

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ=**

**ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)**

В.П. Бехтир

**ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА
НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ И В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ
САМОЛЕТОВ Ту-204, Ту-154, Ан-124,
А 330, А 310, Ил-96, Ил-86**

Учебное пособие

2-е издание, исправленное

Ульяновск 2011

Бехтир, В. П. Особенности выполнения полета на больших высотах и в неспокойном воздухе самолетов Ту-204, Ту-154, Ан-124, А 330, А 310, Ил-96, Ил-86 : учеб. пособие / В. П. Бехтир. – 2-е изд., испр. – Ульяновск : УВАУ ГА(И), 2011. – 36 с.

Рассмотрены аэродинамические характеристики самолета и ограничения при полете в неспокойном воздухе, описан принцип работы системы автомата углов атаки с сигнализацией перегрузки, изложены особенности пилотирования самолета на больших высотах и в неспокойном воздухе, приведены действия пилота при попадании самолета в болтанку. Представлены контрольные вопросы и контрольный тест для проверки уровня освоения материала пособия.

Предназначено для курсантов и студентов заочной формы обучения специализаций 160503.65.01 – Летная эксплуатация гражданских воздушных судов, 160503.65.05 – Летная эксплуатация силовых установок и функциональных систем воздушных судов, 162001.65.01 – Организация летной работы, а также студентов заочной формы обучения профилей подготовки 161000.62.01 – Летная эксплуатация гражданских воздушных судов, 161000.62.03 – Летная эксплуатация силовых установок и функциональных систем воздушных судов, слушателей Авиационного учебного центра.

Печатается по решению Редсовета училища.

© Ульяновское высшее авиационное училище
гражданской авиации (институт), 1990

© Ульяновское высшее авиационное училище
гражданской авиации (институт), 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе.....	4
2. Изменение сил и моментов при увеличении углов атаки.....	7
3. Поведение самолета при больших углах атаки.....	11
4. Ограничение предельной высоты и минимальных скоростей полета.....	17
5. Работа системы автомата углов атаки с сигнализацией перегрузки....	22
6. Рекомендации руководства по летной эксплуатации по пилотированию в неспокойном воздухе.....	24
Контрольные вопросы.....	27
Контрольный тест	29
Библиографический список	35

1. ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ПОЛЕТЕ В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ

При полете в неспокойной атмосфере на самолет действуют потоки воздуха (*порывы ветра*) различного направления. В общем случае порыв ветра может изменить угол атаки, угол скольжения и скорость набегающего потока.

При изменении угла атаки, угла скольжения и скорости обтекания частей самолета изменяется величина, а возможно, и направление аэродинамических сил и моментов, которые, в свою очередь, вызывают нарушение равновесия самолета и изменение величины перегрузки.

Направление порыва ветра в общем случае не совпадает с направлением движения самолета, поэтому вектор скорости можно разложить на три составляющие (рис. 1):

- U_y – вертикальная скорость порыва (восходящий или нисходящий поток);
- U_x – горизонтальная скорость порыва (встречный или попутный поток);
- U_z – боковая скорость порыва (боковой поток).

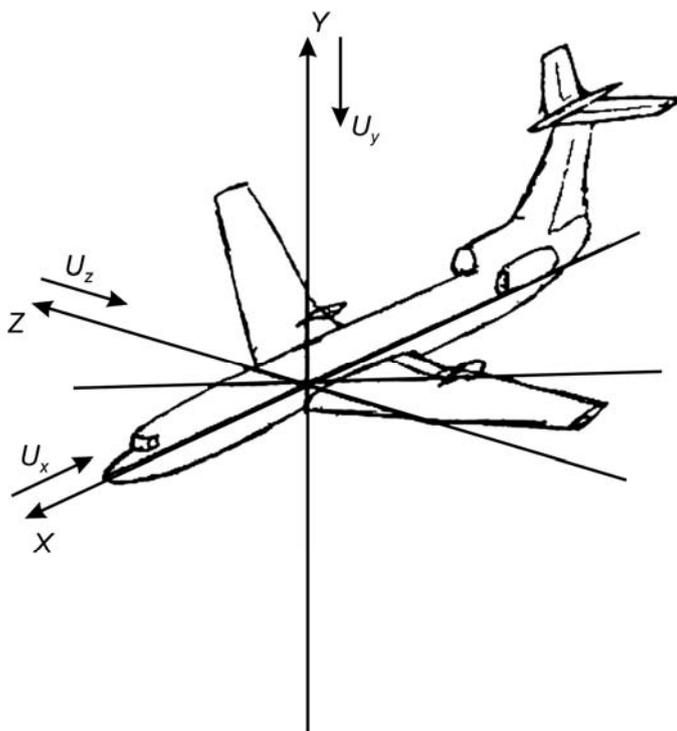


Рис. 1. Порывы ветра, действующие вдоль осей

Горизонтальный порыв U_x (рис. 2) вызывает изменение истинной скорости набегающего потока, а это значит, что изменяются и величина подъемной силы, и сила лобового сопротивления.

Изменение Y и X небольшое, так как скорость горизонтального порыва по сравнению со скоростью современного транспортного самолета небольшая. Следовательно, такие порывы существенного влияния на равновесие самолета в полете не оказывают, а перегрузка изменяется на небольшую величину. Изменение подъемной силы изменяет величину полета, но запас ее есть, поэтому самолет, совершив несколько колебательных движений, за счет устойчивости по перегрузке и скорости вернется на исходный режим и высоту полета.

С точки зрения безопасности полета наибольшее значение имеют вертикальные воздушные потоки – восходящие и нисходящие (рис. 3).

Особенно большую опасность представляют восходящие боковые порывы ветра для самолета со стреловидным крылом при наличии задней центровки на больших высотах.

При действии восходящего порыва происходит значительное увеличение угла атаки, скорости обтекания крыла и перегрузки, что при наличии кренящего момента может привести к тряске самолета, боковой раскачке, а при несвоевременных действиях пилота и к сваливанию самолета.

Кроме того, полет на малых углах атаки (большие приборные скорости) может сопровождаться большими перегрузками. При действии значительных восходящих или нисходящих порывов и на малых высотах может не хватить запаса высоты для их парирования.

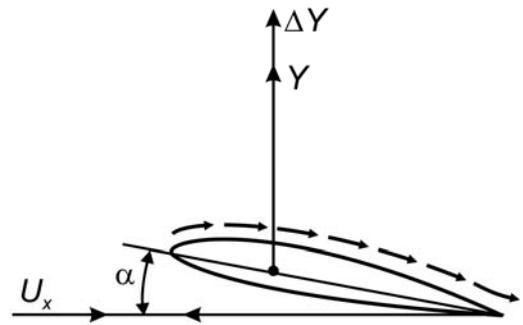


Рис. 2. Порыв ветра, действующий относительно оси X

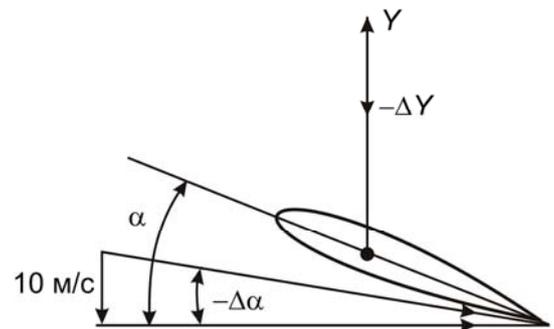


Рис. 3. Порыв ветра, действующий относительно оси Y

Пусть самолет совершает горизонтальный полет с углом атаки α_1 и скоростью полета V . Подъемная сила $Y_1 = C_{y1} S \frac{\rho V^2}{2}$ равна силе тяжести самолета (G), а перегрузка (n_{y1}) равна

$$n_{y1} = \frac{Y_1}{G} = \frac{C_{y1} S \frac{\rho V^2}{2}}{G} = 1.$$

При попадании самолета в восходящий поток к вектору скорости набегающего потока V добавляется скорость восходящего потока U_y . В результате получится суммарная скорость W , которая по величине несколько больше V и направлена к ней под углом $\Delta\alpha$. Следовательно, угол атаки α_1 увеличится на $\Delta\alpha$ и станет равным $\alpha_2 = \alpha_1 + \Delta\alpha$. Увеличение угла атаки самолета вызовет увеличение подъемной силы $Y_2 = Y_1 + \Delta Y$ и увеличение перегрузки (рис. 4):

$$n_{y2} = \frac{Y_2}{G} = \frac{Y_1 + \Delta Y}{G} > 1.$$

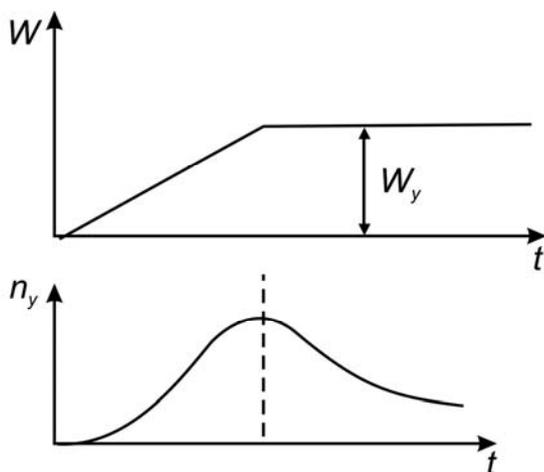


Рис. 4. Нарастание перегрузки

Если скорость восходящего потока будет больше, то увеличение угла атаки, подъемной силы и перегрузки также будет большим.

При полете на малых скоростях углы атаки велики, и значительный восходящий порыв на любой высоте может вызвать сваливание самолета.

При полете на больших скоростях углы атаки малы, и при действии значительных порывов возможно получение большей деформации вследствие больших перегрузок.

При больших высотах, больших скоростях углы атаки полетные ввиду малой плотности и меньшей приборной скорости больше. А углы атаки

критические ввиду влияния сжимаемости меньше. Запас углов атаки от полетных до критических мал, и возможно сваливание самолета.

Поэтому при полете в неспокойном воздухе следует держать средние скорости – на них самолету не грозят ни сваливание, ни разрушение.

2. ИЗМЕНЕНИЕ СИЛ И МОМЕНТОВ ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ УГЛОВ АТАКИ

При выполнении горизонтального полета на основных эксплуатационных режимах углы атаки самолета редко превышают 6–7°. Аэродинамические характеристики определяются плавным, безотрывным обтеканием всех элементов самолета и характеризуются практически линейной зависимостью коэффициентов подъемной силы и продольного аэродинамического момента от угла атаки, неизменной эффективностью органов управления и малой взаимосвязью характеристик продольного и бокового движения.

По мере увеличения угла атаки самолета на верхней поверхности крыла возникают зоны, в которых происходят отрыв потока, перераспределение давления по поверхности крыла и изменение аэродинамических сил и моментов. При дальнейшем увеличении угла атаки зоны отрыва потока распространяются на всю верхнюю поверхность крыла.

Пик разряжения, создаваемый носовой частью изолированного профиля, при срыве потока разрушается, приводя к уменьшению подъемной силы и увеличению пикирующего момента. При пространственном обтекании распространение срыва потока по крылу зависит от многих факторов. Движение самолета в результате срыва потока и изменения аэродинамических сил и моментов называется *сваливанием*.

На стреловидном крыле срыв потока, как правило, начинается в его концевых сечениях.

Потеря подъемной силы в сечениях, расположенных позади центра масс самолета, создает кабрирующий момент, способствующий дальнейшему

самопроизвольному увеличению угла атаки и ускоренному срыву потока на всей поверхности крыла.

Аэродинамическая компоновка самолета с Т-образным оперением имеет две особенности, определяющие изменение аэродинамических характеристик и поведение самолета на углах атаки, превышающих углы начала срывных явлений: высоко расположенное горизонтальное оперение на киле и расположение двигателей в хвостовой части. В процессе развития срыва потока за крылом образуется вихревая пелена, представляющая собой сильно турбулизованный поток низкой энергии, в который при увеличении угла атаки попадают как горизонтальное оперение, так и воздухозаборники двигателей. Потеря эффективности горизонтального оперения в руля высоты вызывает значительный рост кабрирующего момента и препятствует выводу самолета из режимов срыва.

Изменение характеристик воздушного потока на входе в двигатели вызывает нарушение режима их работы, помпаж и необходимость их выключения. Так как любое срывное обтекание носит ярко выраженный нестационарный характер, то при этом возможно несимметричное изменение аэродинамических сил, вызывающих появление моментов крена и рыскания.

При дальнейшем увеличении угла атаки самолета, находящегося в режиме сваливания, горизонтальное оперение выходит из вихревой пелены, созданной крылом, а также мотогондолами и пилонами боковых двигателей. Устойчивость самолета восстанавливается, и он балансируется на углах атаки, равных 30–50°. Такой характер развития срывного явления при выходе на критические и закритические углы атаки самолетов с высоко расположенным оперением и стреловидным крылом называется *суперсрывом* (рис. 5).

Высокая степень опасности при попадании самолета в режим сваливания диктует необходимость обеспечения максимального уровня защиты от выхода на критические режимы. В соответствии с Нормами летной годности в случае приближения к режиму сваливания для любой конфигурации самолета должны возникать естественные или искусственно

созданные признаки, безошибочно и легко распознаваемые пилотом. При отсутствии таких признаков самолет не должен сваливаться при полностью выбранном штурвале на себя.

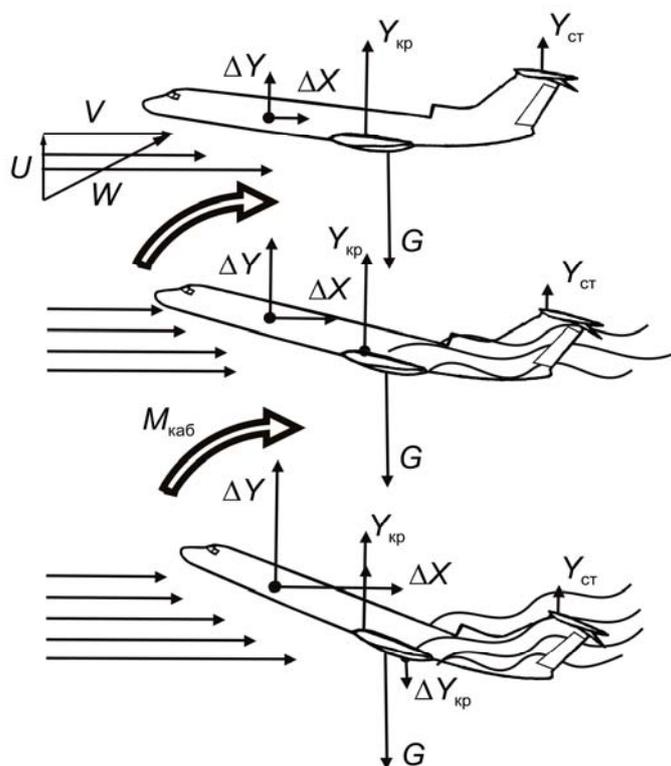


Рис. 5. Характер обтекания самолета на докритических режимах и режиме сваливания

Рекомендуется, чтобы самолет, сбалансированный в установившемся полете, без вмешательства пилота уменьшал угол атаки при попадании в вертикальный поток, приводящий к увеличению угла атаки вплоть до угла атаки начала сваливания.

В крейсерском полете при наборе высоты и снижении воздействие вертикального индикаторного эффективного порыва со скоростью, равной 8–10 м/с, не должно выводить самолет на допустимый угол атаки. При воздействии индикаторного эффективного порыва со скоростью, равной 18 м/с, первоначально сбалансированный самолет должен возвращаться в исходный режим без сваливания и опасного нарушения режима работы двигателей.

Ряд требований Норм летной годности конкретизирует значения запасов по углам атаки и скоростям, при которых должны возникать предупреждающие признаки.

Для снижения неблагоприятного влияния суперсрыва на поведение самолета при приближении к режиму сваливания приняты следующие меры. Вследствие отрицательной геометрической крутки угол атаки концевых сечений крыла на 4° меньше углов атак его корневых сечений, что приводит к более позднему появлению срыва потока на концевых сечениях крыла. Кроме того, установлены две пары аэродинамических перегородок, предотвращающих перетекание потока от корневых сечений вдоль крыла, провоцирующего ранний срыв на концевых сечениях. Эти мероприятия совместно с установкой горизонтального оперения увеличенной площади и размаха позволяют избежать возникновения кабрирующего момента вплоть до момента достижения угла атаки, соответствующего максимальному коэффициенту подъемной силы при всех конфигурациях самолета.

Зависимости коэффициента подъемной силы и продольного момента при нулевом положении руля высоты и при руле высоты, полностью отклоненном на пикирование, для центровки самолета $\bar{X}_T = 25\% \text{ САХ}$, и убранных закрылках (рис. 6), полученные при испытании модели самолета в аэродинамической трубе, показывают, что эффективности руля высоты достаточно для вывода самолета, даже если он в режиме суперсрыва попал на углы атаки более 37° . Возможность вывода самолета из сваливания подтверждена в реальных полетах.

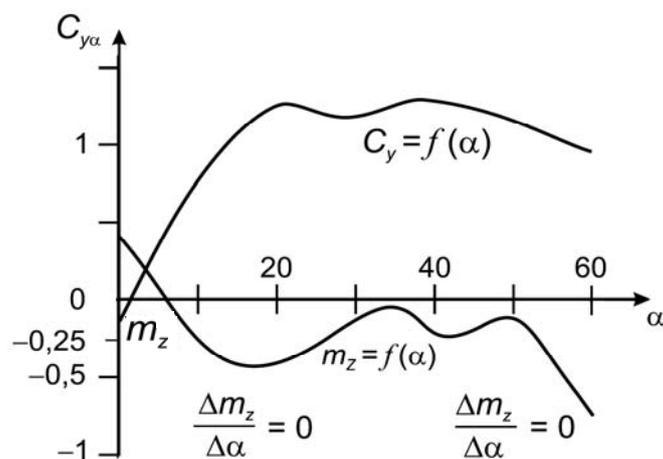


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы и момента тангажа от угла атаки

Верхнее расположение центрального воздухозаборника благоприятно сказалось на работе двигателя на больших углах атаки. Даже при очень больших углах атаки поток на входе в центральный воздухозаборник оказывается стабилизированным вследствие плавного обтекания фюзеляжа. В испытательных полетах средний двигатель работал устойчиво до момента достижения углов атаки, равных $50\text{--}60^\circ$, обеспечивая работу генераторов и гидросистемы самолета и сохраняя его управляемость.

3. ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Если полет в неспокойном воздухе выполняется на первом режиме при рекомендованных центровках, то самолет достаточно хорошо устойчив и управляем.

При восходящем или нисходящем потоках угол атаки самолета изменяется, но под действием восстанавливающих и демпфирующих моментов, а также моментов рулей (при действии пилота) самолет восстанавливает нарушенное равновесие.

Если полет происходит на малых приборных скоростях (больших углах атаки), при задних центровках на большой высоте, то при попадании в нисходящий поток самолет может выйти на углы атаки, близкие к критическим. Выход самолета на больше углы атаки сопровождается тряской самолета, а при наличии боковых порывов возможна и раскачка самолета.

При выходе на большие углы атаки (близкие к критическому) у самолета появляется кабрирующий момент, под действием которого он может оказаться на закритических углах.

Так как порывы ветра обычно кроме вертикальной составляющей скорости (U_y) имеют и боковую (U_{oz}), то, кроме кабрирующих моментов, на самолет будут действовать и кренящие. А это означает, что самолет, оказавшись на закритических углах атаки, будет валиться на крыло (срывать).

Учитывая особую опасность и повышенную степень риска, исследование характеристик самолета на больших углах атаки проводилось на

специально оборудованном самолете с противоштопорным парашютом и индивидуальными средствами спасания экипажа. Режимы приближения к сваливанию выполнялись экипажем на высотах, равных не менее 6 км, с постепенным от полета к полету увеличением углов атаки. Шкала указателя углов атаки была расширена до 25° . В качестве критерия оценки момента возникновения сваливания принимался любой из следующих признаков:

- самопроизвольное опускание носовой части при постоянном положении штурвала;
- тенденция к увеличению угла тангажа при постоянном положении штурвала;
- резкое кренение самолета с угловой скоростью, равной более $0,1$ рад/с, при нейтральном положении элеронов;
- сильная тряска конструкции или органов управления, затрудняющая пилотирование или угрожающая прочностью самолета;
- опасное или необратимое нарушение работы двигателей;
- появление каких-либо других признаков, исключающих возможность дальнейшего увеличения углов атаки.

Для вывода самолета на большие углы атаки выполнялось торможение в горизонтальном полете с единичной перегрузкой и создавались перегрузки при постоянной скорости полета. Эти маневры осуществлялись при различной центровке для всех возможных положений закрылков. При торможении самолета на режиме малого газа с *убранными закрылками* при достижении угла атаки, равного 14° возникала заметная тряска самолета. С уменьшением высоты полета интенсивность тряски уменьшалась, однако она оставалась достаточно заметной. При дальнейшем увеличении угла атаки (начиная с $14-16^\circ$) появлялись умеренные колебания по крену с угловыми скоростями до $0,07$ рад/с, самолет сохранял устойчивость и управляемость по всем каналам.

При центровке, равной $17-27\%$ САХ, и полном отклонении штурвала на себя самолет достигал углов атаки, равных $16-17^\circ$. В дальнейшем ввиду значительного роста вертикальной скорости снижения уменьшался

угол тангажа, и носовая часть самолета опускалась. При дальнейшей центровке $\bar{X}_T = 34 \% \text{ САХ}$ на углах атаки, равных $17\text{--}17,5^\circ$, возникла продольная неустойчивость, проявлявшаяся в том, что самолет продолжал увеличивать угол атаки при постоянном положении штурвала. При отдаче штурвала от себя до положения руля высоты $+4^\circ$ угол атаки увеличивался на 2° и только потом начинал уменьшаться. В полетной конфигурации самолет массой, равной 81 т, в торможении достигал скорости, равной 225–230 км/ч.

Перегрузка в тот момент составила 0,9. Таким образом, поведение самолета с убранной механизацией было обследовано на углах атаки по указателю $20\text{--}23^\circ$, что соответствует коэффициенту подъемной силы 1,4–1,5. Двигатели работали устойчиво до углов атаки, равных 20° . В качестве максимального коэффициента подъемной силы при полетной конфигурации было принято значение $C_{y\alpha} = 1,3$, при котором полностью сохраняется устойчивость и управляемость самолета, а двигатели работают устойчиво. Возникающая тряска самолета своевременно предупреждает пилота о приближении к режиму сваливания.

При торможении самолета с *отклоненными предкрылками и выпущенными на 28° закрылками* при углах атаки, равных около 16° , возникала слабая тряска самолета, которая не может служить четким предупреждающим признаком приближения к сваливанию. Примерно на этих же углах атаки появлялись колебания самолета по крену, аналогичные колебаниям с убранными закрылками.

Угол атаки, достигнутый при полном взятии штурвала на себя с передними центровками $\bar{X}_T = 17\text{--}22 \% \text{ САХ}$, составил 19° . При задних центровках самолет достигал углов атаки, равных $22\text{--}25^\circ$. Устойчивость самолета и нормальная работа двигателей сохранялись до углов атаки, равных 20° по указателю.

При полетной массе самолета, равной 65 т, при торможении была достигнута скорость, равная 175–180 км/ч, с перегрузкой, равной 0,9. Максимальный коэффициент подъемной силы при закрылках, отклоненных

на 28° , соответствовал углу атаки, равному $17,5^\circ$, и составил 1,92. После возвращения штурвала в нейтральное положение, при котором отклонение руля высоты составляло $+4^\circ$, самолет практически без запаздывания уменьшал угол атаки.

Поведение самолета в посадочной конфигурации ($\delta_3 = 45^\circ$) при торможении было таким же, как при закрылках, отклоненных на 28° . Устойчивость сохранялась до углов атаки, равных $13\text{--}19,5^\circ$. Режим работы боковых двигателей нарушался при углах атаки более 20° . Максимальный коэффициент подъемной силы, равный 2,15, соответствовал углу атаки, равному $16,5^\circ$ по указателю. Интенсивность возникающей тряски была мала и по оценке пилотов-испытателей недостаточна для предупреждения о режиме сваливания.

В летных испытаниях были выполнены торможения при некоторых промежуточных положениях закрылков, и получена зависимость максимального коэффициента подъемной силы от угла отклонения закрылков, на основании которой были рассчитаны скорости сваливания для различных значений полетной массы самолета на взлете и посадке. Индикаторная скорость сваливания самолета при максимальной взлетной массе, равной 98 т, и $\delta_3 = 28^\circ$ составляет 244 км/ч, а при $\delta_3 = 15^\circ$ увеличивается до 260 км/ч. При максимальной посадочной массе, равной 78 т, и закрылках, отклоненных на 45° , скорость сваливания равна 205 км/ч. При максимальной посадочной массе и закрылках, отклоненных на 28° , скорость сваливания составляет 217 км/ч. Для максимальной взлетной и посадочной массы скорость сваливания при убранных закрылках и предкрылках составляет соответственно 234 и 263 км/ч.

При смещении центровки самолета вперед скорость сваливания несколько увеличивается, так как для обеспечения балансировки самолета увеличиваются отклонения руля высоты или стабилизатора на горизонтальном оперении и отрицательная подъемная сила.

В результате при одинаковых угле атаки крыла и подъемной силе на крыле коэффициент подъемной силы самолета будет меньше. Однако

изменение максимального коэффициента подъемной силы при изменении центровки от предельно задней до предельно передней составит для закрылков, выпущенных на 45° , всего 0,1, а скорости сваливания будут отличаться на 5 км/ч. Поэтому влиянием центровки на скорости сваливания для простоты расчетов в эксплуатации можно пренебречь.

Другим маневром, связанным с увеличением угла атаки самолета и способным вывести его на режимы сваливания, является создание перегрузки. В летных испытаниях перегрузки создают с помощью ступенчатого отклонения руля высоты при полете на заданной скорости или заданном числе M . Чтобы скорость самолета в процессе выхода на перегрузки менялась в узких пределах, перед отклонением руля высоты выполняют отклонения руля с созданием отрицательного приращения перегрузки и некоторым увеличением скорости. В крейсерской конфигурации самолета выполняли отклонения рулями высоты на высотах, равных 6–12 км, в диапазоне значений числа $M = 0,4–0,9$. Характерный признак при выполнении отклонения – появление срывной тряски самолета, интенсивность которой с увеличением углов атаки увеличивается. С уменьшением значения числа M интенсивность тряски также увеличивается.

При углах атаки, превышающих углы начала тряски на $3–4^\circ$, самолет кренится с незначительной угловой скоростью (не более 0,065 рад/с). При этом вплоть до максимально достигнутых углов атаки при наличии интенсивной тряски сохранилась прямая и достаточная эффективность элеронов.

Одновременно с началом крена, начиная с углов атаки, равных $15,5–9,5^\circ$ по указателю, при значениях числа $M = 0,6–0,9$ на боковых двигателях начинались «хлопки», которые прекращались при уменьшении углов атаки без вмешательства в управление двигателями.

Полный срыв и помпаж боковых двигателей происходил на углах атаки, равных $13–18^\circ$, и при значениях числа $M = 0,6–0,9$. Средний двигатель работал устойчиво вплоть до максимально достигнутых углов атаки и перегрузок: от $\alpha = 23^\circ$ и $n_{y \max} = 1,7$ при $M = 0,6$ до $\alpha = 13^\circ$ и $n_{y \max} = 2,7$ при $M = 0,9$. В диапазоне значений числа $M = 0,9–0,95$ отклонения руля

выполняли только до начала тряски самолета, которая при $M = 0,94$ возникает при $\alpha = 6^\circ$ и $n_y = 1,7$. Во всем обследованном диапазоне значений угла атаки, числа M и центровки самолет был устойчив по перегрузке. Поведение самолета при отклонениях руля высоты по взлетной и посадочной конфигурациях было проверено с задней центровкой $\bar{X}_T = 33\%$. При достижении коэффициентов $C_{y\alpha} = 1,74$ ($\delta_z = 28^\circ$) и $C_{y\alpha} = 2$ ($\delta_z = 45^\circ$), что соответствует примерно $0,9 C_{y\alpha \max}$, никаких особенностей в поведении самолета не было отмечено.

После анализа поведения самолета и работы двигателей на больших углах атаки были установлены значения допустимых углов атаки и коэффициентов подъемной силы, а также значения α и $C_{y\alpha}$, при которых должна срабатывать дополнительная сигнализация.

За момент срабатывания дополнительной сигнализации принят момент возникновения предупреждающей тряски самолета.

Допустимые режимы полета по α и $C_{y\alpha}$ приняты по началу неустойчивой работы двигателей.

При выпущенных закрылках сигнализация должна срабатывать при следующих значениях угла атаки и коэффициента подъемной силы:

δ_z , град.	15	28	45
$\alpha_{ук}$, град.	12,5	11,5	11,5
$C_{y\alpha}$, град.	1,36	1,52	1,7

Помимо торможений самолета при работе всех двигателей на режиме малого газа и взлетном режиме в испытаниях торможение выполнялось при включенном крайнем двигателе. Остальные двигатели работали при этом на номинальном режиме. При различных значениях δ достигали практически коэффициента $C_{y\alpha \max}$.

Максимальное отклонение руля направления для балансировки составило 10° на скорости, равной 188 км/ч, при массе самолета, равной 74 т, и $\delta_z = 45^\circ$. Так как боковые двигатели расположены вблизи оси самолета и плечо тяги несимметрично работающего двигателя мало, то за минимально эволютивные скорости были приняты скорости сваливания.

4. ОГРАНИЧЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНОЙ ВЫСОТЫ И МИНИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Для предотвращения выхода самолета на большие углы атаки полет в неспокойном воздухе нужно выполнять на углах атаки, при которых имеет место наибольший запас до критического угла атаки ($\alpha_{кр}$), следовательно, возникает необходимость ограничения предельной и минимальных скоростей полета.

Для оценки запаса углов атаки (запаса коэффициента C_y) рассмотрим кривые C_y , потребные для горизонтального полета на различных высотах, и кривую допустимых значений C_y , которые равны C_y тряски самолета.

Кривая допустимых значений коэффициента C_y показывает те его наибольшие значения, при которых начинается тряска и самолет еще имеет продольную и боковую устойчивость. Величина $C_{y\text{ доп}}$ в значительной степени зависит от значения числа M , причем при увеличении числа M значения $\alpha_{кр}$, $C_{y\text{ max}}$ и $C_{y\text{ доп}}$ значительно уменьшаются.

Каждая кривая потребных значений коэффициента C_y показывает те значения его, при которых происходит горизонтальный полет самолета с данной массой на заданной высоте:

$$C_y = \frac{2G}{S\rho\alpha^2 M^2}.$$

При увеличении высоты полета, вследствие уменьшения плотности воздуха и скорости звука, потребное C_y (углы атаки) на каждом значении числа M увеличивается (рис. 7).

Расстояние между кривой допустимых значений C_y и каждой кривой потребных C_y выражает запас по коэффициенту C_y (по углам атак) на данной высоте полета. Если запас по C_y большой, то для выхода самолета на большие углы атаки требуется более значительное их увеличение. А это значит, что при полете в неспокойном воздухе существует меньшая вероятность выхода самолета на допустимые C_y и $C_{y\text{ max}}$ ($C_{y\text{ свал}}$). На малых

высотах наибольший запас C_y существует при значениях числа $M = 0,5–0,7$ или $V_{пр} = 500$ км/ч. С поднятием на высоту запас по C_y значительно уменьшается вследствие уменьшения плотности, поэтому самолет может выйти на $C_{y\max}$ при значительно меньших порывах. Так наибольший запас по C_y на $H = 11\ 000$ м будет при значении числа $M = 0,8$.

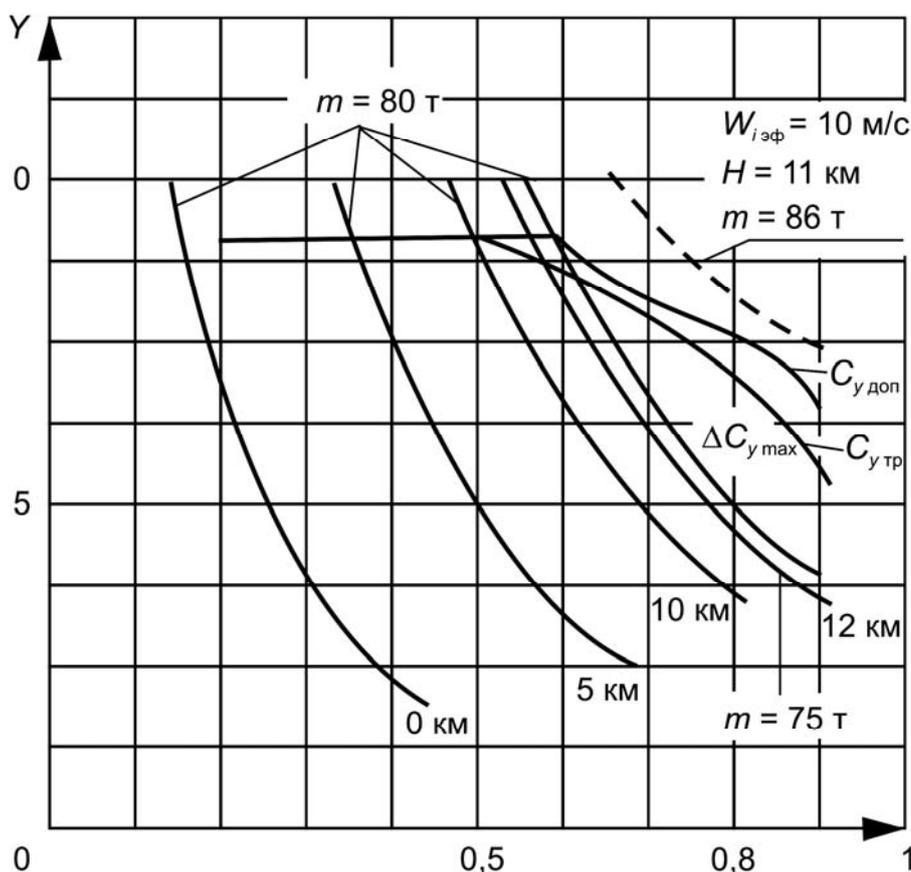


Рис. 7. Зависимость коэффициента C_y от высоты и скорости полета

Величина запаса по C_y в значительной степени зависит от полетной массы самолета. Так, при увеличении массы требуемые значения C_y на каждом значении числа M и высоты полета возрастают, и, следовательно, запас по C_y можно учитывать при помощи перегрузки.

При $C_{y\text{потр}}$ происходит горизонтальный полет с $n_y = 1$.

При выходе самолета на $C_{y\text{потр}}$ подъемная сила и перегрузка увеличиваются пропорционально $C_{y\text{доп}}$.

Следовательно, допустимая перегрузка ($n_{y\text{доп}}$) для горизонтального полета будет выражаться отношением $C_{y\text{доп}}$ к $C_{y\text{потр}}$:

$$n_{\text{удоп}} = \frac{C_{\text{удоп}}}{C_{\text{употр}}}.$$

Из графика видно, что при большей высоте допустимые перегрузки меньше. На этих же графиках нанесены прямые линии максимально допустимых перегрузок по прочности.

Точки пересечения графиков допустимых перегрузок по прочности и допустимых перегрузок по тряске показывают, что в момент выхода самолета на перегрузку, допустимую по тряске, самолет достигает максимально допустимую перегрузку по прочности.

Видно, что самый большой запас по C_y будет на высотах, равных 10 000–12 000 м, при значении числа $M = 0,8$. На малых высотах самолет не сваливается и не деформируется при значении числа $M = 0,8$.

При таком ограничении полета по числу M и приборной скорости обеспечивается наибольший запас по перегрузке, а это означает, что на углы атаки тряски и срыва самолет может выйти при более значительных порывах ветра. Ограничения по приборной скорости предотвращают создание перегрузок в полете более максимально допустимых по прочности. Наряду с этим следует также отметить, что при большой массе самолета полет необходимо выполнять на меньшей высоте для обеспечения достаточного запаса по перегрузке.

При полете над мощным грозовым фронтом запас между верхом туч и эшелонном должен составлять не меньше 500 м. Но при этом нельзя нарушать ограничений по эшелону для данной массы самолета.

При встрече самолета с вертикальным потоком резко изменяется угол атаки самолета и возникает нормальная перегрузка. Прирост угла атаки будет зависеть от скорости порыва и скорости полета самолета:

$$\Delta\alpha = \left(\frac{W_i}{V_i}\right) = 57,3.$$

Так как воздух обладает вязкостью, то вертикальный порыв не бывает четко ограничен, а всегда нарастает от нуля до максимального значения

на определенном, иногда весьма малом расстоянии. В связи с этим вводится понятие эффективного порыва, несколько отличного по значению от расчетного мгновенного:

$$W_{i\text{эф}} = \frac{W_i}{K}.$$

Поправочный коэффициент K зависит в основном от высоты полета и для самолета Ту-154М может быть принят равным 0,9–0,95 для высот, равных 5–12 км. Тогда прирост угла атаки при воздействии расчетного порыва от угла атаки горизонтального полета определяется по формуле

$$\Delta\alpha = \frac{W_{i\text{эф}} \cdot 57,3K}{V_i},$$

где V_i – индикаторная скорость полета.

На основании опыта, накопленного отечественной и мировой авиацией, принято, что воздействие на самолет вертикального эффективного индикаторного порыва со скоростью, равной 10 м/с, не должно выводить самолет на углы атаки, превышающие $\alpha_{\text{доп}}$. Сваливания самолета или необратимого нарушения режима работы его двигателей и систем не должно возникать при вертикальном эффективном индикаторном порыве $W_{i\text{эф}} = 18$ м/с. Минимальные скорости полета на взлете и посадке должны быть выше соответствующих скоростей сваливания.

Пользуясь зависимостью коэффициента подъемной силы $C_{y\alpha}$ от угла атаки α , а также значением допустимого угла атаки и угла атаки, принятого в качестве угла атаки сваливания, можно рассчитать максимальные угол атаки и коэффициент $C_{y\alpha}$, который допустим для горизонтального полета на заданном эшелоне для всего диапазона скоростей полета. Для этого коэффициента рассчитывается максимально допустимая для данного эшелона и скорости полетная масса самолета.

Пример. Рассчитаем максимально допустимую массу самолета на эшелоне 12 км, для числа $M = 0,8$.

Сначала определяем индикаторную скорость:

$$V_i = M\alpha\sqrt{\Delta} = 0,8 \cdot 259 \cdot 0,505 = 119 \text{ м/с},$$

где Δ – относительная плотность воздуха на высоте полета.

Прирост угла атаки при воздействии вертикального порыва $W_{i\text{эф}} = 10$ м/с равен

$$\Delta\alpha_{10} = \frac{(10 \cdot 57,3 \cdot 0,95)}{119} = 4,6^\circ.$$

При воздействии порыва $W_{i\text{эф}} = 18$ м/с прирост угла атаки равен

$$\Delta\alpha_{18} = \frac{18 \cdot 57,3 \cdot 0,95}{119} = 8,2^\circ.$$

Исходя из допустимых значений $C_{y\alpha \text{ доп}} = 0,87^\circ$, угла атаки $\alpha_{\text{доп.ист}} = 11,8^\circ$ и порыва $W_{i\text{эф}} = 10$ м/с, допустимый угол атаки для горизонтального полета равен

$$\alpha_{\text{доп}} - \Delta\alpha_{10} = 11,8 - 4,6 = 7,2^\circ.$$

Для максимально достигнутого значения $C_{y\alpha} = 1,06$, угла атаки, принятого за $\alpha_{\text{св.ист}}$, и вертикального эффективного индикаторного порыва $W_{i\text{эф}} = 18$ м/с допустимый угол атаки для горизонтального полета равен

$$\alpha_{\text{гп}} = \alpha_{\text{св}} - \Delta\alpha_{18} = 17,4 - 8,2 = 9,2^\circ.$$

Угол атаки, допустимый для горизонтального полета, выбирается наименьшим из определенных, т. е. $C_{y\alpha} = 7,2^\circ$. По кривой $C_{y\alpha} = f(\alpha_{\text{ист}})$ углу атаки $\alpha_{\text{гп}} = 7,2^\circ$ соответствует $C_{y\alpha \text{ гп}} = 0,55^\circ$.

Для рассмотренных условий определим максимально допустимую массу самолета:

$$m = C_{y\alpha} S \frac{\rho_0 V_i^2}{2} = 0,55 \cdot 180 \cdot 886 = 87,7 \text{ т.}$$

На основании полученных в летных испытаниях значение $\alpha_{\text{доп}}$ и $\alpha_{\text{св}}$ для самолета Ту-154М на эшелоне, равном 12,1 км, полетная масса ограничена значением 86 т для всех скоростей полета. На эшелонах, равных 11,6 км и ниже, полетная масса не ограничена даже при взлете с максимальной взлетной массой, равной 98 т.

В качестве ограничения минимально допустимой скорости полета в крейсерской конфигурации приняты приборные скорости, имеющие запас в 35 % от скорости сваливания на высотах, равных более 5 км, и 25 % от скорости сваливания на высотах, равных менее 5 км. При выполнении полета на эшелоне не рекомендуется выдерживать скорости ниже соответствующих режиму максимальной дальности, так как полет на меньших скоростях приводит к необоснованному увеличению расхода топлива и уменьшению запасов по углу атаки.

5. РАБОТА СИСТЕМЫ АВТОМАТА УГЛОВ АТАКИ С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ ПЕРЕГРУЗКИ

При увеличении углов атаки самолета с убранными закрылками в определенный момент возникает характерная тряска, интенсивность которой возрастает при дальнейшем приближении к сваливанию как при создании перегрузки, так и при торможении. Тряска хорошо распознается пилотом и сигнализирует о необходимости принятия мер для уменьшения углов атаки.

При выпущенной механизации крыла предсривная тряска мала или вообще отсутствует. Поэтому на самолете установлен автомат углов атаки с сигнализацией перегрузки (АУАСП) – система, которая при достижения заданных углов атаки или перегрузки выдает дополнительный сигнал – загорается красный светосигнализатор и включается сирена. Кроме того, система АУАСП информирует пилота о текущем угле атаки и перегрузке и запасах до критических значений. Указатель системы АУАСП имеет две

шкалы со стрелками текущих значений углов атаки и перегрузок, а также подвижный сектор критического угла атаки. Датчик угла атаки устроен по принципу флюгера, установлен сбоку носовой части фюзеляжа и измеряет значение местного угла атаки ($\alpha_{\text{мест}}$), т. е. направление местного потока при обтекании носовой части фюзеляжа. При проведении испытаний на больших углах атаки была определена зависимость изменения истинного угла атаки фюзеляжа от местного угла атаки следующим образом: для каждого значения местного угла атаки рассчитывался коэффициент подъемной силы, затем по кривой $C_{y\alpha} = f(\alpha)$, полученной при испытаниях модели самолета в аэродинамической трубе, определялся угол атаки модели, соответствующий этому значению $C_{y\alpha}$. Полученная зависимость вводилась в вычислитель системы АУАСП, и на указателе индицировалось истинное значение угла атаки ($\alpha_{\text{ук}}$). Погрешность в определении зависимости $\alpha_{\text{ук}}$ от $\alpha_{\text{мест}}$, точность ее введения в вычислитель, влияние на нее условий полета приводит к тому, что показание текущего угла атаки на указателе отличается от угла атаки модели самолета в аэродинамической трубе при том же значении коэффициента $C_{y\alpha}$, принятого за истинный ($\alpha_{\text{ист}}$). Зависимость $\alpha_{\text{мест}}$ от $\alpha_{\text{ук}}$ можно записать в виде

$$\alpha_{\text{ук}} = 0,5\alpha_{\text{мест}} + 3,42^\circ.$$

Указатель текущего угла атаки не является точным прибором определения истинного угла атаки самолета, но он дает пилоту достаточно точную информацию об имеющихся запасах по углу атаки и своевременно предупреждает его о достижении критического положения. Положение подвижного сектора критического угла атаки изменяется в зависимости от числа M полета ($\delta_3 = 0$) и положения закрылков:

M	0,4	0,6	0,7	0,8	0,85	0,9
$\alpha_{\text{кр.ук}}$	12	12	8,8	7,3	7,2	6,6
δ_3	0	15	28	28	–	45

$\alpha_{кр}$ 16 13 12 – – 12

При приближении стрелки текущего угла атаки к сектору критического угла с запасом в $0,5^\circ$ включаются световая и звуковая сигнализация АУАСП. Сигнализация включается также при приближении текущей перегрузки, замеряемой датчиком, к критическому значению $n_y = 2,3$.

Система АУАСП не дублирована и предназначена только для выдачи дополнительной сигнализации и информации о располагаемых запасах по углу атаки и текущих перегрузках, поэтому она не может быть использована в качестве основного пилотажного прибора для выдерживания заданного режима полета. Режимы полета должны определяться только по указателям скорости высоты, вертикальной скорости полета с дополнительным контролем по указателю АУАСП.

6. РЕКОМЕНДАЦИИ РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ

При попадании в зону сильной болтанки (с перегрузками более $1,5g$) необходимо выполнить следующие действия:

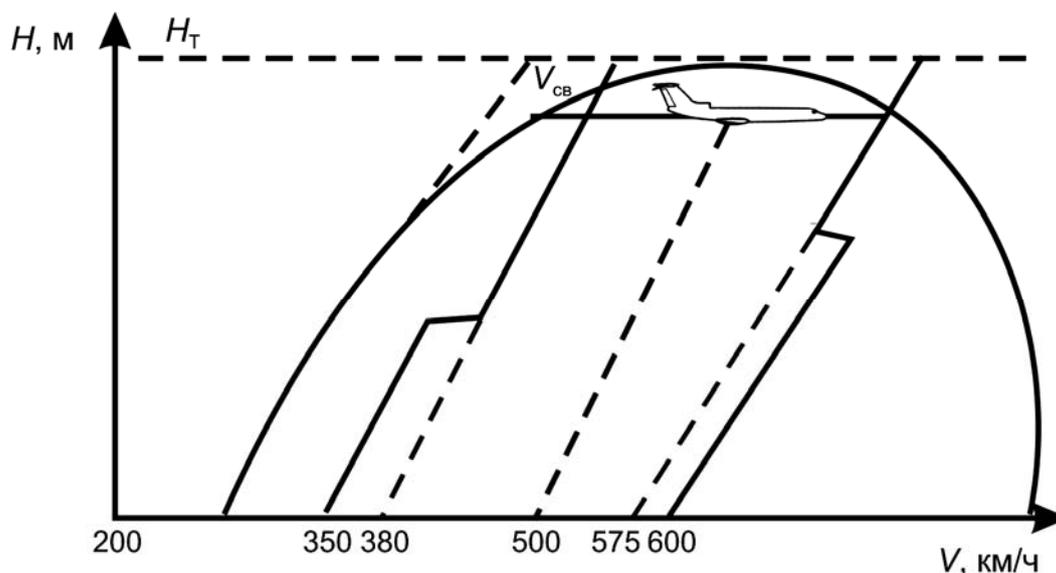


Рис. 8. Рекомендуемая приборная скорость полета

1. Установить скорость полета, соответствующую значению числа $M = 0,8$ или $V_{пр} = 500$ км/ч при $H < 10\ 750$ м, т. е. среднюю скорость (рис. 8). При большем или меньшем значении числа M запас по C_y уменьшается и увеличивается вероятность сваливания. При нарушенных предельно задних центровках возможно сваливание самолета на крыло с энергичным задиранием носа и уход в штопор. Нельзя выдерживать скорость выше 500 км/ч. Так как прирост угла атаки слишком велик при действии восходящего порыва, возможно получение большой перегрузки и разрушение. При полете на малых скоростях запас до угла атаки критического мал и возможно сваливание самолета.

2. Не стремиться к точному выдерживанию исходного режима полета по высоте и скорости.

3. Выполнять полет с полузажатым управлением (рис. 9).

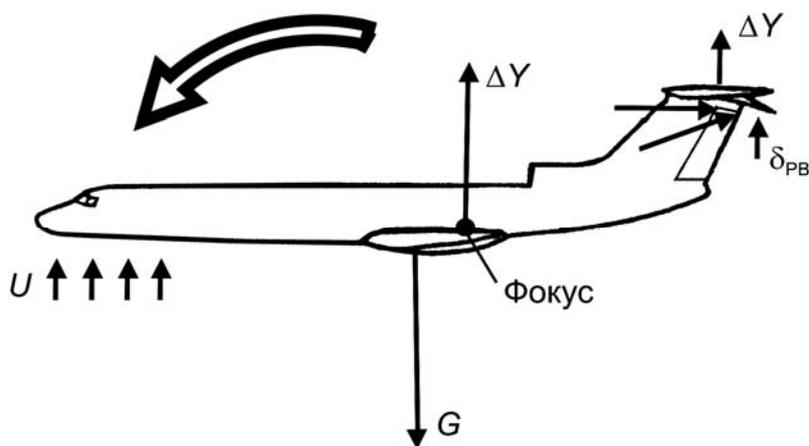


Рис. 9. Выполнение полета с полузажатым управлением

4. Не допускать кабрирования и эволюций с креном более 10–15°.

5. При попадании в мощный восходящий поток стараться выдерживать заданный угол тангажа по авиагоризонту. Если при этом возникает интенсивная тряска, необходимо отклонять штурвал от себя, не изменяя режима работы двигателей, и следить, чтобы после этого значение числа M не превышало 0,88 на высотах более 10 000 м, а на меньших высотах не превышать скорость 575 км/ч по прибору (рис. 10).

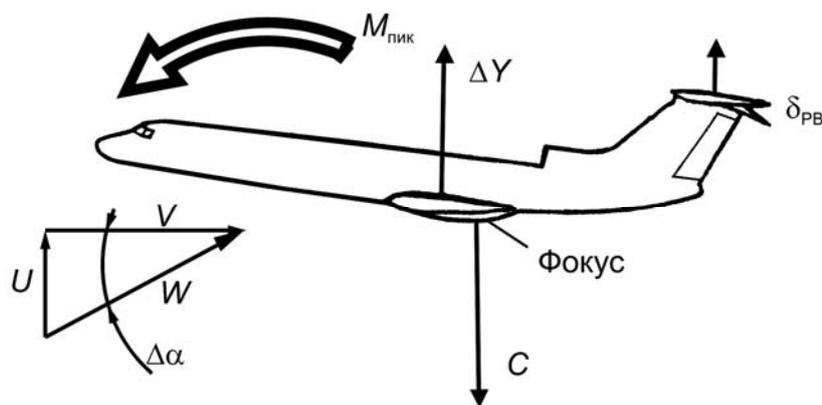


Рис. 10. Особенности полета в болтанку

6. При резком снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, не следует препятствовать снижению, удерживая руль в исходном (сбалансированном) положении, однако нужно следить за скоростью, не допуская большего отклонения ее от скорости установившегося режима. Развороты вблизи зон с грозовой деятельностью нужно выполнять при значении числа M не более 0,8.

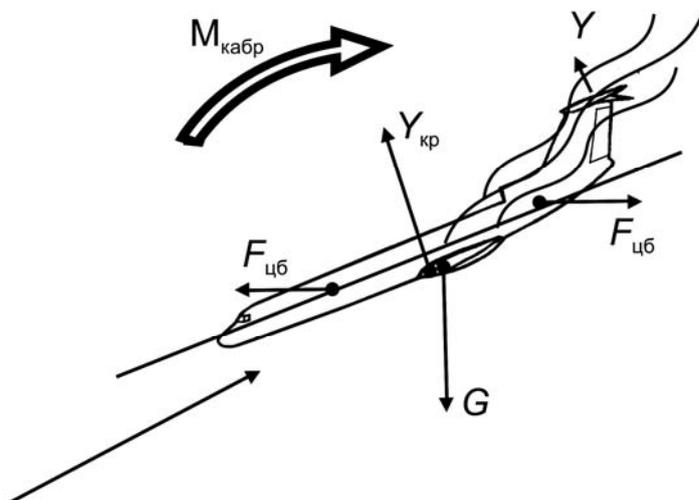


Рис. 11. Сваливание в штопор

При правильном пилотировании сваливание самолета практически исключено. Однако если сваливание произошло (что может быть обнаружено по загоранию светосигнализатора АУАСП, снижению скорости ниже минимальной и интенсивному росту угла тангажа (рис. 11), необходимо немедленно

отдать колонку штурвала до предела от себя. После уменьшения угла атаки и увеличения скорости до величины, превышающей минимальную скорость не менее чем на 25–30 %, руль направления устанавливается нейтрально и самолет переходит в крутое снижение, из которого его необходимо вывести в горизонтальный полет плавным движением штурвала на себя. При выводе важно не допускать больших перегрузок (более 1,2–1,3) во избежание повторного сваливания.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Относительно каких осей действует порывы ветра на самолет?
2. Относительно какой оси действуют порывы, вызывающие наибольшее увеличение угла атаки крыла?
3. Почему порыв, действующий относительно оси X , вызывает наибольшую перегрузку?
4. Как влияют на полет самолета порывы относительно осей Z и Y ?
5. Что называется порывом ветра?
6. На сколько изменяется подъемная сила Y при взлете при действии нисходящего порыва, равного 10 м/с , если $V = 360 \text{ км/ч}$, $m = 95\text{--}98 \text{ т}$?
7. На сколько изменяется подъемная сила при полете по кругу при действии нисходящего порыва, равного 10 м/с , если $V_{\text{пр}} = 360 \text{ км/ч}$, $m = 75 \text{ т}$?
8. При полете по глиссаде дует резкий порыв в хвостовую часть фюзеляжа. Куда уйдет самолет?
9. При полете по глиссаде дует резкий порыв в носовую часть фюзеляжа. Куда уйдет самолет?
10. При полете по глиссаде дул ветер со скоростью, равной 50 м/с , в хвостовую часть фюзеляжа и исчез. Куда уйдет самолет?
11. При полете по глиссаде дул ветер со скоростью, равной 50 м/с , в носовую часть фюзеляжа и исчез. Куда уйдет самолет?
12. Чем объясняется предупредительная тряска самолета?
13. Какой вид сваливания называется суперсрывом?
14. Какие на крыле самолета Ту-154М существуют меры по затягиванию срыва потока с концов крыла?
15. До каких углов атаки крыла устойчиво работает средний двигатель?
16. Какова величина максимального коэффициента подъемной силы?
17. Существует ли при отклоненных закрылках на больших углах атаки предупредительная тряска?
18. При каких центровках, передних или задних, больше угол сваливания?

19. Зависит ли скорость сваливания от центровки самолета, и при какой центровке она меньше?
20. При каких углах атаки нарушается режим работы боковых двигателей?
21. Чему равны скорости сваливания при массе самолета, равной 98 т, и $\delta_z = 0^\circ; 15^\circ; 28^\circ$?
22. Что произойдет с самолетом, если превысить значение числа M_{\max} ?
23. Почему при полете в неспокойном воздухе рекомендуется выдерживать значение числа $M = 0,8$?
24. Почему в неспокойном воздухе необходимо выполнять полет с полужаатым управлением?
25. Для чего при полете в неспокойном воздухе необходимо выключить САУ?
26. Почему при полете в неспокойном воздухе нельзя допускать кабрирования самолета?
27. Каковы действия пилота при сваливании самолета в штопор?
28. Каковы действия пилота при попадании самолета в подхват?
29. Из каких соображений при полете в неспокойном воздухе ограничен максимальный эшелон полета самолета?
30. От каких параметров зависит перегрузка?
31. По какой причине увеличивается $C_{y_{\text{потр}}}$ при увеличении высоты полета самолета?
32. Как изменяются $V_{\text{пр}}$, $V_{\text{ист}}$, α , $V_{\text{танг}}$, $Q_{\text{наб}}$ при наборе высоты в болтанку на высоту $H > 10\ 000$ м?
33. Чему равна перегрузка сваливания при значении числа $M = 0,8$ и $H = 11\ 000$ м; $10\ 000$ м; $9\ 000$ м?

КОНТРОЛЬНЫЙ ТЕСТ

1. Относительно какой оси действуют порывы ветра, вызывающие наибольшее изменение угла атаки самолета?

- а) относительно оси X ;
- б) относительно оси Z ;
- в) относительно оси Y .

2. Почему порыв, действующий относительно оси X , вызывает не большую перегрузку?

- а) мало изменяется угол атаки крыла;
- б) при действии встречного порыва подъемная сила уменьшается;
- в) угол атаки крыла увеличивается только в два раза;
- г) величина порыва относительно скорости полета самолета не-
большая.

3. Что называется порывом?

- а) воздушные потоки, действующие относительно оси самолета;
- б) воздушные потоки, вызвавшие изменение перегрузки;
- в) воздушные потоки с периодами нарастания перегрузки более 2 с;
- г) воздушные потоки с периодами нарастания перегрузки менее 2 с.

4. На сколько изменится подъемная сила крыла на взлете при $V = 360$ км/ч при действии нисходящего порыва, равного 10 м/с?

- а) подъемная сила не изменится;
- б) подъемная сила уменьшится на 30–40 %;
- в) подъемная сила уменьшится на 50–60 %;
- г) подъемная сила уменьшится на 70–80 %.

5. На сколько изменится подъемная сила на посадке при полете по кругу при действии нисходящего порыва, равного 10 м/с, если $V_{пр} = 400$ км/ч, $m = 75$ т?

- а) подъемная сила не изменится;
- б) подъемная сила уменьшится на 30–40 %;
- в) подъемная сила уменьшится на 50–60 %;
- г) подъемная сила уменьшится на 70–80 %.

6. При полете по глиссаде при $V = 270$ км/ч, $m = 75$ т дует встречный ветер со скоростью, равной 50 км/ч, а в другой раз – попутный ветер со скоростью, равной 50 км/ч. Куда уходит самолет при исчезновении ветра (рис. 12)?

- а) ниже глиссады; ниже глиссады;
- б) выше глиссады; выше глиссады;
- в) ниже глиссады; выше глиссады;
- г) выше глиссады; ниже глиссады.

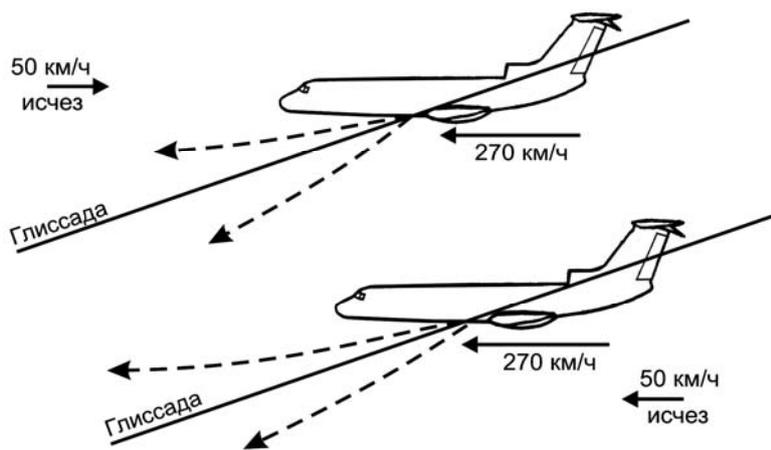


Рис. 12. Сдвиг ветра на глиссаде

7. Чем обеспечивается предупредительная тряска самолета (рис. 13)?

- а) за счет предкрылков, закрылков, расположенных на крыла самолета;
- б) за счет геометрической, аэродинамической круток;
- в) за счет аэродинамической крутки и аэродинамических гребней;
- г) за счет геометрической, аэродинамической круток и аэродинамических гребней.

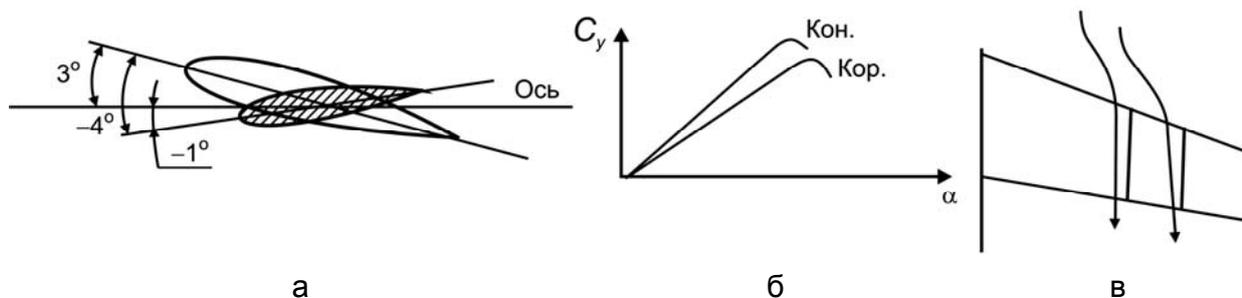


Рис. 13. Предупредительная тряска:

а – геометрическая крутка; б – аэродинамическая крутка; в – аэродинамические гребни

8. Что происходит с самолетом при значении числа $M > M_{\max}$ (рис. 14)?

- а) при превышении M_{\max} ухудшается поперечная устойчивость и управляемость самолета, возможно образование обратной реакции по крену, самолет становится неустойчивым в поперечном отношении;
- б) при превышении M_{\max} ухудшается поперечная устойчивость, возможно образование обратной реакции по крену;
- в) при превышении M_{max} ухудшается продольная устойчивость и управляемость самолета, возможно образование обратной реакции по крену, самолет становится неустойчивым в поперечном отношении, возможно произвольное появление крена при несимметричном перераспределении давления на половинах крыла, вибрация самолета при наличии волнового срыва пограничного слоя.

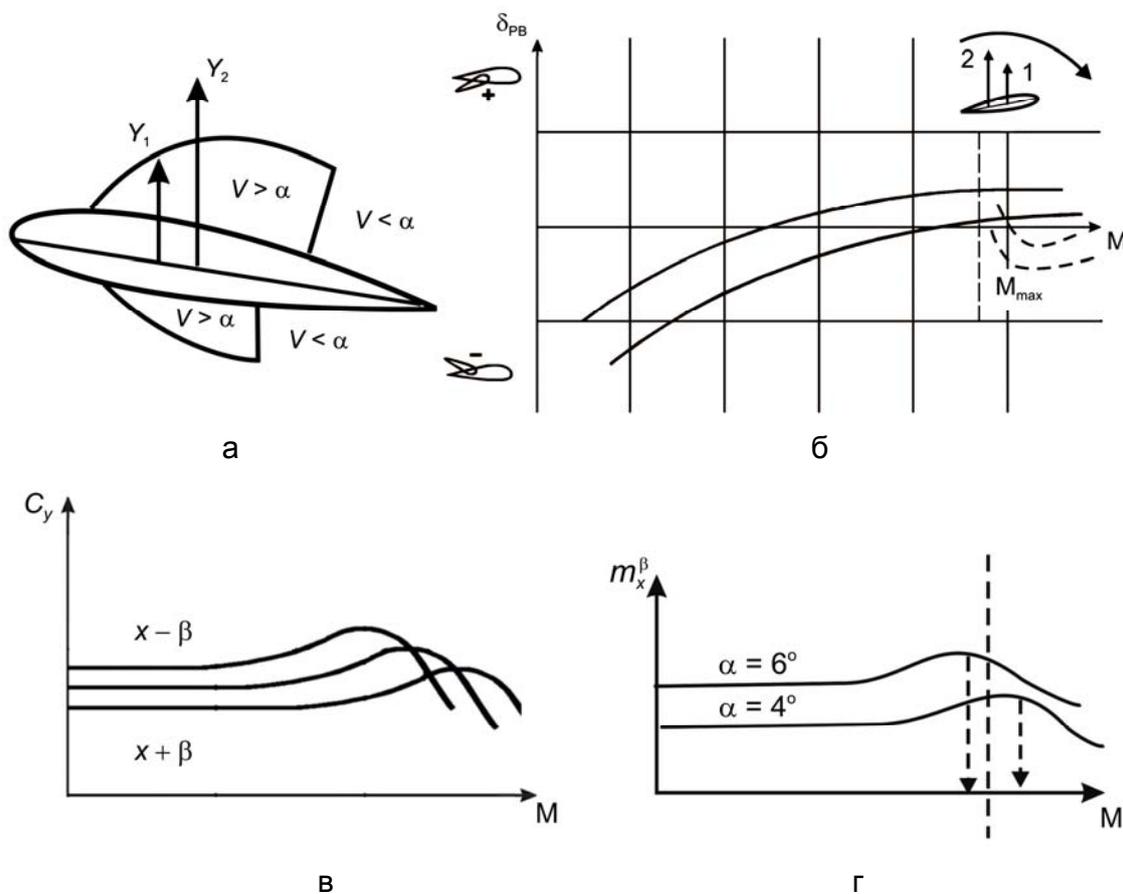


Рис. 14. Изменение характеристик при $M > M_{\max}$:

а – волновой кризис; б – «ложка» балансирующей кривой; в – обратная реакция по крену; г – ухудшение поперечной устойчивости

9. Почему при полете в неспокойном воздухе нужно установить значение числа $M = 0,8$?

- а) при этом значении числа M самолет лучше всего устойчив и управляем;
- б) при этом значении числа M самое большое аэродинамическое качество;
- в) при этом значении числа M обеспечивается максимальный запас по C_y ;
- г) при этом значении числа M обеспечивается наибольший C_y .

10. Почему при полете в неспокойном воздухе нужно установить $V_{пр} = 500$ км/ч?

- а) для обеспечения устойчивости и управляемости самолета;
- б) для обеспечения запаса до скорости практически минимальной – 350 км/ч;
- в) для обеспечения запаса по углу атаки, чтобы не произошло сваливания самолета при действии восходящих порывов;
- г) для обеспечения прочности и запаса до скорости практически минимально допустимой.

11. Почему в неспокойном воздухе необходимо выполнять полет с полузажатым управлением (см. рис. 9)?

- а) за счет отклонения вниз руля высоты самолет получает дополнительный пикирующий момент;
- б) руль высоты становится по потоку и это дает восстанавливающий момент;
- в) самолет обладает устойчивостью по перегрузке и скорости и вернется на исходный режим полета без вмешательства пилота;
- г) вмешиваясь, пилот может вызвать раскачку самолета из-за несовпадений момента восстанавливающего и момента от пилота.

12. Почему при полете в неспокойном воздухе нельзя допускать кабрирования самолета и эволюций с креном более $10-15^\circ$?

- а) кабрирования самолета нельзя допускать в связи с выходом на углы срабатывания АУАСП, а крен более $10-15^\circ$ нельзя допускать

в связи с уменьшением запаса от полетного угла атаки до критического;

- б) кабрирования самолета нельзя допускать в связи с возникновением подхвата самолета, а крен более $10\text{--}15^\circ$ нельзя допускать в связи с уменьшением запаса от полетного угла атаки до критического – 19° ;
- в) при кабрировании самолета от действия восходящего порыва сначала срабатывает АУАСП, затем возникает предупредительная тряска, самолет сваливается при передней центровке, опуская носовую часть, при нарушенных задних центровок – задирая носовую часть и уходя в штопор. При превышении угла крена, равного 15° , и сохранении скорости резко приходится увеличивать угол атаки для сохранения подъемной силы и высоты. А ввиду влияния сжимаемости критические углы атаки малы, запас от полетного угла атаки до критического резко уменьшается и самолет имеет больше шансов свалиться на крыло и в штопор;
- г) при кабрировании самолет выходит на большие углы атаки, теряет скорость из-за роста лобового сопротивления и, следовательно, высоту полета. При превышении угла крена, равного 15° , больше шансов потоку сорваться с крыла.

13. Из каких соображений при полете в неспокойном воздухе ограничивается максимальный эшелон полета?

- а) для обеспечения запаса от полетной скорости до минимальной;
- б) для обеспечения запаса по устойчивости и управляемости;
- в) для ограничения полетных углов атаки самолета;
- г) для обеспечения запаса от полетного угла атаки до угла сваливания, от полетного C_y до C_y сваливания.

14. От каких параметров зависит перегрузка?

- а) от скорости полета самолета, интенсивности порыва и прямо пропорциональна нагрузке на крыло;
- б) от высоты полета, плотности воздуха, скорости полета, интенсивности порыва и прямо пропорциональна нагрузке на крыло;

в) от высоты полета, плотности, скорости, интенсивности порыва и
обратно пропорциональна нагрузке на крыло.

15. По какой причине с увеличением высоты полета самолета увеличивается $C_{y\text{ потр}}$?

- а) при постоянном значении числа M $C_{y\text{ потр}}$ с ростом высоты полета увеличивается ввиду увеличения скорости;
- б) при постоянной $V_{\text{пр}}$ $C_{y\text{ потр}}$ с ростом высоты полета увеличивается вследствие уменьшения плотности;
- в) при постоянной $V_{\text{ист}}$ $C_{y\text{ потр}}$ с ростом высоты полета увеличивается в результате роста угла атаки и значения числа M ;
- г) при постоянном значении числа M $C_{y\text{ потр}}$ с ростом высоты полета увеличивается ввиду уменьшения плотности.

16. Как изменятся $V_{\text{пр}}$, $V_{\text{ист}}$, α , $V_{\text{танг}}$, $Q_{\text{наб}}$ при увеличении высоты полета и наборе на высоте более 10 000 м?

- а) $V_{\text{пр}} \downarrow$, $V_{\text{ист}} \downarrow$, $\alpha \uparrow$, $V_{\text{танг}} \uparrow$, $Q_{\text{наб}} \uparrow$;
- б) $V_{\text{пр}} \downarrow$, $V_{\text{ист}} \uparrow$, $\alpha \uparrow$, $V_{\text{танг}} \downarrow$, $Q_{\text{наб}} \uparrow$;
- в) $V_{\text{пр}} = \text{const}$, $V_{\text{ист}} \uparrow$, $\alpha \uparrow$, $V_{\text{танг}} \uparrow$, $Q_{\text{наб}} \downarrow$;
- г) $V_{\text{пр}} \downarrow$, $V_{\text{ист}} \downarrow$, $\alpha \uparrow$, $V_{\text{танг}} \uparrow$, $Q_{\text{наб}} \downarrow$.

17. Чему равна перегрузка сваливания самолета при $H = 11\,000$ м,
 $m = 80$ т?

- а) 1,5;
- б) 1,75;
- в) 1,95;
- г) 1,25.

Ответы на контрольный тест

1 – в. 2 – г. 3 – г. 4 – в. 5 – г. 6 – в. 7 – г. 8 – в. 9 – в. 10 – г. 11 – в. 12
– в. 13 – г. 14 – в. 15 – г. 16 – г. 17 – б.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бехтир, В. П. Учебно-методическое пособие по аэродинамике самолета Ту-154Б / В. П. Бехтир. – Ульяновск : Центр ГА СЭВ, 1989.
2. Бехтир, П. Т. Практическая аэродинамика самолета Ту-154БМ / П. Т. Бехтир. – М. : Транспорт, 1977.
3. Лигум, Т. И. Практическая аэродинамика самолета Ту-154АМ / Т. И. Лигум. – М. : Транспорт, 1986.
4. Самолет Ту-154М : руководство по летной эксплуатации : в 2 кн. : введ. 05.12.2001. – М. : Воздушный транспорт, 1993.

Учебное пособие

БЕХТИР

ВЛАДИМИР ПЕТРОВИЧ

ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА
НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ И В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ
САМОЛЕТОВ Ту-204, Ту-154, Ан-124,
А 330, А 310, Ил-96, Ил-86

Редактор Т. В. Никитина

Компьютерная верстка Д. А. Мусиной

Подписано в печать 2011. Формат 60×90/16. Бумага офсетная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 2,25. Уч.-изд. л. 2,02.

Тираж

Заказ

РИО и типография УВАУ ГА(И). 432071, г. Ульяновск, ул. Можайского, 8/8