

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)

А.М. Рогонов
В.П. Бехтир
В.Х. Копысов
Е.Н. Коврижных

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

САМОЛЕТА ЯК-40

Учебное пособие



Ульяновск 2005

Рогонов А.М. Практическая аэродинамика самолета Як-40: Учеб. пособие / А.М. Рогонов, В.П. Бехтир, В.Х. Копысов, Е.Н. Коврижных. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2005. – 124 с.

В учебном пособии описаны геометрические и аэродинамические характеристики самолета Як-40. Рассматриваются его летные характеристики на различных этапах полета как в простых, так и в сложных условиях.

Учебное пособие предназначено для летного и инженерно-технического состава, а также для курсантов УВАУ ГА.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	3
Летно-технические характеристики самолета Як-40.....	6
Тема 1. Аэродинамические характеристики самолета Як-40.....	21
Тема 2. Характеристики силовой установки.....	31
Тема 3. Горизонтальный полет.....	41
Тема 4. Взлет самолета.....	51
Тема 5. Набор высоты и снижение.....	62
Тема 6. Снижение самолета.....	72
Тема 7. Посадка самолета Як-40.....	82
Ответы.....	92
Контрольные вопросы по темам.....	94
Контрольный тест по курсу «Практическая аэродинамика самолета Як-40».....	103
Заключение.....	122
Библиографический список.....	123

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы изучение задач практической аэродинамики полетов воздушных судов получает все большее развитие, что связано со стремлением повысить надежность и безопасность полетов, улучшить пилотажные характеристики самолетов и, в конечном счете, добиться повышения эффективности их использования.

Повышение уровня безопасности и экономичности полетов воздушных судов обеспечивается, прежде всего, четкими и обоснованными рекомендациями, своевременными и правильными действиями экипажа. Этого можно добиться лишь при достаточно высокой профессиональной подготовке летного и инженерно-технического состава, предполагающей понимание аэродинамических характеристик и сущности динамических свойств его поведения, условий устойчивости и способности их учета в момент принятия решения. Анализ расследования многих летных происшествий это полностью подтверждает.

Рассмотрению вопросов практической аэродинамики того или иного типа воздушного судна посвящено значительное количество учебников и учебных пособий как у нас в стране, так и за рубежом. Их число особенно возросло за последние годы.

Однако с вводом в эксплуатацию новых типов воздушных судов необходима литература, которая бы обобщила вопросы практической аэродинамики этих судов и рассматривала с общих позиций особенности их пилотирования в обычных условиях и при возникновении тех или иных критических ситуаций.

В данном учебном пособии предпринята попытка, с единых позиций рассмотреть вопросы практической аэродинамики, динамика полета в нормальных и особых случаях полета.

Пособие не претендует на полное освещение всех аспектов практической аэродинамики самолетов ГА. Авторы ставили перед собой цели:

- рассмотреть общие закономерности и явления в аэродинамике и динамике полета самолета Як-40, определить все траекторные характеристики самолета Як-40 и выявить их зависимость от конструктивных и аэродинамических параметров;
- оценить пути совершенствования самого процесса летной эксплуатации самолета, его устойчивости в нормальных и особых случаях полета;
- применить методы анализа динамики полета самолета для анализа особых случаев полета с целью разработки соответствующих рекомендаций по технике пилотирования Як-40.

В данном пособии обобщен имеющийся у авторов опыт научно-педагогической работы по чтению курса «Практическая аэродинамика самолета Як-40».

Знание аэродинамики служит обеспечению безопасности воздушных судов в нормальных и особых случаях.

«Аэродинамика и динамика полета самолетов» в системе профессиональной подготовки пилотов, штурманов, бортинженеров, является одной из основных дисциплин, обеспечивающих требуемый уровень профессиональной подготовки.

Обучаемые должны:

- иметь четкое представление о законах движения самолета на различных этапах полета;
- принимать правильные решения в ожидаемых условиях эксплуатации и особых случаях полета;
- иметь обоснованное представление об эксплуатационных ограничениях режимов полета;

– представлять возможности самолета и экипажа для выхода из особых случаев полета.

В результате изучения дисциплины личный состав должен:

знать:

- физические явления и закономерности, лежащие в основе движения воздушных судов;
- влияние геометрических характеристик и особенностей компоновки самолета на его аэродинамические и летные характеристики;
- влияние эксплуатационных факторов и параметров состояния внешней среды на аэродинамические и летные характеристики;
- основные требования единых норм летной годности, причины ограничения режимов полета и их обоснование;
- особенности аэродинамических и летных характеристик современных воздушных судов гражданской авиации;

уметь:

- формулировать основные графические зависимости, определяющие аэродинамические характеристики самолета;
- обосновывать влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на аэродинамические и летные характеристики самолета;
- давать обоснование эксплуатационных и предельных ограничений режимов полета;
- рассчитывать взлетно-посадочные характеристики самолета.

Материал представлен в виде отдельных информационных кадров, каждый кадр включает в себя рисунок, вопрос и варианты ответов. При такой методике изложения учебный материал легче воспринимается, что способствует приобретению глубоких знаний и необходимых навыков. Для самоконтроля курсанты могут проверить свои знания по тестам контроля, которые приведены в пособии.

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА ЯК-40

1.1. Общие сведения

Пассажирский самолет Як-40 с тремя двухконтурными турбореактивными двигателями (ДТРД) АИ-25 создан под руководством генерального конструктора А.С. Яковлева.

Самолет предназначен для перевозки пассажиров и грузов на местных воздушных линиях. В зависимости от емкости топливной системы самолеты различают по вариантам: обычный и с увеличенной дальностью:

Вариант с увеличенной дальностью полета

Максимальный взлетный вес, кг	17200
Вес конструкции, кг	10000
Максимальный вес коммерческой нагрузки, кг	3200
Максимальное количество заправляемого топлива, кг	6000
Количество пассажиров, чел.	36
Практическая дальность полета на высоте 8100 м при максимальном взлетном весе с коммерческой нагрузкой 1000 кг и остатке топлива в баках 700 кг после посадки, км	2200
Максимальная истинная скорость полета на высоте 7200 м, км/ч	550
Крейсерская истинная скорость на высоте 7200 м, км/ч	510
Перепад давления в кабинах самолета	0,4

Самолет представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с низко расположенным прямым крылом и Т-образным оперением. Шасси трехстоечное, убирающееся с передней управляемой опорой.

Самолет оборудован системами: защиты от обледенения, кондиционирования воздуха, кислородной, противопожарной и новейшим радио- и пилотажно-навигационным оборудованием.

Наличие современного оборудования на самолете позволяет эксплуатировать его в простых и сложных метеорологических условиях, как на отечественных, так и на зарубежных аэродромах.

В полетах обеспечивается комфорт для пассажиров на высотах до 8100 м. При этом в кабинах до высоты 2800 м поддерживается давление воздуха, равное земному, а по мере увеличения высоты полета оно плавно понижается и на высоте 8100 м соответствует давлению на высоте 3200 м.

Самолет-низкоплан по сравнению с высокопланом имеет следующие преимущества:

- лучше используется эффект близости земли. На взлете и посадке между крылом и поверхностью земли создается воздушная подушка, благодаря которой увеличивается подъемная сила крыла и обеспечиваются меньшие скорость отрыва и посадочная скорость, эффективнее используется механизация крыла самолета;
- более легкое низкое шасси с меньшим аэродинамическим сопротивлением;
- основные опоры шасси убираются под фюзеляж в направлении к его продольной оси, благодаря чему при изменении положения шасси центровка самолета практически не изменяется;
- в случае вынужденной посадки с убраннным шасси самолет получает незначительные повреждения, повышается безопасность;
- проще силовая схема соединения крыла с фюзеляжем, удобно расположено горизонтальное оперение – выше спутной струи крыла, это исключает ее вредное влияние.

Большая тяга силовой установки (4500 кгс), наличие реверсивного устройства, щелевые закрылки, эффективные тормоза обеспечили самолету Як-40 хорошие взлетные и посадочные характеристики, он может взлетать и садиться на ВПП длиной 1600 м.

1.2. Крыло

Основные данные крыла

Размах крыла, м	25
Площадь крыла, м ²	70
Угол установки крыла, град.	+3
поперечной V-образности	+5°30'
Площадь двух элеронов, м ²	3,7
Углы отклонения элеронов, град.:	
вверх	+19
вниз	-15
Площадь триммера элеронов, м ²	0,08
Углы отклонения триммера элеронов, град.:	
вверх	+23°30'
вниз	-20°
Общая площадь закрылков, м ²	16,5
Углы отклонения закрылков, град.:	
на взлете	20
при посадке	до 35

Крыло самолета – прямое, трапециевидной формы в плане с разъемом по оси фюзеляжа, без центроплана. По линии фокусов крыла стреловидность равна нулю. Линия фокусов совпадает с осью переднего лонжерона и проходит через точки профилей, лежащие на расстоянии 25 % длины хорд от носков профилей.

Трапециевидное крыло с прямой линией фокусов проще в изготовлении, приближается по форме к балке равного сопротивления, т.е. в каждом сечении по размаху крыла его элементы имеют примерно одинаковое напряжение, поэтому его вес меньше, чем другого крыла той же площади. На таком крыле легче расположить механизацию крыла с достаточной ее площадью.

Геометрические очертания крыла образованы набором ламинизированных двояковыпуклых профилей с различной относительной толщиной

и кривизной. Для корневых профилей применяются профили типа С-9-С, симметричные, с относительной толщиной первой нервюры $\bar{c} = 15 \%$. Остальные профили типа КВ-4 (тоже близкие к симметричному) с относительной толщиной $\bar{c} = 13,9 \%$ профиля нервюры № 15 и с уменьшающейся относительной толщиной до 10% для нервюры № 34. Ламинизация профиля состоит в том, что максимальная толщина профилей отнесена от носка хорды на 35% для профилей у корня и на 40% ее длины для концевого профиля. Это сделано для улучшения обтекания крыла при больших числах M и для увеличения критической скорости флаттера.

Относительная кривизна \bar{f} профиля нервюры № 15 составляет $1,5 \%$, а нервюры № 34 – $1,1 \%$. Максимальная кривизна соответствует сечению профиля на удаление $0,3$ длины хорды от ее носка. Такой сдвиг максимальной кривизны назад по хорде способствует увеличению критического числа M крыла.

Подбором профилей с различной относительной толщиной и относительной кривизной достигается аэродинамическая крутка крыла.

Аэродинамическая крутка крыла улучшает поперечную устойчивость и управляемость самолета на больших углах атаки. Срыв потока у такого крыла на больших углах атаки возникает вначале у корня крыла, где профиль толще, а затем на концах крыла, где профиль тоньше (в области расположения элеронов), благодаря чему сохраняется эффективность элеронов и уменьшается интенсивность крена самолета на околокритических углах атаки.

Выбранные профили с малой кривизной просты в изготовлении и имеют хорошие несущие характеристики. Крыло имеет большое удлинение $\lambda = 8,93$, которое обеспечивает малое индуктивное сопротивление крыла, способствует получению нужных характеристик самолета по дальности полета, позволяет разместить по размаху достаточно эффективные закрылки. Чем больше удлинение крыла, тем меньше скос потока в области горизонтального оперения.

Сужение крыла равно 2,5. Такое сужение крыла благоприятно влияет на уменьшение индуктивного сопротивления и на больших углах атаки отодвигает начало срыва потока от концов крыла к корню. Подбором сужения также обеспечивается приемлемый вес крыла при достаточной прочности, возможность размещения элеронов и магистрали обогрева крыла, самолета.

Угол поперечной V-образности – угол между проекцией линии фокусов крыла на вертикальную плоскость, перпендикулярную корневой хорде, и проекцией линии фокусов на горизонтальную плоскость, перпендикулярную плоскости симметрии самолета.

Положительная V-образность крыла повышает поперечную устойчивость самолета.

Угол установки крыла φ – угол между средней аэродинамической хордой крыла и строительной горизонтальностью фюзеляжа. Если $\varphi = 3^\circ$, то при полете на крейсерских скоростях фюзеляж располагается по потоку, создает наименьшее лобовое сопротивление и удобное положение сидений для пассажиров.

Кроме того, положительный угол установки крыла уменьшает угол тангажа на взлете и посадке, что обеспечивает для пилота хороший обзор в направлении движения самолета.

Важной особенностью компоновки крыла является то, что крыло свободно от гондол двигателей, это делает его легким и тонким. Таким образом улучшен характер обтекания крыла, его несущие свойства, так как обтекание становится более плавным, уменьшается аэродинамическое сопротивление крыла и, следовательно, повышается аэродинамическое качество крыла.

Элероны – обыкновенные, дифференциального управления, имеют осевую аэродинамическую компенсацию 28 % и триммер.

Закрылки – типа ЦАГИ, выдвижные щелевые. Закрылки отклоняются для взлета на угол – 20° , для посадки – до 35° .

При отклонении щелевого закрылка поток, идущий снизу, будет тормозиться и через щель начнет перетекать из-под крыла в зону над крылом. Так как щель профилированная сужающаяся, то выходящий поток имеет скорость большую, чем основной поток, идущий над крылом. Последний прижимается (подсасывается) к щелям, а поток, выходящий из щелей, вдувается в пограничный слой над закрылком, предотвращая набухание пограничного слоя и срывы потока, чем улучшает аэродинамические условия работы крыла и расширяет диапазон рабочих углов атаки крыла.

1.3. Фюзеляж и оперение

Форма поперечного сечения фюзеляжа круглая, переходящая в хвостовой части в эллиптическую.

Диаметр цилиндрической части фюзеляжа, м	2,4
Площадь миделевого сечения фюзеляжа, м ²	4,5
Удлинение фюзеляжа	7,1

Фюзеляж удобообтекаемой формы, не имеет острых ребер, выступающих в поток. К средней части фюзеляжа крепится крыло, к хвостовой – оперение, пилоны с двигателями, средний двигатель и трап для входа пассажиров. В хвостовом коке фюзеляжа расположены реверсивно-тормозные щитки. Такая компоновка определила специфику конструктивной формы самолета в целом, обеспечила ему хорошие аэродинамические и летные качества и соответствует современным требованиям технической эстетики.

Самолет имеет однокилевое Т-образное хвостовое оперение с управляемым стабилизатором.

Вертикальное оперение состоит из высокого стреловидного киля и руля поворота, снабженного триммером. Профиль киля – симметричный, типа НАСА, с относительной толщиной.

Стреловидность кия, град.	52
Площадь вертикального оперения, м ²	10,2
Площадь руля направления, м ²	2,64
Плечо вертикального оперения, м	6,679
Отклонение руля направления влево и вправо, град.	±30
Осевая аэродинамическая компенсация руля направления, %	26,2
Площадь триммера руля направления, м ²	0,25
Углы отклонения триммера руля направления, град.	±10

Конструктивные формы и размеры кия определились местом расположения среднего двигателя, крепления горизонтального оперения и задачами обеспечения приемлемых характеристик боковой и продольной устойчивости и управляемости самолета.

Горизонтальное оперение самолета трапециевидной формы, состоящее из стабилизатора и руля высоты, установлено на киле. Это вызвано необходимостью расположения двигателя по выбранной схеме. При этом горизонтальное оперение меньше подвергается вредному воздействию звуковых волн, создаваемых звуковым полем выходящих струй газов двигателей.

Высокое расположение горизонтального оперения выгодно отличается от низкого тем, что на нем в полете вызывается меньший скос потока, создаваемый крылом и выходящей струей газов, увеличивается тот угол атаки, при котором в полете может наступить аэродинамическое затенение горизонтального оперения крылом, возможен срыв потока с горизонтального оперения.

Благодаря большой стреловидности кия без увеличения длины фюзеляжа и площади горизонтального оперения получена достаточная длина аэродинамического плеча горизонтального оперения относительно центра тяжести самолета для обеспечения продольной устойчивости и управляемости самолета, и достаточная длина аэродинамического плеча вертикального оперения, обеспечивающего хорошую путевую устойчивость самолета. При этом горизонтальное оперение действует как концевая шайба, что позволило уменьшить размеры вертикального оперения. Стабилизатор управляем в полете, поэтому руль высоты не имеет триммера.

Профиль горизонтального оперения НАСА симметричный, %	10
Площадь горизонтального оперения, м ²	13
Площадь руля высоты, м ²	4,91
Стреловидность стабилизатора по линии фокусов, град.	11°
Углы отклонения стабилизатора, град.:	
вверх	+3
вниз	-6
Углы отклонения руля высоты вверх и вниз, град.	±25
Осевая аэродинамическая компенсация руля высоты, %	30,4

Самолеты с высокорасположенным Т-образным хвостовым оперением способны входить в затяжной срыв. Сущность этого явления состоит в том, что самолет может оказаться сбалансированным на очень большом угле атаки (более 30°), т.е. на угле атаки, превышающем критический. Затяжной срыв может возникнуть в результате воздействия сильного вертикального порыва воздуха или резкого отклонения штурвала на себя в полете на больших, околокритических углах атаки. При этом происходит уменьшение скорости, быстрая потеря высоты и достигается необычно большой угол атаки. При таком срыве самолет может оставаться почти в горизонтальном положении. Вход самолета в затяжной срыв вызывается тем, что горизонтальное оперение входит в зону следа от крыла, динамическое давление в потоке, обтекающем горизонтальное оперение, уменьшается, вследствие чего снижается его эффективность. Гондолы двигателей и пилоны создают тоже аэродинамический след, значительно снижающий эффективность горизонтального оперения.

Эффективность горизонтального оперения может снизиться настолько, что отклонений руля и стабилизатора окажется недостаточно для выхода из срыва. В этом случае срыв становится «замкнутым», стабилизатор опускается ниже следа от крыла и гондол двигателей. Под струей воздуха эффективность продольного управления восстанавливается, и самолет может балансироваться на угле атаки 35-45°, но при попытке вернуть самолет на меньший угол атаки горизонтальное оперение снова войдет в аэродинами-

ческую тень, и эффективность продольного управления опять снизится, поэтому не может быть создан достаточный пикирующий момент, чтобы перевести самолет в нормальный полет, самолет будет продолжать снижение.

Конструкторы, создавая самолет, стремятся исключить явление затяжного срыва или создать устройства, обеспечивающие благополучный выход из этого режима. Установленный диапазон рабочих скоростей самолета Як-40 исключает вероятность входа самолета в затяжной срыв, поэтому здесь кратко описан этот режим, чтобы познакомить читателя с новым явлением.

1.4. Силовая установка

Самолет имеет три двухконтурных турбореактивных двигателя АИ-25. По отношению к продольной оси самолета в вертикальной плоскости оси боковых двигателей расположены под отрицательным углом – 1° . Это сделано для уменьшения плеча сил тяги и их моментов относительно точки опор основных колес шасси, чтобы уменьшить усилия на штурвале от руля высоты при взлете.

Воздух в боковые двигатели поступает через короткие прямые воздухозаборники, расположенные в передних коках гондол. Для уменьшения вредного сопротивления гондолы боковых двигателей имеют зализы, благодаря которым струйки, проходящие между гондолой и фюзеляжем, не получают ускорения. В горизонтальной плоскости оси двигателей развернуты на 3° в стороны.

Оси среднего двигателя относительно строительной оси фюзеляжа в вертикальной плоскости расположены под углом $+2^\circ$. В средний двигатель воздух поступает через изогнутый канал с заборником, расположенным у основания передней кромки киля. Для улучшения подхода воздуха к среднему двигателю, чтобы исключить помпаж его на больших углах тангажа и при сильном боковом ветре, передний контур входного канала

имеет наклонный срез. Оси двигателей проходят выше центра тяжести самолета, поэтому сила тяги двигателей создает пикирующий момент.

Для уменьшения длины посадочной дистанции средний двигатель снабжен реверсивно-тормозным устройством для получения реверса тяги. Под реверсом тяги понимается создание отрицательной тяги симметричным поворотом газового потока, вытекающего из двигателя. Устройство для поворота струи газов называют реверсором тяги. На самолете Як-40 реверсор, или реверсивно-тормозное устройство, состоит из двух реверсивно-тормозных щитков, шарнирно закрепленных в хвостовом коке фюзеляжа у среза реактивного сопла среднего двигателя.

Когда реверс тяги не требуется, щитки находятся в убранном положении и по своему периметру вписываются в обводы хвостового кока фюзеляжа. Когда необходимо создать реверс тяги, на среднем пульте включают электропереключатель управления реверсом и щитки выпускаются. В выпущенном положении щитки перекрывают прямой путь для выхода газов из сопла среднего двигателя, и направляют их в стороны и вперед под углом 120-140°. Выбор угла отклонения струи определяется необходимостью предотвратить попадание потока горячих газов на вход в двигатель. Газы, отталкиваясь от щитков, создают реактивную силу R , направленную против движения самолета. Эта сила представляет собой отрицательную тягу, тормозящую движение самолета. Ее величина при работе двигателя на взлетном и номинальном режимах соответственно составляет 700 и 520 кгс. Степень реверсирования тяги – отношение величины отрицательной тяги к исходной тяге двигателя – составляет 0,48-0,53.

Реверсивно-тормозные щитки в выпущенном положении изменяют геометрию хвостовой части фюзеляжа: увеличивают «донное разрежение» – увеличивается лобовое сопротивление самолета, что способствует быстрому уменьшению скорости самолета.

Установка трех двигателей гарантирует высокую безопасность полета и дает хорошие экономические показатели. Расположение двигателей на

хвостовой части фюзеляжа вызвало смещение центра тяжести самолета назад, поэтому для обеспечения равновесия самолета потребовалось крыло сместить назад, а носовая часть фюзеляжа получилась необычно удлиненной.

Благодаря расположению двигателей в хвостовой части фюзеляжа уменьшился уровень шума и вибрации в пассажирской кабине, а самолет имеет приятную эстетическую форму.

1.5. Шасси

Шасси трехопорное, с передней управляемой опорой, которая убирается в фюзеляж против потока. Главные опоры шасси убираются в крыло в направлении к оси самолета. Конструктивная схема шасси самолета Як-40 имеет следующие положительные свойства:

- небольшие размеры и относительно малый вес;
- изменение положения шасси практически не вызывает изменений центровки самолета;
- можно энергично пользоваться тормозами, не боясь капотирования самолета;
- хороший обзор из кабины экипажа при движении самолета по земле;
- на разбеге самолет располагается в линии полета и имеет минимальное лобовое сопротивление;
- управляемая передняя опора делает самолет более маневренным при движении по земле.

1.6. Аэродинамические характеристики самолета

Когда говорят об аэродинамических характеристиках самолета, то при этом имеют в виду величины и законы изменения аэродинамических коэффициентов сил и моментов, действующих на самолет, аэродинамиче-

ского качества и характерных углов атаки. В полете на самолет действует полная аэродинамическая сила R , которая раскладывается на составляющие: подъемную силу Y и силу лобового сопротивления X . Вследствие аэродинамического взаимовлияния (интерференции) частей самолета суммарные силы, действующие на самолет, не равны арифметической сумме отдельно взятых сил для всех элементов самолета.

Главной частью самолета, создающей подъемную силу, которая несет самолет в воздухе, является крыло. Крыло называют несущей частью самолета. но подъемную силу создают и не несущие части самолета: фюзеляж, оперение, пилоны двигателей. Подъемная сила самолета определяется по известной формуле

$$Y = C_Y S \frac{\rho V^2}{2}.$$

Подъемная сила самолета и ее коэффициент C_Y определяются по результатам продувки модели самолета в аэродинамической трубе и летных испытаний. Подъемная сила самолета в принципе не равна подъемной силе крыла. Вектор подъемной силы самолета всегда направлен перпендикулярно к вектору воздушной скорости полета самолета, а не к оси самолета.

Каждая часть самолета в воздушном потоке испытывает сопротивление воздуха. Лобовое сопротивление X крыла учитывается отдельно. Лобовое сопротивление остальных частей самолета суммируется с учетом их взаимного влияния и называется вредным сопротивлением. Сила лобового сопротивления X самолета складывается из лобового сопротивления крыла и вредного сопротивления X .

Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления самолета от угла атаки показана на рис. 1. Коэффициент C_Y с увеличением угла атаки увеличивается. Выпуск закрылков и шасси увеличивает X .

Продувая модель самолета в аэродинамической трубе и создавая ему различные углы атаки, получают для каждого угла атаки определенные значения

коэффициентов подъемной силы C_Y и лобового сопротивления C_X . По значениям полученных величин строят графики зависимости указанных коэффициентов от углов атаки. Это важные аэродинамические характеристики.

Для уменьшения посадочной и взлетной скоростей на самолете используются закрылки. Отклонение закрылков увеличивает коэффициент C_Y на рабочих углах в 2-3 раза и C_{Ymax} на критическом угле атаки примерно в 1,5 раза.

На рис. 1 представлены графики зависимости коэффициента подъемной силы самолета от угла атаки при различных положениях закрылков и числе $M = 0,2$. Как видим, на графике при неотклоненных закрылках угол атаки нулевой подъемной силы Y_0 равен $+0,6^\circ$. При угле атаки, равном нулю, коэффициент C_Y равен $-0,04$. Это объясняется влиянием горизонтального оперения, создающего подъемную силу, направленную вниз.

С увеличением угла атаки от $0,6$ до 15° увеличивается пропорционально углу атаки, и прирост C_Y на один градус угла атаки $\Delta C_Y / \Delta \alpha$ составляет $0,09$. Нарушение линейного закона изменения C_Y на углах атаки более 15° свидетельствует о начале развития срыва потока на крыле. При угле атаки более 15° поток получает возможность расширяться в сечениях над хвостовой частью крыла, скорость струек уменьшается, а давление повышается; пограничный слой набухает и начинает перетекать от задней кромки крыла к передней, происходит местный срыв потока с верхней поверхности крыла.

По мере увеличения угла атаки зона срыва расширяется по хорде и размаху крыла. При критическом угле атаки коэффициент C_Y достигает максимального значения. Дальнейшее увеличение угла атаки вызывает полный срыв потока со всего крыла, и C_Y резко уменьшается. Срыв потока с крыла в полете пилот ощущает по вибрации (срывная тряска) самолета, которая усиливается по мере подхода к критическому углу атаки. Минимального значения коэффициент подъемной силы ($C_{Ymax} = 1,44$) достигает на угле атаки $17,5^\circ$. Этот угол и является критическим углом атаки при неотклоненных закрылках.

Для самолета с закрылками, отклоненными на 15, 20 и 35°, C_{Ymax} соответственно составляет 1,9; 2,1 и 2,2 при $\alpha_{кр}$ равном 18, 19 и 18°; угол атаки нулевой подъемной силы равен –2,8; –3,5 и –7,5° соответственно.

Разность между критическим углом и углом атаки нулевой подъемной силы называется диапазоном летных углов атаки. Как видим, при отклонении закрылков диапазон летных углов атаки увеличивается.

При отклоненных закрылках безотрывное обтекание крыла сохраняется вплоть до критического угла атаки, это объясняется влиянием щели между крылом и носком закрылков, через которую происходит сдувание заторможенного пограничного слоя над закрылком. При взлете рекомендуется отклонять закрылки на 20°, при посадке – на 35°. Выпуск шасси на коэффициент C_Y и величину критического угла атаки практически не влияет.

На величину коэффициента C_{Ymax} оказывают влияние сжимаемость воздуха и число М. При одинаковых углах атаки (до некоторой величины α) коэффициент C_Y будет больше у того крыла, которое обтекается потоком с большей скоростью.

Критический угол атаки и коэффициент C_{Ymax} с увеличением числа М уменьшаются, так как срыв пограничного слоя при большой скорости возникает на меньшем угле атаки. И, наоборот, с уменьшением числа М при приближении к посадочным скоростям коэффициент C_{Ymax} и угол $\alpha_{кр}$ увеличиваются.

1.7. Поляры самолета

Если для ряда углов атаки взять из таблиц продувок самолета соответствующие им значения C_X и C_Y и построить график зависимости коэффициента C_Y от коэффициента C_X для самолета, то получится график поляры самолета. Общий вид варианта поляры самолета показан на рис. 1.

Отклонение закрылков увеличивает коэффициенты C_Y и C_X , поляра при этом соответственно смещается вверх и вправо. Выпуск шасси увеличивает

только C_X , поэтому поляра для самолета с выпущенным шасси смещается вправо на величину коэффициента силы сопротивления шасси.

Вектор, проведенный из начала координат до точки, взятой на кривой, будет представлять (в определенном масштабе) величину коэффициента полной аэродинамической силы C_R для определенного угла атаки. Координатами точки a на кривой будут величины векторов коэффициентов C_Y и C_X . Таким образом, из прямоугольника векторов можем записать: угол между векторами C_Y и C_R называется углом качества α .

На рис. 1 представлены поляры самолета Як-40 при числе $M = 0,2$ с убраннным шасси. На рис. 1 показаны поляры самолета Як-40 с неотклоненными закрылками и с убраннным шасси для больших чисел M .

Коэффициент силы сопротивления шасси равен 0,016.

Основные аэродинамические характеристики, определенные по полярам самолета для M до 0,2, приведены на рис 4. Из анализа графиков следуют выводы: при отклонении закрылков на 20° на взлетных и посадочных углах атаки коэффициент C_Y увеличивается на 50 %, а C_X – в 2 раза; при отклонении закрылков на 35° на взлетных и посадочных углах атаки C_Y увеличивается в 2 раза, а C_X – более чем в 3 раза.

Следовательно, на взлете целесообразно закрылки отклонять на угол 20° ; отклонение закрылков на больший угол вызовет ненужный рост C_X без заметного увеличения C_Y и снизит безопасность продолжения взлета в случае отказа двигателя.

На посадке желательно иметь большую величину C_X , чтобы получить меньшую посадочную скорость, и большую C_X для быстрого уменьшения скорости на этапах посадки и уменьшения длины посадочной дистанции. Следовательно, на посадке выгодно отклонять закрылки на 35° .

С увеличением числа M поляра самолета смещается вправо, так как увеличение числа M вызывает увеличение C_X особенно на больших углах атаки вследствие более интенсивного срыва потока на крыле, одновременно уменьшается C_{Ymax} .

Тема 1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА ЯК-40

ИК 1. Поляры самолета Як-40

Значения аэродинамических характеристик самолета Як-40 даются в виде зависимости коэффициента C_Y от величины угла атаки α и поляры самолета, выражающей зависимость коэффициента C_Y от коэффициента C_X .

1. Критический угол атаки $\alpha_{кр} = 17,5^\circ$; $V_{св} = 185$ км/ч; $m = 16100$ кг.
2. Угол тряски самолета $\alpha_{тр} = 16^\circ$; $V_{тр} = 200$ км/ч.
3. Максимальный коэффициент подъемной силы $C_{Y\max} = 1,44$.
4. Срабатывает сигнализация при $\alpha = 15^\circ$.
5. Скорость минимально допустимая $V = 260$ км/ч; $\alpha = 9^\circ$.
6. Наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв} = 8^\circ$; $K_{\max} = 15,5$.
7. Минимальный коэффициент лобового сопротивления $C_{X0} = 0,024$.

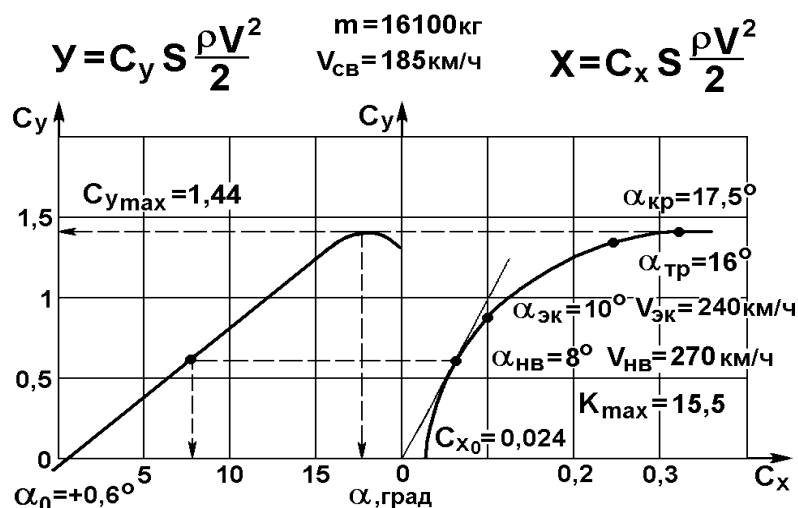


Рис. 1. Поляры самолета Як-40

Вопрос. Какова величина максимального качества самолета Як-40?

- Ответы:**
- 1) 18.
 - 2) 19.
 - 3) 15,5.
 - 4) 14.

ИК 2. Меры по затягиванию срыва потока с концов крыла

Для того, чтобы заставить поток срываться в корне крыла, а не на конце крыла, чтобы создать предупредительную тряску, говорящую, что углы атаки велики, а скорости малы, существуют меры по затягиванию срыва потока с конца крыла. Это крутка аэродинамическая, заключающаяся в том, что кривизна профиля крыла в районе нервюры № 15 равна $\bar{f} = 1,5 \%$, т.е. больше чем в корне крыла.

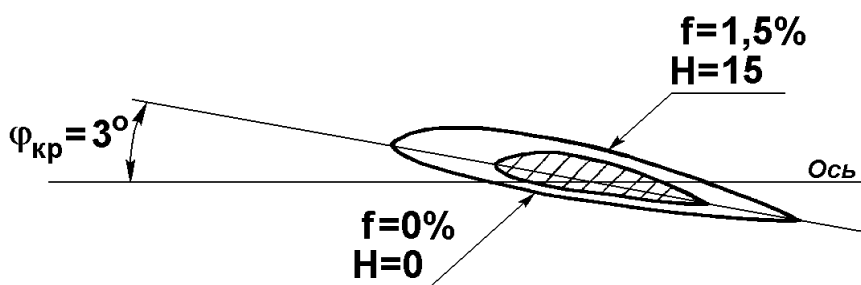


Рис. 2. Аэродинамическая крутка крыла

Вопрос. Какова максимальная кривизна профиля крыла самолета Як-40?

Ответы:

- 1) 0,8 %.
- 2) 1,5 %.
- 3) 1,4 %.
- 4) 1,1 %.

ИК 3. Влияние выпуска шасси на аэродинамические характеристики самолета Як-40

При выпуске шасси коэффициент подъемной силы самолета остается постоянным, а коэффициент лобового сопротивления увеличивается на всех углах атаки на $\Delta C_X = 0,016$.

При увеличении C_X аэродинамическое качество самолета уменьшается. При угле атаки $\alpha_{\text{нв}}$ оно уменьшается с 15,5 до 11,8, причем величина $\alpha_{\text{нв}}$ увеличивается с 8 до 11°. При заходе на посадку на самолете Як-40 шасси выпускается на скорости $V = 300 \dots 280$ км/ч за 5 км до ТВГ.

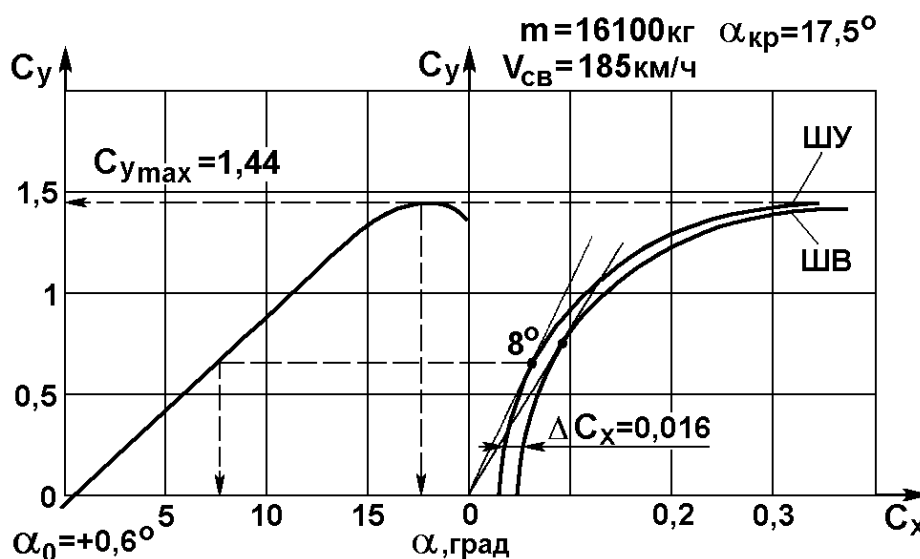


Рис. 3. Влияние выпуска шасси на поляру самолета

Вопрос. Когда, на какой скорости выпускаются шасси?

Ответы:

- 1) на траверзе ДПРМ.
- 2) перед 4-м разворотом.
- 3) перед 3-м разворотом.
- 4) на удалении 5 км до ТВГ на скорости 300...320 км/ч.

ИК 4. Назначение закрылков

Закрылки предназначены для улучшения взлетно-посадочных характеристик. Они увеличивают площадь крыла, кривизну крыла. Все это увеличивает C_Y , но в еще большей степени C_X .

Изменение аэродинамических характеристик вызывает следующие изменения летных характеристик.

При взлетной массе 17,2 т скорость отрыва уменьшается с 250 до 210 км/ч при $\delta_3 = 20^\circ$.

Уменьшается длина разбега с 1500 до 950 м при $m = 17,2$ т, $\delta_3 = 20^\circ$.

Уменьшается посадочная скорость и длина пробега самолета после приземления. При закрылках, отклоненных на 35° , скорость посадочная $V_{noc} = 180$ км/ч, длина пробега 750 м без реверса. При посадке без закрылков $V_{noc} = 200$ км/ч, а длина пробега 1200 м без реверса.

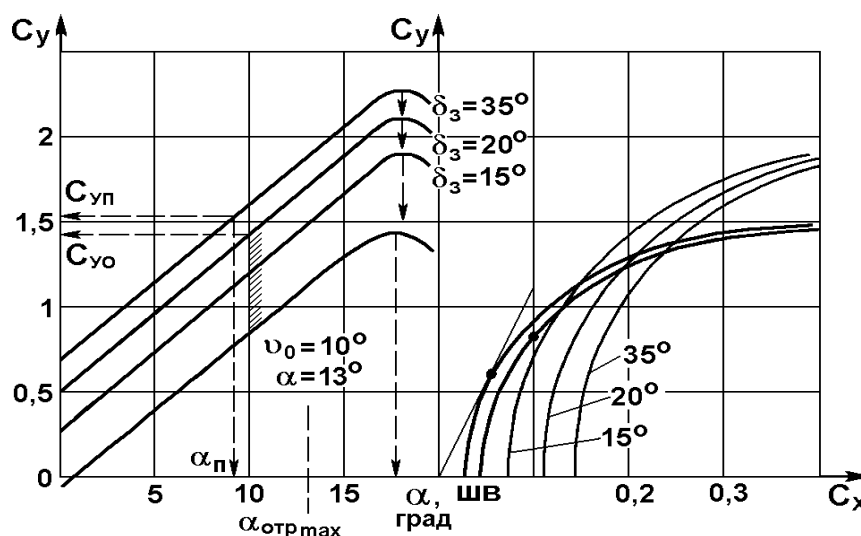


Рис. 4. Влияние выпуска шасси и закрылков на аэродинамические характеристики

Вопрос. На сколько процентов увеличивается длина пробега самолета при посадке с убранными закрылками?

- Ответы:**
- 1) 80 %.
 - 2) 20 %.
 - 3) 30 %.
 - 4) 10 %.

ИК 5. Порядок выпуска закрылков

При заходе на посадку с прямой или в случае, если выход из 4-го разворота предполагается на удалении не менее 5...6 км до точки входа в глиссаду, 4-й разворот выполнять с убранными шасси и закрылками на $V_{np} = 300...280$ км/ч. На прямой за 5 км до ТВГ выпустить шасси. За 3...4 км до ТВГ начать выпуск закрылков на 20° с уменьшением скорости до $V_{np} = 270...250$ км/ч.

За 1...2 км до ТВГ начать довыпуск закрылков на 35° с уменьшением скорости до $V_{np} = 210...200$ км/ч. На скорости 210...200 км/ч выполнять полет по глиссаде.

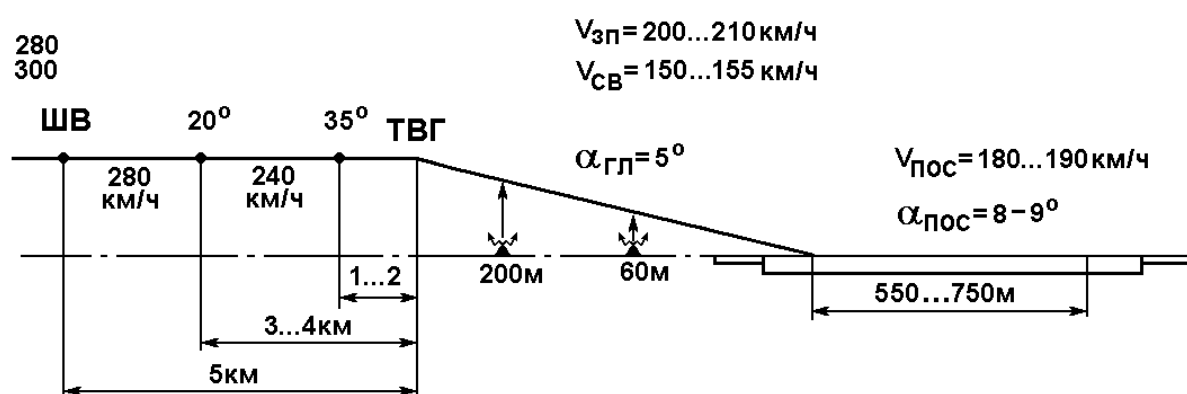


Рис. 5. Порядок выпуска закрылков

Вопрос. Какую скорость надо выдерживать на глиссаде?

Ответы:

- 1) 230...220 км/ч.
- 2) 210...200 км/ч.
- 3) 240...250 км/ч.
- 4) 180...190 км/ч.

ИК 6. Влияние числа M на аэродинамические характеристики

При величине числа $M > 0,4$ сказывается влияние сжимаемости воздуха. Наблюдается уменьшение $C_{Y_{max}}$ вследствие уменьшения $\alpha_{кр}$. Критический угол атаки в этом случае уменьшается потому, что срыв потока на крыле начинается на меньших углах атаки.

Учитывая это, полет в неспокойном воздухе следует выполнять на рекомендованных числах M , так как возможно резкое увеличение углов атаки. Максимально допустимые углы атаки будут меньше.

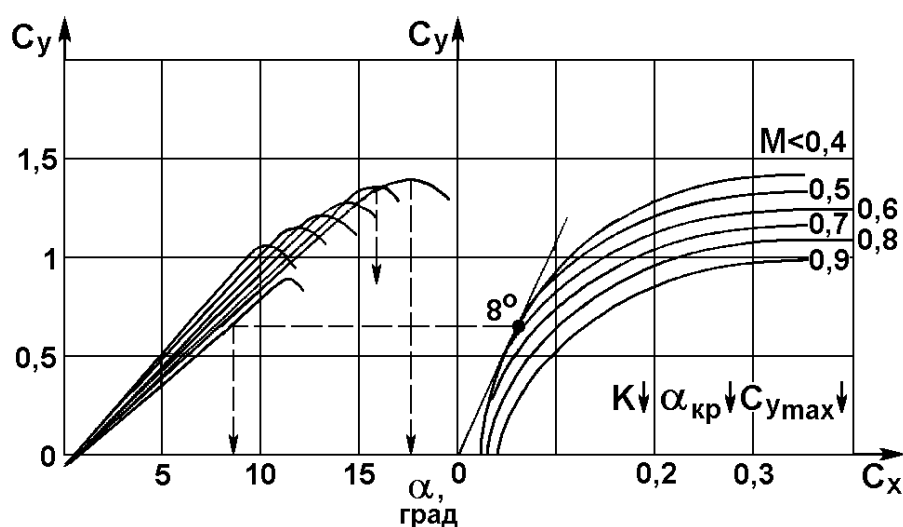


Рис. 6. Влияние числа M на поляры

Вопрос. При каких числах M будет максимальное качество K ?

Ответы:

- 1) 0,5.
- 2) 0,6.
- 3) 0,4.
- 4) 0,7.

ИК 7. Аэродинамические характеристики самолета Як-40

Положение		α_0	C_{x0}	$\alpha_{кр}$	$C_{y_{max}}$	$\alpha_{нв}$	C_x при $\alpha_{нв}$	K_{max}
Закр.	Шасси							
0°	У	+0,6°	0,024	17,5°	1,44	8°	0,042	15,5
	В	+0,6°	0,04	17,5°	1,44	11°	0,076	11,8
20°	У	-3,5°	0,06	19°	2,1	8°	0,094	11,1
	В	-3,5°	0,076	19°	2,1	11°	0,140	9,3
35°	У	-7,5°	0,119	18°	2,2	8°	0,172	7,9
	В	-7,5°	0,135	18°	2,2	11°	0,228	7,3

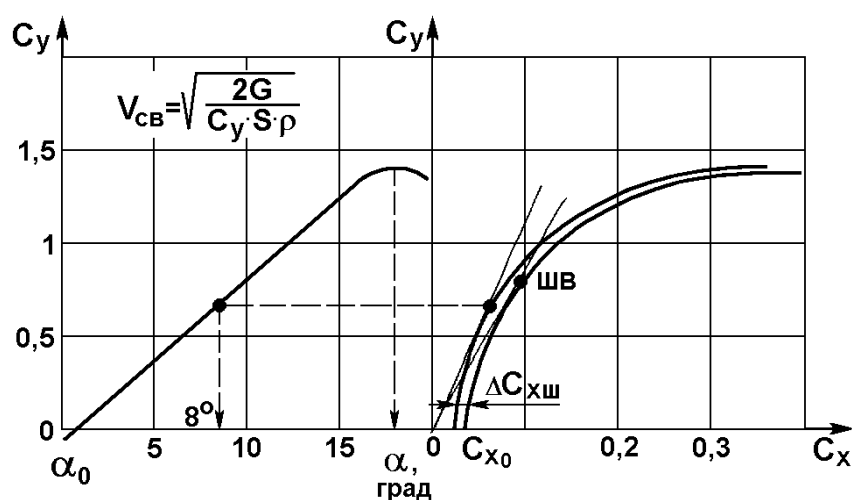


Рис. 7. Аэродинамические характеристики

Вопрос. Какова величина качества при выпущенных шасси?

Ответы:

- 1) 14.
- 2) 10.
- 3) 15,5.
- 4) 11,8.

ИК 8. Аэродинамическое обоснование угла отклонения закрылков

Из анализа графиков и таблиц следуют выводы:

- при отклонении закрылков на 20° на взлетных и посадочных углах атаки коэффициенты C_Y увеличиваются на 50 % и C_X – в 2 раза;
- при отклонении закрылков на 35° на взлетных и посадочных углах атаки C_Y увеличивается в 2 раза, а C_X – более чем в 3 раза.

Следовательно, на взлете целесообразно закрылки отклонять на 20° . Отклонение закрылков на больший угол вызовет ненужный рост C_X без заметного увеличения C_Y и снизит безопасность продолженного взлета в случае отказа двигателя.

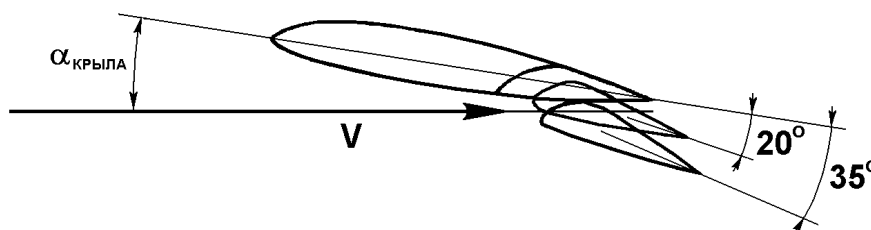


Рис. 8. Выбор угла отклонения закрылков

Вопрос. Почему закрылки на взлете отклоняются на угол 20° ?

- Ответы:**
- 1) для сокращения длины разбега.
 - 2) для уменьшения длины ВПП.
 - 3) на случай отказа одного двигателя.
 - 4) для уменьшения скорости отрыва самолета.

ИК 9. Аэродинамическое качество

Отношение величины подъемной силы самолета к величине силы его лобового сопротивления называется аэродинамическим качеством самолета

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x}.$$

Каждому углу атаки соответствует определенное значение коэффициентов C_y и C_x , а следовательно, и определенная величина аэродинамического качества самолета.

Все факторы, увеличивающие коэффициент C_x , например, выпуск шасси, обледенение, загрязнение обшивки, негерметичность люков, уменьшают аэродинамическое качество самолета.

Качество самолета уменьшается также при отклонении руля, при возникновении скольжения, создании реверса тяги двигателя.

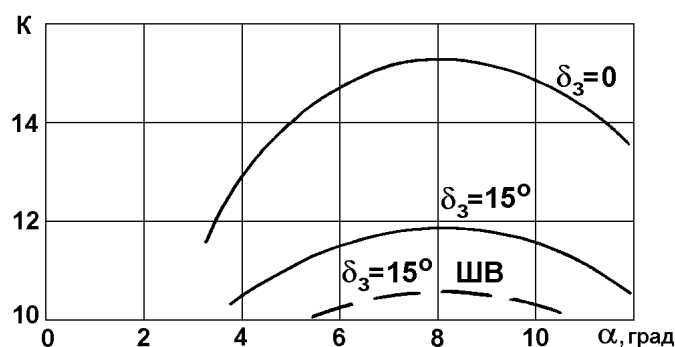


Рис. 9. Аэродинамическое качество

Вопрос. Какова величина угла атаки при максимальном аэродинамическом качестве 15,5?

- Ответы:**
- 1) 6° .
 - 2) 8° .
 - 3) 10° .
 - 4) 5° .

ИК 10. Влияние экрана земли на аэродинамические характеристики самолета

Начиная с полуразмаха крыла, в процессе выравнивания и выдерживания сказывается влияние земли (экрана) на аэродинамические характеристики самолета. Под крылом образуется воздушная подушка. Давление под крылом повышается. Коэффициент подъемной силы C_Y и подъемная сила Y увеличиваются, скорость посадочная уменьшается.

Если оторвать самолет на малой скорости и перевести в набор высоты, влияние экрана исчезает, возникает просадка самолета, самолет снова касается земли.

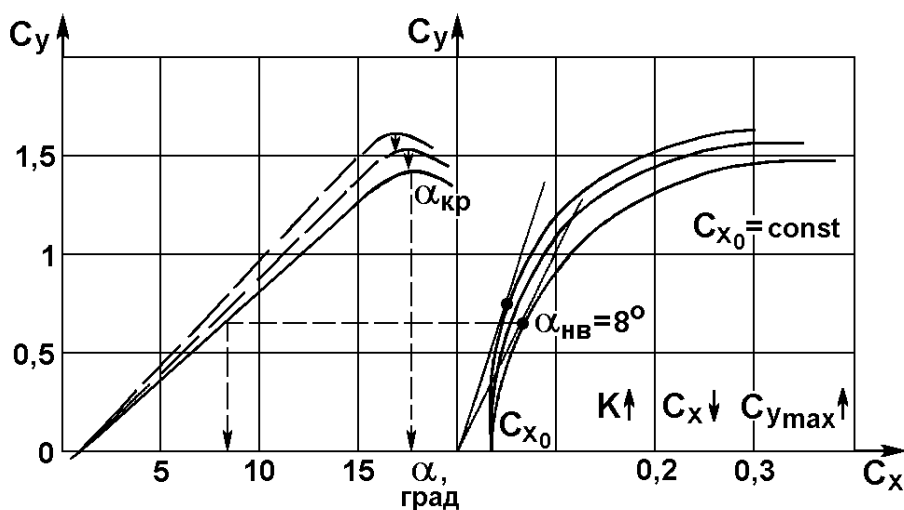


Рис. 10. Влияние земли на аэродинамические характеристики

Вопрос. Как изменяются параметры по мере приближения самолета к земле?

- Ответы:**
- 1) $C_{X0} \downarrow$, $V_{св} \downarrow$, $C_{Ymax} \uparrow$, $K \uparrow$.
 - 2) $V_{св} \downarrow$, $C_{Ymax} \downarrow$, $K \uparrow$, $C_X \uparrow$.
 - 3) $K \uparrow$, $C_{Ymax} \uparrow$, $C_{X0} \uparrow$, $C_X \uparrow$.
 - 4) $C_X \downarrow$, $K \uparrow$, $V_{св} \downarrow$, $C_{Ymax} \uparrow$.

Тема 2. ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

ИК 1. Компоновка двигателя на самолете

Самолет имеет три двухконтурных турбореактивных двигателя АИ-25. Схема установки гондол двигателей показана на рис 11.

По отношению к продольной оси самолета в вертикальной плоскости оси боковых двигателей расположены под отрицательным углом -1° . Это сделано для уменьшения плеча сил тяги и их моментов относительно точки опор основных колес шасси, чтобы уменьшить усилия на штурвале от руля высоты при взлете. В горизонтальной плоскости оси двигателей развернуты на 3° в стороны.

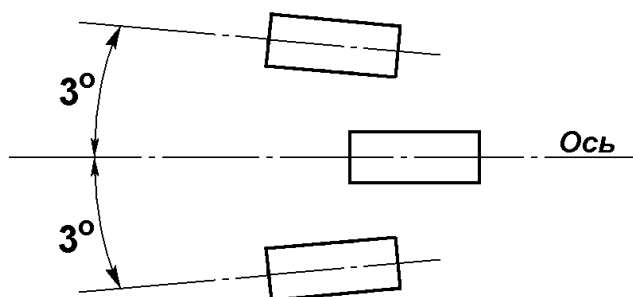


Рис. 11. Компоновка двигателя на самолете

Вопрос. Почему боковые двигатели установлены под углом -1° относительно продольной оси?

- Ответы:**
- 1) для уменьшения момента разворачивающего.
 - 2) для уменьшения сопротивления в полете.
 - 3) для увеличения тяги двигателя в полете.
 - 4) чтобы уменьшить усилия на штурвале при взлете.

ИК 2. Сила тяги двигателя

Силовая установка самолета Як-40 состоит из трех двухконтурных турбореактивных двигателей АИ-25, которые на взлетном режиме при скорости, равной нулю, дают суммарную тягу 4500 кг.

Сила тяги двигателя P зависит от расхода воздуха и соотношения скорости истечения газа и скорости полета самолета

$$P = G_6(C_5 - V)/g,$$

где $C_5^1 = 428$ м/с – скорость истечения газа из внутреннего контура;

$C_5^2 = 301$ м/с – скорость истечения газа из наружного контура;

$G_1 = 13,5$ кг, $G_2 = 31,1$ кг – расход воздуха через внутренний и наружный контуры.

$$\begin{aligned}\mu &= \frac{P}{G} = \frac{4500}{17200} = 0,26. \\ P &= G_B \frac{W - V}{g}, \text{ где } G_B = 44,6 \text{ кг.} \\ P_{y\partial} &= \frac{W - V}{g}, \quad W_{\text{вн}} = 428 \text{ м/с.} \\ W_{\text{внешн}} &= 300 \text{ м/с,} \quad g = 9,81 \text{ м/с}^2.\end{aligned}$$

Рис. 12. Сила тяги двигателя

Вопрос. Определить тяговооруженность самолета Як-40 при массе самолета 17200 кг и взлетной тяге 1500 кг.

- Ответы:**
- 1) 0,35.
 - 2) 0,174.
 - 3) 0,087.
 - 4) 0,26.

ИК 3. Удельный расход топлива

Экономичность двигателя характеризуется удельным расходом топлива. Удельный расход топлива показывает, сколько килограммов топлива надо сжечь, чтобы получить один килограмм тяги в час.

Удельный расход топлива будет минимальным при оборотах 0,85 номинальных, т.е. на крейсерском режиме работы двигателя.

На самолете Як-40 стоят двигатели АИ-25 с минимальным удельным расходом при $H = 0$ $C_{y\partial} = 0,56$ (кг топл./1 кг тяги) и на $H = 8000$ м $C_{y\partial} = 0,79$ (кг топл./1 кг тяги) на крейсерском режиме.

$$C_{y\partial} = \frac{G_{\text{т в час}}}{P_{\text{дв}}}.$$

$$C_{y\partial} = \frac{C_{\text{ч}}}{P},$$

где $C_{\text{ч}}$ – часовой расход топлива, кг;

P – сила тяги.

При $H = 6000$ м; $V = 550$ км/ч; $C_{y\partial} = 0,8$ кг топл./ кг тяги

Рис. 13. Удельный расход топлива

Вопрос. Какова величина предельного удельного расхода топлива при $H = 0$?

- Ответы:**
- 1) 0,48.
 - 2) 0,56.
 - 3) 0,65.
 - 4) 0,75.

ИК 4. Режим малого газа

Режим малого газа – это такой режим, при котором двигатель устойчиво работает на минимальных оборотах в течение не более 30 мин.

На режиме малого газа ($\text{РУД} = 12...17^\circ$ $n_{\text{квд}} = 7750$ об/мин) двигатель работает устойчиво, обеспечивая минимальную тягу 100 кг. На этом режиме вся энергия газов расходуется на вращение двигателя. Тяга двигателя небольшая из-за малой частоты вращения, а значит, расхода воздуха и степени сжатия компрессора, а также из-за малых скоростей истечения газа из реактивного сопла.

МГ – РУД(12...17°), частота 7750 об/мин.

Режим малого газа – это такой режим, при котором двигатель устойчиво работает на минимальных оборотах в течение не более 30 мин.
Он используется на снижении и при рулении

Рис. 14. Малый газ

Вопрос. Какова величина тяги на малом газе?

Ответы:

- 1) 400 кг.
- 2) 300 кг.
- 3) 200 кг.
- 4) 100 кг.

ИК 5. Режим крейсерский

Крейсерским называют режим, на котором гарантируется надежная работа двигателя в течение всего установленного срока службы. Режим, на котором тяга создается 0,85 от номинальной, называют максимальным крейсерским.

Это наибольший режим, на котором можно эксплуатировать двигатель без дополнительных ограничений по времени в полете.

РУД – 72°, частота 15420 об/мин, (93 %).

$P = 530$ кг, $C_{y0} = 0,78$, $C_h = 415$ кг/ч.

Характеристики двигателя ($H = 6000$ м; $V = 550$ км/ч; МСА)					
Параметры	Режим двигателя				
Положение стрелки	72°	60°	49°	42°	29°
Частота вращения КВД, об/мин, %	15420	14975	14470	14085	13040
	93,5	90,5	88	85,5	79
Частота вращения КНД, об/мин, %	10300	9750	9150	8715	7750
	87	82,5	77	73,5	69,5
Располагаемая тяга P , кг	530	443	356	297	157
Удельный расход топлива	0,781	0,797	0,831	0,879	1,108
Часовой расход топлива	415	356	300	260	175

Рис. 15. Режим крейсерский

Вопрос. Какова частота вращения двигателя на крейсерском режиме?

Ответы:

- 1) 85 %.
- 2) 82 %.
- 3) 98 %.
- 4) 93 %.

ИК 6. Взлетный режим

Взлетным или максимальным называют режим, на котором двигатель развивает максимальную тягу при непрерывной работе не более 5 мин. Взлетным режимом пользуются на взлете, при наборе высоты до 400 м, при уходе на второй круг.

При выходе двигателя на взлетный режим часовые расходы топлива, температура газов и частота вращения ротора турбины становятся максимальными. Это дает максимальную степень сжатия компрессора, расход воздуха, скорость истечения газов из реактивного сопла и тягу, которая при максимальных оборотах равна 1500 кг.

$$PUD - 100^\circ, n_{KВД} = 16300 \text{ об/мин (99 \%)}.$$

$$C_h = 875 \text{ кг/ч}, P = 1500 \text{ кг}, C_{y0} = 0,585.$$

Положение стрелки по лимбу топливного регулятора, град.	100^{+4}_{-2}
Частота вращения ротора КВД, об/мин / %	16640 / 101
Частота вращения ротора КНД, об/мин / %	10750 / 90,5
Тяга двигателя, кг	1500

Рис. 16. Взлетный режим

Вопрос. Какова величина часового расхода топлива на взлетном режиме?

- Ответы:**
- 1) 775 кг/ч.
 - 2) 875 кг/ч.
 - 3) 975 кг/ч.
 - 4) 675 кг/ч.

ИК 7. Дроссельная характеристика

Дроссельной характеристикой двигателя называется зависимость тяги, удельного расхода топлива и температуры газов перед турбиной от частоты вращения ротора турбины.

На режиме малого газа ($12...17^\circ$) $n = 775$ об/мин, двигатель работает устойчиво, обеспечивая минимальную тягу 100 кг. При выходе двигателя на взлетный режим часовые расходы топлива, температура газов, обороты становятся максимальными. Это дает максимальную степень сжатия компрессора, расход воздуха и тягу, которая при $n = 16300$ об/мин (99 %) равна 1500 кг.

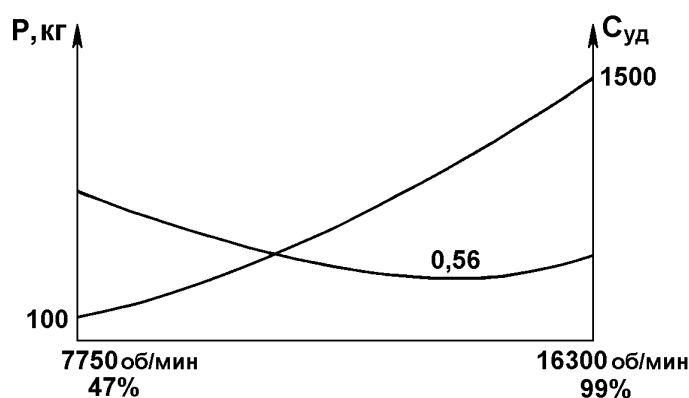


Рис. 17. Дроссельная характеристика

Вопрос. Какова минимальная величина удельного расхода топлива $C_{уд}$ по дроссельной характеристике?

- Ответы:**
- 1) 0,46.
 - 2) 0,56.
 - 3) 0,66.
 - 4) 0,76.

ИК 8. Скоростная характеристика

Скоростной характеристикой двигателя называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от скорости полета самолета.

При увеличении скорости полета самолета увеличивается степень сжатия воздуха динамическая, а значит и суммарная степень сжатия. Увеличивается расход воздуха через двигатель. А удельная тяга $P_{уд} = (C_5 - V) / g$ из-за роста скорости полета уменьшается. Когда скорость истечения газов из сопла будет равна скорости полета, тяга будет равна нулю.

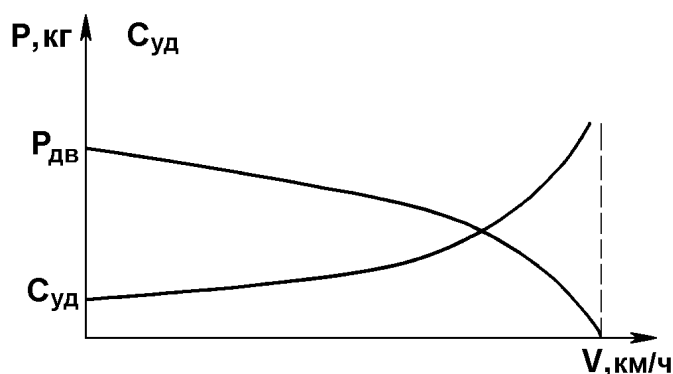


Рис. 18. Скоростная характеристика

Вопрос. При какой условной скорости полета тяга двигателя превращается в ноль?

- Ответы:**
- 1) 1000 км/ч.
 - 2) 1200 км/ч.
 - 3) 1600 км/ч.
 - 4) 2000 км/ч.

ИК 9. Высотная характеристика

Высотная характеристика двигателя – изменение силы тяги и удельного расхода топлива в зависимости от высоты полета самолета.

При увеличении высоты полета уменьшается наружное давление, а значит расход воздуха. Это приводит к уменьшению силы тяги двигателя. Удельный расход топлива с поднятием на высоту уменьшается из-за увеличения степени сжатия двигателя, а значит роста коэффициента полезного действия двигателя.

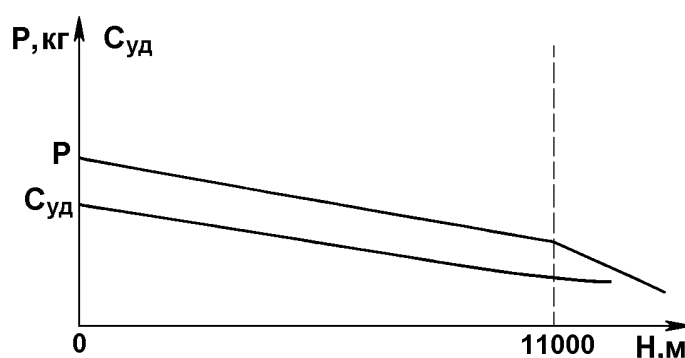


Рис. 19. Высотная характеристика

Вопрос. Как изменяется удельный расход топлива до 1100 м?

- Ответы:**
- 1) увеличивается.
 - 2) не изменяется.
 - 3) уменьшается.
 - 4) растет и потом падает.

ИК 10. Реверс тяги

Для уменьшения длины посадочной дистанции средний двигатель снабжен реверсивно-тормозным устройством для получения реверса тяги. Под реверсом тяги понимается создание отрицательной тяги симметричным поворотом газового потока, вытекающего из двигателя. Устройство для поворота струи газов называют реверсом тяги. Если необходимо создать реверс тяги, на среднем пульте включают электропереключатель управления реверсом и щитки выпускаются. Реверс включается на высоте 6...4 м, а выключается на скорости 20...10 км/ч.

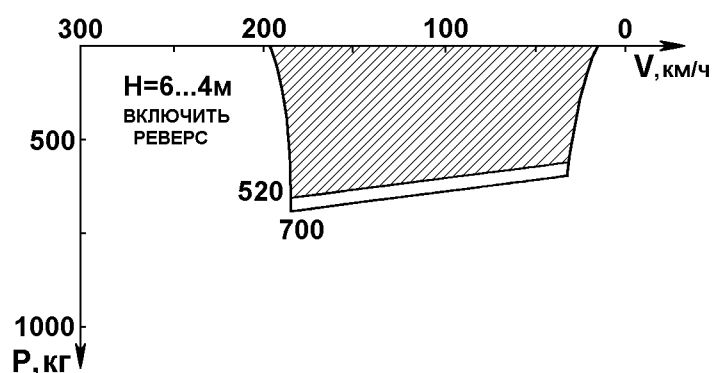


Рис. 20. Изменение тяги реверса

Вопрос. Когда включается реверс тяги в обычных условиях?

- Ответы:**
- 1) на $H = 20...25$ м.
 - 2) на $H = 2...3$ м.
 - 3) на $H = 6...4$ м.
 - 4) на $H = 15...12$ м.

Тема 3. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

ИК 1. Схема сил в горизонтальном полете

Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете, показана на рис. 21. Если все силы приложены в центре тяжести, то для осуществления горизонтального полета подъемная сила должна уравновешивать силу веса самолета, а сила тяги силовой установки – лобовое сопротивление самолета: $Y = G$; а $P = X$.

Если сила тяги не будет равняться лобовому сопротивлению, то движение самолета будет с переменной скоростью.

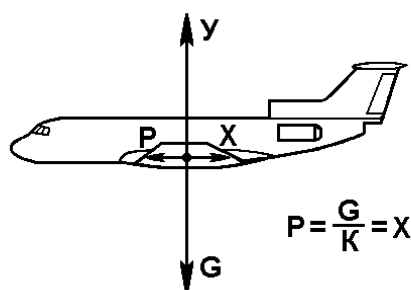


Рис. 21. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

Вопрос. При какой центровке подъемная сила крыла в горизонтальном полете меньше силы тяжести?

- Ответы:**
- 1) такого не бывает.
 - 2) $X_T > 25\%$ (задней).
 - 3) $X_T < 25\%$ (передней).

ИК 2. Скорость и тяга, необходимые для полета

Скорость, необходимая для горизонтального полета, обеспечивает создание подъемной силы, равной полетному весу самолета. Величину необходимой скорости можно определить из условия горизонтального полета

$$Y = C_Y S \frac{\rho V^2}{2} = G.$$

Решив это уравнение относительно $V_{г.п.}$, получим выражение скорости необходимой для горизонтального полета

$$V_{г.п.} = \sqrt{\frac{2G}{C_Y S \rho}}, \text{ м/с.}$$

Тяга, необходимая для горизонтального полета определяется

$$P = \frac{G}{K}, \text{ кг.}$$

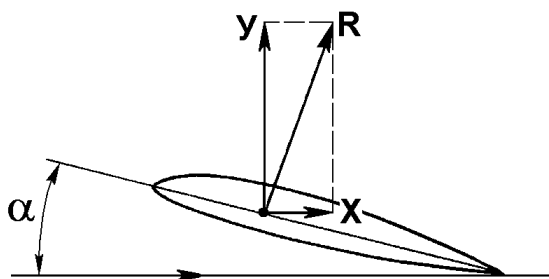


Рис. 22. Образование подъемной силы

Вопрос. На какой высоте при постоянной приборной скорости и массе самолета больше угол атаки?

- Ответы:**
- 1) 12000 м.
 - 2) 8000 м.
 - 3) на всех высотах одинаков.
 - 4) 2000 м.

ИК 3. Зависимость скорости и тяги от угла атаки самолета

При увеличении угла атаки самолета до критического $17,5^\circ$ коэффициент подъемной силы C_Y возрастает. Для сохранения подъемной силы равной силе веса самолета, скорость необходимо уменьшить. При критическом угле атаки скорость потребная для горизонтального полета будет минимальной

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot 16100}{1,44 \cdot 70 \cdot 0,125}} = 185 \text{ км/ч}.$$

При увеличении угла атаки до наивыгоднейшего аэродинамическое качество увеличивается, а потребная тяга уменьшается. При наивыгоднейшей скорости

$$V_{\text{нв}} = 270 \text{ км/ч}, \alpha_{\text{нв}} = 8^\circ, K_{\max} = 15,5.$$

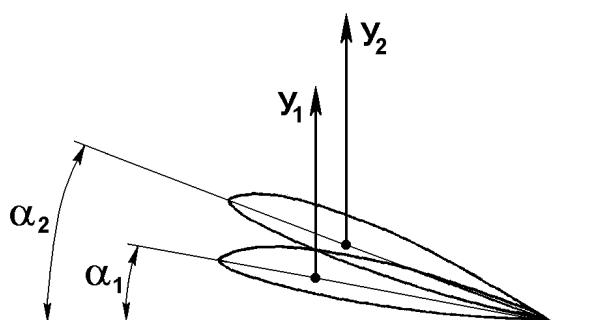


Рис. 23. Критический угол атаки

Вопрос. Чему равно лобовое сопротивление самолета при полетной массе 16100 кг и качестве аэродинамическом 15,5?

- Ответы:**
- 1) 900 кг.
 - 2) 1030 кг.
 - 3) 1200 кг.
 - 4) 1300 кг.

ИК 4. Поляры горизонтального полета

Если полет самолета происходит на скоростях, которым соответствует число $M > 0,4$, то вследствие сжимаемости воздуха коэффициенты C_Y и C_X увеличиваются, а аэродинамическое качество несколько уменьшается. Уменьшение аэродинамического качества вызывает увеличение потребной тяги.

Для определения тяги в этом случае необходимо иметь поляры режимов горизонтального полета

$$C_Y = \frac{2G}{S \cdot \rho \cdot V^2}.$$

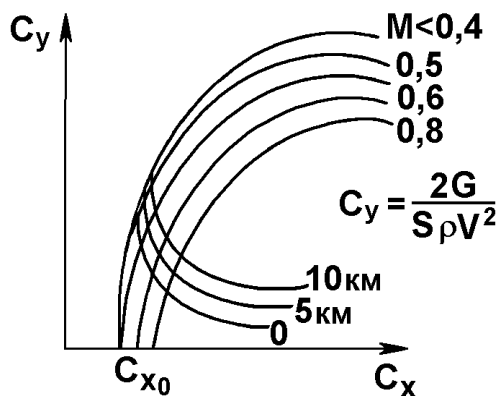


Рис. 24. Поляры горизонтального полета

Вопрос. Как изменяется максимальное аэродинамическое качество с увеличением числа M полета от 0,4 до 0,8?

- Ответы:**
- 1) увеличивается.
 - 2) уменьшается.
 - 3) не изменяется.

ИК 5. Кривые потребных и располагаемых тяг самолета Як-40

Кривая потребной тяги показывает зависимость тяги, потребной для горизонтального полета от скорости полета.

1. Максимальная скорость полета $V = 475$ км/ч.
2. Максимальная приборная скорость $V_{пр} = 450$ км/ч, ($q = 1000$ кг/м²).
3. Наивыгоднейшая скорость набора $V_{нн} = 320$ км/ч, ($V_{y_{max}}$).
4. Наивыгоднейшая скорость $V_{нв} = 270$ км/ч, ($K_{max} = 15,5$).
5. Экономическая скорость $V_{эк} = 240$ км/ч.
6. Скорость практически минимальная $V = 260$ км/ч.
7. Скорость сваливания $V_{св} = 185$ км/ч, ($\alpha_{кр} = 17,5^\circ$).

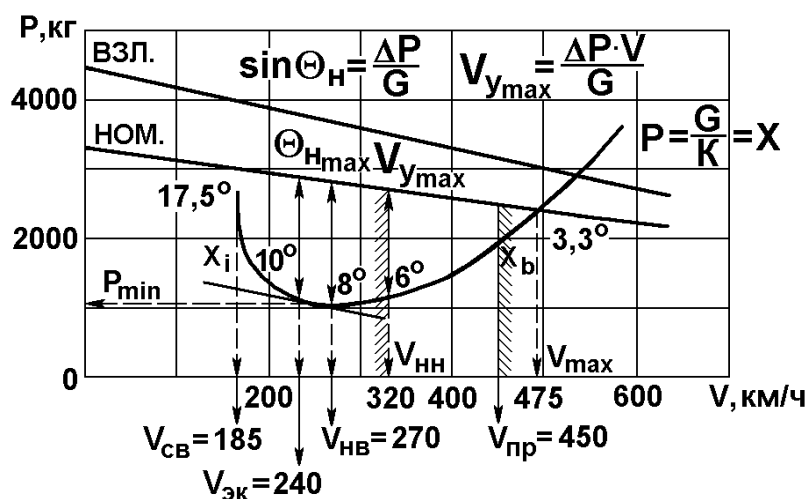


Рис. 25. Потребные и располагаемые тяги, $m = 16100$ кг, $H = 0$

Вопрос. Из каких соображений ограничивается максимальная приборная скорость?

- Ответы:**
- 1) устойчивости и управляемости.
 - 2) прочности.
 - 3) устойчивости и прочности.

ИК 6. Влияние массы на летные характеристики самолета

При выполнении полета самолета при постоянном угле атаки с меньшей массой необходима меньшая подъемная сила, а значит для полета с тем же углом атаки необходима меньшая скорость. Для получения меньшей скорости необходима меньшая тяга.

Кривая тяги смещается вниз и влево. Скорость максимальная растет. Скорости наивыгоднейшая и сваливания уменьшаются.

m , кг	$V_{св}$	$V_{нв}$	V_{max}	ΔP , кг
16100	185	270	475	1650
13000	170	250	500	1860

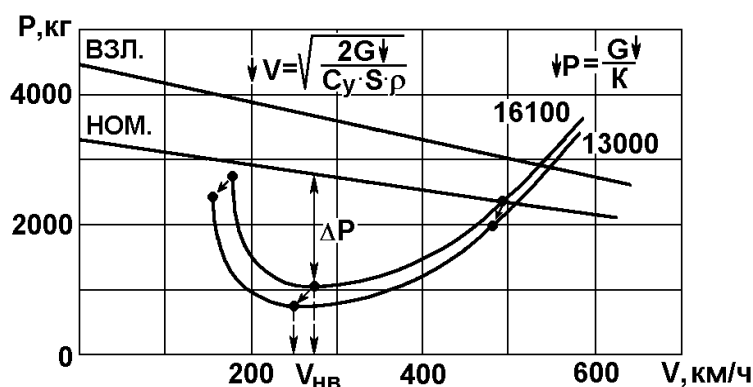


Рис. 26. Влияние массы на летные характеристики самолета Як-40

Вопрос. Как изменится качество K через 2 часа полета при полете в первом режиме и $V_{np} = \text{const}$?

- Ответы:**
- 1) увеличится.
 - 2) уменьшится.
 - 3) не изменится.

ИК 7. Влияние высоты на потребные и располагаемые тяги

При выполнении горизонтального полета на большей высоте с тем же углом атаки нужна большая истинная скорость, а для ее получения нужна та же тяга.

Поэтому тяга потребная уходит вправо, а располагаемая тяга уменьшается. Такой характер изменения потребной и располагаемой тяг приводит к увеличению максимальной и минимальной скоростей, уменьшению избытка тяги, угла набора, вертикальной скорости. На высоте 11000 м истинная скорость больше приборной в 1,83 раза.

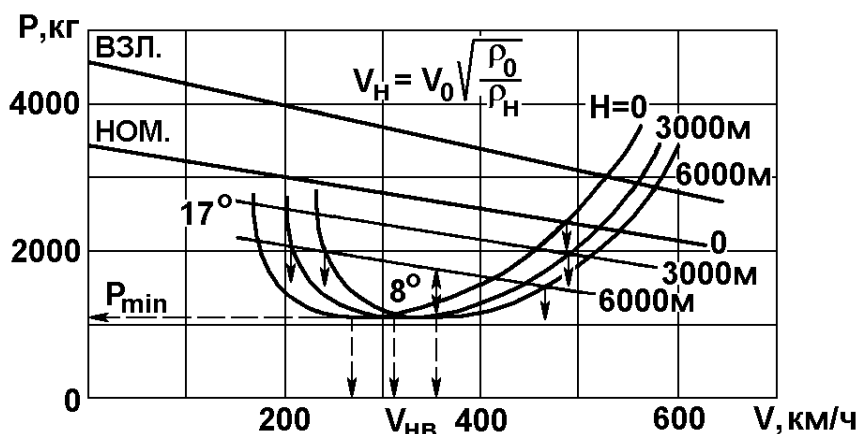


Рис. 27. Влияние высоты на летные характеристики самолета Як-40

Вопрос. Как изменится часовой расход топлива при постоянной приборной скорости полета?

- Ответы:**
- 1) увеличится.
 - 2) уменьшится.
 - 3) не изменится.

ИК 8. Летные ограничения самолета в приборных скоростях

Самолет Як-40 имеет ограничение по прочности при экстремальном снижении $V_{пр} = 550$ км/ч ($H = 0...4500$ м), $V_{пр} = 500$ км/ч ($H = 4500...6000$ м) и $V_{пр} = 450$ км/ч выше 6000 м.

При обычном снижении максимальная приборная скорость 450 км/ч.

Скорость практически минимально допустимая больше скорости сваливания на 30 % ($V_{ч} = 1,3 V_{св} = 260$ км/ч). Этой скорости соответствует угол атаки $\alpha = 10^\circ$.

Скорость наивыгоднейшая $V_{нв} = 270$ км/ч, $\alpha_{нв} = 8^\circ$.

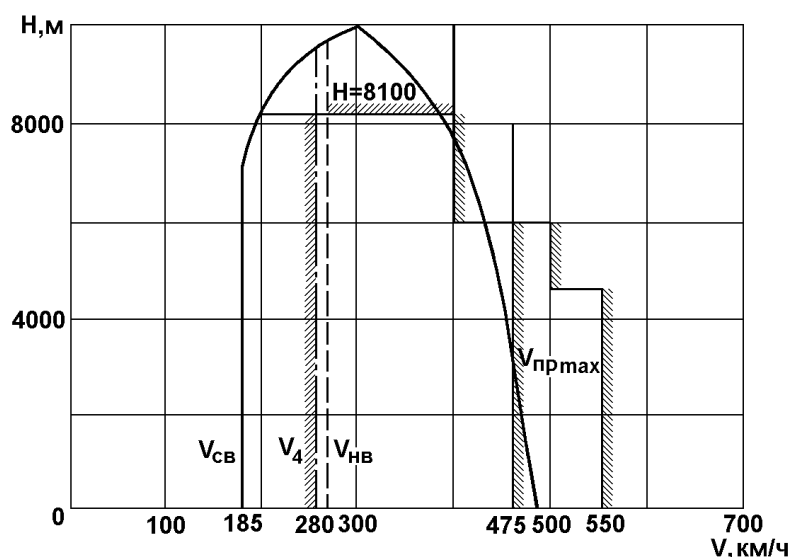


Рис. 28. Летные ограничения самолета в приборных скоростях

Вопрос. С какой точки зрения берется ограничение по $V_{пр} = 450$ км/ч?

Ответы:

- 1) устойчивости и управляемости.
- 2) прочности самолета.
- 3) достаточности руля высоты.

ИК 9. Преимущества полета на большой высоте

При выполнении полета на большой высоте с тем же углом атаки тяга потребная нужна одна и та же. А удельный расход с поднятием на высоту уменьшается из-за уменьшения температуры наружного воздуха, а значит роста степени сжатия, а также потому, что на большой высоте двигатель не надо дросселировать при той же приборной скорости

$$C_h = C_{y\partial} \cdot P,$$

$$C_k = \frac{C_h}{V}.$$

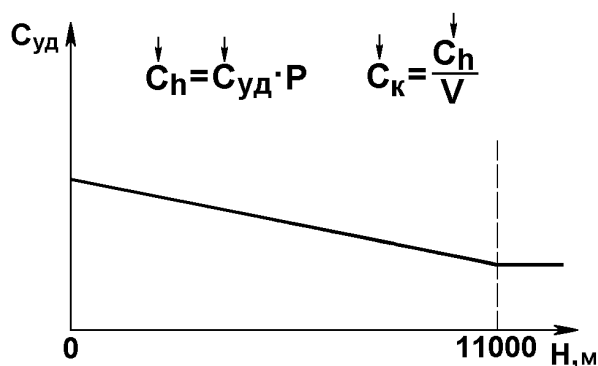


Рис. 29. Изменение удельного расхода топлива по высоте

Вопрос. На высоте 6000 м лобовое сопротивление самолета равно

$$X = G / K = 16100 / 15,5,$$

удельный расход топлива на этой высоте равен 0,95 кг топл. /кг тяги час.

Чему равен часовой расход?

- Ответы:**
- 1) 1000.
 - 2) 1200.
 - 3) 1400.
 - 4) 800.

ИК 10. Режимы полета самолета

1. Режим наибольшей продолжительности полета соответствует минимальному часовому расходу топлива. Этот режим рекомендуется для полета в зоне ожидания и при восстановлении ориентировки.

На $H = 6000$ м, $m = 15$ т; $V_{пр} = 290$ км/ч; $V_{ис} = 388$ км/ч; $Q = 836$ кг/ч.

2. Режим наибольшей дальности полета соответствует режиму 1,01 минимального километрового расхода топлива. Этот режим рекомендуется для маршрутных полетов по расписанию.

На $H = 6000$ м, $m = 15$ т; $V_{пр} = 347$ км/ч; $V_{ис} = 465$ км/ч; $Q = 973$ кг/ч.

3. Режим работы двигателей «0,85 номинального» является наибольшим режимом для горизонтального полета.

На $H = 6000$ м, $m = 15$ т; $V_{пр} = 383$ км/ч; $V_{ис} = 510$ км/ч; $Q = 1113$ кг/ч.

4. Номинальный режим работы двигателей для крейсерского полета. Используется по усмотрению командира ВС.

На $H = 6000$ м, $m = 15$ т; $V_{пр} = 415$ км/ч; $V_{ис} = 555$ км/ч; $Q = 1310$ кг/ч.

$$P = G / K = X.$$

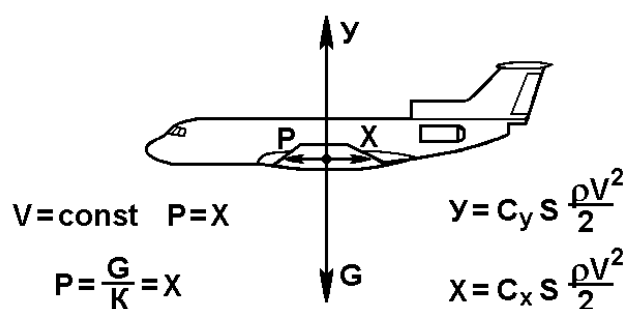


Рис. 30. Горизонтальный полет

Вопрос. Какой расход топлива на номинальном режиме на высоте 6000 м?

- Ответы:**
- 1) 1500 кг.
 - 2) 1100 кг.
 - 3) 1300 кг.
 - 4) 1000 кг.

Тема 4. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

ИК 1. Руление самолетом Як-40

После запуска и прогрева двигателей установить им режим $n = 60 \%$.

Проверить давление в основной гидросистеме.

Установить стабилизатор в положение соответствующее фактическому значению центровки, $m = 17,2$ т.

$X_T, \%$	30	25	20	15
$\varphi_{ст}, \text{град.}$	-2	-4,5	-5	-6

При взлете с грунтовой ВПП приведенные на графике значения углов отклонения стабилизатора необходимо увеличивать в направлении на каб-рирование на 1° .

Развороты при рулении выполнять отклонением педалей, а при необходимости – торможением колес.

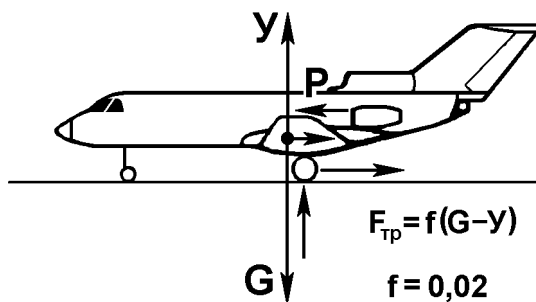


Рис. 31. Руление самолетом Як-40

Вопрос. Какая минимальная ширина ВПП нужна для разворота самолета Як-40?

- Ответы:**
- 1) 30 м.
 - 2) 50 м.
 - 3) 75 м.
 - 4) 100 м.

ИК 2. Ограничения на взлете

Самолет Як-40 имеет максимальную взлетную массу 17200 кг.

Центровка для взлета предельно передняя 13 % при массе до 15000 кг и 17 % при массе 16000...17200 кг.

Взлет разрешен с ИВПП отвечающей требованиям:

Коэффициент сцепления	не менее 0,3
Толщина слоя воды на ИВПП, мм	не более 10
слоя слякоти, мм	не более 12
слоя сухого снега, мм	не более 50
Боковая составляющая скорости ветра под углом 90° к ВПП, м/с	15
Встречный ветер при взлете, м/с	30
Попутный ветер при взлете, м/с	5

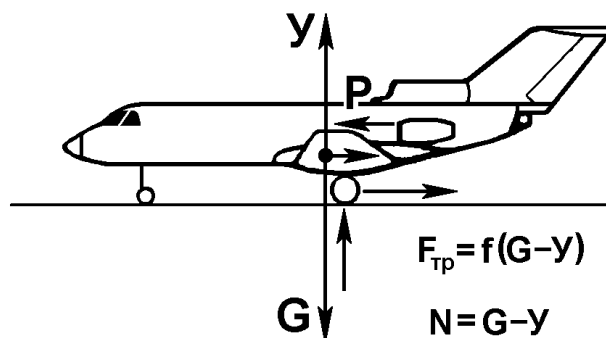


Рис. 32. Ограничения на взлете

Вопрос. Какова предельно передняя центровка на взлете при массе 17200 кг?

- Ответы:**
- 1) 13 %.
 - 2) 15 %.
 - 3) 17 %.
 - 4) 20 %.

ИК 3. Взлет самолета Як-40

Взлет производится на взлетном режиме работы двигателей 101 % при частоте вращения ротора КВД 16640 об/мин. Закрылки при этом отклонены на угол 20° , а стабилизатор развернут на угол, зависящий от центровки. Командир ВС удерживает самолет тормозами и дает команду экипажу «Взлетаем». На заторможенном самолете двигатели плавно и синхронно выводятся на взлетный режим.

Разбег производится с прижатой передней стойкой шасси на угле атаки 3° до скорости $V_{п.ст} = 190$ км/ч при массе самолета 17200 кг. Отрыв самолета происходит на скорости на 5...10 км/ч больше скорости $V_{п.ст}$. Угол атаки в момент отрыва $\alpha_{отр} = 9...10^\circ$.

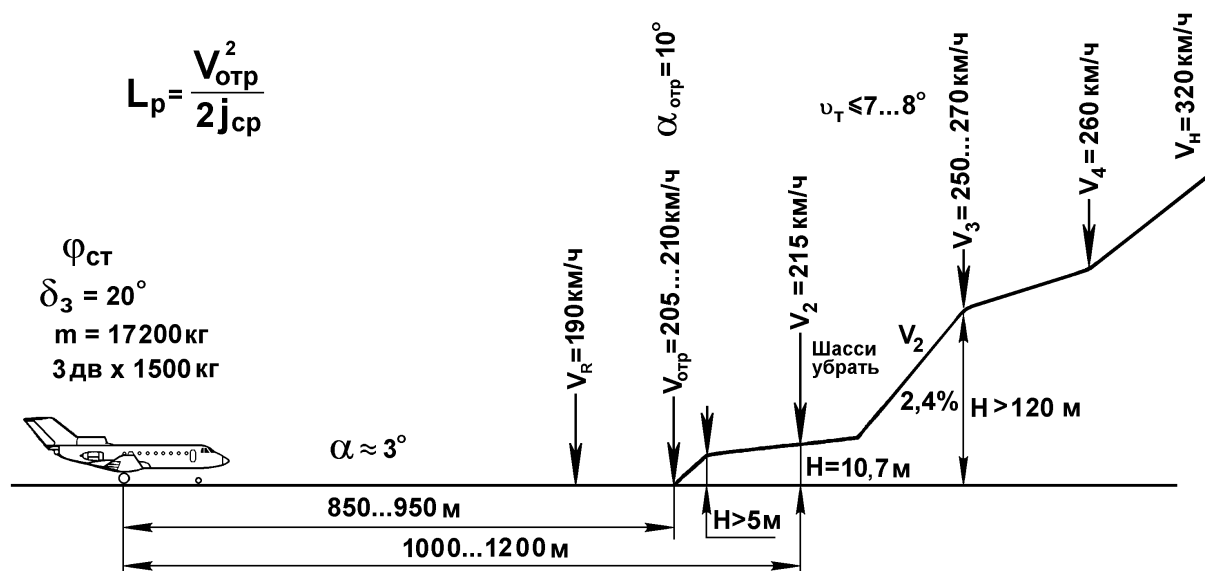


Рис. 33. Порядок взлета самолета Як-40

Вопрос. Какова будет скорость V_2 при массе самолета 17200 кг?

- Ответы:**
- 1) 200 км/ч.
 - 2) 215 км/ч.
 - 3) 230 км/ч.
 - 4) 240 км/ч.

ИК 4. Скорости на взлете

После отрыва самолета необходимо зафиксировать угол тангажа $8...7^\circ$ и обеспечить к моменту уборки шасси достижение безопасной скорости V_2 . При резком взятии штурвала на себя возможно срабатывание сигнализации срывного режима. Особенно опасно обледенение крыла самолета, в этом случае возможен выход самолета на углы атаки закритические и сваливание на крыло. На высоте $5...10$ м по команде командира ВС бортмеханик убирает шасси.

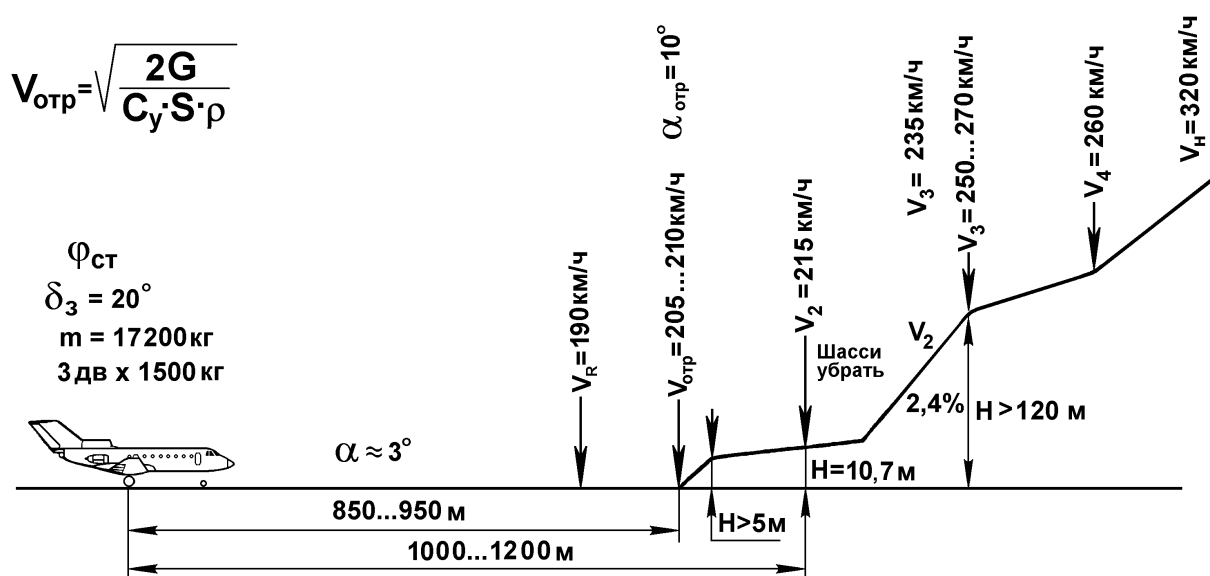


Рис. 34. Взлет самолета Як-40

Вопрос. Чему будет равна скорость V_3 при массе 17200 кг?

- Ответы:**
- 1) 240 км/ч.
 - 2) 270 км/ч.
 - 3) 250 км/ч.
 - 4) 280 км/ч.

ИК 5. Уборка механизации

На высоте не ниже 120 м при скорости $V_{пр} = 250...270$ км/ч следует дать команду бортмеханику убрать закрылки, продолжая набор высоты с разгоном самолета до скорости $V_{пр} = 320$ км/ч. Кабрирующий момент, возникающий при уборке закрылков, парировать отклонением руля высоты, усилия на штурвале снимать перекладкой стабилизатора.

Минимальная скорость начала уборки закрылков $V_3 = 235$ км/ч, а минимальная скорость к концу уборки закрылков $V_4 = 260$ км/ч.

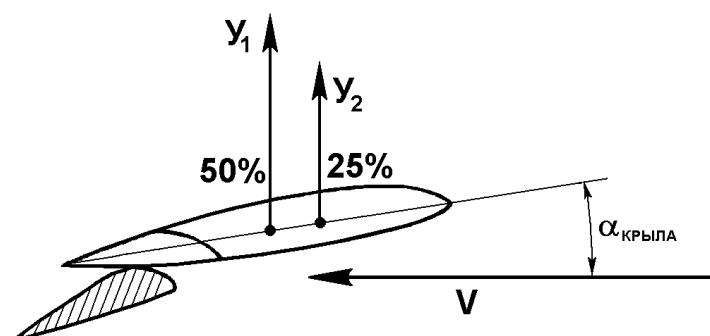


Рис. 35. Уборка механизации

Вопрос. На какой скорости набирается высота 120 м при массе 17200 кг?

Ответы:

- 1) $V_2 + 50$ км/ч.
- 2) V_2 .
- 3) $V_2 + 30$ км/ч.
- 4) $V_2 + 10$ км/ч.

ИК 6. Основные определения взлета

V_1 – скорость принятия решения.

$V_{п.ст}$ – скорость в момент подъема передней опоры.

V_2 – безопасная скорость взлета, т.е. скорость, которую необходимо иметь к высоте 10,7 м или 35 футов.

Это минимальная скорость, на которой самолет может быть переведен при одном отказавшем двигателе в набор высоты с креном без скольжения.

Градиент набора высоты – это тангенс угла наклона траектории при наборе высоты, выраженный в процентах.

V_3 – скорость начала уборки закрылков.

V_4 – скорость минимальная к концу уборки закрылков.

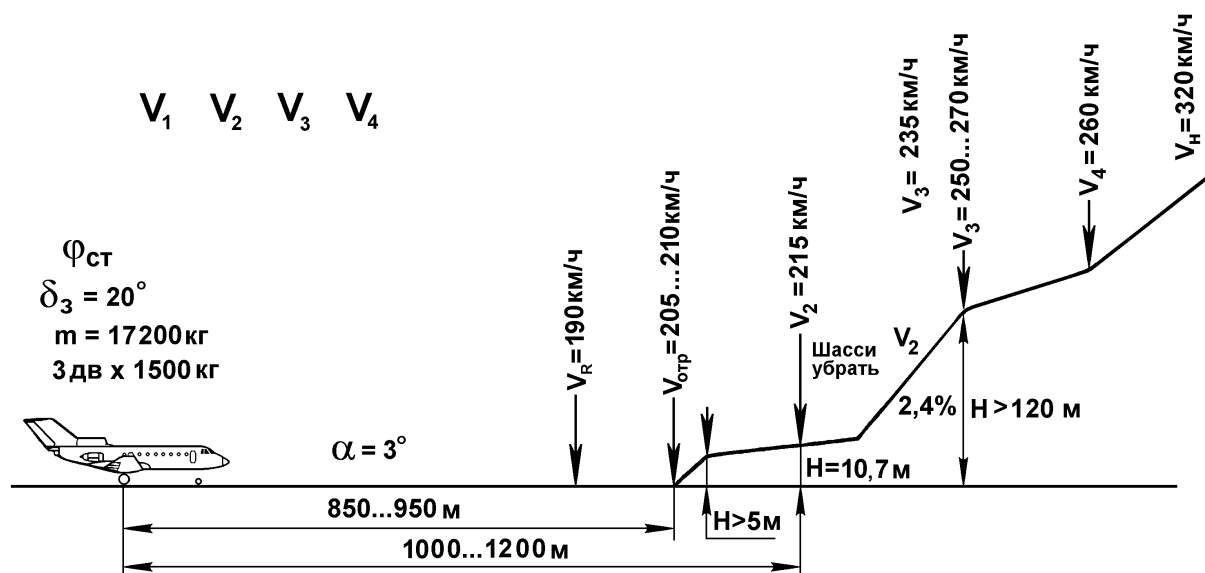


Рис. 36. Определения при взлете

Вопрос. На какой минимальной скорости при массе 17200 кг будем убирать закрылки?

- Ответы:**
- 1) 220 км/ч.
 - 2) 250 км/ч.
 - 3) 235 км/ч.
 - 4) 270 км/ч.

ИК 7. Изменение сил в процессе разбега

При увеличении скорости на разбеге силы, действующие на самолет, изменяются следующим образом:

- а) подъемная сила Y и сила лобового сопротивления X возрастают;
- б) сила трения $F_{тр}$ уменьшается, так как давление самолета на ВПП и ее реакция $N = G - Y$ уменьшаются;
- в) сумма силы лобового сопротивления X и силы трения $F_{тр}$ на бетонной ВПП практически не изменяются.

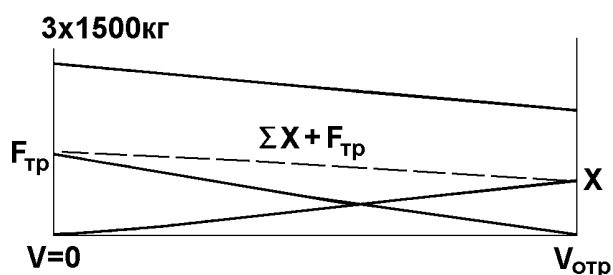


Рис. 37. Изменение сил в процессе разбега

Вопрос. Как изменяется тяга двигателей на разбеге?

- Ответы:**
- 1) увеличивается.
 - 2) уменьшается.
 - 3) не изменяется.

ИК 8. Скорость отрыва самолета

В момент отрыва подъемная сила практически равна взлетному весу самолета

$$Y = C_Y S \frac{\rho V^2}{2} = G.$$

Из этого выражения скорость отрыва будет определяться следующим образом

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_{Y_{\text{отр}}} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 17200}{1,4 \cdot 0,125 \cdot 70}} = 53 \text{ м/с} = 200 \text{ км/ч}.$$

При меньшем угле атаки скорость отрыва больше, при большем угле атаки скорость отрыва меньше. Отрывать самолет можно с углом тангажа $\vartheta = 7 \dots 8^\circ$ и не превышать этот угол в наборе высоты 120 м. Это связано с тем, что критический угол крыла $16 \dots 17^\circ$.

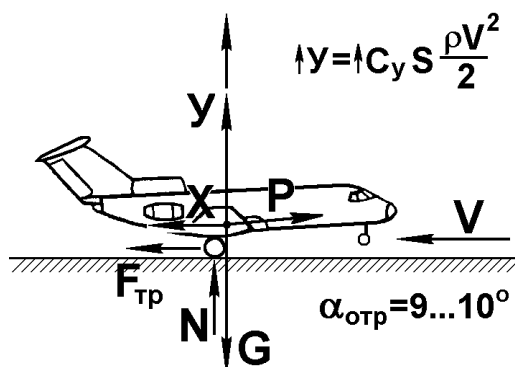


Рис. 38. Отрыв самолета от ВПП

Вопрос. Какой средний коэффициент подъемной силы в момент отрыва?

- Ответы:**
- 1) 1,8.
 - 2) 1,2.
 - 3) 1,1.
 - 4) 1,4.

ИК 9. Длина разбега самолета

Если известна скорость отрыва и время разбега, то среднее ускорение самолета будет:

$$j_{\text{ср}} = V_{\text{отр}} / t_{\text{разб}},$$

где $t_{\text{разб}}$ – время разбега самолета.

Длина разбега в этом случае определяется по формуле

$$L_{\text{разб}} = V_{\text{отр}}^2 / 2j_{\text{ср}},$$

где $V_{\text{отр}} = j_{\text{ср}} \cdot t_{\text{разб}}$.

Как видно из формулы, длина разбега определяется скоростью отрыва, и средним ускорением. Причем при уменьшении скорости отрыва и увеличении ускорения длина разбега уменьшается.

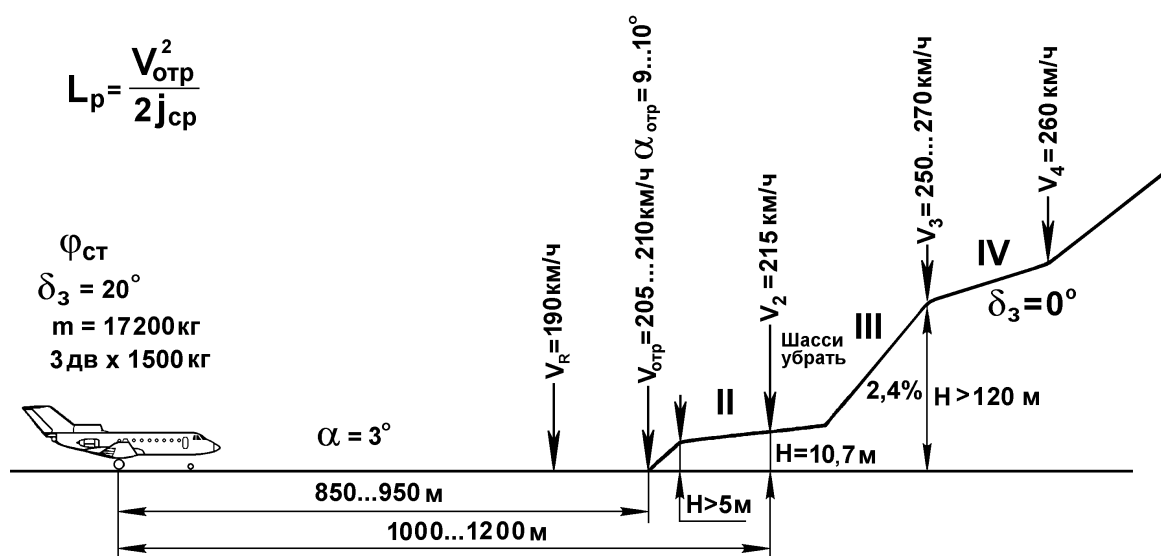


Рис. 39. Длина разбега самолета

Вопрос. Какой будет угол атаки в момент отрыва самолета с массой 17200 кг?

- Ответы:**
- 1) 12...13°.
 - 2) 9...10°.
 - 3) 6...7°.
 - 4) 4...5°.

ИК 10. Порядок определения взлетной массы самолета

Определяется максимальная взлетная масса самолета с точки зрения обеспечения градиента набора высоты 2,4 % на участке набора 120 м при одном отказавшем двигателе и закрылках 20°. При высоте 500 м и $t = 35^\circ$ взлетная масса самолета 16400 кг.

Определяется максимальная взлетная масса в зависимости от длины ВПП с учетом отказа двигателя и с учетом температуры, атмосферного давления, скорости ветра. В стандартных условиях для взлета с массой 17200 кг надо иметь длину ВПП 1500 м.

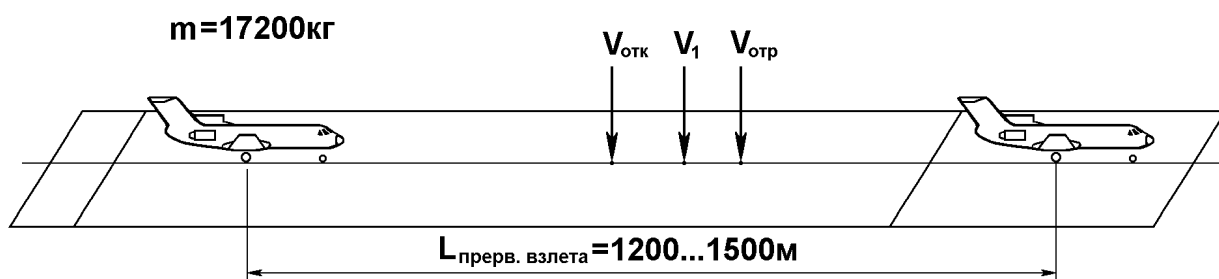


Рис. 40. Дистанция прерванного взлета

Вопрос. Чему равен минимальный градиент для самолета Як-40 в наборе высоты 120 м при одном отказавшем двигателе?

- Ответы:**
- 1) 2 %.
 - 2) 2,7 %.
 - 3) 2,4 %.
 - 4) 3 %.

ИК 11. Взлет при боковом ветре

Предельно допустимая скорость бокового ветра под 90° при взлете 15 м/с.

При взлете самолета с боковым ветром самолет кренится за счет:

- 1) затенения правого крыла фюзеляжем;
- 2) за счет силы Z_β возникающей из-за торможения потока о фюзеляж;
- 3) за счет положительного поперечного Ψ равного $5^\circ 30'$.

Момент разворота возникает когда:

- 1) площадь носовой части фюзеляжа меньше площади хвостовой части фюзеляжа, что дает силу Z_β ;
- 2) лобовое сопротивление левого полукрыла больше, чем правого.

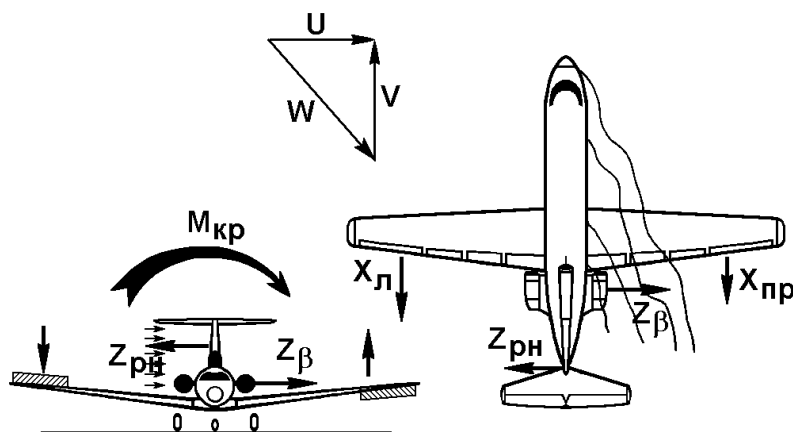


Рис. 41. Взлет при боковом ветре

Вопрос. Больше или меньше будет момент крена за счет положительного поперечного Ψ ?

- Ответы:**
- 1) больше.
 - 2) меньше.
 - 3) не зависит.

Тема 5. НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ

ИК 1. Набор высоты самолета Як-40

Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты, изображена на рис. 42. Сила веса G раскладывается на две составляющие:

- $G_1 = G \cos \theta_{н.в.}$ – проекция G на перпендикуляр к траектории полета;
- $G_2 = G \sin \theta_{н.в.}$ – проекция силы веса на траекторию полета.

Для осуществления набора высоты с постоянным углом набора:

$$Y = G_1 = G \cos \theta_{н.в.}$$

Для выполнения набора высоты с постоянной скоростью:

$$P = X + G \sin \theta_{н.в.}$$

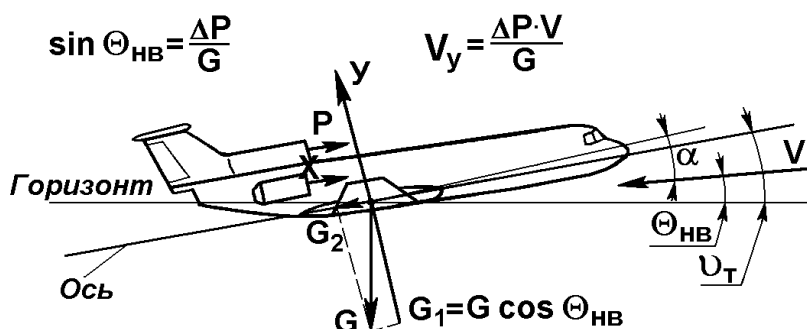


Рис. 42. Схема сил, действующих на самолет в наборе высоты

Вопрос. В наборе высоты подъемная сила больше или равна силе тяжести самолета?

- Ответы:**
- 1) $Y > G$.
 - 2) $Y = G$.
 - 3) $Y < G$.

ИК 2. Скорость и тяга, необходимая при наборе высоты

Воспользовавшись условием $Y = G \cos \theta_{\text{н.в.}}$, определяем скорость, необходимую при наборе высоты

$$V_{\text{н.в.}} = \sqrt{\frac{2G \cdot \cos \theta_{\text{н.в.}}}{C_Y \cdot \rho \cdot S}}.$$

Так как углы набора высоты транспортных самолетов небольшие, то подъемная сила самолета практически равна его полетному весу. Скорость самолета при наборе высоты равна скорости горизонтального полета. Воспользовавшись условием $P = X + G \sin \theta_{\text{н.в.}}$, определим тягу

$$P_{\text{н.в.}} = G / K + G \sin \theta_{\text{н.в.}}$$

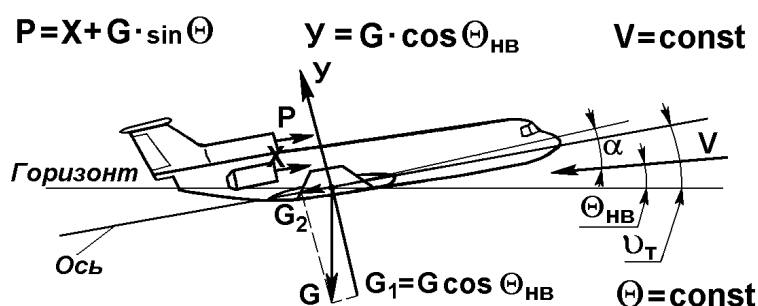


Рис. 43. Скорость и тяга в наборе высоты

Вопрос. На какую величину в наборе высоты тяга больше лобового сопротивления?

- Ответы:**
- 1) на ΔY .
 - 2) на ΔG .
 - 3) на ΔP .
 - 4) на ΔV .

ИК 3. Угол и вертикальная скорость набора высоты

При выполнении набора высоты $\Delta P = G_2 = G \sin \theta_{н.в.}$. Из этого выражения можно определить угол набора высоты $\sin \theta_{н.в.} = \Delta P / G$.

Значит, угол набора зависит от избытка тяги ΔP и веса самолета G . Наибольший угол набора при массе самолета 16100 кг будет на экономической скорости 240 км/ч и равен $5^\circ 50'$, так как здесь будет максимальный избыток тяги. Из треугольника скоростей

$$V_y = V_{наб} \cdot \sin \theta_{н.в.} = \frac{V \cdot \Delta P}{G}, \text{ м/с,}$$

значит максимальная вертикальная скорость на $V_{нн} = 320$ км/ч.

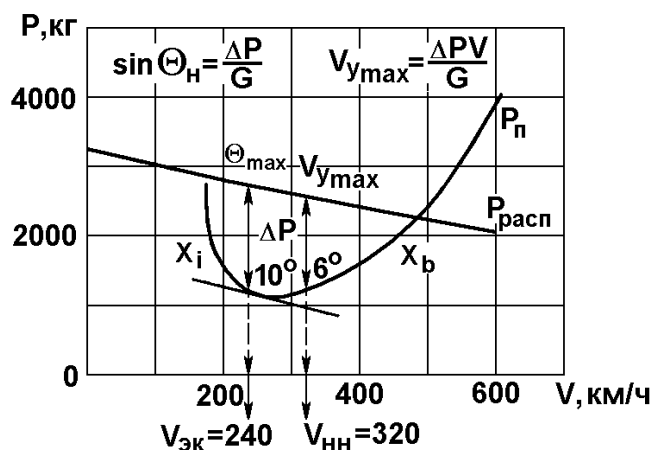


Рис. 44. Угол и вертикальная скорость набора высоты

Вопрос. На какой скорости при массе 16100 кг самый большой угол набора высоты?

- Ответы:**
- 1) 240 км/ч.
 - 2) 270 км/ч.
 - 3) 320 км/ч.
 - 4) 400 км/ч.

ИК 4. Зависимость θ_n и V_y от угла атаки α

Максимальный угол набора высоты будет на экономической скорости, на которой будет самый большой избыток тяги, а значит и угол набора высоты $5^\circ 50'$ при массе 16100 кг. При увеличении или уменьшении скорости от экономической избыток тяги меньше, меньше и угол набора.

Вертикальная скорость набора высоты с полетной массой 16100 кг имеет максимальное значение 8 м/с на скорости наивыгоднейшей набора высоты 320 км/ч, т.к. на ней будет максимальное произведение $(\Delta P \cdot V)$.

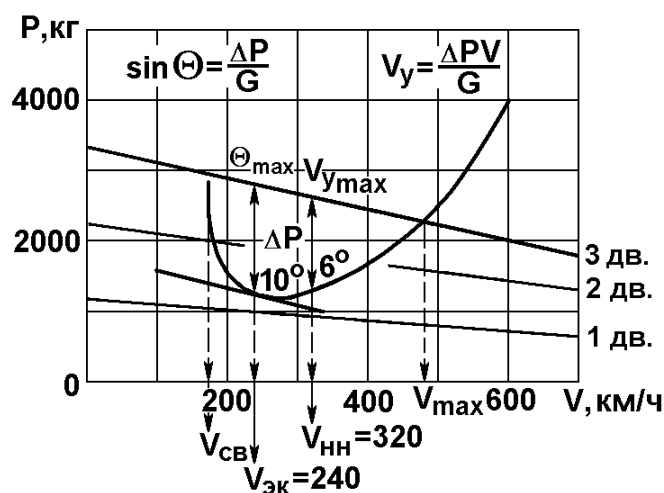


Рис. 45. Зависимость параметров от угла атаки

Вопрос. На какой скорости будет самая большая вертикальная скорость самолета?

- Ответы:**
- 1) 240 км/ч.
 - 2) 320 км/ч.
 - 3) 270 км/ч.
 - 4) 340 км/ч.

ИК 5. Зависимость угла набора и вертикальной скорости от силы веса самолета

При уменьшении массы самолета потребная тяга горизонтального полета уменьшается, а избыток тяги увеличивается. Кроме того, при меньшей полетной массе его составляющая G_2 также меньше. Следовательно, самолет, имеющий меньшую полетную массу при том же угле атаки, имеет большие вертикальную скорость и угол набора высоты. Так, при массе 12000 кг и $\alpha = 6^\circ$ на скорости 300 км/ч вертикальная скорость самолета увеличится до 9 м/с. При этой же массе самолета 12000 кг на скорости экономической 210 км/ч при $\alpha_{\text{эк}} = 10^\circ$ максимальный угол набора 9° .

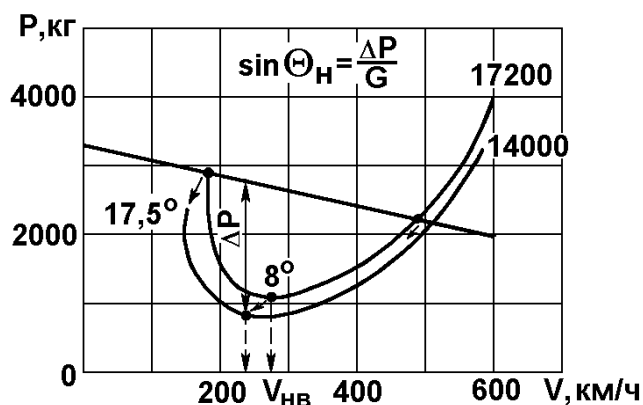


Рис. 46. Зависимость параметров набора от силы веса самолета

Вопрос. Какой будет тангаж при угле набора высоты 6° , угле атаки 7° ?

Ответы:

- 1) 7° .
- 2) 10° .
- 3) 8° .
- 4) 13° .

ИК 6. Порядок набора высоты

Для выполнения набора высоты, в зависимости от условий полета, применяют следующие режимы.

Скоростной режим набора высоты, выполняемый на постоянной приборной скорости $V_{пр} = 390$ км/ч до достижения скорости истинной $V_{ист} = 500$ км/ч, которая выдерживается до занятия эшелона полета.

Режим **максимальной скороподъемности** выполняется на постоянной приборной скорости $V_{пр} = 320$ км/ч до высоты 3000 м, затем приборная скорость уменьшается на 10 км/ч на каждую 1000 м высоты, далее до занятия эшелона сохраняется скорость 280 км/ч.

Режим **минимального расхода топлива** выполняется на $V_{пр} = 350$ км/ч до занятия заданного эшелона.

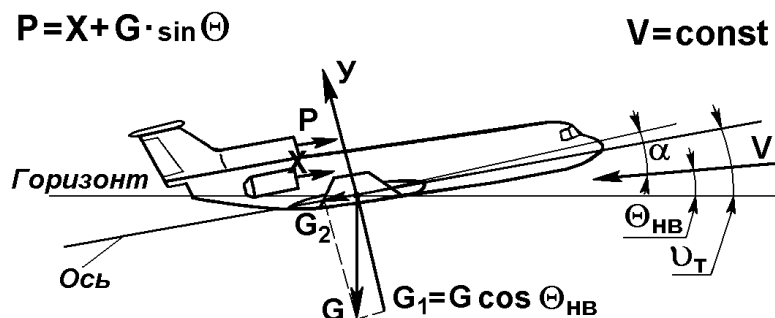


Рис. 47. Порядок набора высоты

Вопрос. Какую приборную скорость нужно выдерживать на режиме минимального расхода топлива?

- Ответы:**
- 1) $V_{пр} = 320$ км/ч.
 - 2) $V_{пр} = 300$ км/ч.
 - 3) $V_{пр} = 350$ км/ч.
 - 4) $V_{пр} = 390$ км/ч.

ИК 7. Максимальные эшелоны полета самолета Як-40

Для самолета Як-40 с перепадом кабинного давления относительно атмосферного $0,4 \text{ кг/см}^2$ – максимальный эшелон полета 8100 м.

Нарушать это ограничение нельзя, так как запас от полетного угла атаки (C_Y) до критического угла атаки будет мал.

Данные эшелоны выбираются из условия, что восходящий порыв 10...12 м/с вызывает срабатывание сигнализации, а 15...18 м/с – сваливание самолета.

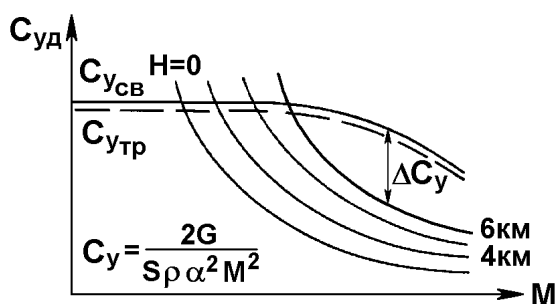


Рис. 48. Максимальные эшелоны полета

Вопрос. При какой скорости восходящего порыва возможно сваливание самолета?

- Ответы:**
- 1) 12 м/с.
 - 2) 18 м/с.
 - 3) 10 м/с.
 - 4) 8 м/с.

ИК 8. Влияние ветра на набор высоты

В установившемся полете самолета при встречном и попутном ветре скорость самолета относительно воздуха не изменяется, но увлекаемый воздушной средой, движущейся с некоторой скоростью W относительно земной поверхности, самолет движется относительно земли со скоростью

$$V_{\Pi} = V \cdot \cos \theta \pm W .$$

В результате при попутном ветре путевая скорость увеличивается, а при встречном – уменьшается.

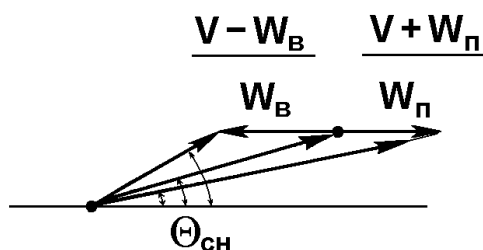


Рис. 49. Влияние ветра на набор высоты

Вопрос. Как изменится скорость набора высоты при встречном ветре?

Ответы:

- 1) уменьшится.
- 2) увеличится.
- 3) не изменится.

ИК 9. Поляра набора высоты

Поляра набора высоты самолета представляет собой годограф вектора скорости прямолинейного установившегося полета при заданном режиме работы двигателей.

Она устанавливает связь скорости полета (угла атаки), вертикальной и горизонтальной составляющих скорости. При полетной массе самолета 16100 кг, самая большая вертикальная скорость получается на скорости наивыгоднейшего набора 320 км/ч и равна 8 м/с.

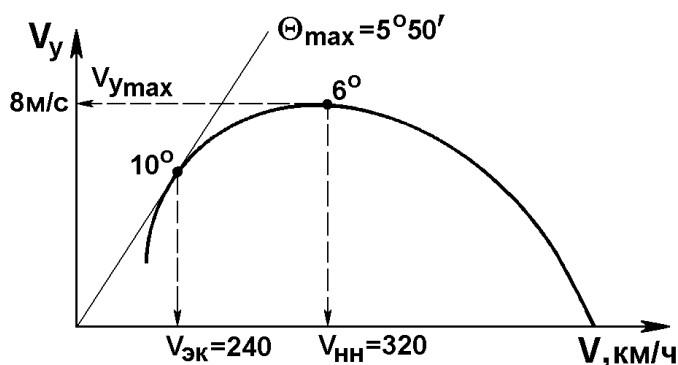


Рис. 50. Поляра набора высоты

Вопрос. На какой скорости при массе 16100 кг самый большой угол набора высоты?

- Ответы:**
- 1) 270 км/ч.
 - 2) 320 км/ч.
 - 3) 300 км/ч.
 - 4) 240 км/ч.

ИК 10. Эшелоны полета самолета

Для самолетов с избыточным давлением в гермокабине $0,4 \text{ кг/см}^2$ максимальная высота полета 8100 м.

Для самолетов с избыточным давлением в гермокабине $0,3 \text{ кг/см}^2$ максимальная высота полета для пассажирского варианта 6000 м.

С пассажирами в высокогорном районе 7200 м.

При перегонке самолета 8000 м.

Нарушать эти ограничения нельзя, т.к. на Як-40 мал перепад кабинного давления относительно атмосферного, кроме того, на больших высотах мал запас до скорости сваливания.

В горизонтальном полете режим работы двигателей не должен быть выше 0,85 номинального. В случае необходимости, в полете по маршруту разрешается применять номинальный режим работы двигателей без ограничения по времени.

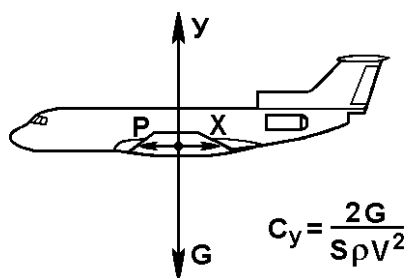


Рис. 51. Эшелоны полета самолета

Вопрос. Каков максимальный эшелон полета самолета Як-40?

- Ответы:**
- 1) 7000 м.
 - 2) 8100 м.
 - 3) 6000 м.
 - 4) 9000 м.

Тема 6. СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

ИК 1. Характеристики снижения

Угол между линией горизонта и траекторией снижения называется углом снижения.

Если при снижении сила тяги силовой установки близка к нулю, то такое снижение называется планированием, а угол снижения – углом планирования. Для осуществления снижения необходимо:

– условие выполнения полета с постоянным углом снижения

$$Y = G \cdot \cos \theta_{\text{сн}};$$

– условие выполнения снижения с постоянной скоростью

$$X = P + G \cdot \sin \theta_{\text{сн}}.$$

Если сила тяги равна нулю, то самолет планирует.

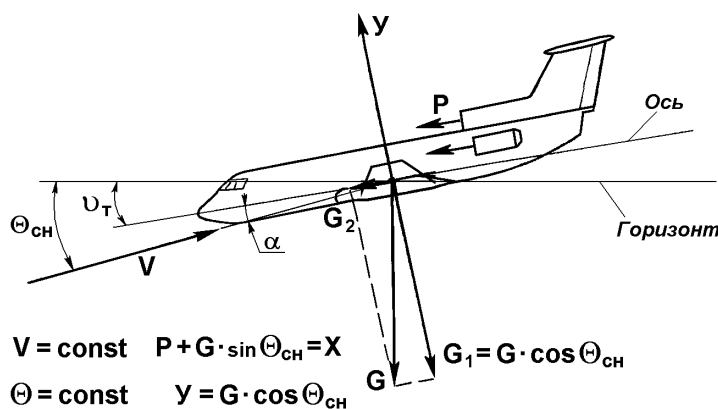


Рис. 52. Характеристики снижения

Вопрос. Какова величина угла тангажа при выполнении планирования с углом атаки 7° , если угол снижения 5° ?

- Ответы:**
- 1) $+2^\circ$.
 - 2) -3°
 - 3) -2° .
 - 4) -1° .

ИК 2. Угол снижения и планирования

При выполнении снижения имеет место равенство $X = P + G \cdot \sin \theta_{\text{сн}}$, из этого равенства

$$\sin \theta_{\text{сн}} = \frac{1}{K} - \frac{P}{G},$$

если самолет планирует, то $P = 0$, а значит, угол планирования будет

$$\sin \theta = \frac{1}{K}.$$

Отсюда видно, что угол планирования зависит от аэродинамического качества (угла атаки, положения шасси, закрылков, обледенения самолета). При планировании на наивыгоднейшей скорости, зависящей от массы, угол планирования $\theta_{\text{пл}} = 3^{\circ}48'$.

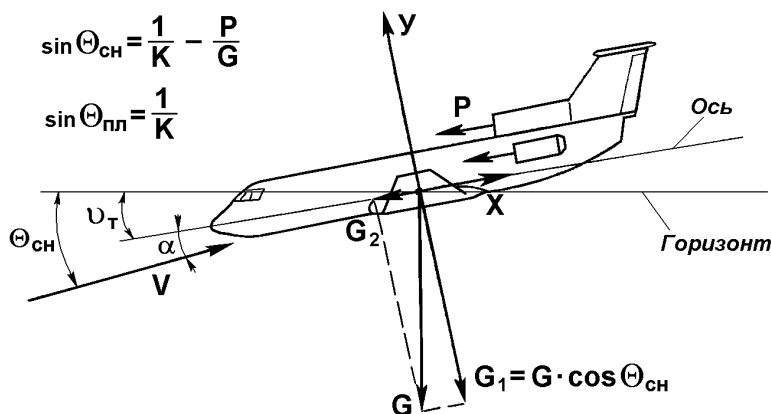


Рис. 53. Угол снижения и планирования

Вопрос. Как изменяется угол планирования при уменьшении тяги двигателей?

- Ответы:**
- 1) не изменяется.
 - 2) увеличивается.
 - 3) уменьшается.

ИК 3. Вертикальная скорость снижения и планирования

Из треугольника скоростей вертикальная скорость определяется по формуле

$$V_{Y\text{сн}} = V_{\text{сн}} \cdot \sin \theta_{\text{сн}}.$$

Вертикальная скорость снижения запишется $V_{Y\text{сн}} = V_{\text{сн}} \left(\frac{1}{K} - \frac{P}{G} \right)$.

Если тяга равна нулю, то $V_{Y\text{пл}} = \frac{V_{\text{пл}}}{K}$.

При отказе двигателей и скорости экономической равной 240 км/ч минимальная вертикальная скорость 4,4 м/с. Это значит, что при планировании с высоты 8000 м при вертикальной скорости 5 м/с время планирования – 1600 с или 26 мин.

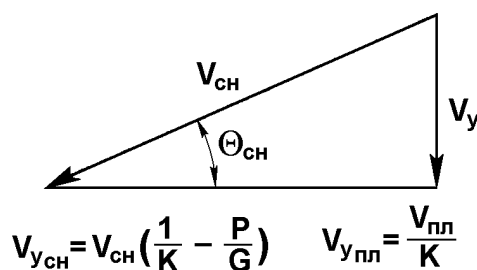


Рис. 54. Вертикальная скорость

Вопрос. Как изменяется вертикальная скорость при снижении по глиссаде с большим весом?

- Ответы:**
- 1) растет.
 - 2) уменьшается.
 - 3) не изменяется.

ИК 4. Дальность планирования и снижения

Дальность снижения – это расстояние, которое проходит самолет по горизонту, снижаясь с данной высоты. Если самолет планирует, то дальность планирования $L_{пл} = H \cdot K$.

Наибольшая дальность планирования будет на скорости наивыгоднейшей, на которой аэродинамическое качество максимально. При отказе двигателей на высоте 8000 м и качестве – 15 дальность планирования будет равна 120 км.

При выпуске шасси и закрылков, а также при обледенении самолета, качество уменьшается, меньше будет дальность планирования. На самолете Як-40 бывали случаи, когда топливо кончалось, и самолет планировал.

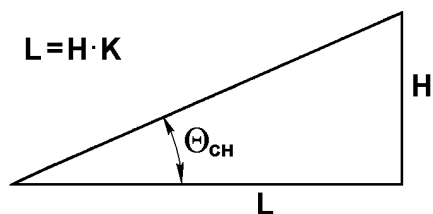


Рис. 55. Дальность планирования

Вопрос. Какова дальность планирования при отказе двигателей на высоте 2 км, если качество $K = 15$?

- Ответы:**
- 1) 40 км.
 - 2) 20 км.
 - 3) 50 км.
 - 4) 30 км.

ИК 5. Влияние ветра на дальность планирования

На дальность снижения (планирования) влияет ветер, причем величина дальности изменяется на величину сноса самолета ветром $u \cdot t$, где u – скорость ветра в м/с, а t – время снижения (планирования).

При попутном ветре дальность снижения (планирования) увеличивает-
ся, а при встречном уменьшается на величину сноса самолета ветром.

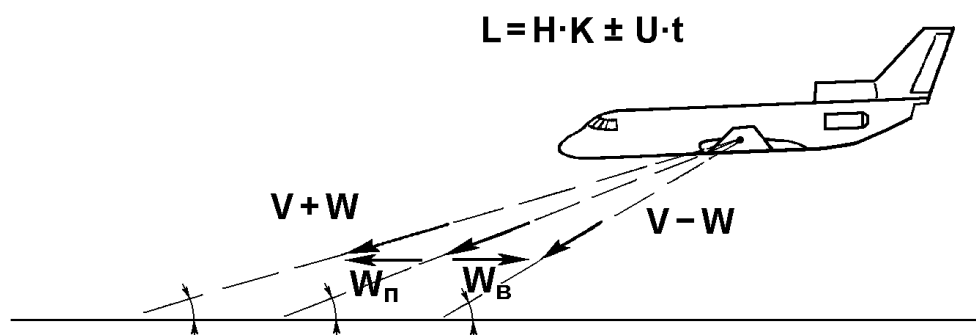


Рис. 56. Влияние ветра на дальность планирования

Вопрос. Как изменится вертикальная скорость планирования при планировании самолета со встречным ветром?

Ответы: 1) увеличится.
2) уменьшится.
3) не изменится.

ИК 6. Влияние изменения силы веса на дальность планирования

На дальность планирования (снижения) при ветре влияет величина силы веса самолета. Самолет с большим весом при таком же угле атаки имеет большую поступательную скорость, большую вертикальную скорость снижения, время снижения меньше, а значит и меньше снос самолета ветром. Следовательно, самолет с большим полетным весом имеет большую дальность снижения (планирования) при встречном ветре.

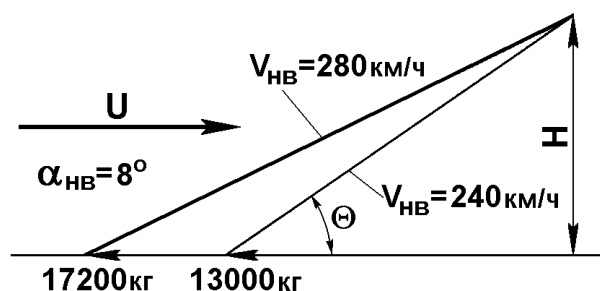


Рис. 57. Влияние веса на дальность планирования

Вопрос. При каком весе самолет имеет большую дальность планирования при встречном ветре?

- Ответы:**
- 1) 16 т.
 - 2) 17 т.
 - 3) 15 т.
 - 4) 14 т.

ИК 7. Порядок обычного снижения самолета

1. С целью экономии топлива снижение с эшелона выполнять на режиме минимального километрового расхода топлива, выдерживая истинную скорость полета до 420 км/ч.

Самолет снижается с высоты 6000 м за 19 мин, проходит 138 км, расход топлива 245 кг, $m = 13500$ кг.

2. При скоростном снижении самолета до высоты 6000 м выдерживать скорость не более 450 км/ч. Снижение до высоты 4000 м выполнять на режиме работы двигателей не ниже полетного малого газа.

Самолет снижается при массе 135000 кг с высоты 6000 м за время 15 мин, проходит расстояние 135 км, расход топлива 268 кг.

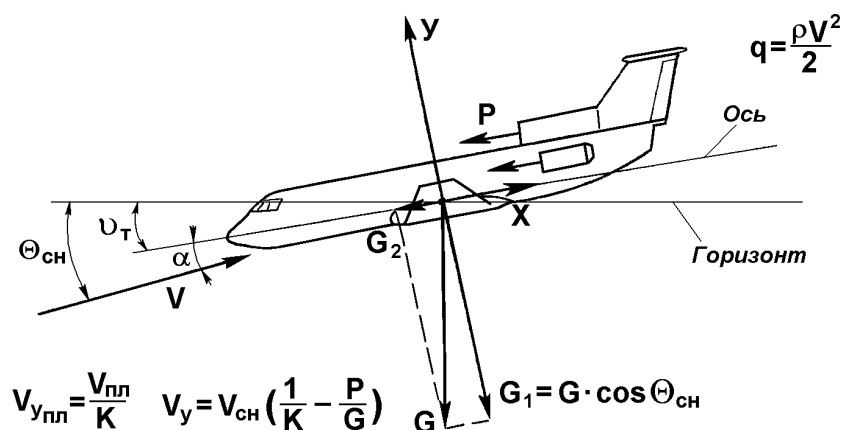


Рис. 58. Порядок снижения самолета

Вопрос. Чему равна максимальная приборная скорость при обычном снижении самолета?

- Ответы:**
- 1) 550 км/ч.
 - 2) 400 км/ч.
 - 3) 450 км/ч.
 - 4) 500 км/ч.

ИК 8. Поляра снижения самолета

На поляре скоростей снижения самолета можно выделить точку касания поляры прямой, проведенной из начала координат, соответствующую наивыгоднейшему углу атаки, при котором угол наклона траектории минимальный. Скорость установившегося снижения, соответствующая минимальному углу снижения, называется наивыгоднейшей скоростью снижения.

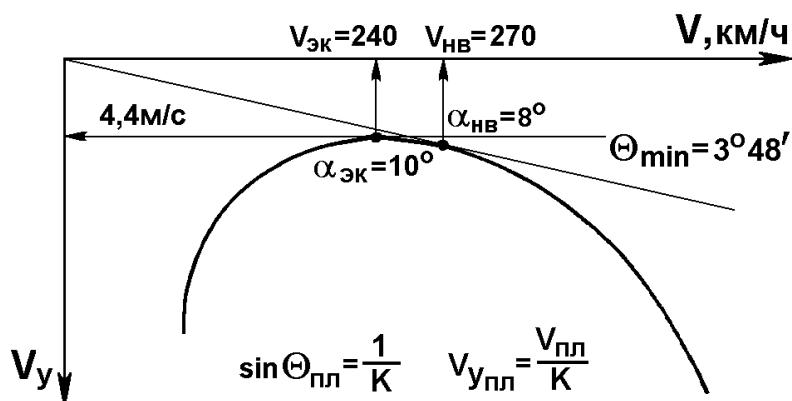


Рис. 59. Поляра снижения

Вопрос. Какую скорость надо выдерживать при массе 16100 кг, чтобы иметь угол планирования минимальный?

- Ответы:**
- 1) 200 км/ч.
 - 2) 240 км/ч.
 - 3) 270 км/ч.
 - 4) 300 км/ч.

ИК 9. Экстренное снижение самолета

Экстренное снижение выполняется при разгерметизации, пожаре, а также когда командир ВС найдет нужным.

Для выполнения экстренного снижения перевести рычаги двигателей на МГ, перевести самолет в снижение, не допуская перегрузки менее $n_y = 0,5$ и выполнить снижение до высоты 4500 м, не превышая $V_{пр} = 500$ км/ч. По достижении $H = 4500$ м довести скорость по прибору до 550 км/ч и выполнять дальнейшее снижение.

Вывод самолета в горизонтальный полет начинать на высоте 700...800 м с перегрузкой $n_y = 1,5...1,8$. Потеря высоты при выводе самолета в горизонтальный полет составляет 300...350 м. Время экстренного снижения с 6000 м до предельно минимальной высоты 700...800 м составляет 2,5 мин.

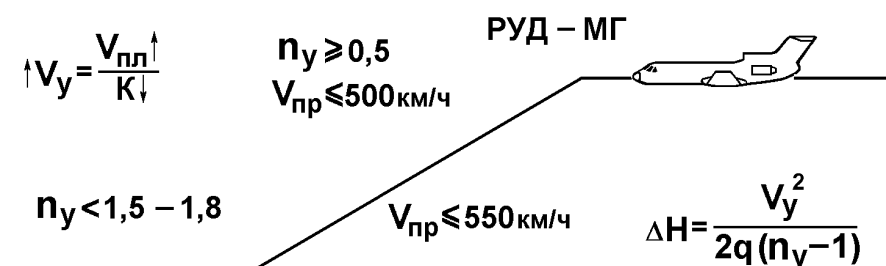


Рис. 60. Экстренное снижение самолета

Вопрос. С какой массой самолет быстрее снижается при экстренном снижении?

- Ответы:**
- 1) 17000 кг.
 - 2) 16000 кг.
 - 3) 15000 кг.
 - 4) 14000 кг.

ИК 10. Аэродинамическое обоснование экстренного снижения

Аэродинамически экстренное снижение обосновывается выражением

$$\uparrow V_{y_{пл}} = \uparrow V_{пл} / K \downarrow.$$

Из формулы видно, что для увеличения вертикальной скорости снижения необходимо увеличить скорость в пределах ограничений $V_{пр} \leq 500$ км/ч ($H = 6000 \dots 4500$ м); $V_{пр} \leq 550$ км/ч ($H = 4500 \dots 0$ м).

Перегрузка n_y должна быть не менее 0,5, чтобы самолет под действием составляющей силы веса не перешел ограничение по $V_{пр}$, а при выводе из снижения не более 1,8, чтобы не деформировать крыло самолета.

Просадка определяется по следующему выражению:

$$\Delta H = \frac{V_y^2}{2g(n_y - 1)}.$$

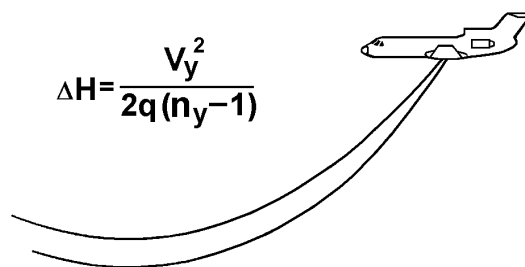


Рис. 61. Просадка при выводе самолета

Вопрос. Какова просадка самолета при выводе из экстренного снижения с вертикальной скоростью 50 м/с и перегрузкой вывода 1,8?

- Ответы:**
- 1) 100 м.
 - 2) 250 м.
 - 3) 200 м.
 - 4) 150 м.

Тема 7. ПОСАДКА САМОЛЕТА ЯК-40

ИК 1. Требования к посадочным характеристикам

Для улучшения управляемости и повышения безопасности, скорость при заходе на посадку должна превышать скорость сваливания в 1,3 раза.

Повышение запаса скорости от скорости сваливания по сравнению со скоростью V_2 на взлете определяется тем, что в процессе выравнивания будет производиться уменьшение скорости до посадочной.

При увеличении скорости на глиссаде на 10 км/ч длина пробега увеличивается на 10 %.

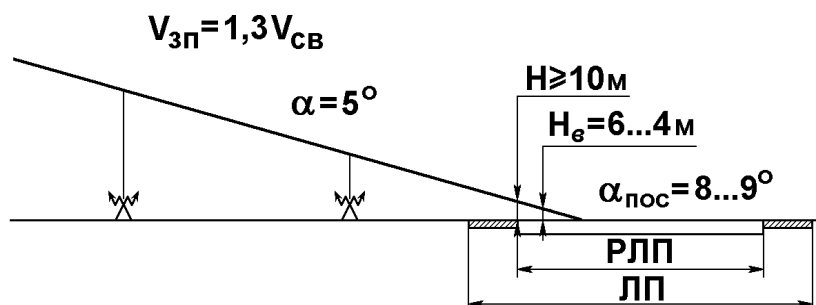


Рис. 62. Схема посадки

Вопрос. Какова скорость на глиссаде при скорости сваливания 150 км/ч и запасе 1,3?

- Ответы:**
- 1) 200 км/ч.
 - 2) 180 км/ч.
 - 3) 220 км/ч.
 - 4) 240 км/ч.

ИК 2. Определение возможности посадки

По нормам летной годности требования к аэродрому посадки заключаются в том, чтобы потребная посадочная дистанция самолета не превышала располагаемой дистанции на аэродроме посадки. Для самолета Як-40 потребную посадочную дистанцию рассчитывают умножением фактической посадочной дистанции на коэффициент длины ВПП равный 1,5.

$$\text{ППД} = 1,5 \cdot \text{ПД},$$

$$K = \frac{1}{0,66} = 1,5.$$

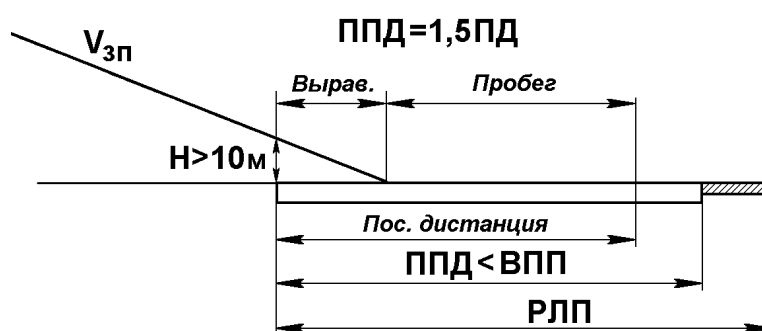


Рис. 63. Потребная посадочная дистанция

Вопрос. Сколько процентов длины ВПП можно использовать для посадки при короткой ВПП и коэффициенте длины ВПП $K = 1,5$?

- Ответы:**
- 1) 50 %.
 - 2) 60 %.
 - 3) 66 %.
 - 4) 70 %.

ИК 3. Порядок захода на посадку

При снижении до высоты круга устанавливается скорость $V_{пр} = 300...280$ км/ч. В простых метеоусловиях 3-й и 4-й развороты выполнять с креном не более 30° .

При заходе на посадку с прямой или в случае, если выход из 4-го разворота предполагается на удалении не менее $5...6$ км до точки входа в глиссаду, независимо от ширины маршрута четвертый разворот выполнять с убранными шасси и закрылками на $V_{пр} = 300...280$ км/ч с креном не более 25° .

На прямой за 5 км до ТВГ дать команду выпустить шасси.

За $3...4$ км до ТВГ дать команду начать выпуск закрылков на 20° с уменьшением скорости до $V_{пр} = 270...250$ км/ч.

За $1...2$ км до ТВГ начать довыпуск закрылков на 35° с уменьшением скорости до $V_{пр} = 210...200$ км/ч.

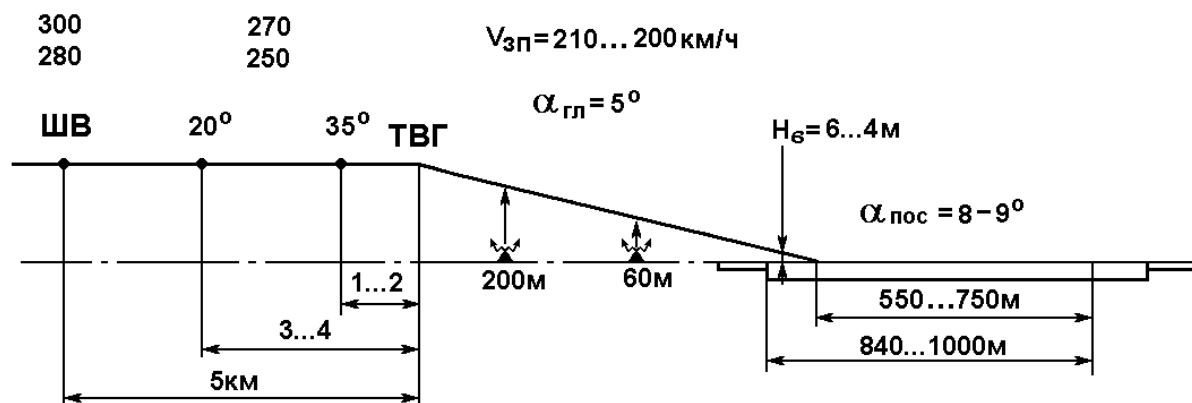


Рис. 64. Порядок захода на посадку

Вопрос. Какова величина угла атаки на глиссаде?

- Ответы:**
- 1) 8° .
 - 2) 3° .
 - 3) 5° .
 - 4) 7° .

ИК 4. Выравнивание самолета

Выполняя выравнивание, пилот добивается уменьшения угла наклона траектории и вертикальной скорости снижения до величины, обеспечивающей мягкое приземление. Уменьшение скорости полета самолета происходит по следующим причинам.

Во-первых, увеличение угла атаки самолета вызывает увеличение коэффициента подъемной силы C_Y с 1,0 на глиссаде при $\alpha = 5^\circ$ до $C_Y = 1,5$ при $\alpha = 9 \dots 10^\circ$ и угле тангажа $6 \dots 7^\circ$ в момент приземления.

Во-вторых, в процессе выравнивания с высоты не более 5 м пилот дросселирует двигатели, т.е. уменьшает тягу.

В-третьих, за счет роста лобового сопротивления ввиду увеличения угла атаки происходит торможение самолета.

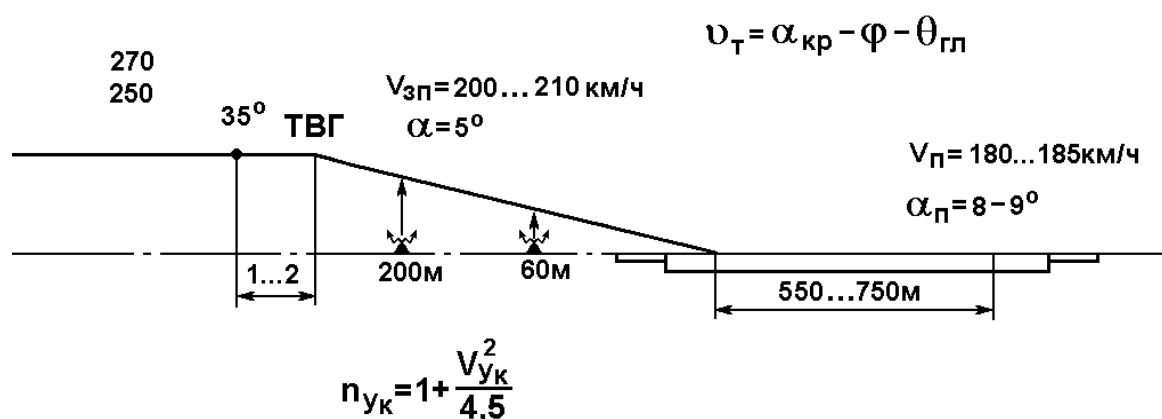


Рис. 65. Выравнивание самолета

Вопрос. Какова величина коэффициента подъемной силы в момент приземления?

- Ответы:**
- 1) $C_Y = 1,2$.
 - 2) $C_Y = 1,5$.
 - 3) $C_Y = 1,8$.
 - 4) $C_Y = 1,1$.

ИК 5. Пробег самолета

На высоте 6...4 м уменьшить режим работающих боковых двигателей до малого газа и начать выравнивание самолета, дав команду «Реверс». После включения реверсивного устройства появляется незначительный кабрирующий момент. Непосредственно перед приземлением предупредить дальнейшее увеличение тангажа.

Приземление самолета происходит на скорости на 10...20 км/ч меньше скорости пересечения порога ВПП при вертикальной скорости 0,5...1 м/с.

Скорость начала торможения не ограничивается. Перед остановкой самолета на скорости 10...20 км/ч по команде командира ВС «Убрать реверс» бортмеханик выключает РТУ

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \cdot S \cdot \rho}}.$$



Рис. 66. Пробег самолета

Вопрос. На какой скорости можно начинать торможение?

- Ответы:**
- 1) 180 км/ч.
 - 2) 150 км/ч.
 - 3) без ограничения.
 - 4) 200 км/ч.

ИК 6. Скорости захода на посадку

После выхода из четвертого разворота на $V_{пр} = 250...230$ км/ч допустить закрылки на 35° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр} = 210...200$ км/ч.

После выпуска закрылков в посадочное положение установить скорость снижения $200...210$ км/ч для массы $13...15,5$ т. Сбалансировать самолет на скорости снижения, установив положения РУД и сняв усилия стабилизатором. При заходе на посадку с закрылками 20° скорость поддерживать $V_{зп} = 200...210$ км/ч, но угол атаки будет больше обычного на 2° .

При убранных закрылках скорость на глиссаде $V_{зп} = 220...240$ км/ч.

При сильной болтанке, при порывистом ветре – $V_{зп} = 210...220$ км/ч.

При обледеневшем стабилизаторе, $\delta_3 = 20^\circ$ – $V_{зп} = 240...250$ км/ч.

Скорость посадочная – $200...210$ км/ч.

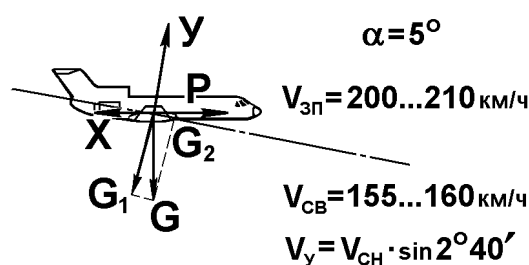


Рис. 67. Скорости захода на посадку

Вопрос. Чему равна скорость самолета при обледеневшем стабилизаторе и закрылках, отклоненных на 20° ?

- Ответы:**
- 1) $270...280$ км/ч.
 - 2) $220...240$ км/ч.
 - 3) $200...210$ км/ч.
 - 4) $240...250$ км/ч.

ИК 7. Длина пробега самолета

Если известны посадочная скорость $V_{\text{пос}}$ и время пробега $t_{\text{проб}}$, то средняя абсолютная величина ускорения будет $j_{\text{ср}} = V_{\text{пос}} / t_{\text{проб}}$.

Длина пробега $L_{\text{проб}}$ при равнозамедленном движении определяется по формуле

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср}}},$$

где $V_{\text{пос}} = j_{\text{ср}} \cdot t_{\text{проб}}$.

Как видно из формулы, длина пробега определяется посадочной скоростью и средним замедлением при пробеге, причем при меньшей посадочной скорости и большем абсолютном значении ускорения торможения, длина пробега меньше.

Среднее замедление движения самолета при пробеге зависит от величины тормозящих сил $F_{\text{торм}}$ и массы самолета $m = G / g$.

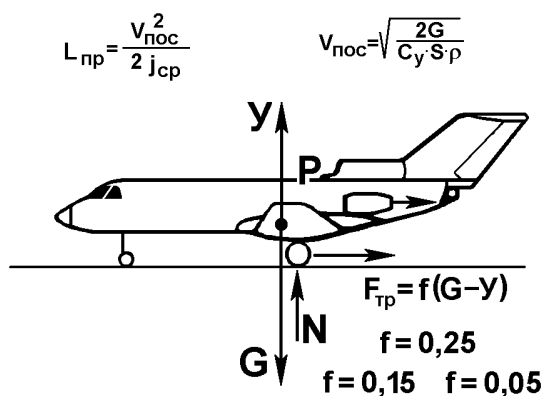


Рис. 68. Скорость посадочная и длина пробега

Вопрос. Какова длина пробега самолета при посадке со скоростью 180 км/ч и временем пробега самолета 20 с?

- Ответы:**
- 1) 300 м.
 - 2) 500 м.
 - 3) 400 м.
 - 4) 600 м.

ИК 8. Гидроглиссирование на пробеге

При наличии на ВПП слоя воды толщиной более 2...3 мм образуется явление гидроглиссирования. Оно заключается в том, что вода не успевает выдавливаться из-под пневматиков и из-за образовавшейся силы R самолет приподнимается над ВПП, не имея сцепления с бетоном. Гидроглиссирование проявляется на скорости большей $62\sqrt{P_{\text{пн}}}$. Длина пробега самолета увеличивается на 50...60 %.

Наличие осадков на ВПП оказывает отрицательное влияние на элементы конструкции самолета. Появляется дополнительное сопротивление от ударов мокрого снега, брызг воды о самолет, возникает опасность попадания жидкости в воздухозаборники двигателей.

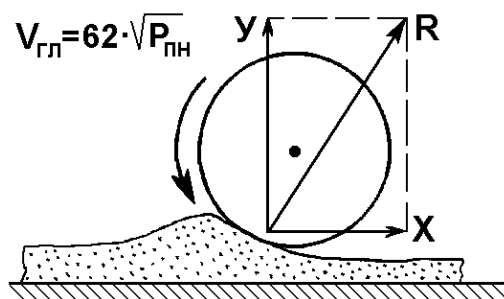


Рис. 69. Гидроглиссирование на пробеге

Вопрос. На какой скорости при давлении в пневматиках $P_{\text{пн}} = 6 \text{ кг/см}^2$ прекратится на пробеге гидроглиссирование?

- Ответы:**
- 1) 130 км/ч.
 - 2) 150 км/ч.
 - 3) 180 км/ч.
 - 4) 200 км/ч.

ИК 9. Перегрузка в момент приземления

Перегрузка в момент приземления самолета – это есть отношение всех сил, действующих на самолет, к силе веса самолета.

$$n_y = 1 + \frac{V_{y\text{кас}}^2}{4,5}.$$

В процессе выравнивания самолета необходимо уменьшить вертикальную скорость до 0,7...0,8 м/с. Тогда перегрузка в момент приземления самолета будет «мягкой» на оценку «отлично».

При посадке с перегрузкой: менее 1,2 – отлично;

1,2...1,4 – хорошо;

1,4...1,7 – удовлетворительно.

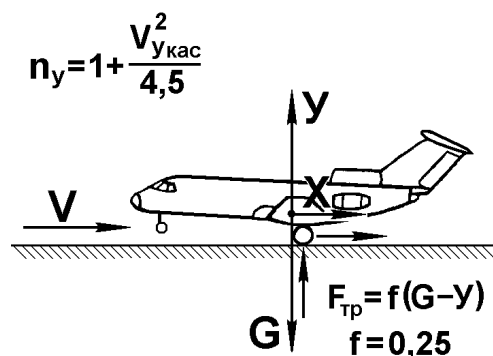


Рис. 70. Перегрузка в момент приземления

Вопрос. Какова будет перегрузка при выполнении посадки на ВПП с вертикальной скоростью 3 м/с?

- Ответы:**
- 1) 3.
 - 2) 2.
 - 3) 4.
 - 4) 1.

ИК 10. Уход на второй круг

Уход на второй круг разрешается выполнять с любой высоты вплоть до высоты начала выравнивания.

Командир ВС обязан предупредить экипаж об уходе. Сохраняя скорость неизменной, перевести двигатели на взлетный режим и перевести самолет с перегрузкой $1,2 \dots 1,3$ в набор высоты. После перевода самолета в набор высоты и положительной вертикальной скорости убрать шасси.

На высоте не менее 50 м и скорости 220...320 км/ч начать уборку закрылков. Продолжить разгонять самолет до $V = 300 \dots 310$ км/ч.

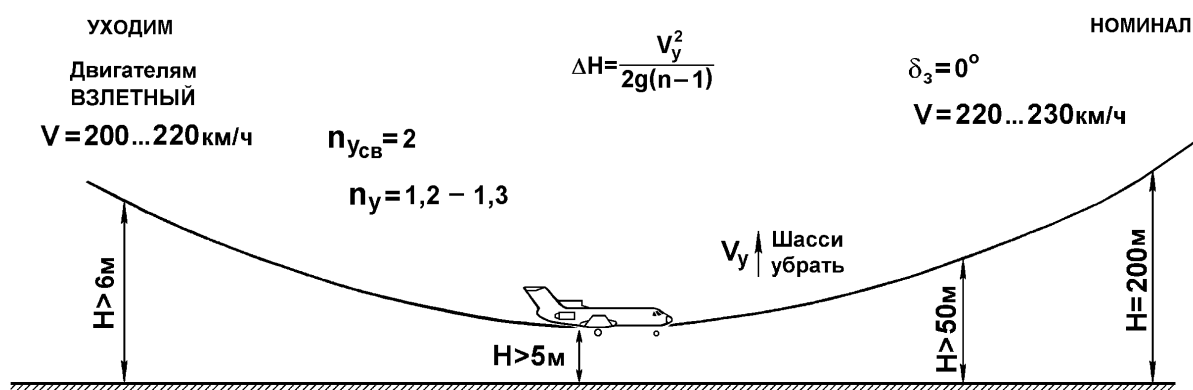


Рис. 71. Уход самолета на второй круг

Вопрос. Какова будет просадка самолета при вертикальной скорости самолета 5 м/с и уходе на второй круг с перегрузкой 1,3?

- Ответы:**
- 1) 3 м.
 - 2) 6 м.
 - 3) 5 м.
 - 4) 4 м.

ОТВЕТЫ

Тема 1. Аэродинамические характеристики самолета

ИК 1. № 3.

ИК 2. № 2.

ИК 3. № 4.

ИК 4. № 3.

ИК 5. № 2.

ИК 6. № 3.

ИК 7. № 4.

ИК 8. № 3.

ИК 9. № 2.

ИК 10. № 4

Тема 2. Характеристики сило- вой установки

ИК 1. № 4.

ИК 2. № 4.

ИК 3. № 2.

ИК 4. № 4.

ИК 5. № 4.

ИК 6. № 2.

ИК 7. № 2.

ИК 8. № 3.

ИК 9. № 3.

ИК 10. № 3.

Тема 3. Горизонтальный полет

ИК 1. № 2.

ИК 2. № 3.

ИК 3. № 2.

ИК 4. № 2.

ИК 5. № 2.

ИК 6. № 2.

ИК 7. № 2.

ИК 8. № 2.

ИК 9. № 1.

ИК 10. № 3.

Тема 4. Взлет самолета

ИК 1. № 2.

ИК 2. № 3.

ИК 3. № 2.

ИК 4. № 2.

ИК 5. № 3.

ИК 6. № 3.

ИК 7. № 2.

ИК 8. № 4.

ИК 9. № 2.

ИК 10. № 3.

ИК 11. № 1.

Тема 5. Набор высоты

ИК 1. № 3.
ИК 2. № 3.
ИК 3. № 1.
ИК 4. № 2.
ИК 5. № 2.
ИК 6. № 3.
ИК 7. № 2.
ИК 8. № 3.
ИК 9. № 4.
ИК 10. № 2.

Тема 7. Посадка самолета

ИК 1. № 1.
ИК 2. № 3.
ИК 3. № 3.
ИК 4. № 2.
ИК 5. № 3.
ИК 6. № 4.
ИК 7. № 2.
ИК 8. № 2.
ИК 9. № 1.
ИК 10. № 4.

Тема 6. Снижение самолета

ИК 1. № 4.
ИК 2. № 2.
ИК 3. № 1.
ИК 4. № 4.
ИК 5. № 3.
ИК 6. № 2.
ИК 7. № 3.
ИК 8. № 3.
ИК 9. № 4.
ИК 10. № 4.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ПО ТЕМАМ

Тема 1. Аэродинамические характеристики самолета

1. Как изменяется коэффициент подъемной силы самолета с увеличением угла атаки при неотклоненных закрылках?
2. Почему на $\alpha = 0^\circ$ при неотклоненных закрылках C_Y самолета имеет отрицательное значение?
3. Вследствие каких факторов увеличивается коэффициент подъемной силы самолета при отклонении закрылков?
4. Какое влияние оказывает отклонение закрылков и выпуск шасси на качество самолета?
5. Как влияют земля и число M на качество самолета?
6. Почему целесообразно отклонять закрылки при взлете до 20° , при посадке на 35° ?
7. Когда и как разрешается убирать закрылки после взлета и при уходе на второй круг?
8. Каково значение наивыгоднейших углов атаки и максимального качества в крейсерской и посадочной конфигурации самолета?
9. Назначение крыла и геометрические характеристики крыла самолета Як-40.
10. Причины образования полной аэродинамической силы крыла. Факторы, влияющие на ее величину.
11. Профильное сопротивление крыла, причины образования.
12. Индуктивное сопротивление крыла, причины образования.
13. Лобовое сопротивление крыла.
14. Аэродинамическое качество крыла и угол качества.
15. Физическая сущность интерференции частей самолета, способы вредной интерференции.
16. Какова величина максимального качества самолета Як-40?

17. Какова величина максимальной кривизны профиля крыла самолета Як-40?
18. Когда, на какой скорости выпускается шасси?
19. На сколько процентов увеличивается длина пробега самолета при посадке с убранными закрылками?
20. Какую скорость надо выдерживать на глиссаде?
21. При каких числах M будет максимальное качество самолета?
22. Какова величина качества максимальная при выпуске шасси?
23. Почему на взлете закрылки отклоняются только на 20° ?
24. Какова величина угла атаки при максимальном аэродинамическом качестве $15,5^\circ$?
25. Как изменяются параметры C_Y , C_X , K по мере приближения к земле?

Тема 2. Характеристики силовой установки

1. Назначение и схема силовой установки самолета Як-40.
2. Основные режимы работы двигателя.
3. Почему боковые двигатели самолета установлены под углом -1° относительно продольной оси?
4. Какова тяговооруженность самолета Як-40 при массе 17200 кг ?
5. Какова величина минимального удельного расхода топлива при $H = 0$?
6. Какова частота вращения двигателя на крейсерском режиме?
7. Какова величина часового расхода топлива на взлетном режиме?
8. Какова величина часового расхода топлива на взлетном режиме при $H = 0$?
9. При какой условной скорости полета тяга двигателя превращается в ноль?
10. Как изменится удельный расход топлива до 11000 м ?
11. Какова взлетная сила тяги?
12. Какова величина силы тяги реверса на взлетном и номинальном режиме?

13. Дроссельная характеристика двигателя.
14. Высотная характеристика двигателя.
15. Скоростная характеристика двигателя.
16. Влияние температуры наружного воздуха на тягу двигателя.
17. Какова величина силы тяги на малом газе?

Тема 3. Горизонтальный полет

1. Каковы расчетные скорости самолета с полетной массой 16100 кг в горизонтальном полете, $\delta_z = 0$, шасси убраны?
2. Потребные и располагаемые тяги, наиболее характерные скорости.
3. Влияние силы веса на потребные и располагаемые тяги.
4. Влияние высоты на потребные и располагаемые тяги.
5. Изменение скоростей с поднятием на высоту и летные ограничения.
6. Из каких соображений берется ограничение по числу M ?
7. Из каких соображений берется ограничение по приборной скорости?
8. Влияние выпуска шасси и закрылков на тягу потребную.
9. Каковы преимущества полета на большой высоте?
10. Дальность полета самолета.
11. Влияние температуры наружного воздуха на тяги потребные и располагаемые.
12. Какой угол атаки является границей I и II режимов горизонтального полета самолетов?
13. Чем вызвано запрещение использовать II режим для выполнения полета?
14. Каковы наивыгоднейшие высоты полета самолета и установленные ограничения?
15. Назовите характерные крейсерские режимы полета.
16. В каких случаях полета, какой из крейсерских режимов целесообразно применять?

17. Исходя из каких соображений установлены ограничения по максимально и минимально допустимым скоростям в горизонтальном полете?
18. Как изменится качество при полете в первом режиме и уменьшении силы веса самолета?
19. Как изменится угол атаки при полете в первом режиме и уменьшении силы веса самолета?
20. Как изменится скорость полета при выполнении горизонтального полета самолета с постоянным углом атаки?
21. При какой массе самолета при полете на скорости $V_{пр} = 220$ км/ч во 2-м режиме больше качество?
22. При какой центровке больше дальность полета?
23. В чем состоит принципиальное различие пилотирования самолета на первом и втором режимах?
24. Почему выгодно выполнять полеты на большой высоте?
25. Почему минимально допустимая скорость по прибору в рейсовых полетах по мере подъема на высоту уменьшается?

Тема 4. Взлет самолета

1. Порядок выполнения взлета самолета.
2. Ограничение самолета на взлете.
3. Скорости на взлете V_R, V_1, V_2, V_3, V_4 .
4. Каков порядок уборки механизации?
5. Как изменяются силы в процессе разбега?
6. Как изменятся скорости истинная, приборная, путевая при увеличении температуры наружного воздуха?
7. Как изменятся скорости истинная, приборная, путевая при увеличении силы веса самолета?
8. Как изменятся скорости истинная, приборная, путевая при встречном ветре?

9. Как изменятся скорости истинная, приборная, путевая при уменьшении давления атмосферного?
10. Длина разбега самолета, факторы на нее влияющие.
11. Градиент набора высоты.
12. Гидроглиссирование на разбеге.
13. Порядок определения взлетной массы самолета.
14. Взлет при боковом ветре, ограничения.
15. Длина ВПП равна 3000 м. Как изменится скорость V_1 , если температура воздуха увеличилась на $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$?
16. Самая большая скорость V_1 при массе самолета 17200 кг.
17. Для чего необходимо определять максимально допустимый взлетный вес самолета и каким требованиям он должен удовлетворять?
18. Для чего необходимо разворачивать стабилизатор перед взлетом?
19. От каких параметров зависит угол установки стабилизатора?
20. Что должен сделать командир корабля перед взлетом на предварительном и исполнительном старте?
21. Чем определяется готовность экипажа к взлету?
22. Что является основанием для того, чтобы запросить разрешение на взлет у диспетчерской службы движения?
23. В чем состоят особенности взлета с боковым ветром?
24. По каким признакам определяется скорость самолета на разбеге?
25. Назовите характерные ошибки при взлете.

Тема 5. Набор высоты

1. Схема сил при выполнении набора высоты.
2. На какой скорости при массе 16100 кг будет самая большая вертикальная скорость набора?
3. На какой скорости при массе 16100 кг будет самый большой угол набора высоты?
4. Скорость и тяга, потребные при наборе высоты.

5. Угол и вертикальная скорость при наборе высоты.
6. Зависимость угла набора θ и V_Y от угла атаки α .
7. Зависимость угла набора и вертикальной скорости от силы веса самолета.
8. Порядок набора высоты.
9. Максимальные эшелоны полета самолета Як-40.
10. При встречном ветре угол и вертикальная скорость увеличиваются?
11. Поляра набора высоты.
12. Что называется режимом максимальной скороподъемности самолета, в каких случаях он применяется?
13. Дайте определение скоростного режима набора высоты.
14. Каков режим максимального расхода топлива, когда он применяется?
15. Какова минимально допустимая скорость по прибору в наборе высоты на самолете с полетной массой 16000 кг?
16. Самолет Як-40 набирает высоту с углом набора 7° , угол атаки 6° . Какой будет угол тангажа?
17. В наборе высоты подъемная сила больше веса, равна весу или меньше веса?
18. На высоте максимального эшелона 8100 м при каком восходящем вертикальном порыве сработает сигнализация?
19. На высоте максимального эшелона 8100 м при каком восходящем вертикальном порыве наступит сваливание самолета?
20. Влияние выпуска шасси и закрылков на поляру набора высоты.

Тема 6. Снижение самолета

1. Снижение самолета, схема сил.
2. Характеристики снижения, угол снижения, скорость.
3. Угол снижения и планирования.
4. Вертикальная скорость снижения и планирования.
5. Дальность снижения и планирования.

6. Влияние ветра на дальность планирования.
7. Влияние изменения силы веса на дальность планирования.
8. Порядок обычного снижения самолета.
9. Поляра снижения самолета.
10. Экстренное снижение самолета.
11. Аэродинамическое обоснование экстренного снижения.
12. Вертикальная скорость больше при снижении по глиссаде и ветре встречном или попутном?
13. Как влияет вес самолета на дальность планирования в штиль?
14. Как влияет вес самолета на дальность планирования при встречном ветре?
15. При планировании на какой скорости будет минимальная вертикальная скорость?
16. При планировании на какой скорости будет минимальный угол планирования?
17. Какова дальность планирования на наивыгоднейшей скорости с высоты 8000 м?
18. Какой угол атаки является границей между I и II режимами снижения?
19. Какие ограничения установлены при снижении в районе аэродрома с высоты 3000 м до высоты полета по кругу и с какой целью?
20. Назовите рекомендации по работе РУД, ограничения по углу тангажа и истинной скорости во время снижения.
21. Чем обусловлены ограничения при снижении?
22. На какой скорости самый маленький угол планирования?
23. На какой скорости самая маленькая вертикальная скорость?
24. Какие ограничения установлены при снижении в районе аэродрома с высоты 3000 м до высоты полета по кругу и с какой целью?
25. Назовите ограничения по истинной скорости при снижении. Чем они обусловлены?
26. Почему ограничение по скоростям при экстренном снижении выполнено в виде ступени по приборным скоростям?

Тема 7. Посадка самолета

1. Каковы ограничения, установленные на самолете при посадке?
2. К чему может привести невыдерживание рекомендованных скоростей на предпосадочном снижении?
3. Какова методика захода на посадку визуально?
4. Посадка нормального профиля и техника ее выполнения.
5. Особенности выполнения посадки с боковым ветром.
6. В чем состоит сложность посадки на ВПП при наличии слоя воды или слякоти?
7. Между бетоном и какой точкой самолета замеряется высота на выравнивании?
8. С какой высоты начинается посадочная дистанция?
9. Какова величина коэффициента длины ВПП?
10. Какой запас от скорости полетной до скорости сваливания берется на глиссаде?
11. На каком расстоянии от входного торца ВПП должен останавливаться самолет при короткой длине ВПП?
12. Как изменится скорость на глиссаде при уменьшении посадочной массы?
13. Как изменится вертикальная скорость на глиссаде при увеличении температуры воздуха?
14. В каком случае перегрузка считается мягкой?
15. Что влечет за собой низкое выравнивание?
16. Какой должна быть просадка самолета по формуле, чтобы погасить вертикальную скорость 8 м/с?
17. Какой может быть погрешность вариометра при снижении на глиссаде с вертикальной скоростью 6 м/с?
18. Когда рекомендуется включать реверс тяги двигателя?
19. Допускается ли создание на глиссаде перегрузки менее единицы на высоте менее 10 м?

20. Какова оптимальная величина потери скорости на выравнивании?
21. Как изменяется вертикальная скорость на глиссаде и при встречном ветре?
22. На сколько необходимо увеличить отклонение руля высоты при потере скорости на глиссаде на 10 км/ч от расчетной?
23. Сколько градусам руля высоты соответствует 1 градус стабилизатора?
24. В каких случаях используется максимальное отклонение руля высоты?
25. На сколько процентов увеличится длина пробега при посадке без закрылков?
26. Как изменится приборная скорость посадочная при встречном ветре?
27. На сколько процентов изменяется длина пробега самолета при уклоне ВПП 0,02?
28. Какова минимальная скорость выключения реверса в обычных условиях?
29. На сколько больше длина пробега самолета при посадке самолета на ВПП при коэффициенте сцепления 0,3?
30. Какова величина угла тангажа на глиссаде?
31. Каков запас до перегрузки сваливания при уходе на второй круг?
32. Заклинился стабилизатор в положении 0° при заходе на посадку, $X_T = 20\%$. Каков угол отклонения закрылков?
33. Какова должна быть минимальная длина ВПП при посадке с убранными закрылками?
34. Как изменяются параметры самолета с учетом влияния земли в процессе выравнивания и выдерживания?
35. Рассчитать угол атаки горизонтального оперения на глиссаде.
36. Какой запас от скорости полетной до сваливания на глиссаде?
37. Действия экипажа при «клевке» на глиссаде.
38. Действия экипажа при уводе стабилизатора на глиссаде.
39. Что такое «хлыст» в момент приземления?
40. Определите перегрузку в момент приземления с вертикальной скоростью 4 м/с.

КОНТРОЛЬНЫЙ ТЕСТ ПО КУРСУ «ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА ЯК-40»

1. Какова величина максимального качества самолета ЯК-40?
 1. 18.
 2. 19.
 3. **15,5.**
 4. 14.
2. На какой скорости выпускаются шасси?
 1. На траверзе ДПРМ.
 2. Перед 4-м разворотом.
 3. Перед 3-м разворотом.
 4. **На удалении 5 км. До ТВГ на скорости 300-320 км/ч.**
3. Какова максимальная кривизна профиля крыла самолета?
 1. 0,8 %.
 2. 1,5 %.
 3. **1,4 %.**
 4. 1,1 %.
4. На сколько процентов увеличится длина пробега при посадке с убранными закрылками?
 1. **80 %.**
 2. 20 %.
 3. 30 %.
 4. 40 %.
5. Какую скорость надо выдерживать на глиссаде?
 1. 230-220 км/ч.
 2. **210-220 км/ч.**
 3. 240-250 км/ч.
 4. 180-190 км/ч.

6. При каких числах M будет максимальное качество K ?
1. 0,5.
 2. 0,6.
 3. **$< 0,4$.**
 4. 0,7.
7. Какова величина качества при выпущенных шасси?
1. 14.
 2. 10.
 3. 15,5.
 4. **11,8.**
8. Почему закрылки на взлете отклоняются на угол 20° , а не 35° ?
1. сокращения длины разбега.
 2. уменьшения длины ВПП.
 3. **на случай отказа одного двигателя.**
 4. уменьшения скорости отрыва самолета.
9. Какова величина угла атаки при максимальном аэродинамическом качестве 15,5?
1. 6° .
 2. **8° .**
 3. 10° .
 4. 5° .
10. Почему боковые двигатели установлены под углом -1° относительно продольной оси?
1. уменьшение разворачивающего момента.
 2. для уменьшения сопротивления в полете.
 3. для увеличения тяги двигателей в полете.
 4. **для уменьшения усилий на штурвал при взлете.**
11. Определите тяговооруженность самолета Як-40 при массе 17200 кг и взлетной тяге двигателя 1500 кг.
1. 0,35.
 2. 0,174.

3. 0,087.

4. 0,26.

12. Какова величина тяги на малом газе?

1. 400 кг.

2. 300 кг.

3. 200 кг.

4. 100 кг.

13. Какова частота вращения двигателя на крейсерском режиме?

1. 85 %.

2. 82 %.

3. 98 %.

4. 93 %.

14. Какова величина часового расхода топлива на взлетном режиме?

1. 775 кг/ч.

2. 875 кг/ч.

3. 975 кг/ч.

4. 675 кг/ч.

15. Какова минимальная величина удельного расхода топлива $C_{уд}$ по дроссельной характеристике?

1. 0,46 кг топл / 1 кг тяги.

2. 0,56 кг топл / 1 кг тяги.

3. 0,66 кг топл / 1 кг тяги.

4. 0,76 кг топл / 1 кг тяги.

16. При какой условной скорости полета тяга двигателя превращается в ноль?

1. 1000 км/ч.

2. 1200 км/ч.

3. 1600 км/ч.

4. 2000 км/ч.

17. Как изменяется удельный расход топлива до 11000 м?
1. увеличивается.
 2. не изменяется.
 - 3. уменьшается.**
 4. растет и потом падает.
18. Когда включается реверс тяги в обычных условиях?
1. на $H = 20-25$ м.
 2. на $H = 2-3$ м.
 - 3. на $H = 6-4$ м.**
 4. на $H = 15-12$ м.
19. Какова величина минимального удельного расхода топлива при $H = 0$?
1. 0,48 кг топл / кг тяги.
 - 2. 0,56 кг топл / кг тяги.**
 3. 0,65 кг топл / кг тяги.
 4. 0,75 кг топл / кг тяги.
20. При какой центровке подъемная сила крыла в горизонтальном полете меньше силы тяжести?
1. такого не бывает.
 - 2. $X_T > 25\%$ (задняя).**
 3. $X_T < 25\%$ (передняя).
 4. средняя центровка 25 %.
21. На какой высоте больше угол атаки при постоянной приборной скорости и массе самолета?
1. 12000 м.
 2. 8000 м.
 3. 2000 м.
 - 4. на всех высотах одинаков.**
22. Чему равно лобовое сопротивление самолета при полетной массе 16100 кг и аэродинамическом качестве 15,5?
1. 900 кг.
 - 2. 1030 кг.**

3. 1200 кг.

4. 1300 кг.

23. Как изменяется максимальное аэродинамическое качество с увеличением числа M полета от 0,4 до 0,7?

1. увеличивается.

2. **уменьшается.**

3. не изменяется.

24. Из каких соображений ограничивается максимальная приборная скорость?

1. устойчивости и управляемости

2. **прочности**

3. устойчивости и прочности

25. Как изменяется качество K через 2 часа полета в полете в 1-м режиме и $V_{пр} = \text{const}$?

1. увеличится.

2. **уменьшится.**

3. не изменится.

26. Как изменится часовой расход топлива при постоянной приборной скорости полета?

1. увеличится.

2. **уменьшится.**

3. не изменится.

27. С какой точки зрения берется ограничение по $V_{пр} = 450$ км/ч?

1. устойчивости и управляемости.

2. **прочности самолета.**

3. достаточности руля высоты.

28. На $H = 6000$ м лобовое сопротивление самолета равно $X = G/K = 16100 / 15,5$. Удельный расход топлива на этой высоте равен 0,95 кг топл/кг тяги. Каков часовой расход топлива?

1. **1000 кг.**

2. 1200 кг.
 3. 1400 кг.
 4. 800 кг.
29. Каков расход топлива на номинальном режиме на высоте 6000 м?
1. 1500 кг.
 2. 1100 кг.
 3. **1300 кг.**
 4. 1000 кг.
30. Какова минимальная ширина ВПП для разворота самолета Як-40?
1. 30 м.
 2. **50 м.**
 3. 75 м.
 4. 100 м.
31. Какова центровка предельно передняя на взлете при массе самолета 17200 кг?
1. 13 %.
 2. 15 %.
 3. **17 %.**
 4. 20 %.
32. Какова будет скорость V_2 при массе самолета 17200 кг?
1. 200 км/ч.
 2. **215 км/ч.**
 3. 230 км/ч.
 4. 240 км/ч.
33. Чему будет равна скорость V_3 при массе самолета 17200 кг?
1. 240 км/ч.
 2. **270 км/ч.**
 3. 250 км/ч.
 4. 280 км/ч.

34. На какой скорости набирается высота 120 м при массе самолета 17200 кг?

1. $V_2 + 50$ км/ч.
2. V_2 .
3. **$V_2 + 30$ км/ч.**
4. $V_2 + 10$ км/ч.

35. На какой минимальной скорости нужно убирать закрылки при массе самолета 17200 кг?

1. 220 км/ч.
2. 250 км/ч.
3. **235 км/ч.**
4. 270 км/ч.

36. Как изменяется тяга двигателя на разбеге?

1. увеличивается.
2. **уменьшается.**
3. не изменяется.
4. увеличивается и уменьшается.

37. Каков средний коэффициент подъемной силы C_Y в момент отрыва?

1. 1,8.
2. 1,2.
3. 1,1.
4. **1,4.**

38. Какой угол атаки будет в момент отрыва самолета с массой самолета 17200 кг?

1. 10-13°.
2. **9-10°.**
3. 12-15°.
4. 6-7°.

39. Чему равен минимальный градиент для самолета Як-40 в наборе высоты 120 м при одном отказавшем двигателе?

1. 2 %.

2. 2,7 %.

3. **2,4 %.**

4. 3 %.

40. В наборе высоты подъемная сила больше или равна силе тяжести самолета?

1. $Y > G$.

2. $Y = G$.

3. **$Y < G$.**

41. На какой скорости при массе 16100 кг самый большой угол набора высоты?

1. **240 км/ч.**

2. 270 км/ч.

3. 320 км/ч.

4. 400 км/ч.

42. На какой скорости будет самая большая вертикальная скорость самолета?

1. 240 км/ч.

2. **320 км/ч.**

3. 270 км/ч.

4. 340 км/ч.

43. Какой будет тангаж при угле набора высоты 6° , угле атаки 7° ?

1. 7.

2. **10.**

3. 8.

4. 13.

44. При каком восходящем порыве возможно сваливание самолета?

1. 12 м/с.

2. **18 м/с.**

3. 10 м/с.

4. 8 м/с.

45. Как изменится вертикальная скорость набора высоты при встречном ветре?

1. уменьшится.
2. увеличится.
3. **не изменится.**
4. сильно увеличится.

46. На какой скорости при массе 16100 кг самый большой угол набора высоты?

1. 270 км/ч.
2. 320 км/ч.
3. 300 км/ч.
4. **240 км/ч.**

47. Максимальный эшелон полета самолета Як-40?

1. 7000 м.
2. **8100 м.**
3. 6000 м.
4. 2000 м.

48. Какую приборную скорость следует выдерживать на режиме минимального расхода топлива?

1. 320 км/ч.
2. 300 км/ч.
3. **350 км/ч.**
4. 390 км/ч.

49. Какова величина угла тангажа при выполнении планирования с углом атаки 7° , если угол снижения 5° ?

1. $+2^\circ$.
2. -3° .
3. -2° .
4. **-1° .**

50. Как изменяется угол планирования при уменьшении тяги двигателей?

1. не изменяется.

2. увеличивается.

3. уменьшается.

4. сильно уменьшается.

51. Как изменяется вертикальная скорость при снижении по глиссаде самолета с большим весом?

1. растет.

2. уменьшается.

3. не изменяется.

4. сильно уменьшается.

52. Какова дальность планирования при отказе двигателей на высоте 2 км, если $K = 15$?

1. 40 км.

2. 20 км.

3. 50 км.

4. 30 км.

53. Как изменится вертикальная скорость планирования при планировании самолета со встречным ветром?

1. увеличится.

2. уменьшится.

3. не изменится.

4. сильно увеличится.

54. При каком весе самолет имеет большую дальность планирования при встречном ветре?

1. 16 т.

2. 17 т.

3. 15 т.

4. 14 т.

55. Какова максимальная приборная скорость при обычном снижении самолета?

1. 550 км/ч.

2. 400 км/ч.

3. 450 км/ч.

4. 500 км/ч.

56. Какую скорость надо выдерживать при массе 16100 кг, чтобы иметь минимальный угол планирования?

1. 200 км/ч.

2. 240 км/ч.

3. 270 км/ч.

4. 300 км/ч.

57. С какой массой самолет быстрее снижается при экстренном снижении?

1. 17000 кг.

2. 16000 кг.

3. 15000 кг.

4. 14000 кг.

58. Какова просадка самолета при выводе из экстренного снижения с вертикальной скоростью 50 м/с и перегрузкой вывода 1,8?

1. 100 м.

2. 250 м.

3. 200 м.

4. 150 м.

59. Какова скорость на глиссаде при скорости сваливания 150 км/ч и запасе по скорости 1,3?

1. 200 км/ч.

2. 180 км/ч.

3. 220 км/ч.

4. 240 км/ч.

60. Сколько процентов длины ВПП можно использовать для посадки при короткой длине ВПП и коэффициенте длины ВПП $K = 1,5$?

1. 50 %.

2. 60 %.

3. **66 %.**

4. 70 %.

61. Какова величина угла атаки на глиссаде?

1. 8°.

2. 3°.

3. **5°.**

4. 7°.

62. Какова величина коэффициента подъемной силы самолета в момент приземления?

1. $C_Y = 1,2$.

2. **$C_Y = 1,5$.**

3. $C_Y = 1,8$.

4. $C_Y = 1,1$.

63. Чему равна скорость глиссады при обледеневшем стабилизаторе и закрылках отклоненных на 20°?

1. 270 ...280 км/ч.

2. 220 ...240 км/ч.

3. 200 ...210 км/ч.

4. **240 ...250 км/ч.**

64. Какова длина пробега самолета при посадке со скоростью 180 км/ч и временем пробега самолета 20 с?

1. 300 м.

2. **500 м.**

3. 400 м.

4. 600 м.

65. На какой скорости прекратится гидроглисирование при давлении в пневматике 6 кг\см² на пробеге?

1. 130 км/ч.

2. **150 км/ч.**

3. 180 км/ч.

4. 200 км/ч.

66. Какова будет перегрузка при выполнении посадки на ВПП с вертикальной скоростью 3 м/с?

1. 3.

2. 2.

3. 4.

4. 1.

67. Какова будет просадка самолета при вертикальной скорости 5 м/с и уходе на второй круг с перегрузкой 1,3?

1. 3 м.

2. 6 м.

3. 5 м.

4. 4 м.

68. На какой скорости можно начинать торможение?

1. 180 км/ч.

2. 150 км/ч.

3. **без ограничения.**

4. 200 км/ч.

69. Какова крейсерская скорость самолета?

1. 500 км/ч.

2. **550 км/ч.**

3. 600 км/ч.

4. 450 км/ч.

70. Какова величина средней аэродинамической хорды крыла самолета Як-40?

1. 2 м.

2. **3 м.**

3. 4 м.

4. 3,5 м.

71. Укажите диапазон центровок самолета Як-40.

1. 15...30 %.

2. 15...35 %.
 3. **13...32 %.**
 4. 10...30 %.
72. Каким будет момент вращающий самолет на правое полукрыло?
1. **положительный.**
 2. отрицательный.
 3. не бывает момента.
73. При какой центровке подъемная сила крыла больше сила тяжести?
1. не бывает никогда.
 2. **передней < 25 % САХ.**
 3. задней > 25 % САХ.
 4. бывает всегда.
74. При какой центровке подъемная сила крыла меньше силы тяжести?
1. не бывает такого.
 2. передней.
 3. **задней.**
 4. средней.
75. При какой центровке будет меньше расход топлива?
1. при передней.
 2. **при задней.**
 3. не зависит.
 4. при средней.
76. Какова величина фокуса самолета?
1. 30 % САХ.
 2. 35 % САХ.
 3. **43 % САХ.**
 4. 50 % САХ.
77. Какова минимальная величина плеча от центра тяжести до фокуса?
1. 5 %.
 2. **10 %.**

3. 15 %.

4. 20 %.

78. Какова величина числа $M_{\text{макс}}$ самолета Як-40?

1. 0,65.

2. **0,75.**

3. 0,85.

4. 0,55.

79. На каком угле атаки может наступить затяжной срыв?

1. 20°.

2. **30°.**

3. 40°.

4. 50°.

80. Из каких соображений ограничена передняя центровка?

1. устойчивости.

2. прочности.

3. **управляемости.**

4. прочности и управляемости.

81. Какой момент возникает при отклонении правого элерона вниз?

1. положительный.

2. **отрицательный.**

3. кабрирующий.

82. Если коэффициент боковой устойчивости равен 2, что тогда происходит с самолетом?

1. уход в «спираль».

2. не устойчивость по крену.

3. **раскачка «голландский шаг».**

4. неустойчивость по скольжению.

83. Как изменится угол атаки полукрыла с отказавшим двигателем?

1. уменьшается.

2. не изменяется.

3. увеличивается.

84. На какое полукрыло возникает скольжение самолета в момент отказа правого двигателя?

1. правое.
- 2. левое.**
3. не возникает.

85. На сколько процентов увеличивается сопротивление самолета при отказе одного двигателя на $V_{нв}$?

1. 30 %.
2. 20 %.
- 3. 10 %.**

86. Куда уходит шарик указателя скольжения при отказе левого двигателя?

1. влево, в сторону отказавшего двигателя.
2. влево, в сторону работающего двигателя.
- 3. вправо, сторону работающего двигателя.**

87. Для чего создается крен при отказе двигателя?

1. чтобы сила $Z_{рн} = P$.
- 2. чтобы сила $G_2 = Z_{рн}$.**
3. чтобы устранить скольжение.

88. На каком этапе полета применяется полет с креном и скольжением при отказе двигателя?

1. в наборе высоты.
2. в горизонтальном полете.
3. на снижении.
- 4. при уходе на второй круг.**

89. На какое полукрыло меньше радиус разворота в полете при отказе правого двигателя?

1. левое.
- 2. правое.**
3. всё равно.

90. Какова самая большая скорость V_1 при взлете с массой 17200 кг?

1. 205 км/ч.
- 2. 190 км/ч.**
3. 180 км/ч.
4. 170 км/ч.

91. Какова дистанция продолженного взлета $V_{отк} = 205$ км/ч?

1. 850 м.
2. 950 м.
3. 1200 м.
- 4. 1500 м.**

92. Когда следует выключить загоревшийся двигатель при отказе другого двигателя?

1. сразу.
2. на высоте круга.
- 3. после уборки закрылков.**
4. на глиссаде.

93. Какова величина минимальной скорости при выполнении разворотов с закрылками 20° ?

1. 210 км/ч.
2. 240 км/ч.
- 3. 215 км/ч.**
4. 260 км/ч.

94. Какую скорость установить при отказе одного двигателя в горизонтальном полете?

1. 320 км/ч.
- 2. 300 км/ч.**
3. 370 км/ч.
4. 350 км/ч.

95. Какую скорость надо установить при отказе двух двигателей в горизонтальном полете?

1. 300 ...320 км/ч.
- 2. 250 ...260 км/ч.**
3. 320 ...350 км/ч.
4. 310 ...330 км/ч.

96. Какова скорость на глиссаде с одним отказавшим двигателем?

1. 250 ...240 км/ч.
2. 260 ...270 км/ч.
- 3. 210 ...220 км/ч.**

97. Определите просадку самолета при уходе на второй круг, если $V_y = 3$ м/с, а перегрузка вывода равна 1,2?

1. 4 м.
2. 3 м.
- 3. 2 м.**
4. 1 м.

98. На какой угол обычно отклоняются закрылки при двух отказавших двигателях?

1. 20°.
2. 15°.
- 3. 35°.**
4. 25°.

99. Как изменяются параметры по мере приближения самолета к земле?

1. $C_{X0} \downarrow, V_{св} \downarrow$.
2. $V_{св} \uparrow, k \downarrow$.
3. $C_{X0} \uparrow, C_{y \max}$.
- 4. $C_X \downarrow, k \uparrow, V_{св}$.**

100. На какую величину тяга больше лобового сопротивления в наборе высоты?

1. на ΔY .

2. на ΔG .

3. на ΔP .

4. на ΔV .

101. Под статической устойчивостью по скорости понимается?

1. $\Delta Y / \Delta V = 0$.

2. $\Delta Y / \Delta V > 0$.

3. $\Delta Y / \Delta V < 0$.

102. Условие статической устойчивости самолета.

1. $\Delta m_z / \Delta \alpha = 0$.

2. $\Delta m_z / \Delta \alpha > 0$.

3. $\Delta m_z / \Delta \alpha < 0$.

103. Критерий устойчивости самолета по скорости

1. $\Delta Y / \Delta V < 0$.

2. $\Delta Y / \Delta V = 0$.

3. $\Delta Y / \Delta V > 0$.

104. Площадь какой части фюзеляжа больше?

1. $F_H > F_{xв}$.

2. $F_H < F_{xв}$.

3. $F_H = F_{xв}$.

105. Для чего создается скольжение при отказе одного двигателя в горизонтальном полете?

1. $G_2 = Z_{PH}$.

2. $G_2 = P$.

3. $Z_\beta = Z_{PH}$.

4. $G_2 = Z_\beta$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии изложены особенности аэродинамической компоновки самолета Як-40, рассматриваются ее преимущества и недостатки. Даны геометрические характеристики самолета, углы отклонения основных органов управления.

Для лучшего усвоения особенностей летной эксплуатации самолета подробно рассматриваются аэродинамические характеристики самолета по полярам с убранными и отклоненными элементами механизации крыла.

Излагаются также общие характеристики силовой установки, даются понятия силы тяги и удельного расхода топлива на различных режимах полета самолета. Анализируются дроссельная, скоростная и высотная характеристики двигателей. Знание этого материала необходимо для анализа характеристик взлета, набора высоты, горизонтального полета, ухода на второй круг.

Учебное пособие обеспечивает достаточное научное содержание и направлено на достижение целей обучения, определенных квалификационной характеристикой специалиста.

Учебное пособие в значительной мере ориентировано на рассмотрение практической аэродинамики и особых случаев полета самолета.

Учебное пособие приобретает особую значимость в связи с тем, что курсанты УВАУ ГА совершают тренировочные полеты именно на самолете Як-40.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бехтир В.П. Летные характеристики самолета Як-40 / В.П. Бехтир, В.Х. Копысов. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2001.
2. Бехтир В.П. Особенности устойчивости и управления самолета Як-40 / В.П. Бехтир, В.Х. Копысов. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2002.
3. Рогонов А.М. Полет самолета Як-40 с отказавшим двигателем / А.М. Рогонов, В.П. Бехтир, В.Х. Копысов. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2004.
4. Ржевский В.М. Аэродинамическое обоснование выполнения посадки на самолете Як-40 / В.М. Ржевский, В.П. Бехтир, В.Х. Копысов. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2003.
5. Руководство по летной эксплуатации самолета Як-40. – М.: Воздушный транспорт, 1995.
6. Богославский Л.Е. Практическая аэродинамика самолета Як-40 / Л.Е. Богославский. – М.: Транспорт, 1975.

РОГОНОВ

АЛЕКСАНДР МИХАЙЛОВИЧ

БЕХТИР

ВЛАДИМИР ПЕТРОВИЧ

КОПЫСОВ

ВИКТОР ХАРИТОНОВИЧ

КОВРИЖНЫХ

ЕВГЕНИЙ НИКОЛАЕВИЧ

**ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА
САМОЛЕТА ЯК-40**

Учебное пособие

Разработчик электронного учебника

Н.В. Цысс