при увеличении полетного веса самолета и при полете с креном и уменьшается при выпуске закрылков. Это объясняется тем, что при увеличении полетного веса и постоянном угле атаки необходимо увеличивать подъемную силу крыла, для чего приходится

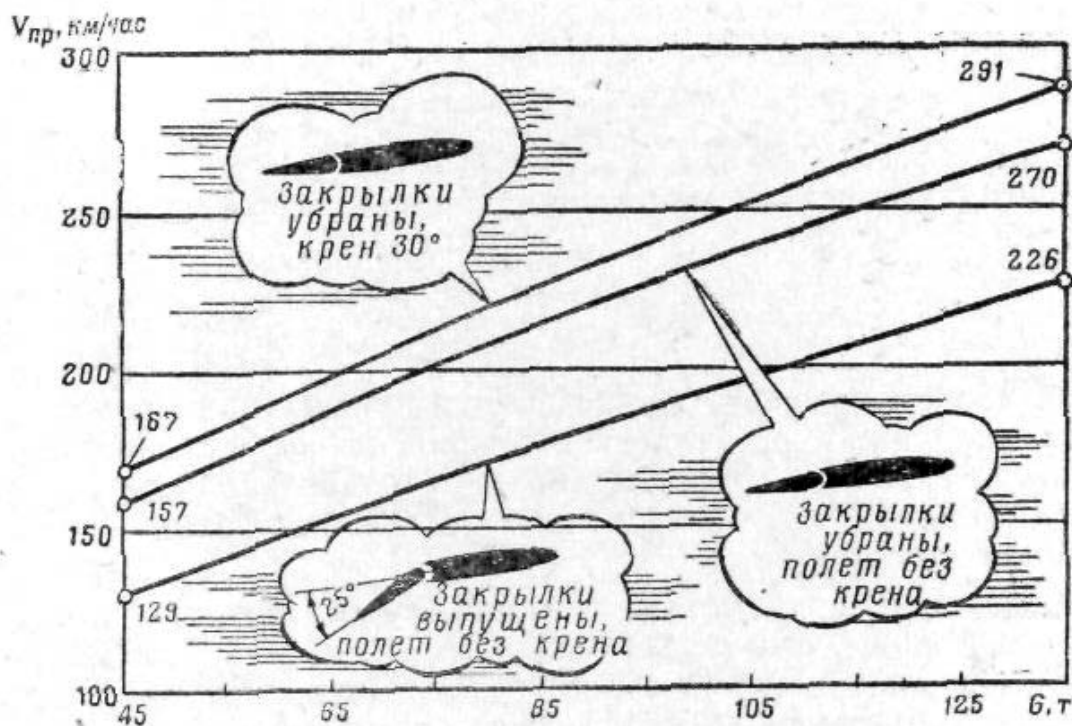


Рис. 2.11. Скорость срыва в зависимости от полетного веса самолета

увеличивать скорость полета. При полете с креном вертикальная составляющая подъемной силы крыла становится меньше, чем в полете без крена, и для сохранения горизонтального полета необходимо также увеличивать скорость полета. При выпущенных закрылках подъемная сила крыла увеличивается, поэтому скорость полета можно уменьшить.

Выпуск шасси практически не влияет на скорость срыва. Эффективность органов управления современных турбовинтовых самолетов на скорости срыва вполне достаточна для вывода самолета в горизонтальный полет.

Безопасной минимальной скоростью полета является минимально допустимая скорость полета $V_{\text{мин.доп}}$, которая больше $V_{\text{мин.т}}$ на 12 – 18% и соответствует допустимому коэффициенту подъемной силы:

$$c_{y \text{ доп}} = (0,80 \div 0,85) c_{y \text{ макс.}}$$

Минимально допустимая скорость определяется по формуле

$$V_{\text{мин.доп}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y \text{ доп}} \cdot \rho \cdot S}}. \quad (2.11)$$

Для современных турбовинтовых самолетов минимально допустимая скорость составляет 260 – 280 км/час по прибору при убранных закрылках. Минимально допустимая скорость турбовинтового самолета при выпущенных закрылках равна примерно 200 км/час по прибору.

Минимально допустимая скорость турбовинтовых самолетов значительно ниже, чем турбореактивных самолетов. Так, например, минимально допустимая скорость турбореактивного транспортного самолета Ту-104 равна 280 – 365 км/час по прибору. Это объясняется главным образом тем, что крыло турбовинтового самолета обдувается воздушными винтами, а это дает существенный прирост подъемной силы. Обдувка крыла винтами увеличивает коэффициент подъемной силы c_y . Чем меньше скорость полета, тем ощутимее сказывается влияние обдувки крыла винтами. Поэтому многодвигательный турбовинтовой самолет при всех работающих двигателях может летать на меньшей скорости, чем при одном или двух выключенных двигателях с зафлюгированными винтами.

Для того чтобы улучшить обдувку крыла винтами, на некоторых турбовинтовых самолетах двигатели устанавливают под положительным углом к оси фюзеляжа, приближая ось двигателя к хорде крыла. На одном из современных турбовинтовых самолетов этот угол составляет + 1°.

Так, например, за счет обдувки крыла винтами при пробе двигателей на старте и при разбеге на скорости 80 – 100 км/час на четырехдвигательном турбовинтовом самолете возникает прирост подъемной силы крыла, примерно равный 10 – 15% взлетного веса самолета.

Как может узнать летчик о приближении к минимальным скоростям полета? При неотклоненных закрылках предупредительным сигналом для летчика о приближении к минимальным скоростям и выходе на большие углы атаки на некоторых транспортных самолетах является заметная тряска самолета. Скорость, при которой она возникает, называется скоростью тряски $V_{\text{тр}}$. Эта скорость соответствует коэффициенту подъемной силы $c_{y_{\text{тр}}}$. Тряска возникает при снижении скорости менее $V_{\text{мин.доп}}$. Таким образом, скорость тряски находится между минимально допустимой скоростью и скоростью срыва (сваливания).

При убранных закрылках $c_{y_{тр}}$ соответствует началу нелинейного изменения коэффициента подъемной силы c_y по углу атаки крыла, что происходит вследствие начала срыва воздушного потока с крыла. При дальнейшем уменьшении скорости и увеличении угла атаки тряска увеличивается, затем самолет начинает покачиваться с крыла на крыло. Покачивание надо парировать отклонением элеронов, которые в этих условиях сохраняют эффективность. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к срыву на крыле и сваливанию самолета. В горизонтальном полете штурвал почти полностью взят на себя и усилия на штурвале значительны.

Предупредительная тряска, а также большое отклонение штурвала, существенные усилия и поперечные колебания самолета являются достаточным сигналом о приближении самолета к опасно малой скорости горизонтального полета при убранных закрылках.

На одном современном турбовинтовом самолете тряска возникает при скорости 217 – 256 км/час по прибору с убранными закрылками, а при выпущенных закрылках весьма слабая тряска начинается на скорости 175 – 200 км/час. Таким образом, превышение минимально допустимой скорости полета турбовинтового самолета с убранными закрылками над скоростью сваливания составляет примерно 15 – 40 км/час. Однако не все самолеты имеют тряску конструкции при критических режимах полета.

Зависимость скоростей сваливания и минимально допустимых скоростей полета одного из турбовинтовых самолетов с убранными закрылками от высоты полета и полетного веса показана на рис. 2.12. Как известно, с увеличением высоты полета уменьшается плотность воздуха ρ и для сохранения подъемной силы крыла необходимо увеличить скорость полета. Это видно из формулы (2.11). В результате этого скорость сваливания, а с ней и минимально допустимая скорость полета возрастают. Так, на высоте 10 км скорость сваливания и минимально допустимая

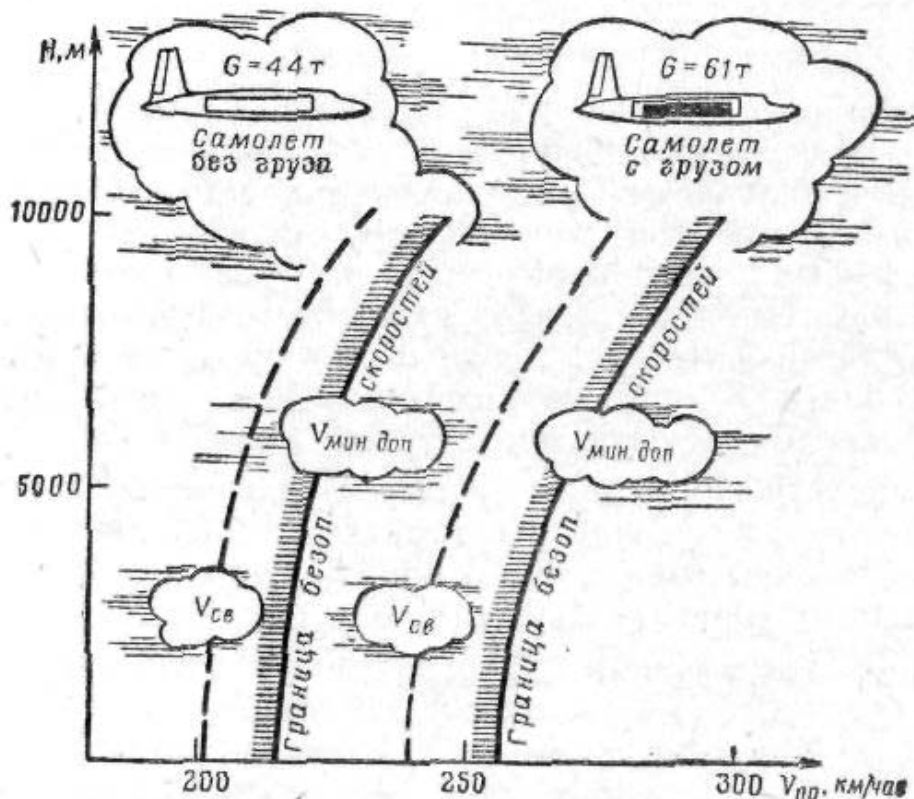


Рис. 2.12. Зависимость скоростей сваливания и минимально допустимых скоростей полета от высоты полета и полетного веса самолета

скорость полета примерно на 40 км/час больше, чем у земли.

При работе двигателей на номинальном режиме увеличивается интенсивность обдувки крыла и повышается его подъемная сила поэтому скорость сваливания самолета несколько меньше, чем на крейсерских режимах работы двигателей или при полете с задросселированными двигателями.

Для предупреждения летчика о приближении к режиму сваливания и выходе самолета на критический угол атаки на современных турбовинтовых самолетах устанавливается автомат сигнализации критических режимов (АСКР). Он подает летчику звуковой и световой сигналы о выходе на опасные режимы полета и об угрозе срыва на крыле вследствие превышения допустимого коэффициента подъемной силы $c_{y_{доп}}$.

Принцип действия АСКР основан на непрерывном автоматическом сравнении в электрической схеме напряжений, пропорциональных текущим фактическим углам атаки крыла, с напряжением, пропорциональным опасным (критическим) углам атаки крыла. При выходе самолета на опасный режим полета загорается красная сигнальная лампочка, а в телефоны командира корабля и членов экипажа по сети переговорного устройства подается прерывистый звуковой сигнал. Прибор работает в диапазоне скоростей от 0,15 до 0,65 М.

Схема устройства автоматического сигнализатора критических режимов показана на рис. 2.13. Прибор состоит из вычислителя критических углов атаки при полете с убранными закрылками (ВКУ), датчика критических углов атаки при полете с выпущенными закрылками (ДКУЗ), датчика текущих углов атаки (ДТУ), автоматического переключателя режимов работы прибора (АП), блока управления звуковой и световой сигнализацией (БУС).

Автомат работает в двух режимах: взлетно-посадочном при выпущенных закрылках и в полетном при убранных закрылках. Переключаются режимы автоматически переключателем АП от концевого выключателя, установленного на

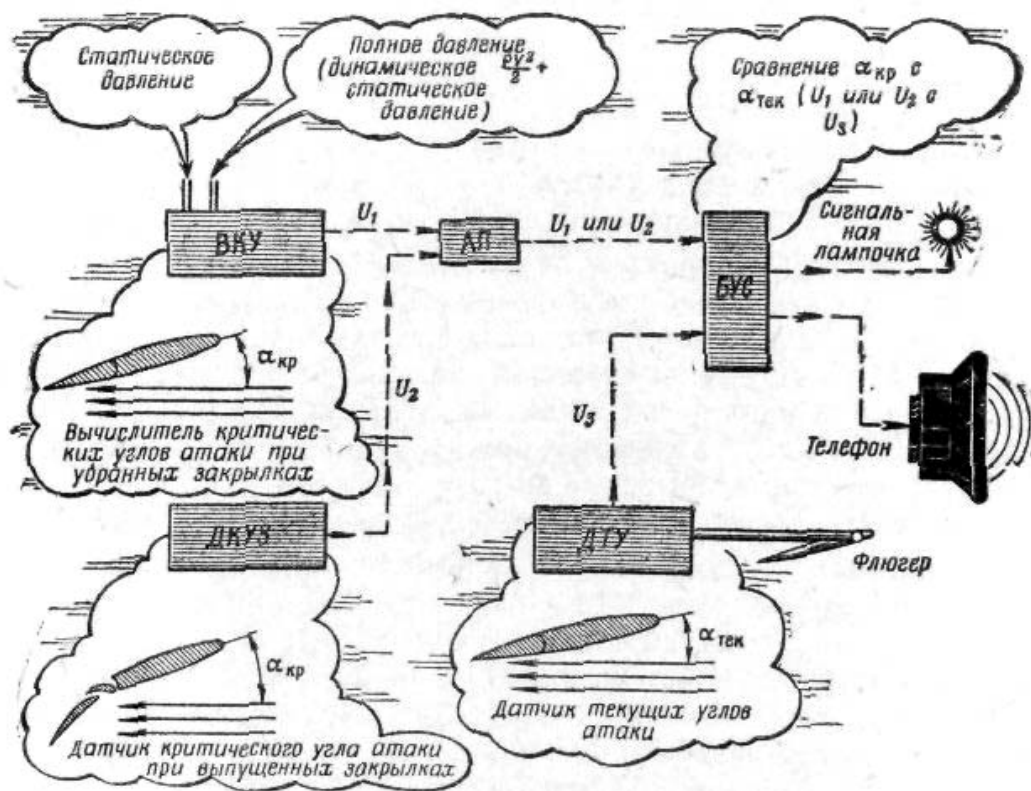


Рис. 2.13. Схема устройства автоматического сигнализатора критических режимов полета

механизме управления закрылками. При взлете или посадке напряжение U_2 пропорциональное заранее установленному критическому углу атаки крыла $\alpha_{кр}$ и выдаваемое ДКУЗ, сравнивается с напряжением U_3 , пропорциональным текущему углу атаки $\alpha_{тек}$ и выдаваемым ДТУ. В полете при убранных закрылках в автомате производится сравнение напряжений U_3 , пропорциональных текущим углам атаки $\alpha_{тек}$, с напряжениями U_1 пропорциональными критическим углам атаки $\alpha_{кр}$, вычисляемых ВКУ.

Световая и звуковая сигнализация включается, если текущий угол атаки $\alpha_{тек}$ превышает допустимый угол атаки.

ДКУЗ настраивается в соответствии с характеристиками крыла самолета, на котором установлен автомат.

На одном из современных турбовинтовых самолетов ДКУЗ выдает постоянное напряжение U_2 соответствующее $\alpha_{кр} = 14,5^\circ$ или $0,9 c_{y_{макс}}$. ВКУ вычисляет критический угол атаки в зависимости от скорости полета и автоматически вводит в блок управления сигнализацией БУС напряжение U_1 пропорциональное вычисленному критическому углу атаки. Для этой цели к ВКУ подведено статическое и полное давление воздушного потока.

Датчик ДТУ представляет собой флюгер, укрепленный на борту самолета и свободно устанавливающийся по направлению воздушного потока. Он связан с потенциометром. В потенциометре снимается напряжение U_3 пропорциональное текущему углу атаки $\alpha_{тек}$. Во избежание обледенения флюгер электрически обогревается.

Автомат переключения АП подает в блок управления сигнализацией БУС напряжение U_1 или U_2

В блоке управления БУС напряжение U_1 или U_2 сравнивается с напряжением U_3 , и если напряжение U_3 окажется больше напряжения U_1 или U_2 , включаются световой и звуковой сигналы.

Получив сигнал о переходе самолета на опасный режим полета, летчик во всех случаях должен немедленно отдать штурвал от себя за нейтральное положение для вывода самолета на безопасные углы атаки и восстановления заданной скорости полета. При этом нельзя допускать кренов и скольжения самолета. Для определения положения самолета в воздухе и режима полета летчик должен использовать показания авиагоризонта, указателя скорости и вариометра, а также ориентироваться на естественный горизонт.

На некоторых современных транспортных самолетах для исключения случаев срыва самолета из-за запаздывания действий летчика перевод самолета на меньшие углы атаки осуществляется толкателем штурвальной колонки. Он представляет собой пневмо-цилиндр, который использует от баллона азот под высоким давлением и приводится в действие по сигналу датчика угла атаки, когда $\alpha_{тек}$ достигает значений, близких к критическому. Усилие, развиваемое толкателем, превышает усилие, которое прилагает летчик при исправлении допущенной им ошибки в продольном управлении самолетом. Толкатель действует до тех пор, пока угол атаки крыла не станет примерно на 3° меньше угла атаки при $c_{y_{макс}}$. После восстановления нормального режима полета газ из цилиндра выпускается в атмосферу.

Система срабатывает также и при полете в турбулентной атмосфере.

Датчики критического угла атаки устанавливаются на правом и левом бортах фюзеляжа.

На некоторых транспортных самолетах, не имеющих заметной тряски конструкций на больших углах атаки, для сигнализации о приближении к опасному режиму полета устанавливается вибратор штурвальной колонки. Если при полете на

больших углах атаки уровень вибрации колонки управления превышает установленный, загорается сигнальная лампочка, предупреждающая летчика о приближении к опасному режиму полета. Уровень вибрации колонки, при котором замыкается электроцепь сигнальной лампочки, соответствует критическому углу атаки крыла.

При полете в болтанку вертикальные воздушные порывы могут вывести самолет на критические углы атаки. Поэтому рекомендуется пилотировать турбовинтовой самолет в условиях болтанки на 120 – 160 км/час больше минимально допустимой скорости полета в спокойной атмосфере. При полете в болтанку опасно уменьшать скорость полета менее допустимой, так как при этом углы атаки могут приблизиться к критическим.

К минимальным скоростям относится также эволютивная скорость $V_{эв}$ – минимально допустимая скорость полета при выполнении маневра или заданной фигуры пилотажа. Эволютивная скорость указывается в Инструкции экипажу. Полет на скорости, меньшей эволютивной, может привести к сваливанию самолета при выполнении маневра.

Эволютивная скорость одного из турбовинтовых самолетов на малых высотах равна 320 км/час по прибору. С выпущенными закрылками $V_{эв}$ этого самолета меньше и составляет 230 – 240 км/час по прибору.

Крейсерская скорость и скорость максимальной продолжительности

Для определения характеристик дальности и продолжительности полета при различных условиях эксплуатации проводят серию специальных испытательных полетов, в ходе которых проверяются и уточняются результаты предварительных расчетов по определению скоростей максимальной дальности и продолжительности.

Для этого на нескольких высотах при различных полетных весах и различных скоростях выполняют кратковременные полеты на горизонтальных участках в течение 2 – 5 мин.

Затем, используя так называемый метод сеток, представляющих собой сравнительные графики, расчетом определяют крейсерскую скорость и скорость максимальной продолжительности для различных высот и полетных весов самолета. Одновременно уточняются режимы работы двигателей, соответствующие различным условиям полета.

После завершения всех предварительных расчетов выполняют контрольный испытательный полет на дальность для проверки точности определения часовых и километровых расходов.

Скорость максимальной продолжительности близка к минимально допустимой скорости полета. Поэтому выполнять полеты на скоростях, меньших максимальной продолжительности, не рекомендуется.

Из условия обеспечения достаточной устойчивости и управляемости турбовинтового самолета в горизонтальном полете не рекомендуется уменьшать скорость полета ниже 300 – 325 км/час по прибору.

Зависимость характерных скоростей от высоты полета

По мере увеличения высоты уменьшаются давление и плотность воздуха, понижается температура воздуха, а вместе с ней и скорость звука. Эти изменения основных параметров воздуха вызывают изменение скоростей полета.

При постоянном полетном весе самолета зависимость между минимально допустимой скоростью при полете у земли V_0 и минимально допустимой скоростью при полете на высоте V_H может быть определена из формулы (2.5).

Так как с увеличением высоты плотность воздуха уменьшается, то ρ_H будет тем меньше ρ_0 , чем больше высота полета.

Таким образом, с увеличением высоты полета минимально допустимая и минимальная теоретическая скорости растут.

При неизменном режиме работы турбовинтовых двигателей по мере увеличения высоты полета снижаются располагаемая мощность и потребная мощность горизонтального полета, а максимальная скорость полета растет. Это объясняется тем, что с увеличением высоты полета и снижением плотности воздуха аэродинамическое сопротивление самолета уменьшается более интенсивно, чем мощность двигателей.

Зависимость характерных скоростей полета от полетного веса самолета

В горизонтальном полете при изменении полетного веса самолета необходимо изменять и подъемную силу крыла. При полете на постоянной высоте этого можно достичь изменением угла атаки крыла или скорости полета.

При полете на минимально допустимой скорости с углом атаки, близким к критическому, увеличить подъемную силу можно только в результате увеличения скорости полета. Следовательно, при изменении полетного веса минимально допустимая скорость полета также будет изменяться. Этот вывод следует также из анализа формулы (2.11), из которой следует, что скорость пропорциональна квадратному корню из полетного веса. Практика эксплуатации турбовинтовых самолетов показывает, что при больших изменениях веса минимальные скорости полета существенно изменяются — на каждые 10% увеличения веса скорость изменяется примерно на 7—8%. Так, например, минимально допустимая скорость полета на средних высотах одного из турбовинтовых самолетов равна 250 км/час по прибору при полетном весе 54 т и 275 км/час по прибору при полетном весе 61 т. Максимальная скорость полета с увеличением полетного веса уменьшается, так как при увеличении веса необходимо увеличивать угол атаки, в результате чего увеличивается аэродинамическое сопротивление самолета. Таким образом, чем меньше вес самолета, тем большую скорость он может развить в горизонтальном полете. Например, один из современных турбовинтовых самолетов при полетном весе 61 т на высоте 8000 м развивает максимальную скорость 632 км/час, а при весе 52 т на той же высоте — 686 км/час.

Зависимость характерных скоростей полета от температуры воздуха

На скорость полета существенное влияние оказывает температура наружного воздуха.

При увеличении температуры воздуха минимально допустимая скорость полета увеличивается. Это происходит вследствие уменьшения плотности воздуха ρ с повышением температуры воздуха, так как минимально допустимая скорость полета обратно пропорциональна корню квадратному из плотности воздуха (см. формулу 2.11). Вследствие повышения температуры воздуха и снижения располагаемой мощности турбовинтовых двигателей максимальная скорость полета уменьшается. Понижение температуры воздуха приводит к обратным результатам.

Зависимость характерных скоростей полета от располагаемой тяги двигателей

На заданной высоте полета летчик может изменить располагаемую тягу, изменив режим работы двигателей. Располагаемая тяга может резко снизиться при отказе одного из двигателей на многодвигательном самолете.

При увеличении режима работы турбовинтовых двигателей вследствие интенсивности обдува крыла воздушными винтами коэффициент подъемной силы крыла растет, а минимально допустимая скорость полета уменьшается. Аналогичное явление происходит при выпуске закрылков. Выпуск закрылков вызывает резкое увеличение коэффициента подъемной силы крыла и такое же уменьшение минимально допустимой скорости полета.

Суммарная располагаемая тяга двигателей зависит от режима их работы {взлетный, номинальный, 0,85 номинала и т. д.), от отбора мощности у двигателей на противообледенительное устройство самолета и от количества работающих двигателей.

Максимальная скорость горизонтального полета замеряется на взлетном режиме работы двигателей. Но при этом необходимо иметь в виду, что продолжительность работы на взлетном режиме ограничена. В связи с этим максимальная скорость горизонтального полета замеряется также на номинальном режиме работы двигателей, продолжительность которого в полете не ограничивается.

Максимальная скорость горизонтального полета может замеряться и на других режимах работы двигателей. Например, при уменьшении режима работы двигателей с взлетного до 0,4 номинальной мощности максимальная скорость полета одного из современных турбовинтовых самолетов уменьшается почти на 200 км/час.

При отборе доздуха от двигателя для противообледенительного устройства самолета, а также при выключении одного двигателя вследствие падения суммарной располагаемой тяги максимальная скорость полета уменьшается. Например, выключение одного двигателя на четырехдвигательном турбовинтовом самолете при работе остальных на номинальном режиме приводит к уменьшению максимальной скорости полета на 80—90 км/час.

Влияние высоты полета, полетного веса, температуры воздуха, располагаемой тяги двигателей и некоторых других факторов на крейсерскую скорость полета и скорость максимальной продолжительности рассматривается в разделе «Дальность и продолжительность полета».

Диапазон скоростей горизонтального полета

Диапазоном скоростей установившегося горизонтального полета ΔV называется интервал между максимальной скоростью и минимально допустимой скоростью полета (рис. 2.14):

$$\Delta V = V_{\text{макс}} - V_{\text{мин. доп}}$$

На рис. 2.14 диапазон скоростей полета на всех высотах ограничивается слева минимально допустимой скоростью полета, справа — максимальной скоростью горизонтального полета.

Чем больше диапазон скоростей, тем лучше маневренные возможности самолета. Рассмотрим, от чего зависит диапазон скоростей.

Разность между располагаемой тягой при работе двигателей на взлетном режиме и потребной тягой на установившемся режиме горизонтального полета называется избытком тяги ΔP (рис. 2.9). При максимальной скорости

установившегося горизонтального полета избыток тяги равен нулю. При горизонтальном полете на меньших скоростях избыток тяги не используется, а двигатели дросселируются. Избыток тяги может быть использован для набора высоты, разгона самолета, ухода на второй круг, виража и выполнения других маневров.

При увеличении высоты полета до 5000—6000 м диапазон скоростей горизонтального полета турбовинтового самолета меняется весьма незначительно. Дальнейшее увеличение высоты полета вплоть до практического потолка сопровождается постепенным уменьшением диапазона скоростей вследствие более интенсивного увеличения минимально допустимой и уменьшения максимальной скорости полета. Увеличение, а затем уменьшение максимальной скорости полета объясняется тем, что с подъемом до высоты ограничения мощность турбовинтового двигателя поддерживается постоянной, а на высотах выше высоты ограничения мощность двигателя автоматически уменьшается для обеспечения предельно допустимой температуры газов за турбиной двигателя.

Высота полета, на которой диапазон скоростей равен нулю, называется теоретическим потолком самолета. На этой высоте вертикальная скорость также равна нулю. Высота ниже теоретического потолка, на которой самолет имеет диапазон скоростей, достаточный для безопасного полета, называется практическим потолком. Практический потолок современных турбовинтовых самолетов не превышает 9000—10 000 м.

При увеличении веса самолета вследствие роста минимально допустимой скорости полета и уменьшения максимальной скорости полета диапазон скоростей горизонтального полета уменьшается. Так, например, при полете на высоте 6000 м диапазон скоростей современного турбовинтового самолета весом 50 т почти на 50 км/час больше, чем диапазон скоростей самолета весом 60 т.

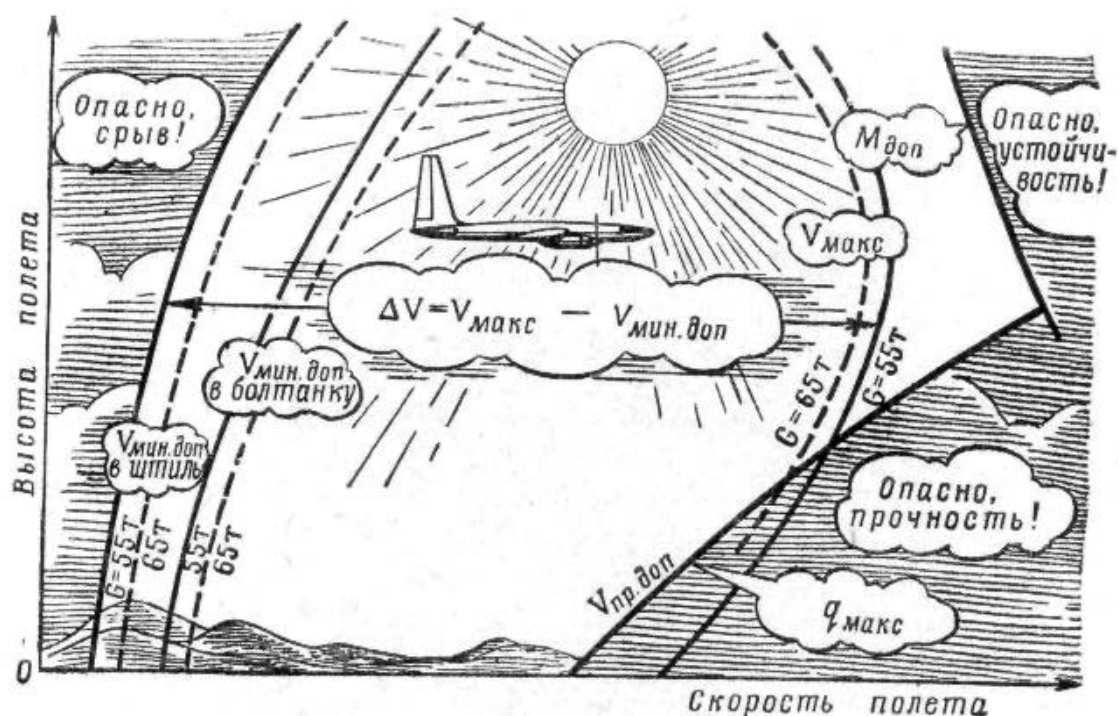


Рис. 2.14. Диапазон скоростей горизонтального полета

При повышении температуры воздуха располагаемая мощность двигателей, а следовательно, и максимальная скорость горизонтального полета уменьшаются. Увеличение температуры воздуха влечет за собой уменьшение плотности воздуха и увеличение минимально допустимой скорости полета. Таким образом, при повышении температуры воздуха диапазон скоростей горизонтального полета уменьшается.

При уменьшении режима работы двигателей или выключении одного из них максимальная скорость уменьшается, а минимально допустимая скорость полета вследствие уменьшения обдувки крыла воздушными винтами растет. Поэтому при уменьшении располагаемой мощности двигателей диапазон горизонтальных скоростей уменьшается.

При увеличении аэродинамического сопротивления самолета (полет с выпущенным шасси, нарушение лакокрасочного покрытия планера и т. п.) растет потребная тяга двигателей, а максимальная скорость полета и диапазон скоростей горизонтального полета уменьшаются.

Весьма заметно уменьшается диапазон скоростей при полете в болтанку вследствие резкого увеличения минимально допустимой скорости полета.

Безопасность полета обеспечивается в пределах диапазона скоростей горизонтального полета и, кроме того, допустимым значением числа $M_{\text{доп}}$ и допустимым скоростным напором $q_{\text{макс}}$, соответствующим допустимой приборной скорости $V_{\text{пр.доп}}$.

Скорость при полете в строю

При полете группы самолетов в плотном строю ведомые самолеты должны постоянно менять скорость полета, чтобы не нарушить строй. Особенно заметно это на развороте, когда самолеты, разворачивающиеся по меньшему радиусу, должны уменьшать, а самолеты, разворачивающиеся по большому радиусу — увеличивать скорость полета, в то время как ведущий поддерживает постоянную скорость полета. Поэтому ведущий должен лететь со скоростью больше минимально допустимой и меньше максимальной, чем для одиночного самолета. В противном случае ведомые, чтобы удержаться в строю, вынуждены будут нарушать ограничения по минимальной и максимальной скоростям, установленным инструкцией.

Заняв свое место в строю, летчик должен продолжать полет на единой установленной для строя истинной скорости полета. В случае догона или отставания он обязан изменить скорость полета и восстановить свое место в строю. Однако изменять скорость полета необходимо не резко, а плавно передвигая рычаги управления двигателями. Если это требование не будет выполнено, строй выдерживать будет очень трудно.

Летчик должен всегда помнить о существенном уменьшении диапазона скоростей при полете на высотах, близких к практическому потолку, и о трудностях полета строем в этих условиях.

2. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальность полета является одной из главных характеристик транспортных турбовинтовых самолетов и в значительной степени определяет его возможности. Дальность и продолжительность полета зависят от многих факторов: скорости и высоты полета, полетного веса, запаса и удельного веса топлива, температуры воздуха, направления и скорости ветра, аэродинамического сопротивления самолета и др. (рис. 2.15).

Большое влияние на дальность и продолжительность полета оказывает качество технической эксплуатации, в том числе правильная регулировка командно-топливных агрегатов двигателей.

В полете на дальность и продолжительность топливо расходуется как в горизонтальном полете, так и при опробовании двигателей самолета на земле, рулении к старту и к стоянке после посадки, при наборе высоты и снижении самолета, при полете по кругу после взлета и перед посадкой. Основная часть топлива на транспортных турбовинтовых самолетах расходуется в горизонтальном полете.

При расчете дальности и продолжительности полета учитывается также гарантийный запас топлива, запас топлива на ухудшение метеорологической обстановки, а в боевых условиях — запас на перенацеливание, маневр для преодоления противовоздушной обороны противника, полет в районе цели и на другие цели.

Боевые самолеты производят полет также на практический радиус, равный наибольшему расстоянию, которое может преодолеть самолет с

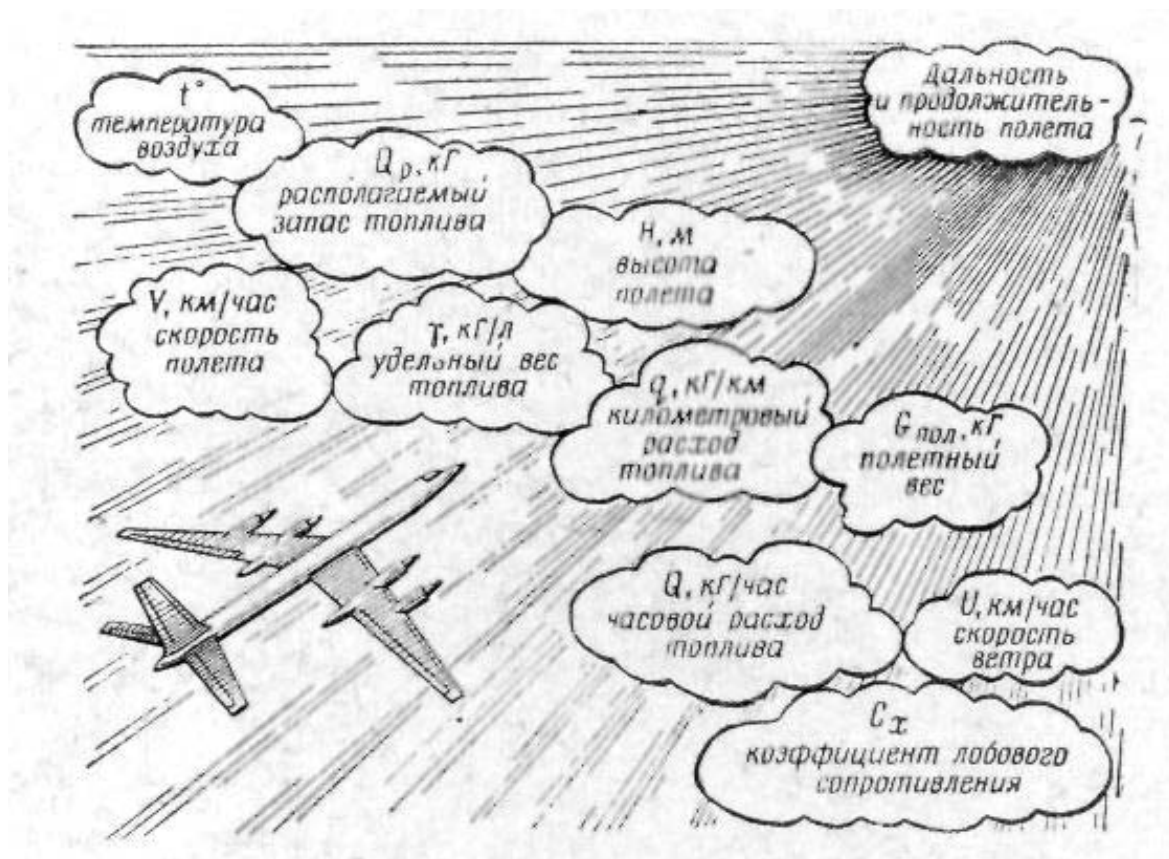


Рис. 2.15. От чего зависят дальность продолжительность полета

возвратом на аэродром вылета без промежуточной дозаправки.

Чем больше заданная дальность полета приближается к максимальной дальности самолета, тем сложнее летчику выполнить задание. К полетам на максимальную продолжительность относятся полеты на патрулирование, дежурство в воздухе и т. л.

Дальность и продолжительность полета зависят не только от режима полета и технического состояния самолета, но и от летного мастерства летчика. Известны случаи, когда при полете строем на предельную дальность на некоторых самолетах преждевременно загорались сигнальные лампочки критического остатка топлива. Подобные факты бывают и при перевозке тяжелых грузов, когда приходится заправлять баки самолета топливом не полностью и за счет топлива перевозить груз. Поэтому очень важно, чтобы летчик не только стремился выполнять полет на режиме, близком к наивыгоднейшему, но и знал все возможные способы экономии топлива в полете.

РАСХОД ТОПЛИВА

Расход топлива на земле, при взлете и посадке

Перед полетом двигатель запускается, опробуется и прогревается. Продолжительность прогрева зависит от температуры воздуха. Зимой он длится больше, чем летом. При групповом вылете самолетов с малыми интервалами взлета расход топлива на земле всегда в 1,5—2 раза больше, чем у одиночного самолета. Расход топлива на земле зависит также от расстояния, которое самолет должен проруть с места стоянки до старта, и продолжительности ожидания на старте разрешения на вылет.

Современные четырехдвигательные турбовинтовые самолеты с двигателями АИ-20 перед взлетом при работе двигателей на земле в течение 15—16 мин расходуют до 450 кг топлива. Если после взлета выполняется полет по кругу продолжительностью 7—8 мин, расходуется еще 300—350 кг топлива.

Так как не всегда можно произнести посадку «с ходу», то необходимо учитывать расход топлива (от 280 до 450 кг) на круг перед посадкой, продолжительность которой в зависимости от схемы захода на посадку колеблется от 8 до 14 мин.

При полном сливе топлива с самолета на земле в топливных баках все равно остается небольшая часть топлива, которая не может быть слита вследствие конструктивных особенностей топливной системы самолета. Это несливаемое количество топлива называется невырабатываемым остатком топлива и составляет для современных турбовинтовых самолетов в среднем 50 — 100 кг.

Располагаемый запас топлива

Расход топлива при наборе и снижении зависит от скорости полета и режима работы двигателей. Набор и снижение должны производиться на наивыгоднейших режимах, обеспечивающих экономное расходование топлива. Количество расходуемого топлива находится в прямой зависимости от полетного веса самолета, высоты полета и скорости набора высоты. Оптимальные режимы набора определяются при испытании самолета и записываются в инструкцию по расчету дальности и продолжительности полета.

При расчетах учитывается также гарантийный запас топлива (количество

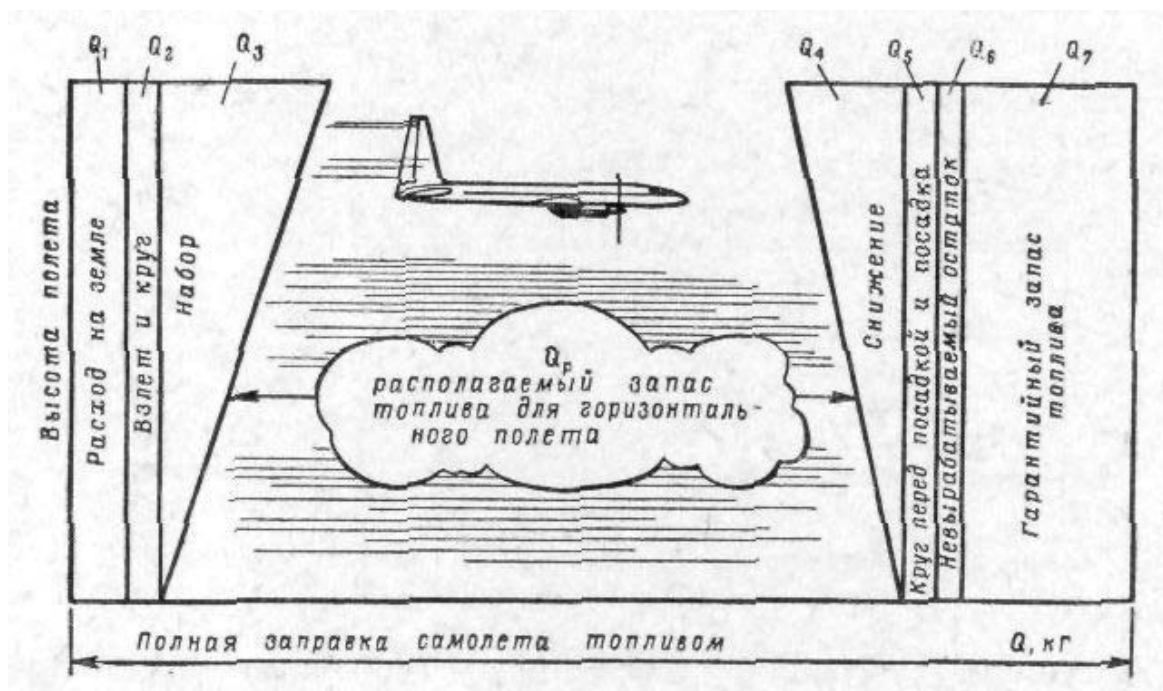


Рис. 2.16. Расход топлива на земле и в полете

топлива, которое должно остаться в баках после посадки), обеспечивающий безопасность полета. В каждом конкретном случае гарантийный запас топлива устанавливается с учетом условий выполнения полета.

В большинстве случаев для транспортных самолетов с ТВД гарантийным запасом является запас топлива, обеспечивающий полет в течение 1 час при крейсерской скорости и высоте, близкой к практическому потолку, т. е. на режиме максимальной дальности полета.

Разница между полной заправкой топлива Q на самолете и суммарным расходом топлива при работе двигателей на земле Q_1 , при взлете и полете по кругу Q_2 , при наборе высоты Q_3 , при снижении Q_4 , при полете по кругу перед посадкой и посадке Q_5 с учетом невырабатываемого остатка Q_6 и гарантийного запаса топлива Q_7 составляет располагаемый запас топлива Q_p для горизонтального полета (рис. 2.16):

$$Q_p = Q - (Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 + Q_6 + Q_7). \quad (2.12)$$

Объем заправляемого топлива зависит от вида заправки. Известно, что при централизованной заправке самолета топливом под давлением в самолет заливается меньше топлива, чем при ручной заправке через заливные горловины. Например, при общей емкости топливной системы 15000 — 20000 л количество топлива, заправляемого централизованно, на 600 — 800 л меньше количества топлива, заправляемого вручную. При среднем удельном весе топлива 0,775 кг/л это составляет 465 — 620 кг, что для современного турбовинтового самолета при крейсерском режиме позволяет увеличить дальность в пределах 140 — 190 км. Поэтому при дальних перелетах всегда рекомендуется самолет заправлять через заливные горловины. Это увеличит располагаемый запас топлива.

Располагаемый запас топлива можно увеличить также, если заправить в самолет наиболее тяжелое по удельному весу топливо (рис. 2.17). Так, например, при емкости топливных баков 20000 л и при заполнении емкости на 97% топливом,



Рис. 2.17. Зависимость располагаемого запаса топлива и дальности полета от удельного веса топлива

удельный вес которого $0,76 \text{ кг/л}$, общий вес топлива составит примерно 14800 кг . При заправке баков более тяжелым топливом, удельный вес которого равен $0,82 \text{ кг/л}$, общий вес заправленного топлива составит 15900 кг , т. е. больше на 1100 кг , что для среднего турбовинтового самолета при крейсерском режиме полета позволяет увеличить дальность примерно на 330 км !

Летчик всегда должен помнить об этих возможностях увеличения располагаемого запаса топлива на самолете.

Расход топлива в полете

Дальность и продолжительность полета главным образом зависят от расхода топлива в полете. Каждому режиму полета соответствует вполне определенный расход топлива за 1 час полета и на 1 км пути. Расход топлива за 1 час полета называется часовым расходом: Q , кг/час . Расход топлива на 1 км пути называется километровым расходом: q , кг/км .

Часовой расход топлива измеряется в полете специальными приборами. Если известен удельный расход топлива двигателем, то часовой расход может быть определен по формуле

$$Q = C_e P, \quad (2.13)$$

где C_e — удельный расход топлива, $\text{кг топл/кг тяги} \cdot \text{час}$;

P — тяга, развиваемая силовой установкой, кг .

Зная часовой расход и истинную скорость $V_{\text{ист}}$, легко подсчитать километровый расход топлива по формуле

$$q = \frac{Q}{V}, \text{ кг/км}. \quad (2.14)$$

Зная располагаемый запас топлива Q_p и километровый расход топлива q при заданном режиме полета, можно определить дальность полета по формуле

$$L = \frac{Q_p}{q}, \text{ км} \quad (2.15)$$

Продолжительность полета определяется по формуле

$$t = \frac{Q_p}{Q}, \text{ час} \quad (2.16)$$

Километровые и часовые расходы топлива в зависимости от высоты и скорости полета, а также полетного веса самолета приводятся в инструкции.

Иногда приходится определять располагаемое количество топлива при заданных дальности и режиме горизонтального полета. Для этого используется формула

$$Q_p = Lq, \text{ кг}. \quad (2.17)$$

ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Влияние скорости самолета

При изменении скорости полета изменяются потребная тяга горизонтального полета $P_{г.п}$ (рис. 2.9) и, естественно, расход топлива. В результате изменяется часовой и километровый расход топлива, что вызывает изменение продолжительности и дальности полета.

При скорости наибольшей продолжительности V_t , когда полет осуществляется при минимальной тяге двигателей, аэродинамическое качество самолета становится максимальным. На меньших и больших скоростях полета потребная тяга горизонтального полета увеличивается. На графике (рис. 2.18, вверху) показан характер изменения часового расхода топлива Q , кг/час в зависимости от скорости полета, который аналогичен характеру изменения по скорости потребной тяги $P_{г.п}$ (рис. 2.9).

При скорости наибольшей продолжительности V_t , часовой расход топлива Q , кг/час достигает минимального значения, а продолжительность полета — максимального.

Таким образом, режим максимальной продолжительности соответствует скорости минимального часового расхода топлива. Однако эта скорость оказывается довольно близкой к минимально допустимой для горизонтального полета ($V_{\text{мин.доп}}$). Поэтому рекомендовать использовать ее можно только для одиночных самолетов.

При полете в сильную болтанку минимальную скорость следует увеличить примерно на 20%. Соответственно увеличится часовой расход топлива и уменьшится продолжительность полета. С увеличением скорости до максимальной продолжительность полета турбовинтовых самолетов сокращается почти в два раза.

Рост часового расхода топлива при увеличении скорости полета более скорости наибольшей продолжительности объясняется увеличением аэродинамического сопротивления самолета и потребной тяги двигателей. В установившемся полете аэродинамическое сопротивление самолета Q и потребная тяга $P_{г.п}$ равны между собой. Известно, что

$$Q = c_x S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.18)$$

где c_x — коэффициент аэродинамического сопротивления;

S — площадь крыла;

ρ — плотность воздуха.

Таким образом, потребная тяга двигателей и соответствующий ей расход топлива пропорциональны квадрату скорости полета самолета. Этим объясняется характер кривой зависимости часового расхода топлива Q , кг/час от скорости полета V_t , показанный на рис. 2.18 (вверху). Увеличение расхода топлива при уменьшении скорости полета менее V_t и приближении ее к минимальной объясняется увеличением потребной тяги $P_{г.п}$ (рис. 2.9) вследствие резкого увеличения угла атаки крыла и роста аэродинамического сопротивления самолета.

Километровые расходы топлива в полете не измеряются, а рассчитываются по результатам летных испытаний при определении часовых расходов топлива.

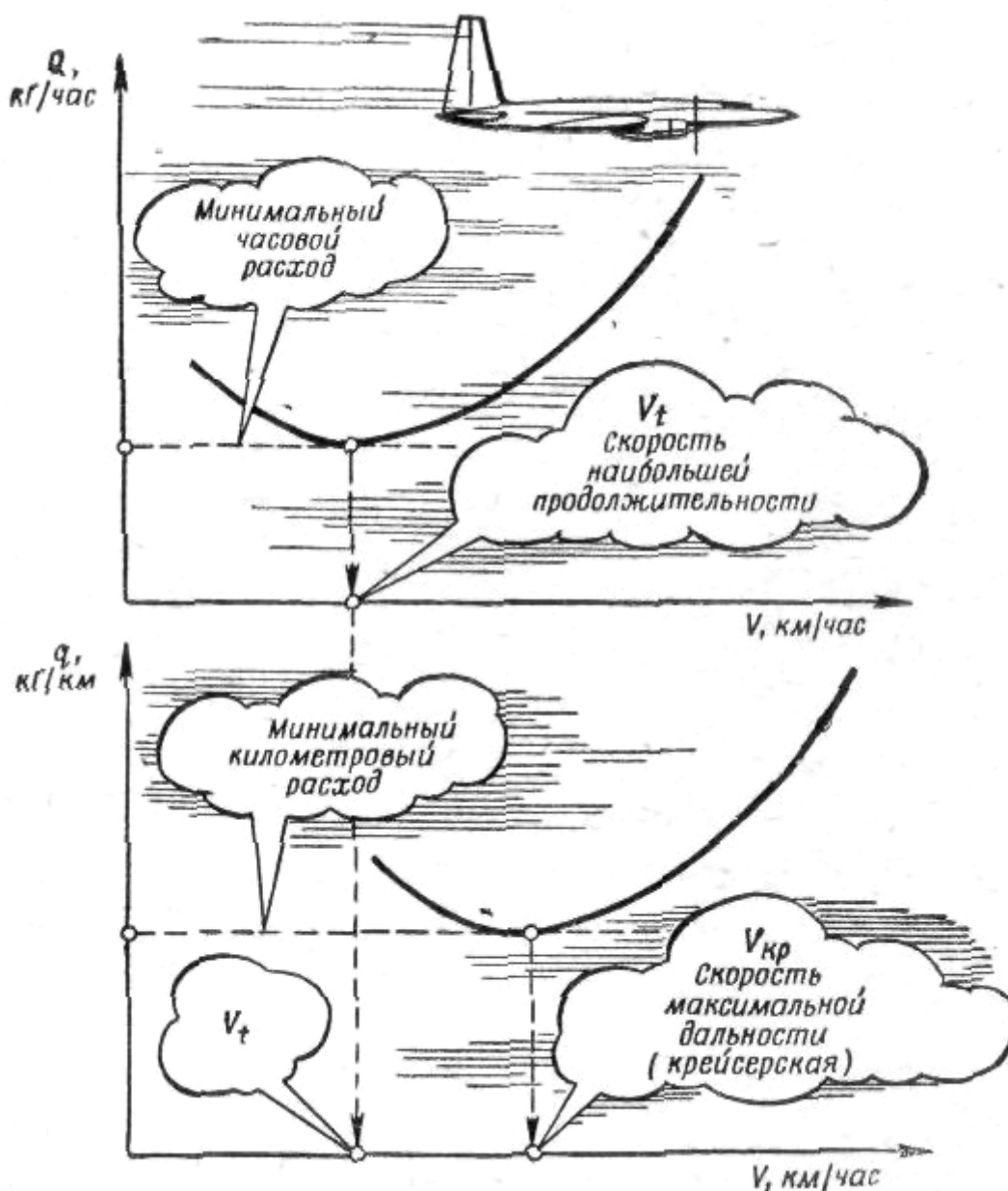


Рис. 2.18. Зависимость часового и километрового расходов топлива от скорости полета

Поэтому километровые расходы изменяются в зависимости от скорости так же, как и часовые.

Зависимость километрового расхода топлива от скорости полета показана на рис. 2.18 (внизу). Как видно из графика, существует скорость, при которой километровый расход топлива будет минимальным. Эта скорость называется скоростью максимальной дальности или крейсерской скоростью полета $V_{кр}$. Режим максимальной дальности полета соответствует скорости минимального километрового расхода.

Крейсерская скорость горизонтального полета значительно превосходит скорость максимальной продолжительности. Так, например, для одного из турбовинтовых самолетов при полете на высоте 1000 м крейсерская приборная и воздушная скорости полета в 1,5 раза больше скорости наибольшей продолжительности. На высоте 9000 м крейсерская скорость на 20% больше скорости наибольшей продолжительности полета.

Крейсерская скорость полета по прибору с высотой уменьшается. На рис. 2.19 показана зависимость крейсерской приборной и истинной скоростей одного из современных турбовинтовых самолетов от высоты полета. На графике видно, что на высоте 10 км крейсерская приборная скорость на 120 км/час меньше, а крейсерская истинная скорость на 90 км/час больше, чем на высоте 1 км. Чем больше высота полета, тем больше крейсерская приборная скорость отстает от истинной. На высоте 10 км разрыв между крейсерской приборной и истинной скоростями достигает 220 км/час.

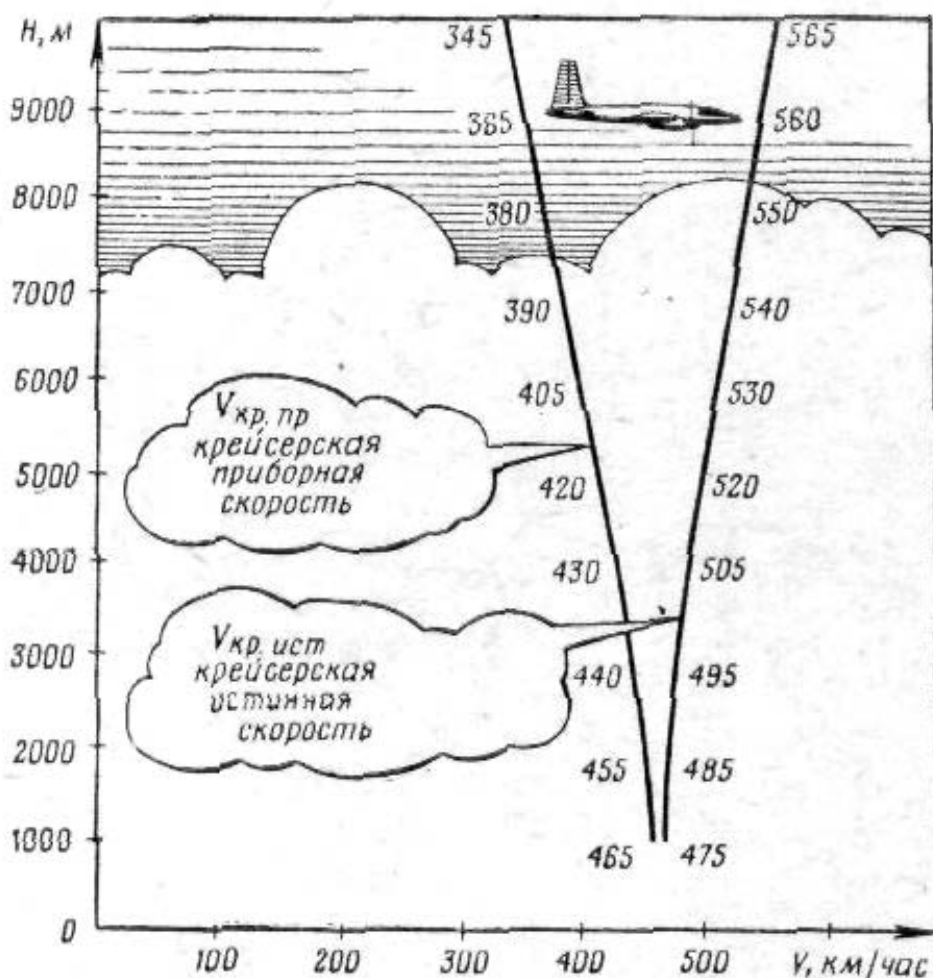


Рис. 2.19. Изменение крейсерской приборной и истинной скоростей с высотой полета

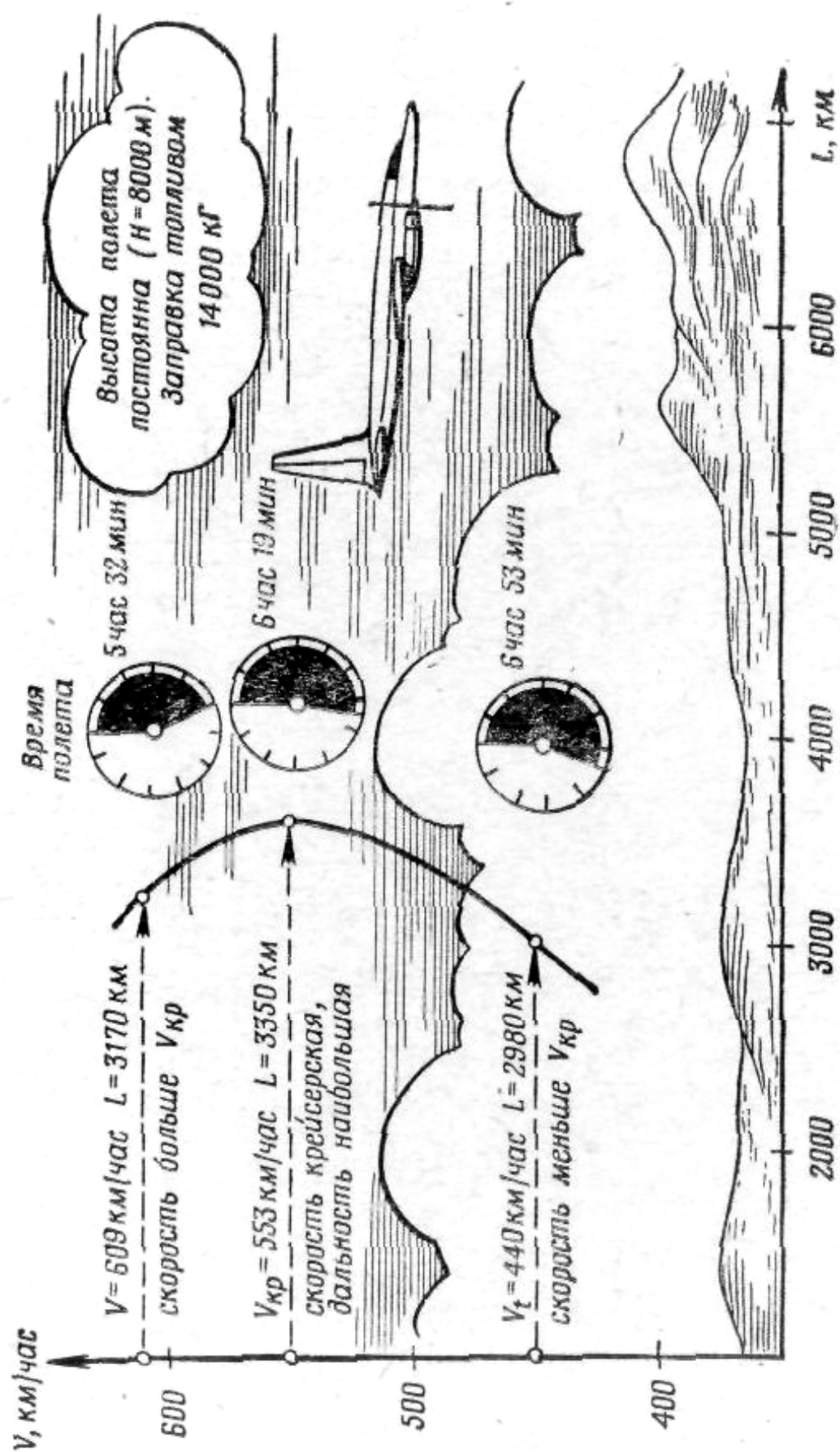


Рис. 2.20. Зависимость дальности и продолжительности полета от скорости полета

Скорости максимальной продолжительности и дальности полета, а также часовые и километровые расходы топлива в различных условиях полета замеряются при испытании самолета и записываются в инструкцию по расчету дальности и продолжительности полета самолета.

На рис. 2.20 показаны дальность и продолжительность полета на постоянной высоте одного и того же турбовинтового самолета для различных режимов полета. На режиме максимальной продолжительности V_t самолет может находиться в полете наибольшее время, но дальность полета при этом не будет наибольшей. При увеличении скорости полета до крейсерской дальность полета увеличивается до максимальной, но продолжительность несколько уменьшается. При дальнейшем увеличении скорости выше крейсерской дальность и продолжительность полета уменьшаются.

Влияние ветра

На часовой расход топлива и продолжительность полета ветер, естественно, влияния не оказывает. Дальность полета зависит от силы ветра, так как он существенно изменяет путевую скорость полета самолета относительно земли. В безветрие путевая скорость равна истинной, или воздушной, скорости полета. При ветре путевая скорость отличается от истинной по величине и направлению. Путевая скорость W равна геометрической сумме двух векторов скоростей: вектора истинной скорости $V_{ист}$ самолета относительно воздушной среды и вектора скорости ветра U относительно земли, т. е.

$$W = V_{ист} + U. \quad (2.19)$$

Векторы $V_{ист}$ и U могут иметь самое различное направление относительно земли. Векторный треугольник не лежит в горизонтальной плоскости. Для навигации и пилотирования используют проекции векторов W , $V_{ист}$ и U на горизонтальную плоскость. Проекция пространственного векторного треугольника на горизонтальную плоскость называется навигационным треугольником скоростей (рис. 2.21). Угол ϕ между векторами воздушной скорости и путевой скорости называется углом сноса.

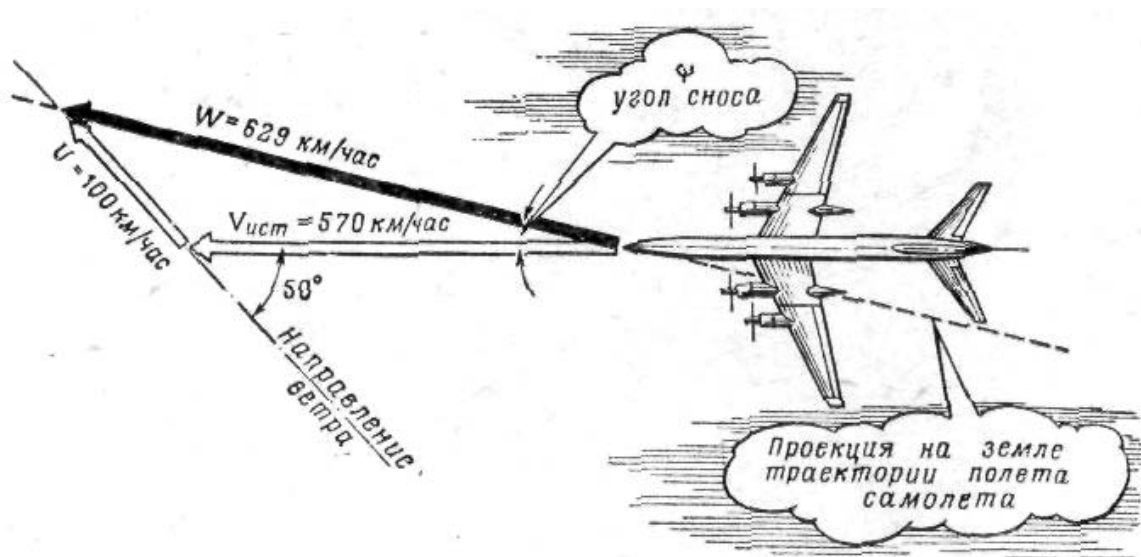


Рис. 2.21. Навигационный треугольник скоростей

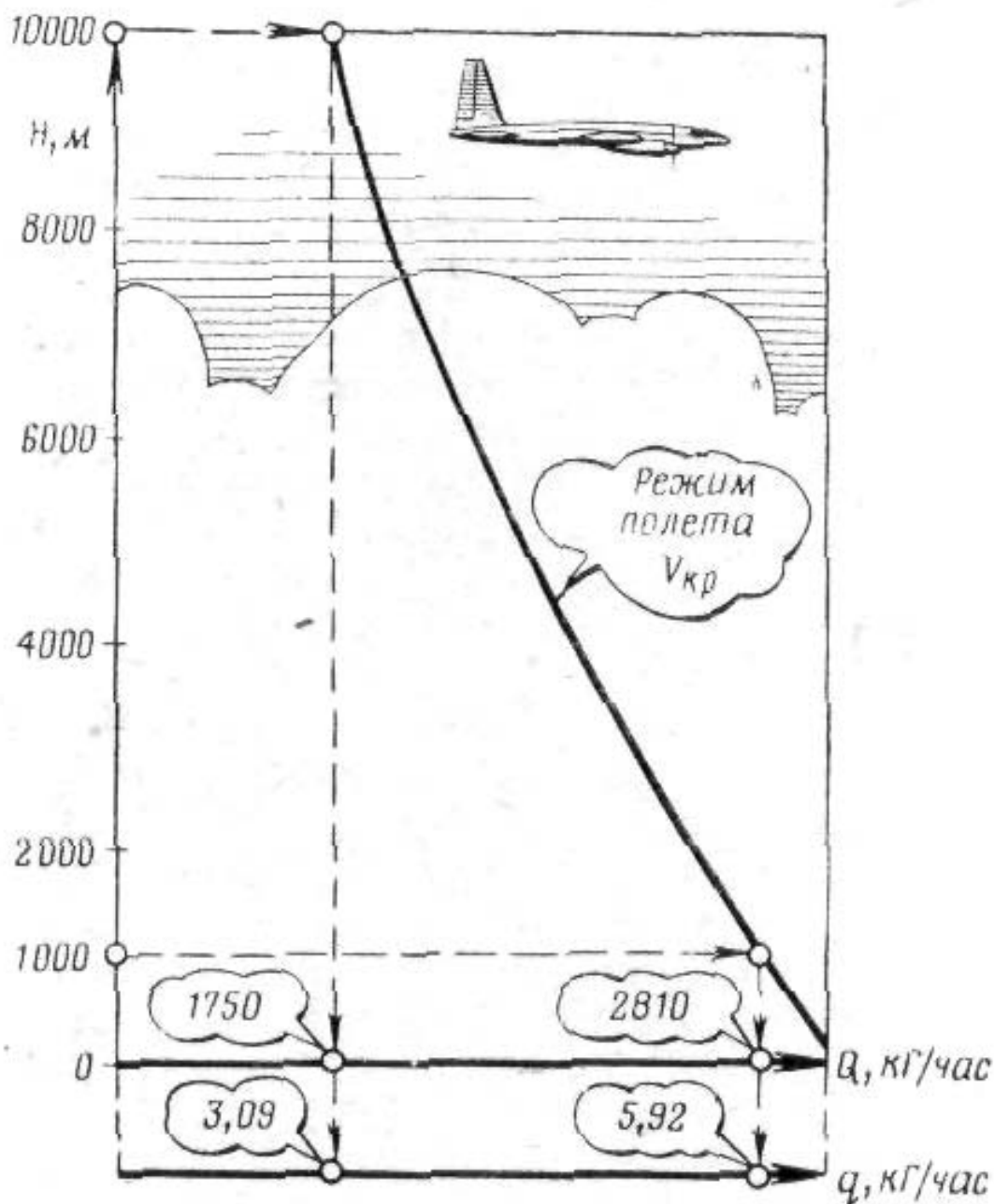


Рис. 2.22. Изменение часового и километрового расходов топлива при постоянном полетном весе

Для учета влияния ветра на дальность полета вводится понятие скорости эквивалентного ветра, приведенного к встречному или попутному ветру, который уменьшает или увеличивает дальность полета. Скорость эквивалентного ветра равна разности между истинной и путевой скоростями полета.

Скорость эквивалентного ветра в зависимости от скорости и направления фактического ветра определяется по таблицам, приведенным в инструкциях по расчету дальности и продолжительности полета самолета.

Если известен прогноз ветра, то при расчете дальности полета его направление и величина берутся средними по маршруту.

Влияние высоты полета

Высота полета наиболее существенно влияет на километровый и часовой расходы топлива, а следовательно, и на дальность и продолжительность полета. При одинаковом полетном весе турбовинтового самолета с увеличением высоты в горизонтальном полете сильно уменьшаются километровый и часовой расходы топлива (рис. 2.22). Так, например, при полете на режиме максимальной дальности при одном и том же полетном весе километровый расход на высоте 10 км почти в два раза меньше, чем на высоте 1 км. Часовой расход топлива на высоте 10 км при полете на этой же скорости примерно на 30% меньше, чем на высоте 1 км. Уменьшение часового, а следовательно, и километрового расхода топлива объясняется уменьшением удельного расхода топлива двигателем с подъемом на высоту.

Таким образом, на режиме максимальной дальности при одинаковом полетном весе дальность полета турбовинтового самолета на высоте, близкой к практическому потолку, почти в два раза больше, чем у земли. Продолжительность полета также значительно больше на больших высотах, чем на малых.

Летчик всегда должен помнить, что чем больше высота полета, тем дальше пролетит турбовинтовой самолет.

Влияние полетного веса

Вес турбовинтового самолета в полете не остается постоянным. Он уменьшается в результате расхода топлива, а на военно-транспортных самолетах, кроме того, в результате парашютного десантирования солдат и грузов. Но вес самолета может и увеличиваться, например при дозаправке топливом в полете.

Военно-транспортный самолет при изменении веса загрузки может взлетать с различным полетным весом. При увеличении полетного веса увеличивается потребная тяга двигателей, а следовательно, часовой и километровый расходы топлива, что приводит к уменьшению дальности и продолжительности полета. Если полетный вес уменьшается, дальность и продолжительность полета увеличиваются.

На графике, представленном на рис. 2.23 (вверху), показано, как изменяется потребная тяга $P_{г.п}$ двигателей в зависимости от скорости полета на постоянной высоте для одного и того же самолета, но с различным полетным весом. При постоянной скорости полета потребная тяга двигателей загруженного самолета (кривая I) больше, чем незагруженного (кривая II). Объясняется это тем, что загруженный самолет летит на большем угле атаки крыла (чтобы обеспечить большую подъемную силу при постоянной скорости полета) и его аэродинамическое сопротивление больше, чем незагруженного самолета, который летит при той же скорости на меньшем угле атаки крыла. Характерно, что на малых скоростях полета V_1 потребное увеличение тяги ΔP_1 для полета более тяжелого самолета больше потребного увеличения тяги ΔP_2 для полета этого же самолета на скоростях V_2 , близких к максимальным, т. е. при скорости $V_2 > V_1$ прирост потребной тяги $\Delta P_2 < \Delta P_1$. Как известно, с изменением тяги двигателей изменяются часовой и километровый расходы топлива.

На рис. 2.23 (внизу) показано, как часовой и километровый расходы топлива современного турбовинтового самолета зависят от полетного веса и высоты полета. Из графика видно, что при полете на постоянной высоте и скорости часовой расход при полетном весе 60 т на 15% больше, а километровый расход — на 13% больше, чем при полетном весе 45 т. На том же рисунке видно, что при постоянном

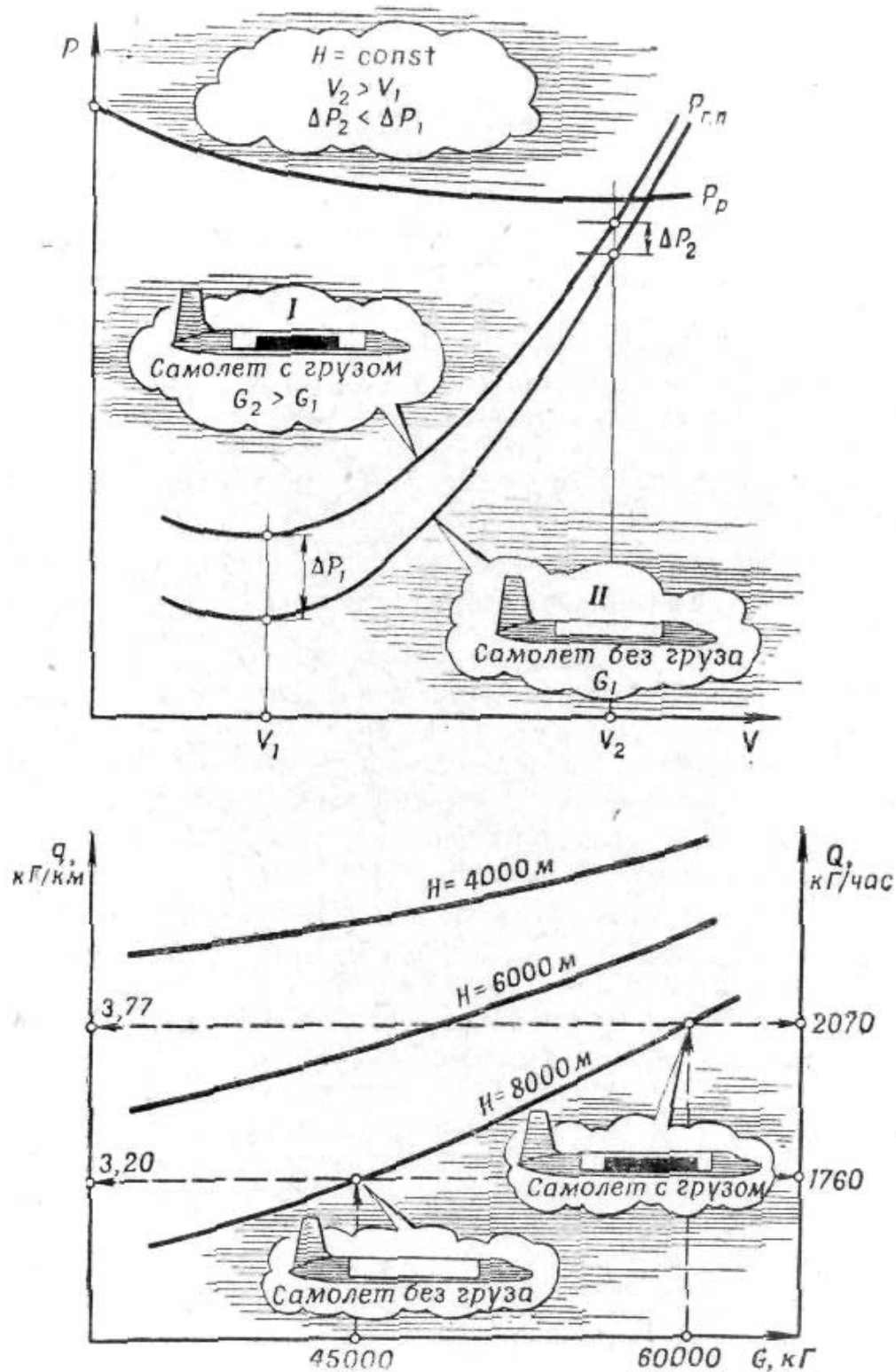


Рис. 2.23. Влияние изменения полетного веса самолета на потребную тягу двигателей, километровый и часовой расход топлива (вверху – зависимость потребной тяги двигателей от скорости полета при постоянной высоте и различных полетных весах самолета; внизу – зависимость километрового и часового расходов топлива от полетного веса самолета и высоты полета)

полетном весе километровый и часовой расходы увеличиваются с уменьшением высоты полета.

В процессе полета километровый расход топлива непрерывно уменьшается, потому что уменьшается вес самолета.

При полете на малых высотах в результате уменьшения полетного веса самолета его коэффициент лобового сопротивления снижается незначительно, поэтому потребная тяга двигателей, а следовательно, часовой и километровый расходы топлива сократятся сравнительно мало. Так, например, при крейсерском полете на высоте 1000 м уменьшение полетного веса турбовинтового самолета на 10% снижает километровый расход всего на 1%. На больших же высотах с большим полетным весом при уменьшении полетного веса самолета километровый расход топлива уменьшается примерно на столько же процентов, на сколько уменьшается вес самолета. Так, например, один из турбовинтовых самолетов на высоте 9000 м при полетном весе 56 т имеет практическую дальность полета на 100 км больше, чем при полетном весе 61 т.

В горизонтальном полете летчик должен периодически контролировать заданный режим полета и при отклонении скорости и высоты от заданных восстанавливать их изменением режима работы двигателей.

Причиной увеличения скорости при неизменном положении рычагов управления двигателями в длительном горизонтальном полете является уменьшение веса самолета за счет выработки топлива.

Влияние температуры воздуха

В горизонтальном полете потребная тяга равна аэродинамическому сопротивлению самолета Q .

Как правило, режим полета задается высотой и скоростью полета по прибору (по толстой стрелке комбинированного указателя скорости КУС). При этом устанавливаемый летчиком режим работы двигателей зависит от температуры воздуха.

С повышением температуры воздуха мощность двигателей при постоянном положении рычагов управления двигателями падает, а скорость полета по прибору снижается. Поэтому для восстановления заданной скорости на той же высоте полета в условиях повышенной температуры необходимо увеличить режим работы двигателей, передвинув рычаги управления двигателями вперед. Летный состав турбовинтовых самолетов знает, что в одинаковых условиях при одних и тех же высотах, скорости полета по прибору и полетном весе летом приходится поддерживать более высокий режим работы двигателей, чем зимой. А, как известно, удельный и часовой расходы топлива изменяются пропорционально корню квадратному из абсолютной температуры воздуха ($\sqrt{T}$). В среднем при отклонении температуры воздуха от стандартной на 5° часовой расход изменяется на 1%. При повышении температуры воздуха продолжительность полета уменьшается, при понижении увеличивается.

В средних широтах температура на земле в течение года изменяется в пределах 60 — 70° С, а в течение дня — в пределах 16° С. Поэтому при полетах на малых высотах летчик всегда должен помнить о влиянии температуры на часовой расход топлива. При повышении температуры воздуха и сохранении заданного числа М полета часовой расход топлива увеличивается пропорционально росту скорости звука.

Для сохранения постоянным числа M необходимо пропорционально увеличить истинную скорость полета. В результате километровый расход, а следовательно, и дальность полета остаются постоянными, т. е. не зависят от изменения температуры воздуха.

Влияние отбора воздуха от двигателей и аэродинамического сопротивления

При включении отбора воздуха от компрессоров двигателей для противообледенительных устройств самолета мощность двигателей несколько падает. Уменьшится и скорость полета. Падение мощности тем ощутимее, чем больше воздуха отбирается от компрессора двигателя. Для восстановления мощности необходимо повысить режим работы двигателей. При этом километровые и часовые расходы топлива увеличатся, а дальность и продолжительность полета уменьшатся.

Так, например, при включении на одном из четырехдвигательных турбовинтовых самолетов противообледенительного устройства силовых установок, обогреваемых горячим воздухом от компрессоров ТВД, километровые расходы растут, а дальность полета сокращается примерно на 3%. При включении обогрева горячим воздухом передней кромки крыла, а также электрического обогрева хвостового оперения и винтов, питание которого осуществляется от генераторов, установленных на двигателях, дальность и продолжительность полета уменьшатся еще на 2%.

На графике, приведенном на рис. 2.24 (вверху), показана зависимость потребной тяги $P_{г.л}$ двигателей от скорости полета V одного и того же самолета при различном аэродинамическом сопротивлении. При увеличении коэффициента аэродинамического сопротивления с c_{x1} (кривая I) до $c_{x2} > c_{x1}$ (кривая II) потребная тяга двигателей для полета на постоянной скорости возрастает. При этом с ростом скорости полета с V_1 до V_2 прирост потребной тяги для поддержания режима полета увеличивается с ΔP_1 до ΔP_2 т. е. при $V_2 > V_1$ $\Delta P_2 > \Delta P_1$. Это увеличение прироста потребной тяги объясняется тем, что аэродинамическое сопротивление самолета или потребная тяга двигателей пропорциональны квадрату скорости полета. Чем больше аэродинамическое сопротивление самолета, тем больше потребная тяга двигателей и расход топлива для полета на заданной скорости.

В некоторых случаях, например при технических неисправностях, возникает необходимость полета самолета с выпущенным шасси. Дополнительное аэродинамическое сопротивление, создаваемое выпущенным шасси, и ограничения по скорости полета (скорость полета с выпущенным шасси значительно меньше крейсерской) приводят к существенному увеличению километровых расходов и соответствующему уменьшению дальности полета. Например, дальность полета современного турбовинтового самолета с выпущенным шасси уменьшается в среднем на 25%.

Аэродинамическое сопротивление самолета в полете зависит также от качества технического обслуживания. Потребная мощность двигателей и расход топлива на заданных высоте и скорости полета находятся в прямой зависимости от аэродинамического сопротивления самолета. Мелкие источники сопротивления могут значительно сократить дальность и продолжительность полета. Аэродинамическое сопротивление особенно увеличивается за счет повышения сопротивления трения в результате небрежного технического обслуживания самолета. При этом повышение аэродинамического сопротивления оказывает

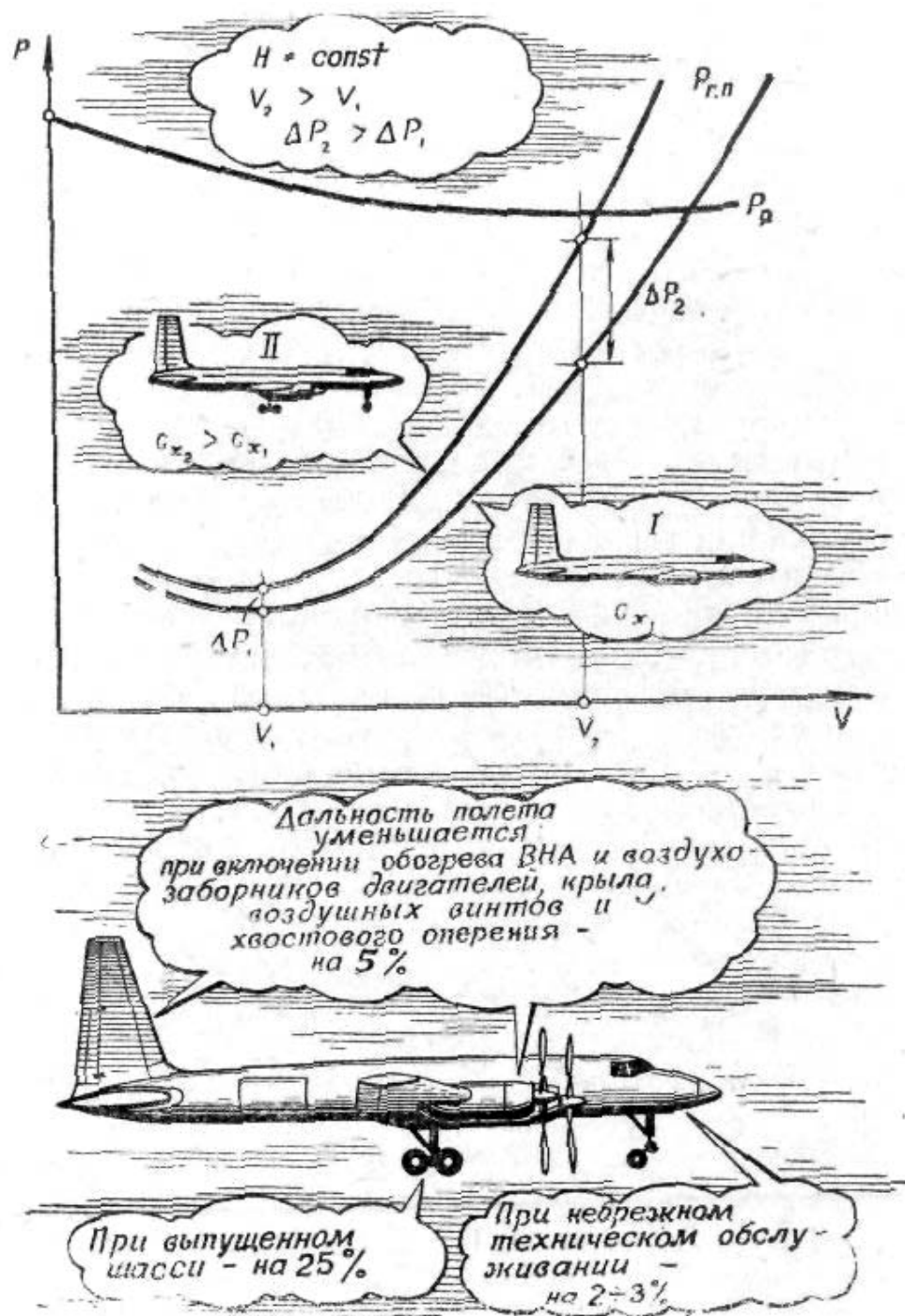


Рис. 2.24. Влияние изменения аэродинамического сопротивления самолета на потребную тягу двигателей и дальность полета (вверху – зависимость потребной тяги двигателей от скорости полета при постоянной высоте и различном аэродинамическом сопротивлении самолета; внизу – уменьшение дальности полета при увеличении аэродинамического сопротивления самолета и отбора воздуха от двигателей)

существенное влияние на расход топлива не только на максимальных, но и на крейсерских скоростях полета.

Сопротивление трения в значительной степени зависит от состояния пограничного слоя на крыле. При переходе ламинарного слоя в турбулентный местное сопротивление трения увеличивается в несколько раз. При возникновении

шероховатости на крыле зона перехода ламинарного слоя в турбулентный приближается к передней кромке крыла, расширяя турбулентную зону и увеличивая аэродинамическое сопротивление самолета. Поэтому при обслуживании самолета технический состав должен стремиться всегда сохранять гладкой обшивку крыла.

Аэродинамическое сопротивление самолета увеличивается также при шелушении и повреждении краски, а также при небрежной окраске крыла и фюзеляжа.

Вследствие неплотного прилегания капотов, створок, лючков и повреждения их уплотнительных прокладок также увеличивается аэродинамическое сопротивление самолета и особенно резко при небрежном ремонте обшивки и нарушении нивелировки самолета при стыковке крыльев и хвостового оперения после ремонта.

При ухудшении обтекаемости самолета в полете приходится поддерживать больший режим двигателей, чем необходимо для заданной скорости. Это вызывает дополнительный расход топлива.

На расход топлива в полете может также весьма существенно повлиять качество регулировки командно-топливных агрегатов двигателей. После замены или регулировки командно-топливных агрегатов необходимо проверить на земле и в полете расходы топлива каждым двигателем и добиться, чтобы на каждом из режимов работы все двигатели расходовали одинаковое количество топлива.

Если летчик заметил, что расход топлива в полете больше нормального, то, вернувшись из полета, он обязан доложить об этом для устранения причины, вызвавшей завышенные расходы топлива.

Дальность и продолжительность полета при отказе двигателей

Современные четырехдвигательные турбовинтовые самолеты позволяют продолжать горизонтальный полет при отказе одного и двух двигателей. При этом винты неработающих двигателей должны быть введены во флюгерное положение.

Если высота полета меньше практического потолка для данного полетного веса, то на четырехдвигательном самолете при отказе одного двигателя и флюгерировании его воздушного винта крейсерский полет следует продолжать на высоте, несколько меньшей той, на которой отказал двигатель. Так, например, при отказе одного двигателя на одном из турбовинтовых самолетов на высоте 8000 м при полетном весе 59 т целесообразно продолжать крейсерский полет на высоте 7000 м без изменения истинной крейсерской скорости. При этом километровый расход топлива увеличится с 3,72 до 3,81 кг/км, а часовой — с 2050 до 2100 кг/час, т. е. несколько больше, чем на 2%. Соответственно повышению километровых и часовых расходов уменьшатся дальность и продолжительность полета.

Если двигатель отказал на высоте менее 7000 м и полет продолжать на этой высоте можно, это значит, что и при трех работающих двигателях самолет сможет преодолеть дальность, рассчитанную для четырех двигателей.

Современный четырехдвигательный турбовинтовой самолет может продолжать горизонтальный полет и при двух выключенных двигателях и зафлюгерированных винтах при полетном весе, рассчитанном на четыре работающих двигателя, но на значительно меньших высотах. При этом километровые расходы значительно увеличатся, а дальность полета уменьшится. Так, например, при отказе двух двигателей на турбовинтовом самолете с полетным весом 59 т на высоте 8000 м для достижения максимальной дальности рекомендуется снизиться до высоты 2500 м. На этой высоте километровый расход составляет 4,6 кг/км, т. е. на 26% больше,

чем на исходной высоте 8000 м, пропорционально уменьшится и дальность полета. Часовой же расход топлива уменьшится с 2050 до 1950 $\kappa\Gamma/\text{час}$, или на 5%, т. е. продолжительность полета практически не изменится. Снижение часового расхода происходит в результате выключения двух двигателей и уменьшения скорости полета менее крейсерской.

Полет «по потолкам»

Максимальная дальность на турбовинтовом самолете достигается при полете на высотах, близких к практическому потолку, который при прочих равных условиях определяется полетным весом самолета.

Так как вес самолета в полете уменьшается, то практический потолок самолета увеличивается, километровый расход топлива уменьшается пропорционально полетному весу. Таким образом, по мере выгорания топлива возможно постоянно увеличивать высоту полета и уменьшать километровые расходы топлива, что в конечном итоге увеличивает практическую дальность полета.

Полет с постепенным набором высоты для достижения минимальных километровых расходов топлива и максимальной дальности называется полетом «по потолкам» (рис 2.25).

Какую выгоду приносит полет «по потолкам» не только в обычных условиях, но даже и при отказах, рассмотрим на примере четырехдвигательного турбовинтового самолета с отказавшим одним двигателем на высоте полета 7000 м. По мере выгорания топлива самолет будет постепенно набирать высоту с вертикальной скоростью 250 м за 1 час полета. Если при полетном весе 59 т после отказа двигателя на высоте 7000 м и крейсерской скорости километровый расход топлива составляет 3,81 $\kappa\Gamma/\text{км}$, то после 6 час полета, когда самолет достигнет высоты 8500 м и его полетный вес уменьшится, километровый расход топлива

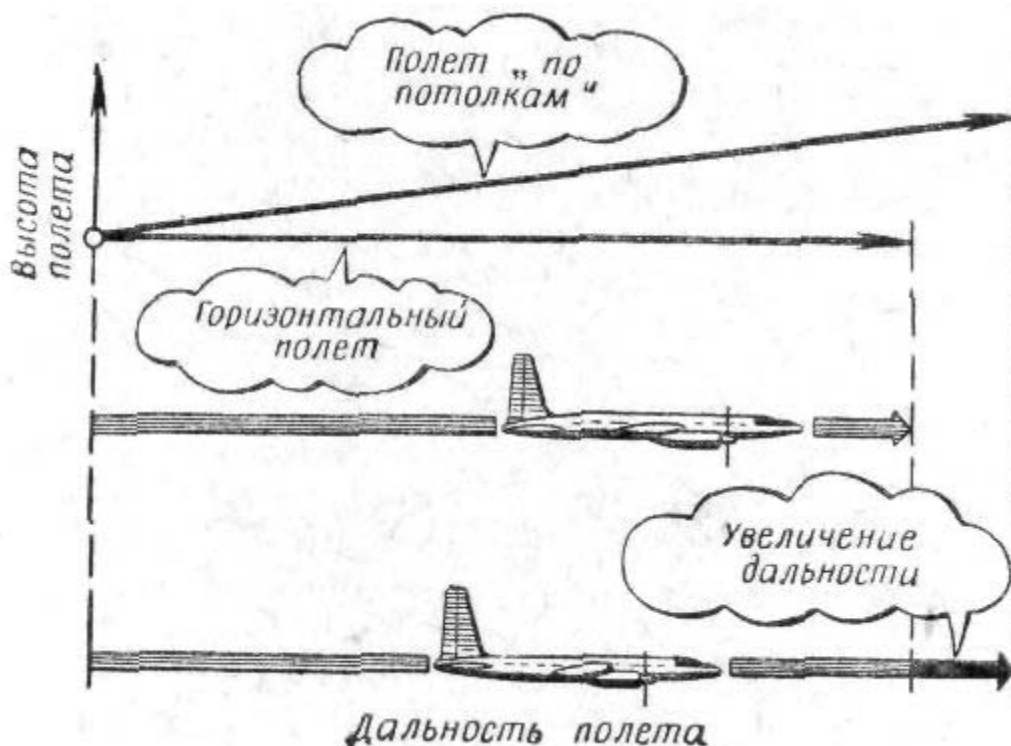


Рис. 2.24. Увеличение дальности при полете по потолкам

снизится до 3,15 кг/км а средний километровый расход составит 3,48 кг/км . Если же самолет продолжал бы полет без набора высоты, то через 6 *час* полета его километровый расход составил бы 3,38 кг/км , а средний километровый расход был бы равен 3,60 кг/км . В этом случае при полете «по потолкам» километровые расходы на 3% меньше, чем при горизонтальном полете. При полете «по потолкам» в течение 6 *час* с истинной скоростью 550 км/час дальность увеличивается примерно на 120 км в сравнении с горизонтальным полетом при тех же условиях. Полет «по потолкам» выгоден и при нормальной работе всех двигателей, но выполнять его рекомендуется на высотах ниже практического потолка на 500 — 600 м .

Естественно, что полет «по потолкам» может быть осуществлен в обстановке, позволяющей выполнять такой полет.

Увеличение расхода топлива при полете в строю

При полете в строю расход топлива увеличивается по сравнению с расходом топлива одиночным самолетом. Это происходит по различным причинам. Главные из них — необходимость выдерживать свое место в строю и повышенный расход топлива при маневрировании группы самолетов.

Самолеты при полете в строю не могут выдерживать одинаковую скорость. Время от времени ведомые вынуждены рычагами управления двигателями уменьшать или увеличивать подачу топлива, чтобы сохранить свое место в строю. Поэтому на ведомом самолете расход топлива всегда больше, чем. на ведущем.

Практика эксплуатации турбовинтовых двигателей показывает, что расход топлива при работе двигателей на уменьшенном режиме не может компенсировать расход топлива на повышенном режиме. Эту особенность полета строем всегда нужно учитывать, особенно при дальних перелетах.

Для предупреждения перерасхода топлива ведомыми ведущий должен точно выдерживать заданную скорость полета, а ведомые должны плавно, без резких перемещений рычагов управления двигателями, изменять скорость полета.

На расход топлива ведомыми самолетами существенное влияние оказывает плотность строя. Чем больше рассредоточены самолеты по фронту и в глубину, тем меньше колебания скорости полета ведущего самолета влияют на расход топлива ведомых самолетов.

Значительно отличаются расходы топлива на ведомых самолетах при сборе и разпуске группы самолетов в районе аэродрома, особенно в сложных метеорологических условиях, а также при маневре строем. При развороте колонны самолетов внешние ведомые самолеты вынуждены летать по большему радиусу и на большей скорости, чем ведущие.

При этом скорость внешних ведомых самолетов должна быть тем больше, чем больше радиус разворота. Для увеличения скорости необходимо повысить мощность двигателей, т. е. увеличить расход топлива. Время же разворота колонны самолетов довольно велико — 20 — 30 *мин*. Поэтому для равномерного расхода топлива у правых и левых ведомых рекомендуется при прокладке маршрута полета по возможности чередовать правые и левые развороты.

При полете турбовинтовых самолетов строем практическая дальность примерно на 5 — 7% меньше, чем у одиночного самолета. Кроме того, на дальность полета строя самолетов влияет высота практического потолка полета. Строй самолетов не может лететь на такой же предельной высоте, как одиночный самолет. Если полет осуществляется на высоте, близкой к практическому потолку одиночного

самолета, то дальность полета самолетов строем будет меньше дальности одиночного самолета.

На сокращение дальности полета некоторое влияние может оказать снижение наивыгоднейшей скороподъемности при полете строем, в результате чего увеличиваются время набора заданного эшелона полета и расход топлива. Однако при наборе высоты на маршруте снижение скороподъемности незначительно уменьшает дальность полета.

ПРАКТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

В период летных испытаний самолета подбираются наивыгоднейшие режимы полета и работы двигателя, обеспечивающие максимальную дальность и продолжительность полета. Расход топлива замеряют с помощью объемных счетчиков топлива с точностью до 1—2%, затем расходы топлива проверяются в длительных контрольных полетах на дальность и продолжительность. Такие полеты проводят по выбранному протарированному маршруту. Часовые и километровые расходы, определенные при испытаниях, приводятся к стандартным условиям. На основании этих испытаний составляются инструкции по расчету дальности и продолжительности полета.

Практический расчет дальности полета состоит из нескольких последовательных этапов. Прежде всего необходимо в соответствии с полученным заданием определить профиль полета — простой или переменный. Профиль считается простым, если самолет набирает заданную высоту, совершает на ней полет до заданного пункта, а затем снижается и производит посадку, и переменным, если высота полета в пути меняется один или несколько раз (рис. 2.26). Затем профиль полета следует разбить на участки, каждый из которых соответствует определенной высоте полета. На рисунке профиль полета имеет два участка: первый участок соответствует полету на высоте H_1 второй — на высоте H_2 . Далее устанавливается скорость полета для каждого горизонтального участка пути.

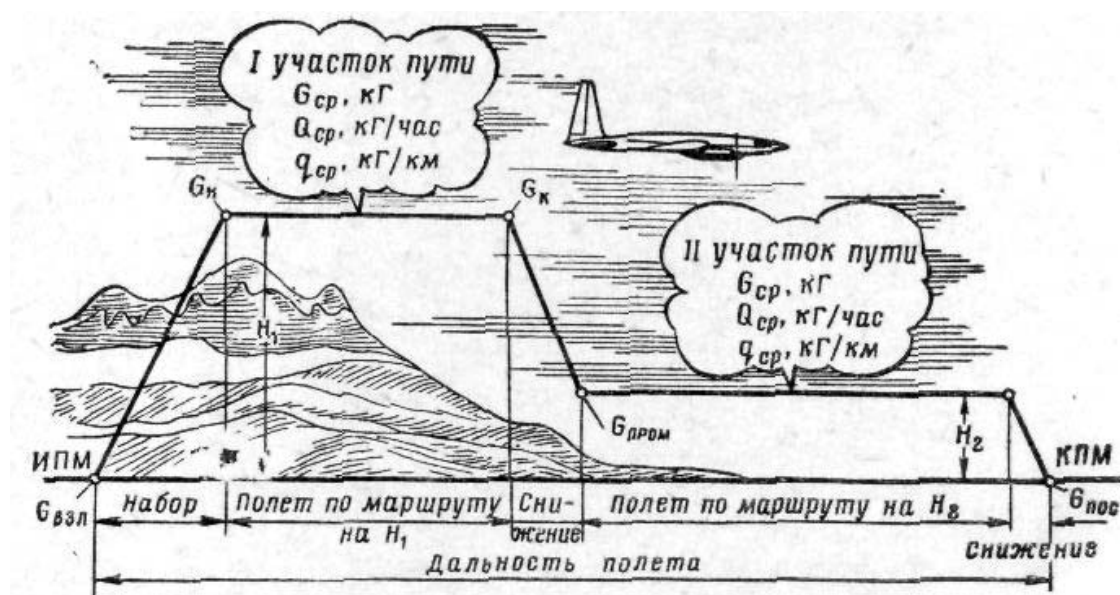


Рис. 2.26. К расчету дальности полета

Как правило, при полете на максимальную дальность скорость полета должна соответствовать крейсерской скорости.

По табличным данным, приведенным в инструкции, определяют расход топлива на земле, на взлет и посадку, набор и снижение. Километровый и часовой расходы топлива для первого и второго горизонтальных участков определяют по среднему полетному весу $G_{\text{ср}}$, равному половине суммы полетных весов самолета в начале $G_{\text{н}}$ и конце участка $G_{\text{к}}$:

$$G_{\text{ср}} = \frac{G_{\text{н}} + G_{\text{к}}}{2} \quad (2.20)$$

или

$$G_{\text{ср}} = G_{\text{н}} - \frac{Q_{\text{уч}}}{2}, \quad (2.21)$$

где $Q_{\text{уч}}$ — вес топлива, расходуемого на горизонтальном участке пути.

Зная длину горизонтального участка пути и километровый расход топлива, легко определить необходимый запас топлива.

Просуммировав расход топлива в полете и на земле и потребный запас топлива, получают количество топлива, необходимое для выполнения задания.

Время взлета, набора, снижения и посадки приводится в инструкции; время полета на горизонтальном участке пути рассчитывают по заданной истинной скорости полета. Продолжительность полета равна сумме времени горизонтального полета, взлета, набора, снижения и посадки.

При расчете дальности полета следует учитывать, что в некоторых случаях набор высоты и снижение могут производиться не по маршруту, как показано на рис. 2.26, а над «точкой», т. е. над аэродромом вылета или прилета. В этом случае дальность полета уменьшится на величину горизонтальной проекции наклонного участка полета.

При расчете дальности и продолжительности полета необходимо также иметь в виду, что в результате технологических отклонений, допущенных в производстве или при ремонте, а также при регулировке топливных агрегатов турбовинтовых двигателей, различные самолеты одного и того же типа могут расходовать разное количество топлива.

3. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ТУРБОВИНТОВОГО САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ТУРБОВИНТОВОГО САМОЛЕТА

Способность самолета самостоятельно возвращаться к исходному режиму полета, т. е. восстанавливать равновесие сил после устранения возмущения, нарушившего равновесие самолета, называется устойчивостью самолета. Равновесие сил, действующих на самолет в полете, может быть нарушено при полете в неспокойной атмосфере, в результате изменения положения центра тяжести самолета при выработке топлива, произвольного перемещения летчиком рулей управления самолетом, изменения режима работы двигателей и другими причинами.

Современные турбовинтовые самолеты обладают достаточной устойчивостью. При случайном изменении положения самолета в воздушном потоке, например, вследствие порыва ветра, такой самолет самостоятельно, без вмешательства летчика возвращается к исходному режиму полета после нескольких колебаний. Устойчивый самолёт подобен игрушке «неваляшке», обладающей способностью возвращаться в первоначальное вертикальное положение после нескольких затухающих колебаний.

Управляемостью самолета называется способность самолета изменять режим полета при отклонении рулей. Управляемость оценивается реакцией самолета на отклонение органов управления, величиной усилий, прилагаемых к ним, а также потребным отклонением (расходом) рулей.

Турбовинтовые двигатели оказывают существенное влияние на характер и величину сил, действующих на самолет в полете (рис. 2.27). При изменении тяги воздушного винта изменяется продольный момент самолета, возникает момент от силы реакции при повороте воздушной струи на входе в двигатель, появляется момент от поперечных сил на винте при кривой его обдувке, изменяется подъемная сила крыла при изменении интенсивности обдувки крыла самолета воздушными винтами, увеличиваются скорость обдува и скос потока на хвостовом оперении. Так как ось двигателя не проходит через центр тяжести самолета, то на самолет действует момент M_0 от силы тяги, который равен произведению силы тяги винта P_0 на расстояние y между осью двигателя и центром тяжести самолета, т. е.

$$M_0 = P_0 y. \quad (2.22)$$

На многодвигательном самолете будет действовать суммарный момент от суммы тяги винтов всех двигателей. Момент от силы тяги значителен по величине. На самолетах с высоким расположением крыла (рис. 2.27) от силы тяги винтов возникает пикирующий момент, а на самолетах с низким расположением крыла, — как правило, кабрирующий момент. Так, например, на турбовинтовых самолетах с высоким расположением крыла в режиме набора для уравнивания пикирующего момента от тяги винтов необходимо отклонить руль высоты вверх.

При уменьшении скорости полета и увеличении угла атаки крыла α увеличивается угол θ между осью двигателя и направлением набегающего воздушного потока (его скорость обозначена V_0). При этом происходит так называемая косая обдувка винта, вследствие чего в плоскости вращения винта

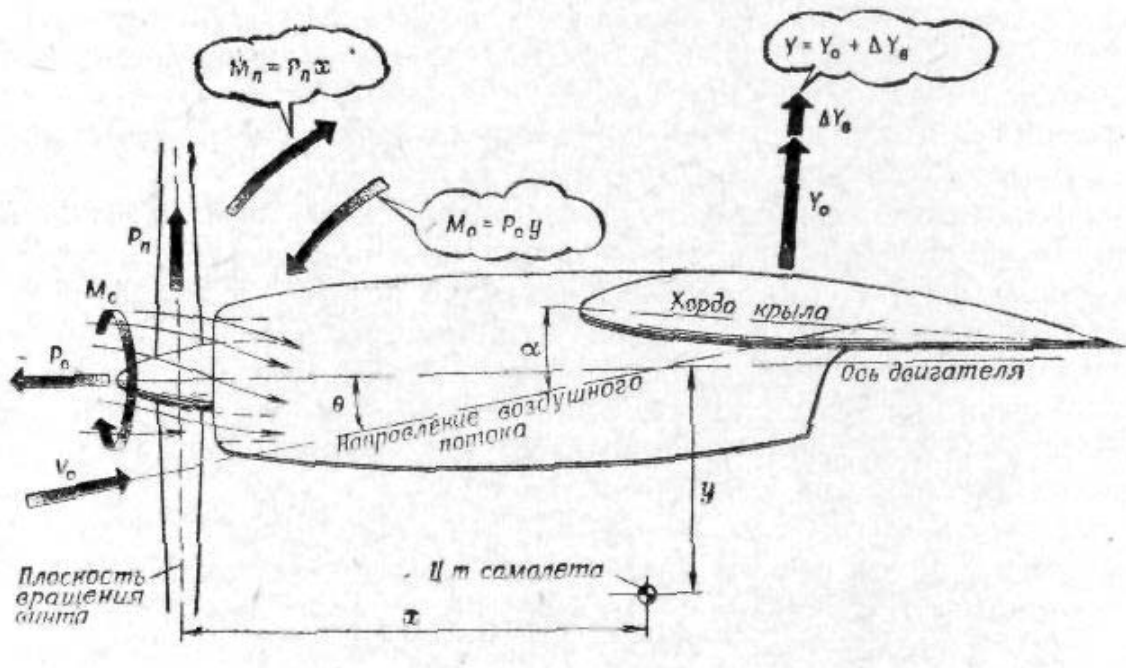


Рис. 2.27. Силы и моменты, действующие на самолет от работы турбовинтового двигателя в полете

возникает поперечная сила P_n . Поперечная сила возрастает с увеличением угла θ и создает кабрирующий момент M_n , равный произведению поперечной силы P_n на расстояние x от плоскости вращения винта до центра тяжести самолета, т. е.

$$M_n = P_n x. \quad (2.23)$$

Поперечная сила P_n пропорциональна диаметру и количеству винтов на самолете.

Момент M_c относительно оси двигателя от силы реакции, возникающий при закручивании воздушной струи на входе в турбовинтовой двигатель, прямо пропорционален весовому расходу воздуха через двигатель (или развиваемой двигателем мощности на заданном режиме работы), количеству двигателей, расстоянию от центра тяжести самолета до входа в двигатель и обратно пропорционален плотности воздуха и скорости полета. При увеличении режима работы двигателей и уменьшении высоты полета момент M_c увеличивается.

В результате действия воздушной струи, отбрасываемой винтом, скорость обтекания участка крыла за винтом больше скорости полета V_0 . Скорость отбрасывания воздуха, проходящего через ометаемую винтом плоскость, зависит главным образом от скорости полета, диаметра и тяги винта. Так как диаметр винта, установленного на самолете, постоянный, то скорость отбрасывания воздуха зависит от скорости полета и режима работы двигателя. Чем больше скорость полета и режим работы двигателя, тем больше скорость отбрасывания воздушной струи за винтом и тем больше разница между скоростью обтекания участка крыла за винтом и скоростью полета.

Известно, что подъемная сила крыла зависит от скорости его обтекания. Поэтому на турбовинтовых самолетах на участках крыла, обдуваемых воздушным винтом, возникает дополнительная подъемная сила ΔY . Полная подъемная сила Y обдуваемого винтом участка крыла равна сумме подъемной силы Y_0 , развиваемой крылом при скорости полета V_0 и дополнительной подъемной силы ΔY_v :

$$Y = Y_0 + \Delta Y_b. \quad (2.24)$$

Поэтому при остановке в полете турбовинтового двигателя довольно заметно уменьшается подъемная сила полукрыла, на котором остановился двигатель. При этом возникает кренящий момент в сторону остановленного двигателя, который летчик вынужден парировать отклонением рулей.

В горизонтальном полете при увеличении режима работы турбовинтовых двигателей увеличиваются интенсивность обдува крыла и его подъемная сила, в результате чего у самолета появляется тенденция к подъему носа и набору высоты. При уменьшении режима работы двигателей вследствие уменьшения обдува воздушными винтами крыла снижается его подъемная сила, самолет опускает нос и переходит на снижение. Поэтому после изменения режима работы турбовинтовых двигателей летчик перемещением рулей восстанавливает балансировку самолета на новом режиме полета самолета.

При наличии турбовинтовых двигателей на самолете возникает также существенный скос воздушного потока у хвостового оперения. С изменением скорости полета и режима работы двигателей величина и направление скоса потока изменяются. На некоторых турбовинтовых самолетах при работе двигателей на взлетном режиме скорость кривой обдувки хвостового оперения на 20 — 25% больше скорости полета.

Условно различают два вида устойчивости и управляемости самолета — продольную и боковую.

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Одним из основных условий обеспечения продольной устойчивости самолета является его продольная балансировка. Продольной балансировкой самолета называется уравнивание моментов, действующих на самолет относительно его поперечной оси. Продольная балансировка обеспечивается, когда все продольные моменты, действующие на самолет, уравновешены. Пикирующие и кабрирующие моменты относительно центра тяжести (ц. т.) самолета могут быть созданы тягой двигателей P , подъемной силой крыла Y , аэродинамической силой горизонтального оперения $Y_{г.о}$ и силой лобового сопротивления самолета Q . На рис. 2.28 показан самолет, у которого пикирующий момент $M_{пик}$, создается подъемной силой крыла, а кабрирующий $M_{каб}$ — аэродинамической силой горизонтального оперения, лобовым сопротивлением самолета и тягой двигателей. На транспортном самолете с высоким расположением крыла тяга двигателей создает пикирующий момент. Могут быть и другие варианты действия сил на самолет. Обязательным условием продольной балансировки является равенство сумм пикирующих и кабрирующих моментов:

$$Ya = Pc + Qd + Y_{г.о}b \quad (2.25)$$

или

$$\sum M_{пик} = \sum M_{каб}. \quad (2.26)$$

Продольная балансировка может быть также выражена условием

$$\sum M_{пик} - \sum M_{каб} = 0, \quad (2.27)$$

которое читается так: сумма продольных моментов на сбалансированном самолете равна нулю.

Продольной устойчивостью самолета называется его способность самостоятельно возвращаться к исходному режиму полета после устранения временных случайных возмущений, действующих в вертикальной плоскости симметрии самолета и нарушающих продольное равновесие самолета.

Современные турбовинтовые самолеты должны обладать достаточной продольной устойчивостью как по перегрузкам, действующим на самолет в полете, так и по скорости полета.

В горизонтальном установившемся полете равновесие сил, действующих на самолет, может быть нарушено помимо воли летчика случайными возмущениями, которые могут изменить скорость полета и углы атаки крыла. При этом углы атаки могут меняться сравнительно быстро, а скорость полета вследствие большой массы самолета меняется медленно.

При изменении угла атаки крыла изменяется его подъемная сила, а следовательно, и действующие на самолет вертикальные перегрузки. Устойчивый самолет стремится восстановить прежний угол атаки. При этом восстанавливается прежняя подъемная сила крыла и исчезает прирост подъемной силы, вызвавший перегрузку. При изменении угла атаки изменяется траектория полета самолета. Способность самолета самостоятельно восстанавливать балансировку сил, соответствующую заданному режиму полета, называется устойчивостью по перегрузкам.

Изменение скорости полета также нарушает равновесие действующих на самолет сил, так как изменяется подъемная сила крыла. При этом изменяется траектория полета. Способность самолета самостоятельно возвращаться к прежней скорости установившегося полета называется устойчивостью по скорости. Таким образом, продольная устойчивость самолета является его способностью самостоятельно восстанавливать исходные перегрузки и скорость полета.

Современные турбовинтовые самолеты обладают большим запасом устойчивости по вертикальным перегрузкам.

Положение центра тяжести самолета относительно средней аэродинамической хорды (САХ), т. е. центровка самолета в процентах САХ, оказывает существенное влияние на продольную устойчивость по вертикальным перегрузкам.

В процессе летных испытаний определяется предельно задняя нейтральная центровка самолета, которая соответствует границе устойчивости и неустойчивости самолета. Предельно задняя нейтральная центровка соответствует фокусу самолета. Как известно из курса аэродинамики, фокусом самолета является точка

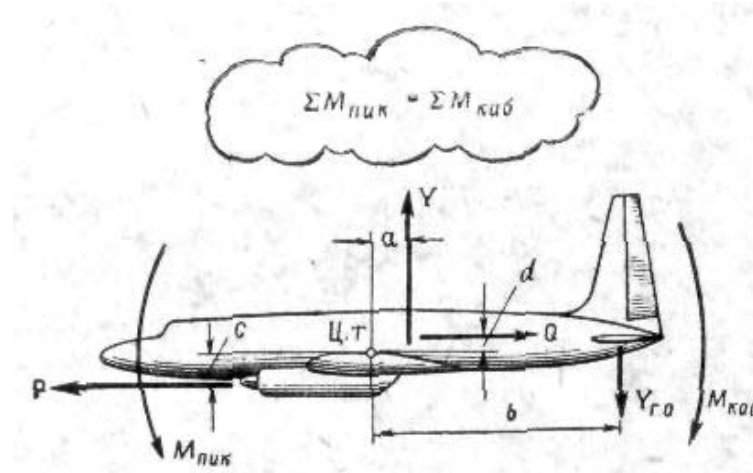


Рис. 2.28. Силы, создающие продольные моменты самолета

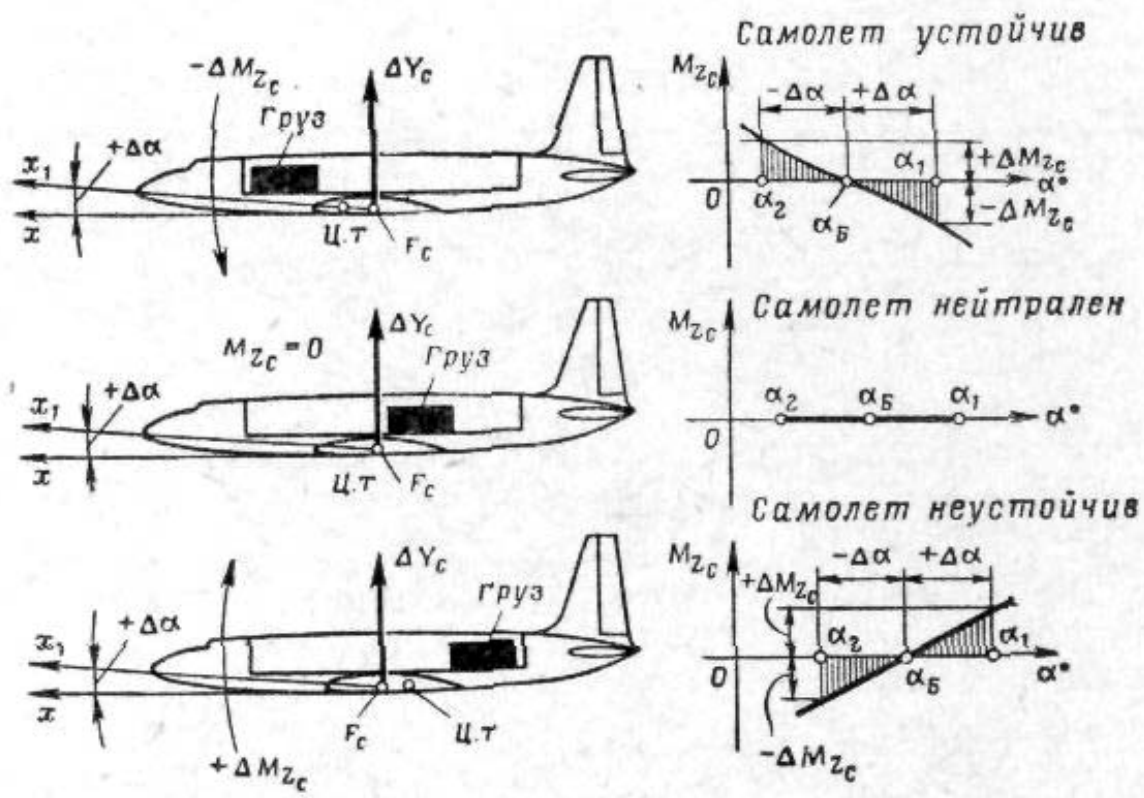


Рис. 2.29. Силы, создающие продольные моменты самолета

приложения равнодействующих приростов подъемных сил крыла и горизонтального оперения при изменении угла атаки крыла. На рис. 2.29 показано, как положение ц. т. самолета относительно фокуса самолета F_c влияет на продольную устойчивость самолета.

О продольной устойчивости самолета удобно судить по графикам зависимости продольных моментов самолета M_{zc} от углов атаки крыла α . На некотором угле атаки крыла продольный момент станет равным нулю. Этот угол называется балансировочным углом атаки α_B . Центр тяжести устойчивого самолета находится впереди фокуса самолета (рис. 2.29, сверху). Если в полете угол атаки такого самолета увеличится до угла атаки α_1 (на величину $+\Delta\alpha$), то положительный прирост подъемной силы самолета $+\Delta Y_c$ относительно центра тяжести самолета создаст дополнительный отрицательный момент $-\Delta M_{zc}$. Этот момент будет стремиться уменьшить угол тангажа и вернуть самолет на исходный балансировочный угол атаки.

Если угол атаки крыла в полете уменьшится до угла α_2 (на величину $-\Delta\alpha$), то появится прирост аэродинамической силы $-\Delta Y_c$, направленный вниз. Он создаст дополнительный положительный момент $+\Delta M_{zc}$ (который также будет стремиться вернуть самолет на исходный балансировочный угол атаки).

На рис. 2.29 (посередине) показан нейтральный самолет, у которого ц. т. совпадает с фокусом самолета. В данном случае нетрудно сделать вывод, что прирост подъемной силы ΔY_c , возникающий при изменении угла атаки крыла до угла α_1 или α_2 , не будет способствовать возникновению восстанавливающих моментов.

На рис. 2.29 (внизу) показан неустойчивый самолет, у которого ц. т. находится сзади фокуса самолета. При увеличении угла атаки до угла α_1 (на величину $+\Delta\alpha$) возникает дополнительный кабрирующий момент $+\Delta M_{zc}$,

нарушающий устойчивость самолета. При уменьшении угла атаки до угла α_2 (на величину $-\Delta\alpha$) возникает дополнительный пикирующий момент $-\Delta M_{z_c}$.

Для того чтобы гарантировать продольную устойчивость, на турбовинтовых самолетах принята задняя эксплуатационная центровка, которая на 10% меньше нейтральной. На рис. 2.30 показаны центровки одного из современных турбовинтовых самолетов. По результатам летных испытаний нейтральная центровка самолета $X_n = 44\%$ САХ. Предельная задняя эксплуатационная центровка установлена для этого самолета $X_{п.з} = 32\%$ САХ, т. е. на 12% САХ меньше нейтральной. Предельная передняя центровка ограничена $X_{п.п} = 16\%$ САХ из условия достаточной эффективности руля высоты для перевода самолета на посадочные углы при малых скоростях полета.

На графике рис. 2.31 показаны вертикальные перегрузки n_y , которые в зависимости от скорости и высоты полета четырехдвигательного турбовинтового самолета могут вывести его на углы атаки крыла, соответствующие допустимым коэффициентам подъемной силы крыла $c_{у_{доп}}$. На графике видно, что при полете у земли ($H = 0$) на малых скоростях {порядка $M = 0,3$) опасными вертикальными перегрузками, которые могут привести к сваливанию самолета, являются $n_y \approx 2$. При полете же на высотах, близких к практическому потолку, на крейсерской скорости полета (порядка $M = 0,5$) срыв на крыле может возникнуть при значительно меньших перегрузках ($n_y \approx 1,25$). Поэтому летчик всегда должен помнить, что при полете в сильную болтанку, когда вертикальные перегрузки могут быть значительными (вертикальные порывы ветра превышают 11 — 12 м/сек), необходимо следить за показаниями акселерометра. Если вертикальные перегрузки приблизятся к максимально допустимым, необходимо увеличить скорость полета или, если позволяет обстановка, уменьшить высоту полета.

На рис. 2.31 показана также максимально допустимая вертикальная перегрузка $n_{у_{доп}}$ по прочности, которая может быть допущена в летной эксплуатации самолета. Максимально допустимая перегрузка по прочности

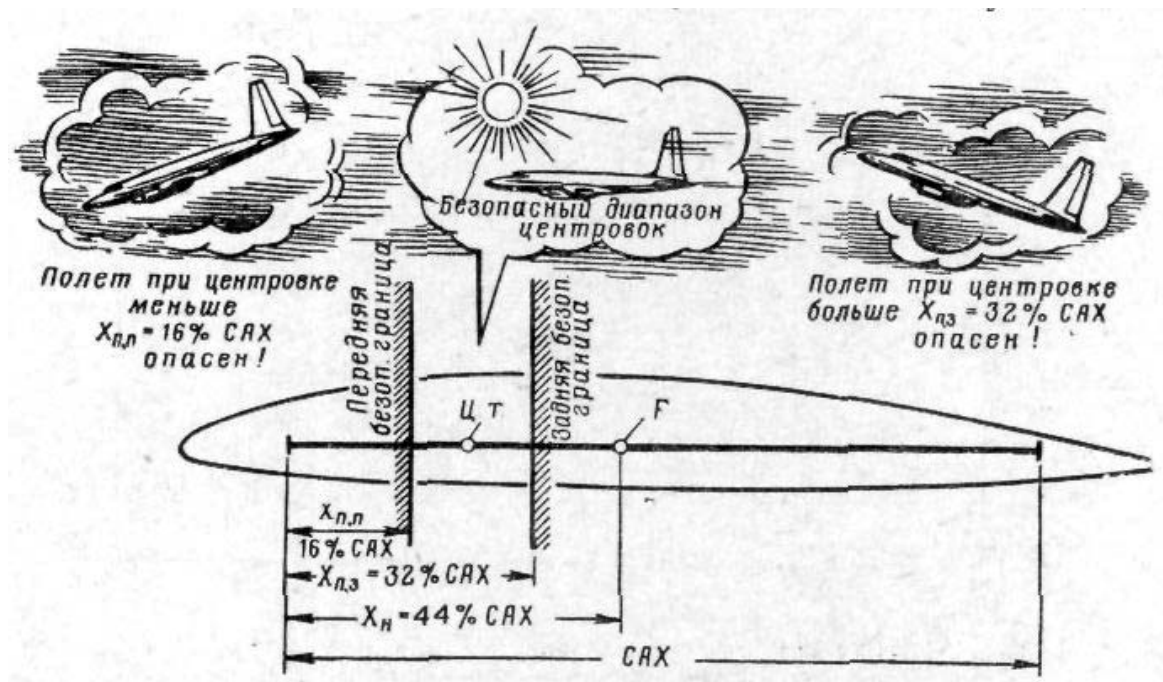


Рис. 2.30. Нейтральная и эксплуатационные центровки одного из турбовинтовых самолетов

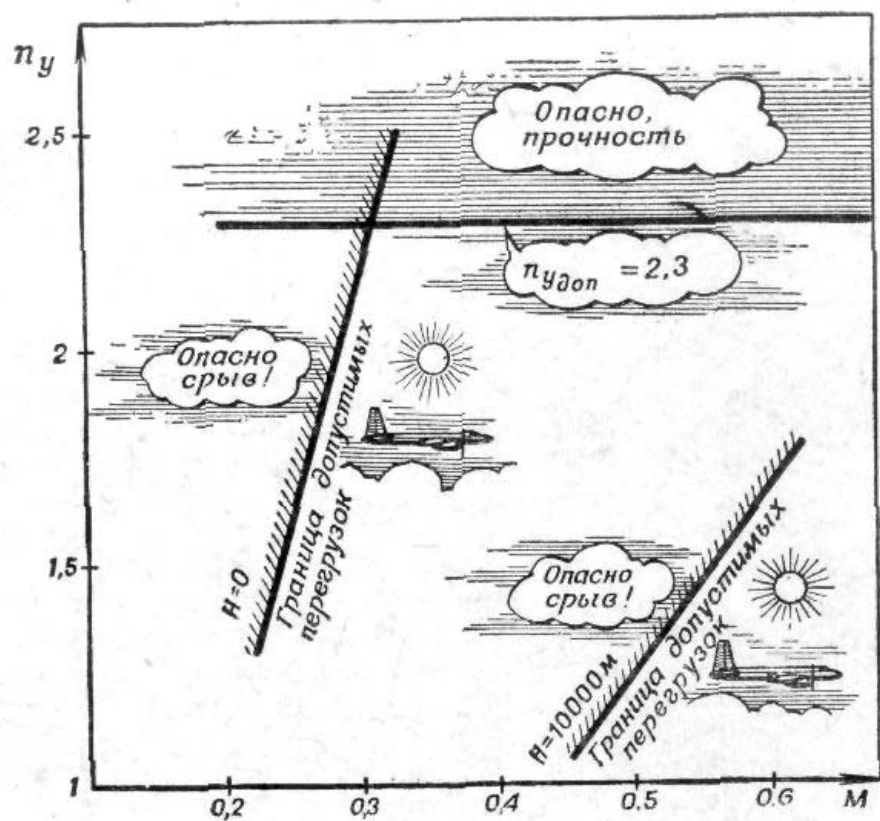


Рис. 2.31. Зависимость вертикальных перегрузок, выводящих самолет на допустимый коэффициент подъемной силы, от высоты и скорости полета.

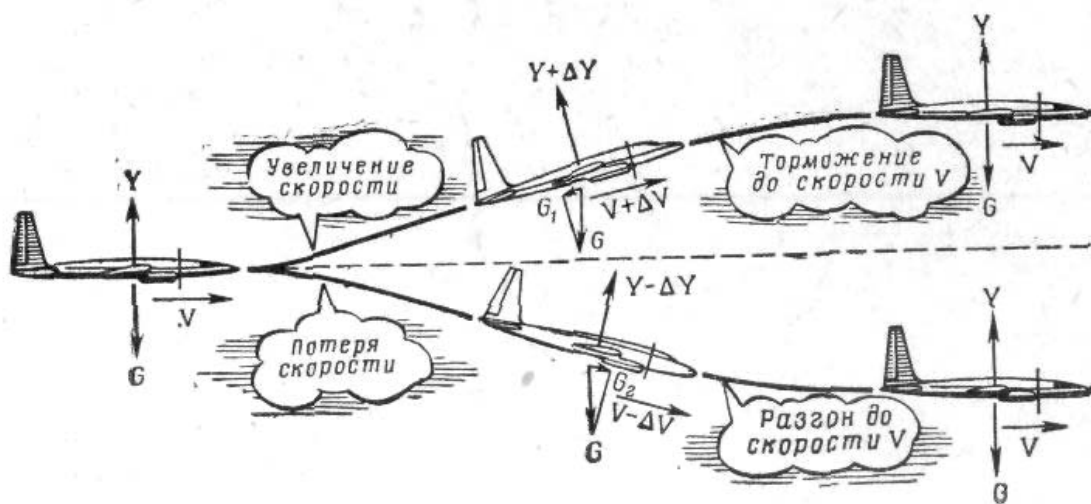


Рис. 2.32. Устойчивость самолета по скорости

задается при проектировании самолета. Для современных транспортных самолетов, от которых не требуется высокой маневренности, вертикальная перегрузка по прочности $n_{удоп}$ установлена порядка 2,3. Летчик должен помнить, что при превышении в полете максимально допустимой перегрузки по прочности самолет может разрушиться.

На рис. 2.32 показано, как проявляется устойчивость самолета в горизонтальном полете при увеличении и уменьшении по какой-либо причине воздушной скорости. Скорость может увеличиться в результате внезапного порыва встречного ветра, кратковременного увеличения мощности двигателей или по другим причинам. Увеличение скорости V на величину ΔV вызовет существенный прирост подъемной силы Y крыла на величину ΔY , вследствие чего траектория полета искривится вверх. Но при этом возникнет составляющая G_1 от силы веса, действующая против полета самолета. Поэтому скорость самолета будет постепенно уменьшаться до первоначальной скорости V , пока не исчезнут прирост подъемной силы ΔY и составляющая G_1 от силы веса самолета, тормозящая скорость полета, после чего самолет перейдет в горизонтальный полет. В случае внезапного уменьшения скорости V на величину ΔV снизится подъемная сила крыла Y на величину ΔY и самолет перейдет на снижение. При этом составляющая веса G_2 , направленная по полету, будет разгонять самолет. При восстановлении первоначальной скорости V восстановится подъемная сила крыла Y и самолет перейдет в горизонтальный полет. При этом исчезнет горизонтальная составляющая G_2 от силы веса самолета.

Однако турбовинтовые самолеты устойчивы по скорости только до наступления волнового кризиса (допустимая скорость полета для турбовинтовых самолетов равна 0,65 — 0,7 M). Если же самолет превысил скорость начала волнового кризиса, то дальнейшее увеличение ее будет сопровождаться затягиванием самолета в пикирование, так как центр давления крыла смещается назад. Равновесие сил будет нарушено, самолет начнет опускать нос, углы атаки уменьшатся, и подъемная сила крыла станет меньше веса самолета. Если летчик не вмешается в управление самолетом, скорость полета и угол пикирования будут увеличиваться.

Летчик всегда должен помнить, что превышение допустимой скорости полета по числу M грозит затягиванием самолета в пикирование, а потому недопустимо. Продольной балансировкой самолета называется уравнивание на заданном режиме установившегося полета действующих на самолет продольных моментов (относительно поперечной оси самолета). Продольные моменты изменяются с изменением тяги двигателей, скорости полета и подъемной силы крыла, с изменением обтекания хвостового оперения и сил лобового сопротивления самолета. Продольная балансировка самолета на различных режимах полета осуществляется соответствующим отклонением руля высоты, в результате которого изменяются подъемная сила горизонтального оперения и ее направление.

На рис. 2.33 показаны так называемые балансировочные кривые, характеризующие величину продольных балансировочных усилий на штурвале в горизонтальном полете, и потребный расход рулей четырехдвигательного турбовинтового самолета в зависимости от скорости полета на высоте 4000 м. На малых скоростях полета (270 — 300 км/час по прибору), чтобы удержать самолет в горизонтальном полете, летчик должен тянуть штурвал на себя с силой 25 — 15 кг, а на больших скоростях (450 — 500 км/час по прибору) — отжимать штурвал от себя с таким же усилием. Из сказанного следует, что при полете на малых и больших скоростях на штурвале возникают значительные усилия, но на современных турбовинтовых самолетах они

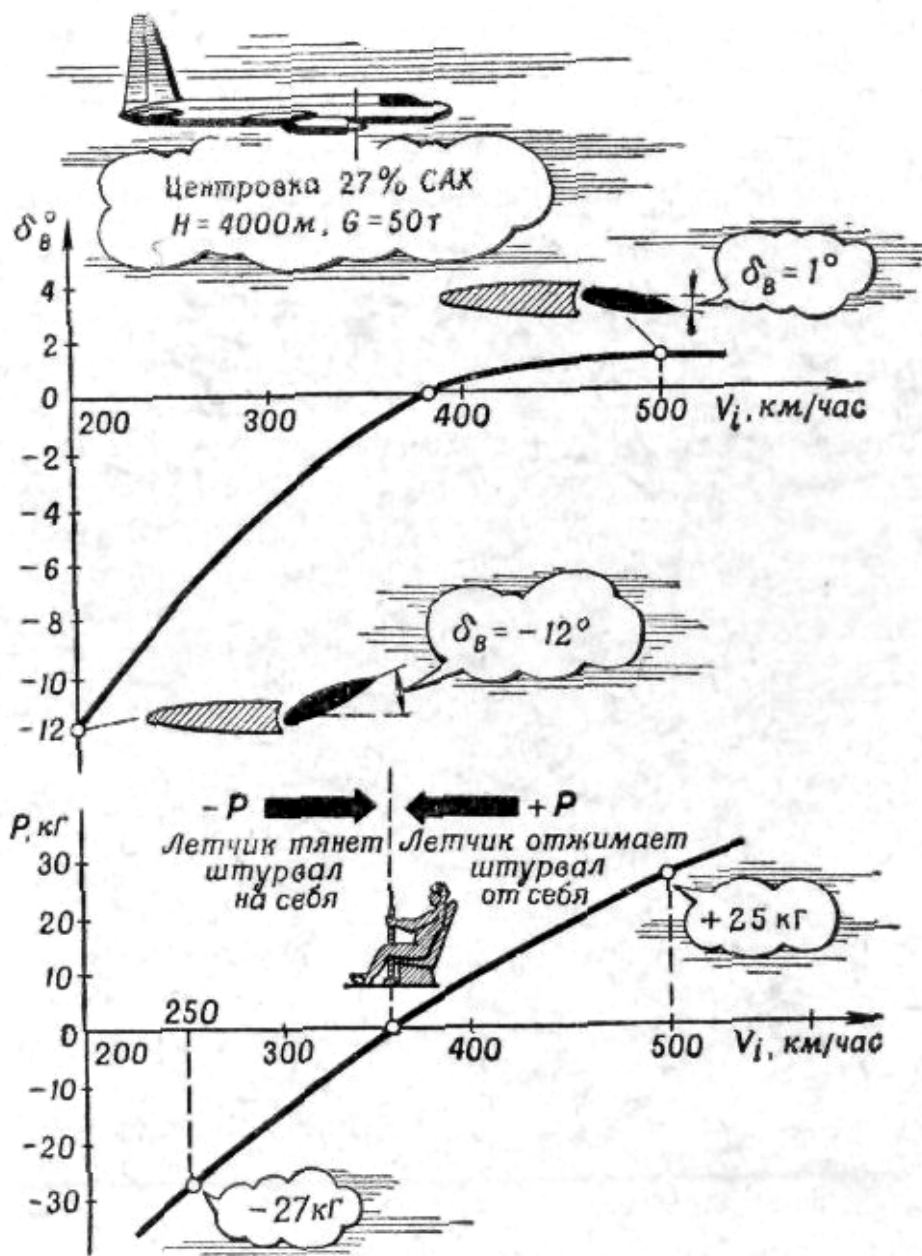


Рис. 2.33. Зависимость балансирующих углов руля высоты и балансирующих усилий летчика от скорости полета

полностью снимаются триммером руля высоты. На больших высотах с увеличением скорости полета по прибору; значительно возрастает продольные усилия на штурвале. Так, например, при скорости полета 500 км/час по прибору на высоте 8000 м продольное усилие на штурвале почти в два раза больше, чем на высоте 4000 м.

Балансировочные кривые позволяют оценивать легкость управления самолетом, а также устойчивость самолета по скорости. Как видно из рис. 2.33, при увеличении скорости полета летчик должен отжимать штурвал от себя, чтобы уменьшить угол атаки крыла.

Критерием продольной управляемости самолета являются также угол отклонения руля высоты и продольные усилия на штурвале, необходимые для изменения перегрузки на единицу. На современных турбовинтовых самолетах для увеличения вертикальной перегрузки на единицу летчик должен потянуть штурвал на себя с силой от 30 до 100 кг в зависимости от скорости, центровки и высоты полета.

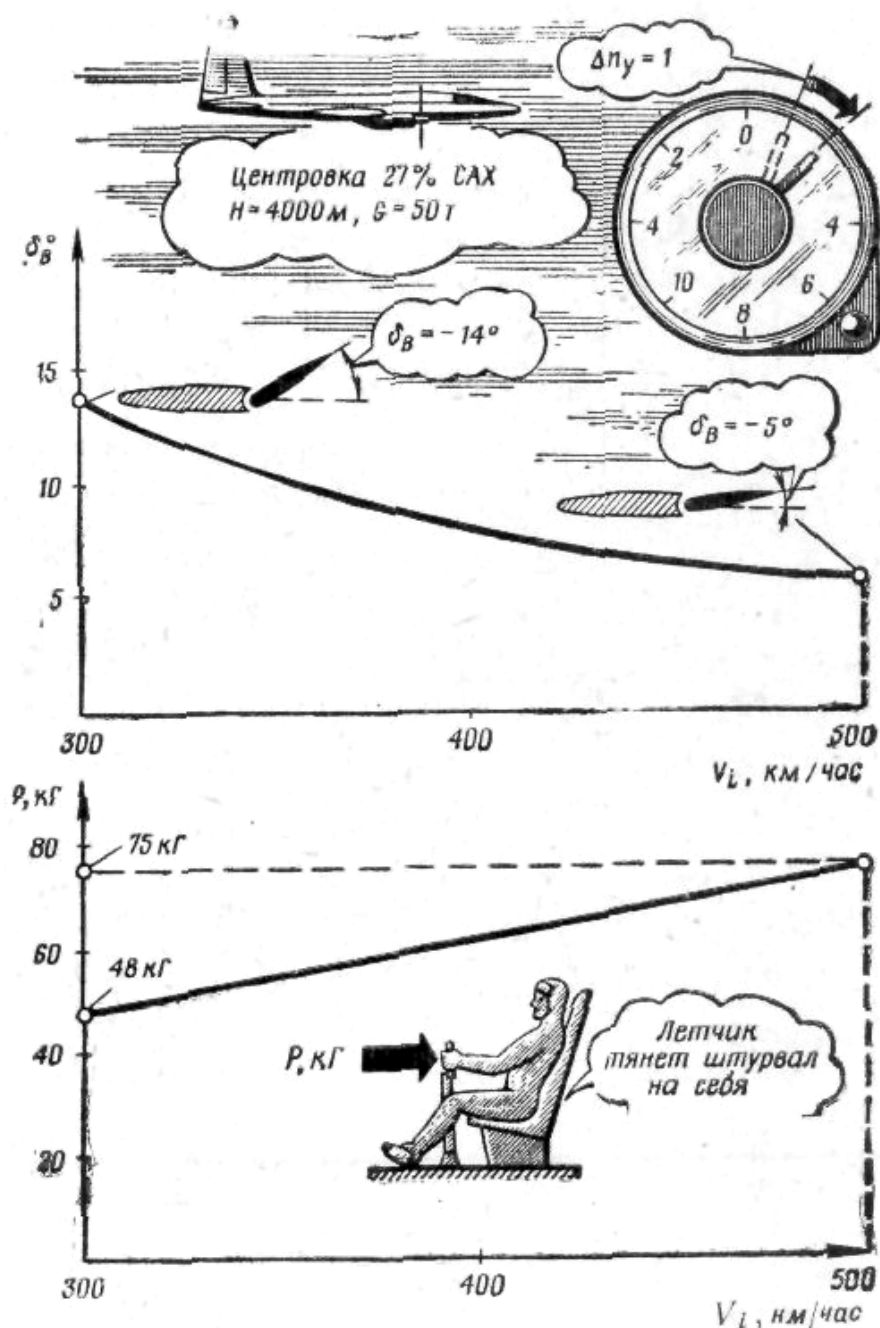


Рис. 2.34. Потребная величина тянущих усилий летчика и отклонение руля высоты для изменения положительной вертикальной перегрузки на единицу в зависимости от скорости полета

На рис. 2.34 указаны усилия на штурвале, потребные для изменения вертикальной перегрузки на единицу ($\Delta n_y = 1$), а также потребные углы отклонения руля высоты δ_B на разных скоростях полета при центровке 27% САХ на высоте полета 4000 м для одного из современных турбовинтовых самолетов. Так, например, при скорости полета 400 км/час по прибору для создания перегрузки $\Delta n_y = 1$ летчик должен потянуть штурвал на себя с усилием больше 60 кг, расход руля высоты при этом составит примерно 7° . При скорости 500 км/час по прибору летчик должен приложить к штурвалу тянущее усилие более 70 кг. При этом вертикальная перегрузка будет прижимать летчика к сиденью кресла с силой, в два раза превышающей вес летчика. Эти большие усилия свидетельствуют о достаточной продольной устойчивости самолета по перегрузке.

Для достижения одной и той же перегрузки при уменьшении центровки и

приближении ее к предельно передней тянущие усилия на штурвале должны быть значительно больше, а при увеличении — меньше, чем при нормальной центровке. Так, например, на одном из турбовинтовых самолетов на скорости 300 км/час по прибору при уменьшении центровки с 32 до 18% САХ тянущие усилия на штурвале возрастают с 35 до 72 кг, т. е. почти в два раза. Продольные усилия на штурвале при постоянной приборной скорости изменяются с высотой полета незначительно.

На балансировку самолета характерное влияние может оказать длительный полет с включенным автопилотом. Если после такого полета отключить автопилот, возможен резкий рывок штурвальной колонки, так как за время полета изменилась балансировка самолета. Это происходит потому, что в полете с включенным автопилотом изменение усилий на органах управления компенсируется рулевыми машинами автопилота, а после выключения автопилота усилия с руля высоты передаются непосредственно на штурвальную колонку. Для устранения этого явления в длительном полете рекомендуется периодически отключать автопилот и балансировать самолет, используя триммеры. Летчик также должен подготовиться к парированию рывка штурвальной колонки при выключении автопилота после резкого изменения центровки, например, после выброски груза с транспортного самолета.

Во время летных испытаний замеряются отклонения рулей и продольные усилия на штурвале в зависимости от скорости полета при различных центровках, режимах работы двигателей и высотах полета. Результаты замеров в виде балансировочных кривых и кривых, характеризующих продольную устойчивость и управляемость самолета, приводятся в инструкции экипажу.

Значительную роль в продольной балансировке самолета играет снос воздушного потока на горизонтальном оперении. В полете крыло, встречаясь с набегающим воздушным потоком, отбрасывает его вниз и скашивает под некоторым углом к продольной оси самолета (рис. 2.35). Скошенный крылом поток увлекает воздух над самолетом, вследствие чего горизонтальное хвостовое оперение обдувается сверху под углом атаки $\alpha_{г.о}$. Продольная балансировка самолета зависит главным образом от изменения скорости и схода потока на горизонтальном хвостовом оперении. В полете на горизонтальном оперении возникают аэродинамическая сила $Y_{г.о}$ и соответствующий ей кабрирующий момент:

$$M_{г.о} = Y_{г.о} \cdot b, \quad (2.28)$$

где b — расстояние от точки приложения силы $Y_{г.о}$ до ц. т. самолета.

В установившемся полете кабрирующий момент $M_{г.о}$ уравнивает пикирующий момент $M_{пик}$, создаваемый подъемной силой крыла:

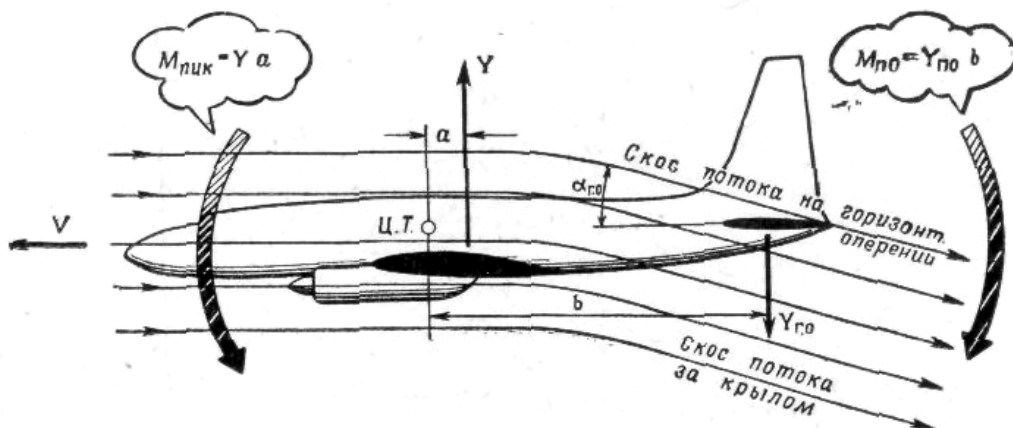


Рис. 2.35. Снос потока на горизонтальном оперении

$$M_{\text{пик}} = Ya, \quad (2.29)$$

где a — расстояние от точки приложения силы Y до ц. т. самолета.

На рис. 2.36 показана зависимость угла атаки горизонтального оперения от условий полета. Наименьшим текущий угол атаки $\alpha_{\text{тек}}$ горизонтального оперения бывает в полете с убранными закрылками крыла. При этом запас $\Delta\alpha_1$ по углу атаки до критического угла атаки $\alpha_{\text{кр}}$, при котором происходит срыв потока на горизонтальном оперении, достаточно велик. Так, например, на одном из современных турбовинтовых транспортных самолетов $\alpha_{\text{тек}_1}$ на крейсерских режимах полета близок к нулю, а критический угол атаки горизонтального оперения $\alpha_{\text{кр}} = 16^\circ$. Запас по углу атаки до угла срыва позволяет производить полет на любых допустимых режимах.

При отклонении закрылков центр давления крыла смещается назад и создает дополнительный пикирующий момент. Этот момент значителен, и уравновесить его можно только при больших отрицательных углах атаки горизонтального оперения. В полете угол атаки горизонтального оперения может достигать довольно больших значений. При выпуске закрылков текущий угол атаки $\alpha_{\text{тек}}$ значительно превышает $\alpha_{\text{тек}_1}$, а запас по углу атаки $\Delta\alpha_2$ до угла срыва $\alpha_{\text{кр}}$ меньше, чем $\Delta\alpha_1$. На этом же

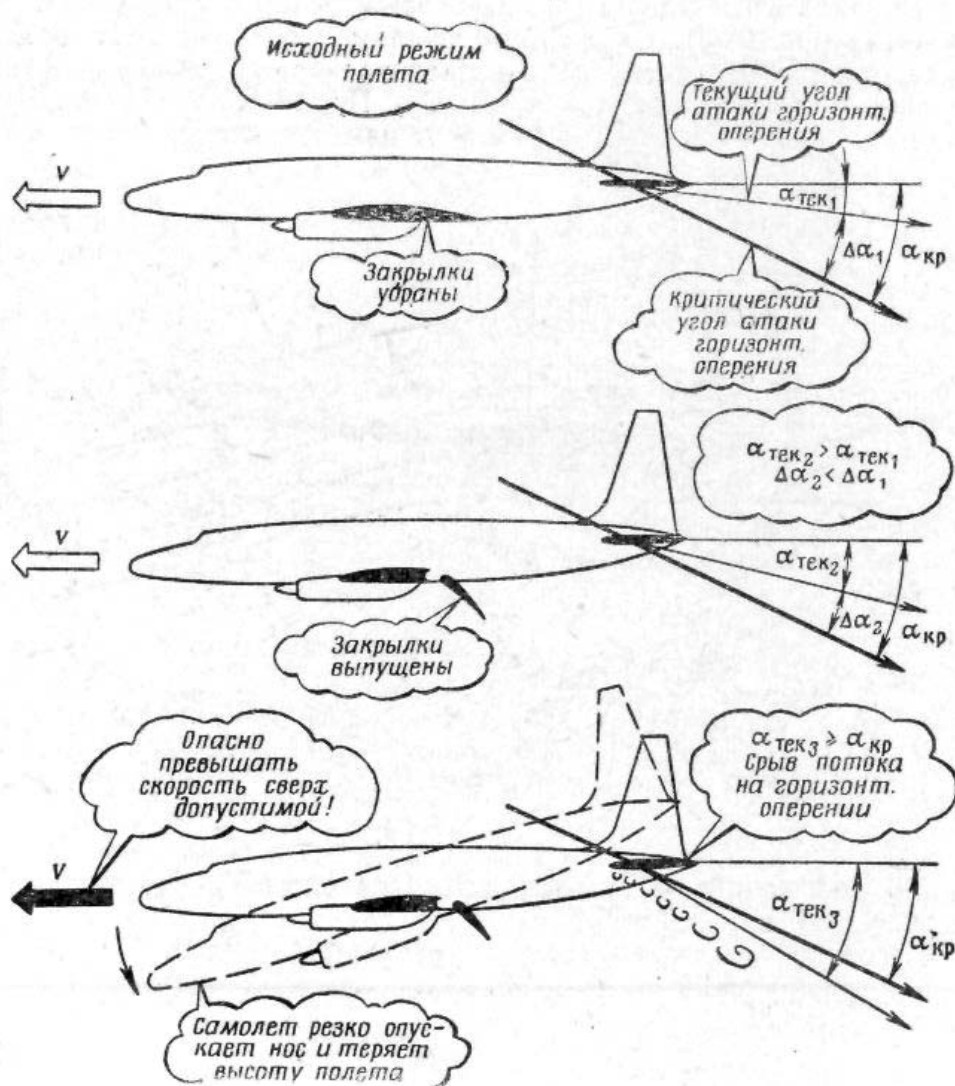


Рис. 2.36. Зависимость угла атаки горизонтального оперения от условий полета

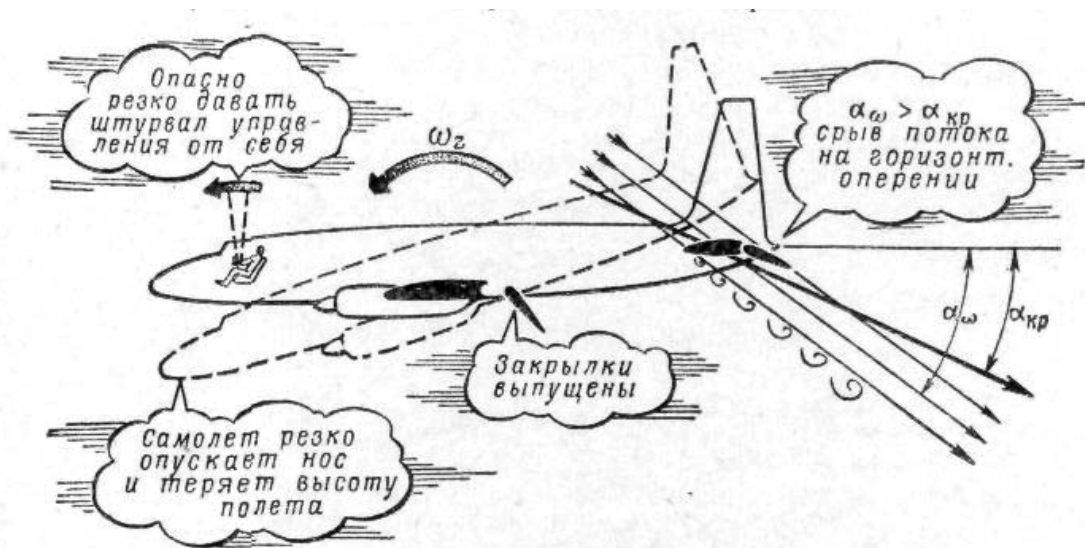


Рис. 2.37. Увеличение скоса потока на горизонтальном оперении при резкой даче штурвала управления от себя

турбовинтовом самолете при полетном весе 40 т , скорости полета 300 км/час и закрылках, выпущенных на 35° , угол атаки горизонтального оперения в результате увеличения скоса потока за крылом достигнет 11° , а запас по углу атаки $\Delta\alpha_2$ до угла срыва уменьшится до 5° .

Скос потока на горизонтальном оперении заметно увеличивается также с ростом скорости полета. Так, например, при полете с закрылками, выпущенными на 35° , с увеличением скорости полета с 250 до 350 км/час угол атаки горизонтального оперения увеличится с $-9,5$ до -13° , т. е. приблизится к $\alpha_{кр} = -16^\circ$.

Безопасный скос потока на горизонтальном оперении соответствует вполне определенной для самолета конкретного типа допустимой скорости полета. Наиболее опасной ошибкой летчика при пилотировании самолета с выпущенными закрылками на предпосадочном снижении является превышение скорости полета сверх допустимой. В результате этой ошибки угол атаки $\alpha_{тек}$ может увеличиться до критического или превысить его, может образоваться местный срыв потока на нижней поверхности и нарушиться продольная устойчивость самолета. При дальнейшем развитии срыва самолет может потерять продольную управляемость. При развитии срыва самолет интенсивно уменьшает угол тангажа («клюет»), переходит в пикирование и быстро теряет высоту полета, что особенно опасно, так как вывод самолета в нормальный полет сопряжен с большой потерей высоты {для некоторых турбовинтовых самолетов 100 м и более}. Таким образом, не во всех случаях так называемый «запас скорости» приносит пользу и повышает безопасность полета.

При полете с выпущенными закрылками срыв на горизонтальном оперении может также произойти вследствие энергичного перемещения штурвала управления самолетом от себя (рис. 2.37). Чем резче и больше летчик отклоняет штурвал от себя, тем выше угловая скорость ω_z , вращения самолета вокруг своей поперечной оси. При резком отклонении штурвала от себя угол атаки стабилизатора может дополнительно увеличиться на $2 - 4^\circ$ и значительно превысить критический угол $\alpha_{кр}$, что явится причиной более глубокого срыва на горизонтальном оперении, чем при увеличении скорости полета сверх допустимой. Самолет резко «клюет» носом и устремится к земле. Чем энергичнее штурвал был отдан от себя, тем больше потеря высоты даже при мгновенной реакции летчика.

Например, при создании перегрузки $n_y = 0,5 \div 0,7$ резким отклонением

штурвала от себя и быстром выводе из снижения самолет теряет до 100 м высоты.

Летчик всегда должен помнить, что при полете вблизи земли с выпущенными закрылками управлять самолетом необходимо плавными Движениями рулей, не превышая допустимых безопасных скоростей полета.

Особенности полета в болтанку

Поведение самолета при полете в болтанку в значительной степени зависит от его устойчивости на больших углах атаки.

Каждый самолет рассчитывается на определенную силу вертикального порыва ветра, которую самолет может выдержать без вмешательства летчика. Чем больше допустимый вертикальный порыв, тем более безопасен полет в условиях болтанки.

Всякому режиму полета, характеризуемому коэффициентом подъемной силы c_y и числом M , соответствуют вертикальные порывы ветра вполне определенной силы, которые могут вывести самолет на $c_{y_{\text{МАКС}}}$ и $c_{y_{\text{ДОП}}}$. Сила вертикального порыва ветра $W_{\text{св}}$ (соответствующая $c_{y_{\text{МАКС}}}$), которая может привести к сваливанию самолета, для различных полетных весов и высот разная (рис. 2.38). Так, например, транспортный турбовинтовой самолет с полетным весом 44 т на режиме предпосадочной скорости ($M = 0,25$) вблизи земли весьма устойчив при полете в болтанку. Для вывода такого самолета на режим сваливания необходим очень сильный вертикальный порыв ветра — примерно 20 м/сек. При полете на высоте 10000 м на крейсерском режиме ($M = 0,525$) этот же самолет может быть выведен на режим сваливания вертикальным порывом ветра силой 12 м/сек. При этом чем больше полетный вес самолета или высота полета, тем меньшая сила вертикального порыва необходима для сваливания самолета.

Это объясняется тем, что угол атаки крыла у более тяжелого самолета, летящего на большей высоте, ближе к критическому углу атаки, чем у более легкого

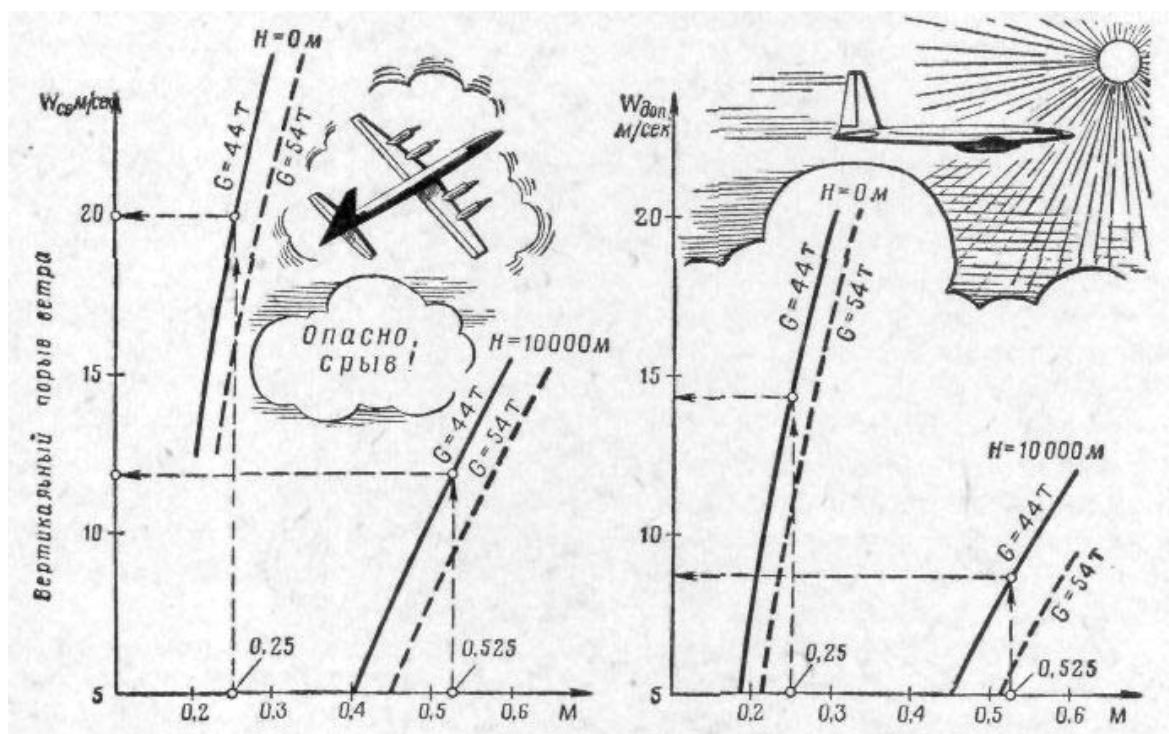


Рис. 2.38. Зависимость вертикальных порывов сваливания и допустимых от скорости, полетного веса и высоты полета

самолета, летящего на меньшей высоте.

Допустимая сила вертикального порыва $W_{\text{доп}}$, соответствующая $c_{y_{\text{доп}}}$, значительно меньше $W_{\text{св}}$, соответствующей $c_{y_{\text{макс}}}$, и для такого же самолета и тех же высот соответственно равны 14 и 9 м/сек.

При убранных закрылках и шасси в горизонтальном полете на предпосадочной и крейсерской скоростях полета сила допустимого порыва ветра $W_{\text{доп}}$ примерно на 25% меньше силы вертикального порыва ветра $W_{\text{св}}$, выводящего самолет на режим сваливания. Чем больше число M полета при постоянной высоте, тем большей силы порыв $W_{\text{св}}$ необходим для сваливания самолета и тем больше допустимый порыв ветра $W_{\text{доп}}$. Так, например, минимально допустимая скорость полета одного из транспортных турбовинтовых самолетов в болтанку с вертикальными порывами ветра силой 10 м/сек на 40 км/час больше, чем в штиль.

Летчик турбовинтового самолета должен знать, что весьма опасно попадать в мощную кучевую облачность на высотах, близких к практическому потолку, так как на этих высотах вертикальный порыв даже силой 5 — 7 м/сек может вывести самолет на режим сваливания. В условиях болтанки пилотирование должно быть плавным. Летчик должен реагировать только на значительные по величине броски самолета, так как из малых бросков самолет выходит самостоятельно, а вмешательство летчика с запаздыванием может привести к раскачиванию самолета.

Пилотирование одного из турбовинтовых самолетов в условиях умеренной болтанки при полете на низких и средних высотах рекомендуется выполнять на скорости 400 км/час по прибору, а в условиях сильной болтанки — 440 км/час по прибору, т. е. больше минимально допустимой скорости полета 280 км/час в спокойной атмосфере. Если полет осуществляется на больших высотах (до практического потолка), то при необходимости можно увеличить скорость полета до максимальной.

Несвоевременное вмешательство летчика в управление самолетом при сильных вертикальных порывах может явиться причиной срыва на крыле и сваливания самолета. В этом случае летчик должен немедленно и энергично дать штурвал от себя за нейтральное положение для восстановления первоначальной скорости полета, а затем рулем направления и элеронами ликвидировать крен и скольжение самолета на крыло. После разгона до минимально допустимой скорости полета в болтанку, установленной для самолета данного типа, необходимо плавно взять штурвал на себя и вывести самолет в горизонтальный полет. Резкое взятие штурвала на себя при недостаточной скорости может явиться причиной повторного срыва и сваливания самолета.

При сваливании самолета опасно пытаться парировать крен элеронами и рулем направления до отдачи штурвала от себя, так как это вызовет срыв по всему крылу, резкое и глубокое сваливание самолета.

Сваливание самолета может произойти не только при уменьшении скорости полета до скорости срыва, но и при возникновении на всех скоростях полета положительных перегрузок в результате резкого взятия штурвала на себя. При этом характер сваливания самолета зависит от числа M .

На малых числах M сваливание происходит плавно, на больших — сопровождается резким падением на крыло с опусканием носа фюзеляжа и сильной тряской самолета. С уменьшением высоты полета характер срыва становится более резким.

Турбулентность атмосферы встречается на всех высотах как в облаках, так и при безоблачной погоде. Пилотировать самолет в условиях слабой и умеренной

болтанки не сложно. Опасна для пилотирования зона сильной болтанки, где перепад вертикальных перегрузок Δn_y превышает 0,5 и достигает единицы. При попадании в такую зону необходимо прекратить набор высоты, если он производился, и стремиться выйти из этой зоны.

При полете на высотах, близких к практическому потолку, в случае попадания в зону сильной болтанки рекомендуется уменьшить высоту полета на 1000—2000 м так как при одинаковых условиях полета на меньших высотах увеличивается запас по углу атаки крыла до критического (срывного), потому что уменьшается текущий угол атаки.

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

В полете поперечная балансировка самолета относительно его продольной оси может быть нарушена в результате неравномерной выработки топлива из крыльевых баков, изменения обдувки крыла воздушным винтом при увеличении или уменьшении режима работы одной из силовых установок на многодвигательном самолете, нарушения симметричного обтекания самолета в случае попадания в спутный вихрь впереди летящего самолета, при полете в болтанку и по другим причинам. Поперечная балансировка восстанавливается отклонением элеронов. При этом отклонение элерона вниз увеличивает, а отклонение вверх уменьшает подъемную силу крыла.

При поперечной балансировке самолета моменты, действующие относительно его продольной оси, уравниваются.

Путевая балансировка многодвигательного самолета может быть нарушена при изменении режима работы или отказе одного из двигателей. Самолет при этом стремится развернуться в сторону отказавшего двигателя. Восстанавливается путевая балансировка отклонением руля поворота; при этом уравниваются моменты, действующие относительно его вертикальной оси.

Поперечная и путевая балансировка связаны между собой: при нарушении одной из них нарушается другая. Известно, что самолет при развороте относительно вертикальной оси стремится наклониться в сторону разворота. Это объясняется тем, что подъемная сила половины крыла, обтекаемого с большей скоростью, увеличивается, а другой половины крыла уменьшается. Поэтому в летной практике целесообразно рассматривать поперечную и путевую балансировку не в отрыве друг от друга, а как общую балансировку относительно продольной и вертикальной осей самолета.

Уравнивание моментов, стремящихся развернуть и наклонить самолет, называется боковой балансировкой. Боковая балансировка достигается одновременным и согласованным отклонением элеронов и руля направления.

В ходе летных испытаний самолета измеряются усилия на педалях и штурвале в зависимости от скорости полета, правого или левого угла скольжения и угла крена.

Балансировочные кривые, построенные по результатам этих испытаний, помогают летчику оценить усилия, необходимые для поддержания самолета в равновесном состоянии при различных режимах полета. Так, например, на одном из турбовинтовых самолетов при скорости полета 350 км/час по прибору и углам скольжения и отклонения руля направления по 10° усилия на педалях составят примерно 50 кг. С увеличением угла отклонения руля направления до 14° потребуется увеличить усилия на педалях до 70 кг. Если полет осуществляется на

этой же скорости с креном 15° , то при отклонении руля направления на $12 — 14^\circ$ потребуются усилия на педалях до $50 — 60 \text{ кг}$.

В случае нарушения путевой балансировки самолет, двигаясь по инерции по прежней траектории, подставляет один борт встречному воздушному потоку. Боковое перемещение самолета, называемое скольжением, вызывает несимметричную, косую обдувку самолета. Способность самолета самостоятельно, без вмешательства летчика восстанавливать путевую балансировку, разворачиваться в сторону скольжения носом против воздушного потока называется путевой устойчивостью самолета.

На современных самолетах путевая устойчивость обеспечивается главным образом килем, который, подобно флюгеру, устанавливает самолет по потоку. На некоторых транспортных самолетах с высоким расположением крыла и фюзеляжем большого диаметра, который на больших углах атаки затеняет обычный киль и снижает его эффективность, пришлось установить киль большой площади и высоты. Нарушение равновесия моментов, действующих относительно продольной оси самолета, вызывает крен самолета и его скольжение на опустившееся крыло.

Поперечная устойчивость самолета с прямым крылом обеспечивается главным образом благодаря положительному поперечному V крыла. При скольжении самолета вследствие косой обдувки возникает давление воздушного потока на борт фюзеляжа и киль со стороны опущенного полукрыла, подъемная сила опущенного полукрыла возрастает, а поднятого уменьшается. Поэтому возникает восстанавливающий момент относительно продольной оси самолета, который выводит его из крена.

Особенно ощутимо действие восстанавливающего момента при скольжении на самолете со стреловидным крылом. Это происходит вследствие значительного повышения подъемной силы полукрыла, на которое самолет скользит, и заметного падения подъемной силы другого полукрыла.

На рис. 2.39 показана зависимость коэффициента подъемной силы c_y стреловидного крыла с углом стреловидности χ по передней кромке от угла атаки крыла α . При скольжении на правое полукрыло с углом β его передняя кромка встречается с набегающим потоком под углом $\chi — \beta$, т. е. под углом, меньшим угла стреловидности. Левое полукрыло встречается с воздушным потоком под углом $\chi + \beta$, т. е. под углом, большим угла стреловидности.

На рис. 2.39 видно, что коэффициент подъемной силы полукрыла, на которое скользит самолет, больше подъемной силы другого полукрыла на величину Δc_y . Следовательно, больше и его подъемная сила. При увеличении угла атаки в процессе скольжения самолета увеличивается разница коэффициентов подъемной силы, а следовательно, и самих подъемных сил левого и правого полукрыльев.

Величина Δc_{y_1} , соответствующая углу атаки α_1 меньше величины Δc_{y_2} , соответствующей большему углу атаки α_2 . Поэтому с увеличением угла атаки поперечная устойчивость стреловидного крыла повышается. Стреловидное крыло обладает настолько большой поперечной устойчивостью, что это может затруднить летчику пилотирование самолета. Поэтому обычно ее уменьшают за счет отрицательного поперечного V крыла. На одном из современных турбовинтовых самолетов со стреловидным крылом отрицательное поперечное V крыла составляет -1° .

При полетах на другом четырехдвигательном турбовинтовом самолете с прямым крылом, поперечное V которого составляет $+1^\circ$, и мощным высоким килем летчики стали жаловаться на труд-

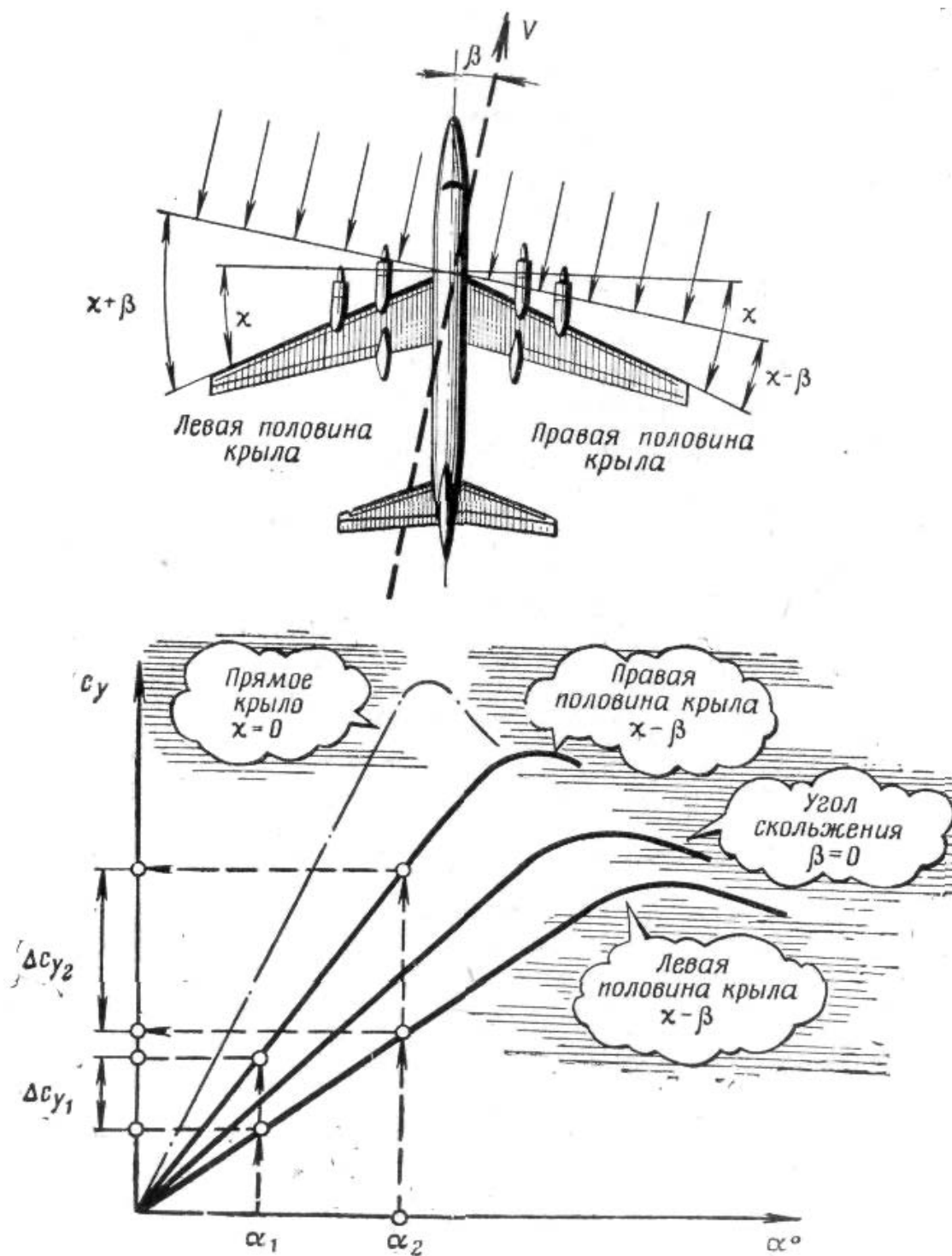


Рис. 2.39. Зависимость коэффициента подъемной силы стреловидного крыла от угла атаки

ность управления. При возникновении случайных скольжений от бокового порыва ветра самолет резко накренился, а при скольжении на разворотах требовалось большое отклонение элеронов для балансировки поперечных стабилизирующих моментов. Летать на таком самолете было не только трудно, но и опасно. Эти явления происходили вследствие излишней поперечной устойчивости самолета. Чтобы устранить указанные недостатки, пришлось снизить поперечную устойчивость самолета, для чего на самолетах концевые части крыла были заменены новыми, отклоненными вниз по отношению к средней части крыла на -3° . Это

сразу же облегчило управление самолетом.

Соотношение между путевой и поперечной устойчивостью подбирается таким образом, чтобы максимально облегчить летчику управление самолетом и в то же время сохранить установленные запасы устойчивости. При удачно подобранном соотношении самолет легко и послушно следует за перемещениями органов управления. Такой самолет приятно пилотировать, и летчик меньше утомляется, даже в длительном полете.

Соотношение между путевой и поперечной устойчивостью определяется соотношением максимальных угловых скоростей крена и рысканья при колебаниях самолета относительно его продольной и вертикальной осей. Максимальных угловых скоростей (колебаний) самолет может достигнуть при полете в болтанку. Для одного из современных четырехдвигательных турбовинтовых самолетов, пилотирование которого даже при полете в болтанку отличается удобством, это соотношение равно 1,2 (угловая скорость крена в 1,2 раза больше угловой скорости рысканья).

Кроме того, при таком соотношении угловых скоростей крена и рысканья в случае отказа двигателя и автоматического флюгирования его винта крен самолета увеличивается медленно и летчик имеет время для восстановления нарушенного режима полета.

Наибольшее стремление к развороту и крену имеет четырехдвигательный самолет при отказе двух двигателей с одной стороны. Максимальные усилия на педалях для удержания такого самолета от крена достигают 60 — 90 кг, а на штурвале управления элеронами — до 30 — 35 кг. В этом случае турбовинтовой самолет обладает достаточной устойчивостью и управляемостью в полете с отказавшими двумя двигателями на одной половине крыла и зафлюгированными винтами. Эти усилия в полете полностью снимаются триммерами. При этом в полете возможны даже развороты с креном в обе стороны до 15°.

Однако увеличивать мощность двух работающих с одной стороны двигателей до взлетного режима опасно, так как это вызывает резкое увеличение кренящих и разворачивающих моментов, предельный расход рулей для удержания самолета в нормальном полете и значительный рост усилий на органах управления.