



Л. Е. БОГОСЛАВСКИЙ

**ПРАКТИЧЕСКАЯ
АЭРОДИНАМИКА
САМОЛЕТА
АН-24**

Л. Е. БОГОСЛАВСКИЙ
ИЗДАТЕЛЬСТВО

14111/802

Л. Е. БОГОСЛАВСКИЙ

ПРАКТИЧЕСКАЯ
АЭРОДИНАМИКА
САМОЛЕТА Ан-24

Издание второе, переработанное и дополненное

*Утверждено УУЗ МГА СССР в качестве учебного пособия для курсантов летных училищ
гражданской авиации*



Москва Транспорт 1972

Практическая аэродинамика самолета Ан-24. Богославский Л. Е. Изд. 2-е, перераб. и доп. Изд-во «Транспорт», 1972 г., с. 1—200.

В книге даются конструктивно-аэродинамические особенности пассажирского самолета Ан-24, его характеристики, излагаются необходимые вопросы техники пилотирования и даются конкретные рекомендации по выполнению полета. В ней содержатся только те сведения из теории полета, которые облегчают изучение рассматриваемых вопросов практической аэродинамики и летной эксплуатации.

Материал пособия написан на основании данных аэродинамического расчета самолета Ан-24, выполненного в ОКБ, и практического опыта эксплуатации его в летных подразделениях гражданской авиации.

Книга предназначена в качестве учебного пособия для курсантов летных училищ, пилотов учебно-тренировочных отрядов гражданской авиации. Она может быть использована летным и инженерно-техническим составом подразделений, эксплуатирующим этот самолет. *Рис. 118, табл. 16.*

3-19-6
91-72

КОНСТРУКТИВНО-АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА АН-24

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

Самолет Ан-24 с двумя турбовинтовыми двигателями АИ-24 создан под руководством генерального конструктора О.К. Антонова. Максимальный взлетный вес самолета — 21000 кг, посадочный вес — 21000 кг.

Самолет предназначен для перевозки пассажиров и грузов на линиях средней протяженности (300—1200 км). Максимальная дальность полета 2000 км с коммерческой нагрузкой 2400 кг. Дальность полета при максимальной коммерческой загрузке 5000 кг составляет 700 км, высота полета — 6—7 км, крейсерская скорость полета — 450—500 км/ч.

Самолет представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высокорасположенным крылом, на шасси трехстоечной схемы с двумя передними спаренными колесами (рис. 1).

Конструктивно-аэродинамическая компоновка самолета-высокоплана имеет следующие достоинства:

1. Подвеска центроплана не занимает полезного объема фюзеляжа. В местах сочленения крыла и фюзеляжа отсутствует диффузорный эффект.

Вредное влияние диффузорного эффекта особенно ощутимо у самолетов-низкопланов. На рис. 2 показан переход от крыла к фюзеляжу самолета с низкорасположенным крылом. В переходном сечении 1 — 1 струйки воздушного потока, прилегающего непосредственно к обтекаемой поверхности, сужаются, а по мере приближения к сечению 2 — 2 расширяются как в диффузоре. Давление в расширяющейся части потока повышается, и воздух пограничного слоя начинает перетекать от сечения 2 — 2 навстречу основному потоку, идущему от сечения 1 — 1; происходит набухание и отрыв пограничного слоя, в результате чего увеличивается

лобовое сопротивление и уменьшается подъемная сила. У высокоплана переход от крыла к фюзеляжу осуществляется более плавно и вследствие уменьшения диффузорного эффекта интерференция менее вредна, чем у низкоплана (примерно на 25%).

2. Крыло не имеет разрывов в верхней части, что в сочетании с меньшей диффузорностью обеспечивает более высокое аэродинамическое качество высокоплана по сравнению с низкопланом.

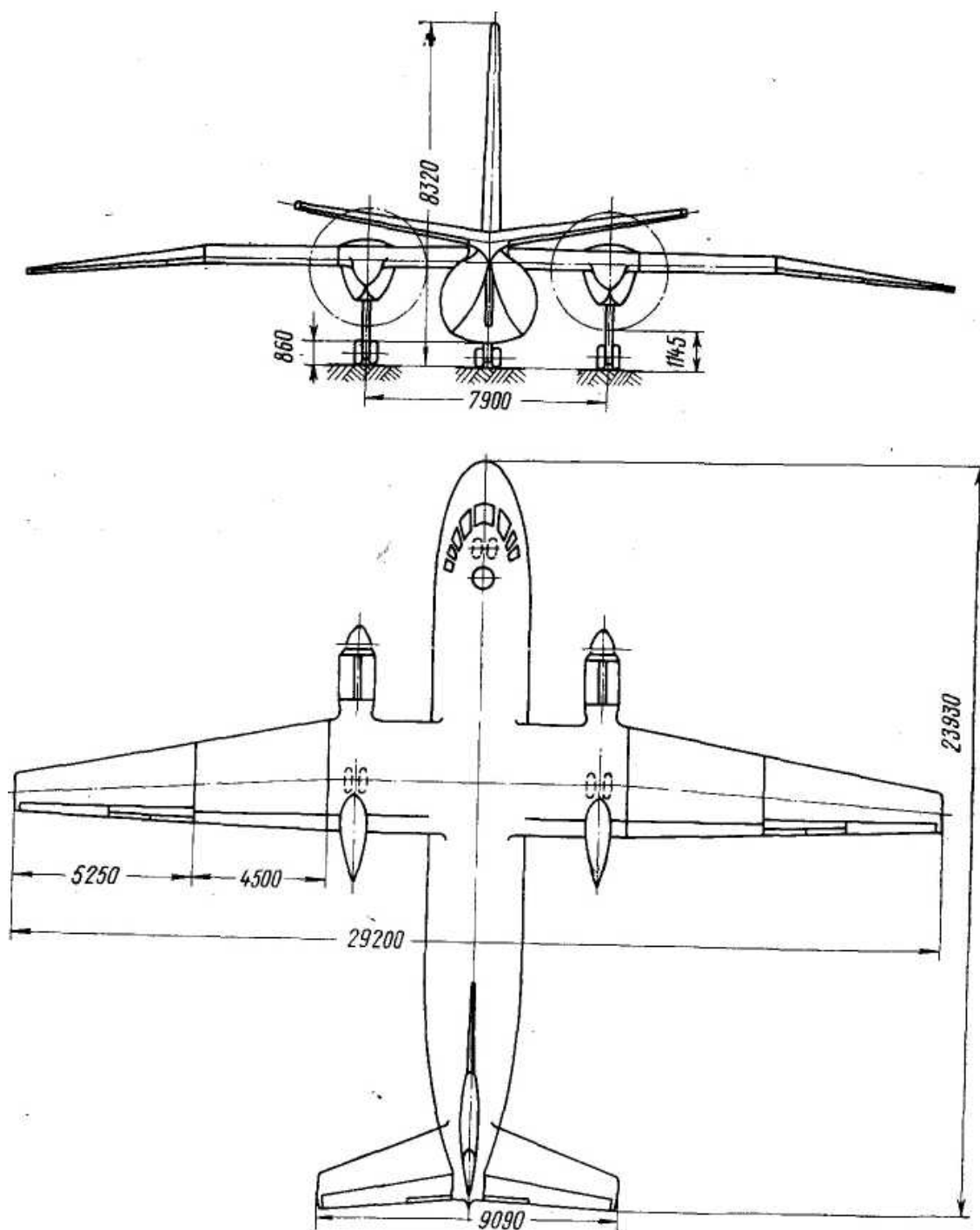


Рис. 1. Схема самолета Ан-24

3. На крыле самолета Ан-24 при выходе на околокритические углы атаки не происходит одностороннего срыва потока с крыла, что благоприятно сказывается на поперечной управляемости и устойчивости самолета.

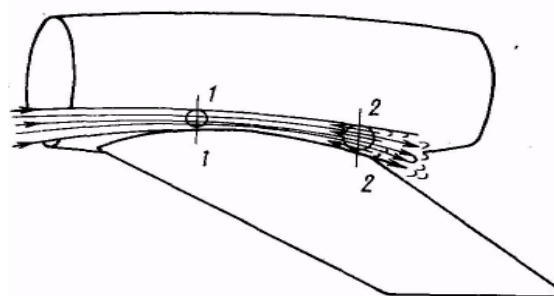


Рис. 2. Диффузорный эффект

Высокое расположение крыла является основным фактором в повышении степени поперечной устойчивости самолета. Кроме того, расположение крыла выше центра тяжести самолета улучшает продольную устойчивость самолета.

4. Высокое расположение двигателей под крылом исключает засасывание посторонних частиц (гальки, кусочков льда и т. п.) в двигатели и исключает повреждение ими лопаток компрессоров и турбин, а также уменьшает возможность повреждения лопастей воздушных винтов при работе двигателей на земле.

5. В связи с тем что крыло не закрывает нижнюю полусферу, пассажирам обеспечивается хороший обзор с самолета.

Создаются также удобства подъезда к самолету транспортных машин и выполнения работ по загрузке и выгрузке грузов. К недостаткам самолета-высокоплана следует отнести:

1) в связи с высоким расположением гондол и некоторым удлинением ног шасси последнее получилось более тяжелым, а гондолы громоздкими, создающими дополнительное лобовое сопротивление самолета;

2) воздушная подушка, образуемая при движении самолета вблизи земли на взлете или посадке, проявляет свой эффект в меньшей степени, чем у самолета - низкоплана, так как при одинаковых углах атаки крыло низкоплана имеет больший коэффициент подъемной силы (c_y), чем крыло высокоплана, что важно для взлета и посадки.

2. КРЫЛО

Свободнонесущее высокорасположенное крыло состоит из центроплана l прямоугольной формы (рис. 3). Площадь крыла — $74,98 \text{ м}^2$ (на самолетах с двухщелевым центропланым закрылком — $72,46 \text{ м}^2$). Геометрические очертания крыла (рис. 4) образованы набором двояковыпуклых толстых, ламинизированных профилей со средней линией, имеющей выпуклость (прогиб) вверх.

От корневой нервюры до нервюры № 7 профиль ЦАГИ-С5-18 имеет относительную толщину $\bar{c} = 18\%$ и относительную кривизну $\bar{f} = 1,75\%$; у консоли, от нервюры № 12 до № 23, профиль ЦАГИ-СВ-13 имеет $\bar{c} = 13\%$ и $\bar{f} = 2,5\%$. Между нервюрами № 7 и 12 — переходные профили. Наличие

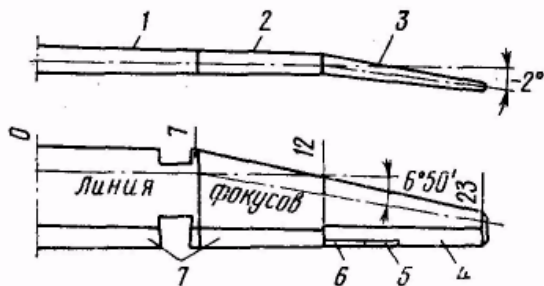


Рис. 3. Схема крыла:

1 — центроплан; 2 — средняя часть крыла; 3 — консоль; 4 — элероны; 5 — триммер; 6 — сервокомпенсатор; 7 — двухщелевой закрылок

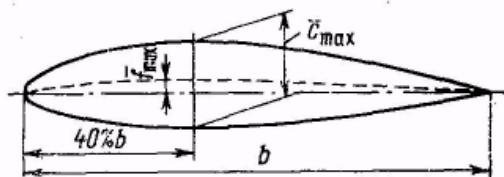


Рис. 4. Профиль крыла самолета:

c_{\max} — максимальная толщина профиля; b — длина хорды профиля; f_{\max} — максимальная кривизна профиля

профилей с различной относительной толщиной и разной относительной кривизной образует так называемую аэродинамическую крутку крыла.

Крыло также имеет геометрическую крутку. Она заключается в том, что от нервюры № 7 до № 12 хорды профилей поставлены по отношению к корневой хорде под постепенно нарастающим углом до $+0,5^\circ$, а от нервюры № 12 до концевой нервюры — с уменьшением этого угла до нуля. Придание крылу аэродинамической и геометрической крутки улучшает его срывные и несущие характеристики. Максимальная толщина профиля отнесена от носка на 40% длины хорды. Постепенное увеличение толщины профиля по длине хорды

создает плавное увеличение разрежения над крылом, пики эпюр разрежений сглаживаются. Пограничный слой сохраняется ламинарным над большей частью профиля, срыв с крыла происходит при большей скорости полета и на больших углах атаки, чем это имеет место у неламинизированного профиля. Ламинизированный профиль имеет значительно меньший коэффициент лобового сопротивления. Ламинизация профиля повышает критическую скорость флаттера.

Срыв потока с крыла на больших углах атаки начинается вначале у корня, а на концах крыла, в области расположения элеронов, срыв наступает значительно позже, благодаря чему сохраняется эффективность элеронов на больших углах атаки.

Выбранный толстый профиль крыла является более несущим, чем тонкий. На одинаковых углах атаки крыло с толстым профилем, имеющее определенную площадь, создает большую подъемную силу, чем крыло с тонким профилем, имеющим такую же площадь.

Несущие свойства ($c_{Y_{\max}}$) профиля и его срывные характеристики ($\alpha_{кр}$) улучшаются с увеличением относительной толщины профиля c до 20%. Наличие кривизны профиля также улучшает его несущие свойства. Увеличение кривизны профилей на консолях крыла в определенной степени компенсирует уменьшение коэффициента $c_{Y_{\max}}$ за счет уменьшения толщины профиля.

Крыло имеет большое удлинение, равное 11,7. Большое удлинение способствует уменьшению лобового сопротивления (индуктивного) и увеличению дальности полета самолёта.

Величина удлинения крыла (λ) определяется отношением величины квадрата размаха (l^2) к площади крыла (S).

Сужение крыла ($\eta=2,92$) определяется отношением длины корневой хорды к длине концевой хорды профиля крыла. Правильно подобранное удлинение крыла и его сужение благоприятно влияют на уменьшение индуктивного сопротивления и обеспечение симметричного срыва потока на больших углах атаки α .

Выбранное сужение крыла повышает эффективность закрылков и одновременно снижает степень поперечной устойчивости при полете на больших углах атаки и частично увеличивает путевую устойчивость самолета Ан-24. Наличие сужения крыла в сочетании с аэродинамической круткой сдвигает зону начала развития местных срывов к оси симметрии самолета, делает крыло более равно-нагруженным по размаху и позволяет уменьшить вес конструкции крыла.

Стреловидности крыла по центроплану нет, а по средней части и консоли крыла угол стреловидности $\chi=6^\circ 50'$.

Стреловидность крыла в некоторой степени снижает сопротивления крыла на режиме максимальной скорости. Но в данном случае она необходима для создания расчетного сужения крыла ($\eta = 2,92$). Наличие ее улучшает все виды устойчивости самолета.

Центроплан и средняя часть крыла не имеют поперечного V . Консольная часть крыла имеет отрицательное поперечное V , равное -2° . Отрицательное поперечное V консолей крыла сделано для снижения степени поперечной устойчивости самолета в интересах улучшения его боковой устойчивости. Наличие отрицательного V крыла способствует предотвращению колебательной неустойчивости и в случае внезапного отказа одного двигателя в полете снижает интенсивность крена самолета в сторону отказавшего двигателя.

Угол, заключенный между средней аэродинамической хордой крыла и продольной осью самолета, называется углом установки крыла φ (рис. 5). У самолета Ан-24 этот угол равен 3° . Такой угол выбран с расчетом, чтобы фюзеляж располагался по потоку при полете на скорости, близкой к максимальной крейсерской, и создавал бы наименьшее лобовое сопротивление. Созданный угол установки уменьшает угол тангажа на взлете и посадке и обеспечивает лучший обзор для пилота.

Элероны расположены на консольных частях крыла. Управление элеронами дифференциальное, т. е. элерон отклоняется вверх на 24° , а вниз — на 16° . Если бы элероны отклонялись вверх и вниз на одинаковый угол, то одновременно с изменением величины подъемной силы на крыле с опущенным элероном возникало бы значительно большее лобовое сопротивление, чем на крыле с поднятым элероном. Вследствие этого возникал бы нежелательный путевой момент, который стремился бы развернуть самолет в сторону опущенного элерона, и потребовалось бы его устранять отклонением руля направления.

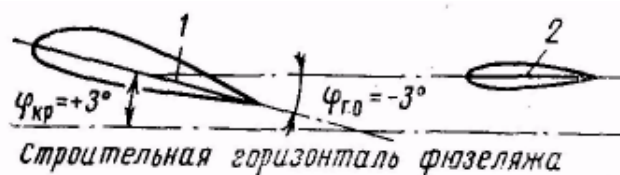


Рис. 5. Угол установки крыла и стабилизатора:
1 — хорда крыла; 2 — хорда стабилизатора

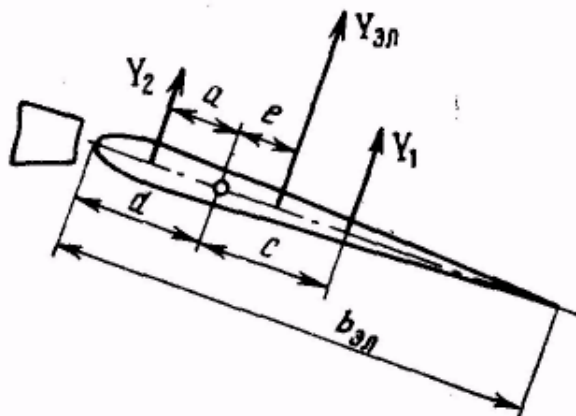


Рис. 6. Принцип осуществления осевой аэродинамической компенсации

Элерон имеет несимметричный двояковыпуклый профиль. Ось вращения элерона от носка профиля отнесена назад на расстояние $d = 29\%$ хорды профиля, т.е. элерон имеет осевую аэродинамическую компенсацию 29% (рис.6).

Осевая аэродинамическая компенсация предназначена для уменьшения усилий на штурвале, необходимых для отклонения и удержания элеронов в полете. Принцип действия осевой аэродинамической компенсации заключается в том, что суммарный момент относительно оси шарнира, действующий от аэродинамических сил такого элерона, существенно меньше, чем у элерона без компенсаций.

Каждая сила Y_1 , Y_2 , $Y_{эл}$ приложена соответственно на расстояниях a , c , e от оси вращения и создает шарнирные моменты: $M_1 = Y_1 c$; $M_2 = -Y_2 a$.

Моменты M_2 и M_1 направлены в противоположные стороны. Разность этих моментов уравнивается моментом, создаваемым усилием, прикладываемым пилотом к штурвалу, $M_{шт} = M_1 - M_2 = Y_{эл} e$.

У элеронов, не имеющих осевой аэродинамической компенсации, ось вращения расположена в носке элерона. Подъемная сила элерона $Y_{эл}$ на большем плече создает больший шарнирный момент, для уравнивания которого требуется большее усилие. На каждом элероне в корневой части имеется триммер и сервокомпенсатор (на самолетах, выпускаемых с 1964 г., триммер устанавливается только на левом элероне).

Триммер управляется пилотом из кабины посредством нажатия переключателя специального электромеханизма. Триммер предназначен для

Кроме того, при полете на больших углах атаки, отклоняя элерон вниз на большой угол, фактический угол атаки полукрыла с опущенным элероном может достигнуть значения больше критического, а на полукрыле с поднятым элероном он уменьшится и будет меньше критического. В связи с этим коэффициент подъемной силы у полукрыла с опущенным элероном резко уменьшится и будет меньше, чем у полукрыла с поднятым элероном. В результате самолет начнет крениться на крыло не с поднятым элероном, а в другую сторону с опущенным элероном и может произойти ошибка в пилотировании. При дифференциальном отклонении элеронов эти явления исключаются.

уменьшения или полного снятия усилия со штурвала, которое передается на него от элеронов при управлении самолетом.

Триммер—это маленький руль, отклоняющийся по воле пилота в противоположную сторону отклонения элеронов. На отклоненном триммере создается подъемная сила $Y_{тр}$, приложенная в его центре давления на расстоянии $l_{тр}$ от оси вращения элерона (рис. 7). Подъемная сила элерона $Y_{эл}$ приложена в центре давления элерона на расстоянии e от его оси вращения, а так как упомянутые силы направлены в противоположные стороны, то и шарнирные моменты, ими создаваемые, направлены в противоположные стороны: $M_{ш.эл} = Y_{эл} e$; $M_{ш.тр} = - Y_{тр} l_{тр}$.

Подбирая величину отклонения триммера при данном положении элерона, можно добиться, что шарнирный момент элеронов будет полностью уравновешен шарнирным моментом триммера $M_{ш.эл} = - M_{ш.тр}$, при этом усилия на штурвале от элеронов будут полностью сняты, что и делается при выполнении длительного полета на заданном режиме.

При выполнении эволюции и полете в болтанку пилоту практически трудно отклонять триммер в нужный момент для снятия или уменьшения усилий, переходящих на штурвал от элеронов. Поэтому для облегчения пилотирования самолета на элеронах поставлены сервокомпенсаторы, представляющие такие же маленькие рули, как и триммер, но отклоняющиеся без вмешательства пилота автоматически в противоположную сторону отклонения элерона (рис. 8).

Сервокомпенсатор шарнирно соединен жесткой тягой с крылом. При отклонении элерона тяга заставляет сервокомпенсатор отклоняться в противоположную сторону отклонения элерона. На сервокомпенсаторе создается подъемная сила $F_{ск}$.

Шарнирный момент сервокомпенсатора ($M_{ш.ск} = Y_{ск} l_{ск}$) противоположен по действию шарнирному моменту элерона ($M_{ш.эл} = Y_{эл} e$), благодаря чему усилие на штурвале от элеронов значительно уменьшается. Наличие триммера и сервокомпенсатора элеронов позволяет сбалансировать самолет на всех режимах полета, включая и полет с одним неработающим двигателем.

Двухщелевой закрылок предназначен для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. В убранном положении закрылок является продолжением профиля крыла. Закрылок

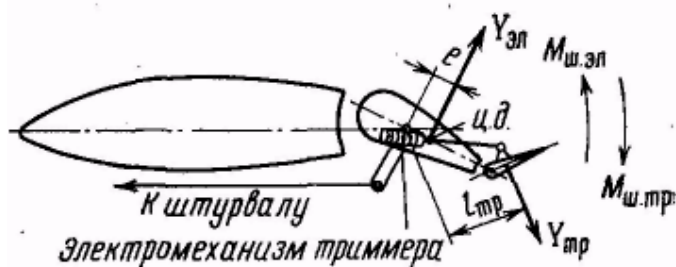


Рис. 7. Принцип работы триммера

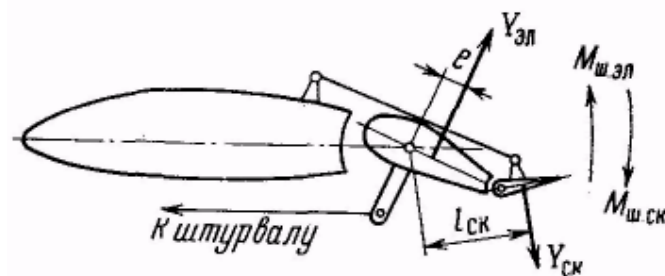


Рис. 8. Создание триммерного эффекта сервокомпенсатором

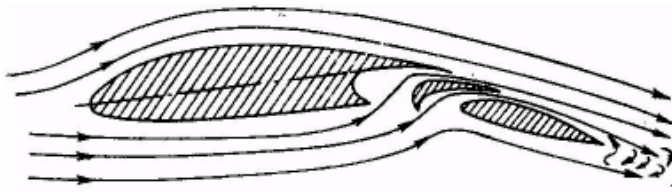


Рис. 9. Обтекание воздушным потоком крыла с двухщелевым закрылком

отклоняется во взлетное положение на 15° и в посадочное — до 38° . Он имеет две профилированные сужающиеся щели. При отклонении закрылка на 15° открывается нижняя щель, а при отклонении на 38° открывается вторая щель, образуемая между носком закрылка и контуром крыла (рис. 9). Отклоняясь, закрылок одновременно сдвигается назад, в результате чего увеличивается кривизна профиля и несущая поверхность крыла, а также фактический угол атаки, за счет чего и происходит увеличение подъемной силы крыла.

При отклонении двухщелевого закрылка под закрылком происходит затормаживание потока и повышение давления. Поток воздуха из-под закрылка, проходя сужающиеся профилированные щели, приобретает большую скорость, чем поток, идущий над крылом. В связи с этим над щелями создается разрежение и поток, идущий над закрылком, будет подсасываться к щелям благодаря эффекту эжекции. Поток, выходя из щелей и вдуваясь в заторможенный пограничный слой над закрылком, предотвращает набухание пограничного слоя, обратное перетекание его и срывы, чем улучшает аэродинамические условия работы крыла. В итоге получается значительный прирост (до 80%) подъемной силы крыла и увеличение диапазона рабочих углов атаки.

Таким образом происходит безотрывное обтекание крыла с двухщелевым закрылком, вплоть до критического угла атаки, и прирост подъемной силы получается больше, чем у крыла с простым щитком или простым закрылком.

3. ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж — удобообтекаемой сигарообразной формы. Поперечный контур фюзеляжа образован пересечением двух окружностей разных диаметров (рис. 10). При такой форме нижняя поверхность фюзеляжа удалена от земли и улучшается обтекание фюзеляжа.

Фюзеляж не имеет острых выступающих частей. Удлинение фюзеляжа равно 8,6, площадь миделевого сечения — $5,9 \text{ м}^2$, длина фюзеляжа — 23,53 м. Удобообтекаемая форма и большое удлинение обеспечивают сравнительно небольшое лобовое сопротивление фюзеляжа.

4. ОПЕРЕНИЕ

Оперение (рис. 11) состоит из однокильевого стреловидного вертикаль-



Рис. 10. Контуры миделевого сечения фюзеляжа

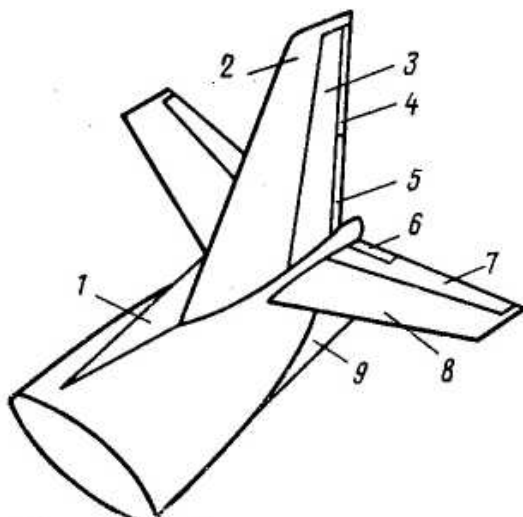


Рис. 11. Схема компоновки оперения

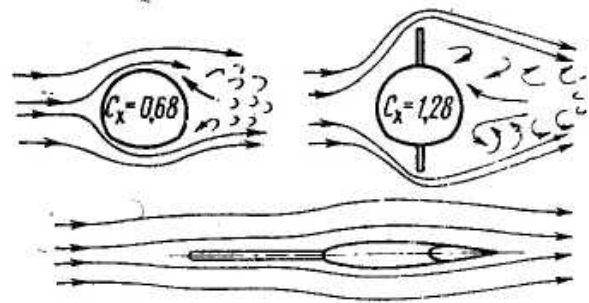


Рис. 12. Влияние форкиля и гребня на характер обтекания фюзеляжа в полете со скольжением

ного оперения и горизонтального оперения, контуры которых образованы набором симметричных профилей относительной толщины (\bar{c} - 12%).

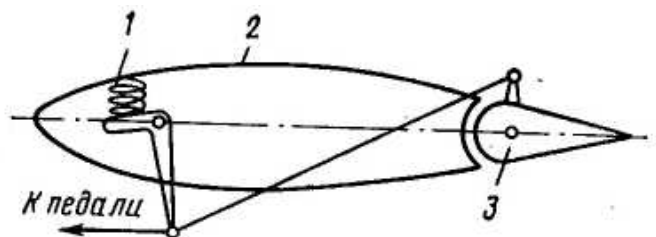
Оперение обеспечивает продольную и боковую устойчивость и управляемость самолета на всех режимах полета.

Вертикальное оперение включает в себя: форкиль 1, киль 2, руль направления 3 с триммером 4 и пружинным сервокомпенсатором 5, а также два подфюзеляжных гребня 9.

Киль — стреловидной формы ($21^\circ 30'$), что увеличивает аэродинамическое плечо вертикального оперения. Площадь вертикального оперения увеличена за счет форкиля на $2,57 \text{ м}^2$ и двух подфюзеляжных гребней — на $2,02 \text{ м}^2$. Форкиль и подфюзеляжный гребень изменяют характер обтекания фюзеляжа при скольжении (при боковом потоке, рис. 12). Приблизительно можно считать, что фюзеляж без форкиля и гребня при скольжении обтекается потоком как цилиндрическое тело. При наличии форкиля и гребня коэффициент лобового сопротивления c_x увеличивается, а следовательно, и увеличивается стабилизирующий путевой момент при нарушении бокового равновесия самолета в полете. Это сделано для улучшения противоштопорных свойств самолета. Плоский штопор у самолета исключен, а благодаря мощному вертикальному оперению обеспечен простой вывод самолета из режима установившегося крутого штопора. Наличие же форкиля, кроме того, улучшает обтекание киля.

Рис. 13. Схема пружинного сервокомпенсатора:

1 — пружина; 2 — руль направления; 3 — сервокомпенсатор



Руль направления отклоняется влево и вправо на 25° . Для уменьшения усилий на педалях в полете руль направления имеет осевую аэродинамическую компенсацию 30,3%. Для уменьшения и полного снятия нагрузки с педалей в полете руль направления имеет триммер и пружинный сервокомпенсатор.

Пружинный сервокомпенсатор (рис. 13) вступает в работу при возникновении нагрузки на педаль 15 кг. Его роль особенно важна при полете с одним неработающим двигателем. Руль направления достаточно эффективен, а наличие триммера и пружинного сервокомпенсатора обеспечивает возможность балансировки самолета во всех режимах нормального полета.

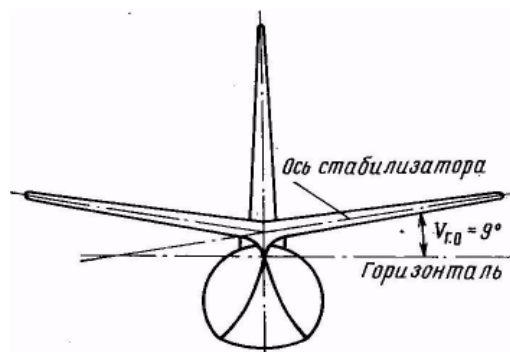
Для исключения срыва потока и вибраций руля направления в полете с несимметричной тягой у вырезов под кронштейны навески установлены 16 пластин - турбулизаторов.

Горизонтальное оперение (см. рис. 11) включает в себя: стабилизатор 8 и руль высоты 7 с триммером 6. Оно крепится на верхней части фюзеляжа.

Угол установки стабилизатора относительно хорды крыла равен 3° (см. рис. 5). Такой установочный угол стабилизатора выбран исходя из условия обеспечения продольного равновесия самолета на основных режимах полета при нейтральном положении руля высоты. Горизонтальное оперение имеет поперечное $V = 9^\circ$ (рис. 14). Высокое расположение горизонтального оперения и большое поперечное V обеспечивает работу оперения вне возмущенного потока, стекающего с крыла, и хорошую обдувку оперения потоком от воздушных винтов.

Для уменьшения усилий на штурвале от руля высоты последний имеет осевую аэродинамическую компенсацию, равную 28%. Руль высоты имеет триммер, управляемый штурвальчиком из кабины пилота. Триммер позволяет сбалансировать самолет на любом режиме полета.

Руль высоты отклоняется вверх на 30° , вниз — на 15° . Отклонение руля высоты вверх на больший угол обусловлено тем, что руль высоты вверх отклоняется при меньших скоростях полета, когда он менее эффективен, и еще потому, что он частично затеняется стабилизатором.



Руль высоты эффективен и обеспечивает управляемость самолета на всех режимах полета. Все рули и элероны сделаны так, что центр их тяжести находится спереди вблизи оси вращения (примерно 100-процентная весовая балансировка), что исключает возникновение на самолете вредных вибрации типа флаттер.

Рис. 14. Схема компоновки горизонтального оперения.

5. ШАССИ

Шасси у самолета Ан-24 — трехстоечной схемы с двумя передними спаренными колесами (рис. 15). Передние колеса, закрепленные на одной стойке¹, — управляемые. Шасси убираются против полета, что обеспечивает надежный аварийный выпуск и постановку шасси на замки в полете силой набегающего встречного потока. Гондолы шасси на рулении и в полете закрываются створками, чем уменьшается их аэродинамическое сопротивление.

Трехстоечная схема шасси имеет следующие преимущества:

1. Автоматически обеспечивается устойчивость пути при движении самолета по земле. При случайных толчках на одно из колес или при действии бокового ветра возникают дополнительные силы трения ($T_{ск}$) между колесами и поверхностью земли. Так как ось основных колес расположена позади центра тяжести самолета, то силы $\Gamma_{ск}$ будут создавать путьевой момент $M_{ск}$, восстанавливающий исходное положение самолета без вмешательства пилота.

2. Благодаря возможности управления передним колесом обеспечивается устойчивость пути самолета на рулении, на разбеге и пробеге. Возникающая сила $T_{ск}$ на переднем колесе создает путьевой момент $M_{ск}$, удерживающий самолет в исходном направлении, не давая ему возможности уклониться в сторону.

3. Расположение центра тяжести самолета; впереди оси основных колес создает продольный момент силы веса самолета, направленный к земле. Благодаря этому уменьшается возможность отделения самолета от земли после касания колесами.

4. Наличие переднего колеса позволяет при движении самолета более энергично применить тормоз, не опасаясь капота самолета при малом стояночном угле самолета.

В начале разбега самолет стоит в линии полета и благодаря этому лобовое сопротивление его мало, более быстро нарастает скорость на разбеге. Этот фактор играет отрицательную роль в случае отказа тормозов на пробеге — будет большая длина пробега самолета.

5. Малое давление в пневматиках (переднее колесо — 3 кг/см^2 , основные колеса — 5 кг/см^2) позволяет эксплуатировать самолет на грунтовых аэродромах с наличием стартовых участков, на которых условная прочность грунта $5\text{—}6,5 \text{ кг/см}^2$.

¹ В дальнейшем спаренные колеса передней и основных стоек шасси будут упоминаться как переднее, правое или левое колесо.

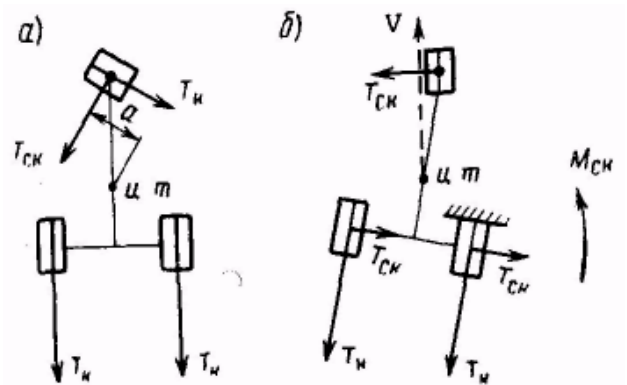


Рис. 15. Схема путьевых моментов колес шасси:

a — при отклонении передних колес; *б* — при задержке одного колеса препятствием

6. СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

На самолете установлены два турбовинтовых двигателя АИ-24 мощностью 2550 э.л.с. каждый с четырехлопастными воздушными флюгерными винтами АВ-72. Гондолы двигателей удобообтекаемой формы расположены под центропланом. Ось винта составляет угол с продольной осью самолета 1° . Такой угол выбран с целью наилучшего использования обдувки крыла винтами.

Глава II

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И ИХ КОЭФФИЦИЕНТЫ

В результате взаимодействия движущегося самолета с воздушной средой каждая часть самолета испытывает силовое воздействие воздуха, создаются отдельные силы на каждом элементе самолета. Вследствие аэродинамического взаимодействия (интерференции) частей самолета суммарные силы, действующие на самолет, не равны арифметической сумме отдельно взятых сил.

Для того чтобы определить силы, действующие на самолет в целом, его модель продувают в аэродинамической трубе, а затем делают пересчет от модели на самолет, определяя соответствующие аэродинамические коэффициенты.

При анализе аэродинамических характеристик оперируют не самими силами и моментами, а их аэродинамическими коэффициентами. Изменения аэродинамических коэффициентов от изменения углов атаки представляют основные аэродинамические характеристики крыла и самолета.

Возникающая при обтекании крыла полная аэродинамическая сила R может быть представлена в виде двух ее составляющих: подъемной силы Y и лобового сопротивления Q (рис. 16).

Аэродинамические силы определяются по формулам:

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Y_{кр} = c_y \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S$$

где c_R , $c_{y_{кр}}$, $c_{x_{кр}}$ — аэродинамические коэффициенты соответствующих аэродинамических сил, определяемые опытным путем, они зависят от формы профиля, формы крыла, компоновки крыла, числа Маха, угла атаки и угла скольжения; $\frac{\rho V^2}{2}$ — динамический (скоростной) напор; S — площадь крыла; ρ — массовая плотность воздуха.

Лобовое сопротивление крыла $Q_{кр}$ складывается из сопротивления профильного и сопротивления индуктивного

$$Q_{кр} = Q_p + Q_i.$$

Соответственно коэффициент лобового сопротивления крыла

$$c_{x_{кр}} = c_{x_p} + c_{x_i},$$

где Q_p — профильное сопротивление крыла; оно образуется за счет разности давлений перед крылом и за крылом, а также и сопротивления трения в пограничном слое; Q_i — индуктивное сопротивление — это дополнительное сопротивление, создаваемое за счет схода потока над крылом; его образование всегда вызывается возникновением подъемной силы; c_{x_p} — коэффициент профильного сопротивления; c_{x_i} — коэффициент индуктивного сопротивления, учитывающий влияние угла атаки, формы профиля, удлинения и сужения крыла; он определяется по формуле

$$c_{x_i} = \frac{c_y^2 (1 + \delta)}{\pi \lambda}$$

где λ — удлинение крыла; δ — коэффициент, зависящий от формы крыла, его удлинения и сужения, определяется опытным путем.

Чем больше удлинение крыла, тем меньше коэффициент δ . Минимальное значение коэффициента δ соответствует сужениям крыла от 2,5 до 3,5. Для самолета Ан-24 коэффициент $\delta = 0,017$, а выбранное сужение крыла $\eta = 2,92$ соответствует минимальному значению c_{x_i} .

В изменении величины лобового сопротивления крыла в полете более важное значение имеет индуктивное сопротивление, чем профильное.

На положительных углах атаки разрежение над крылом всегда больше, чем под крылом. Частицы воздуха из-под крыла, т. е. от большого давления, будут перетекать в область над крылом — к меньшему давлению. Это перетекание наиболее интенсивно будет происходить на концах крыла, где образуются так называемые вихревые жгуты (свободные вихри), которые следуют за крылом (рис. 17).

Вихревые жгуты представляют собой вращающуюся массу воздуха. В вихре частицы воздуха движутся по вытянутым коническим спиральям. При своем перемещении вихревые частицы подходят к верхней поверхности крыла, имея направление движения сверху вниз.

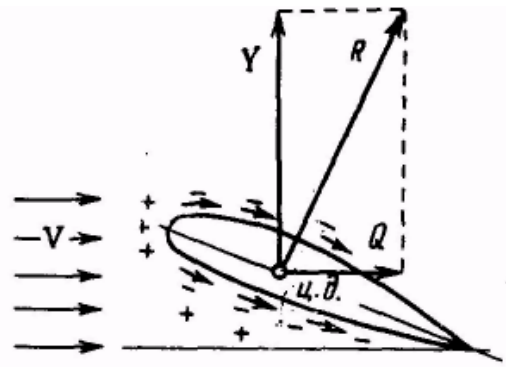


Рис. 16. Аэродинамические силы крыла

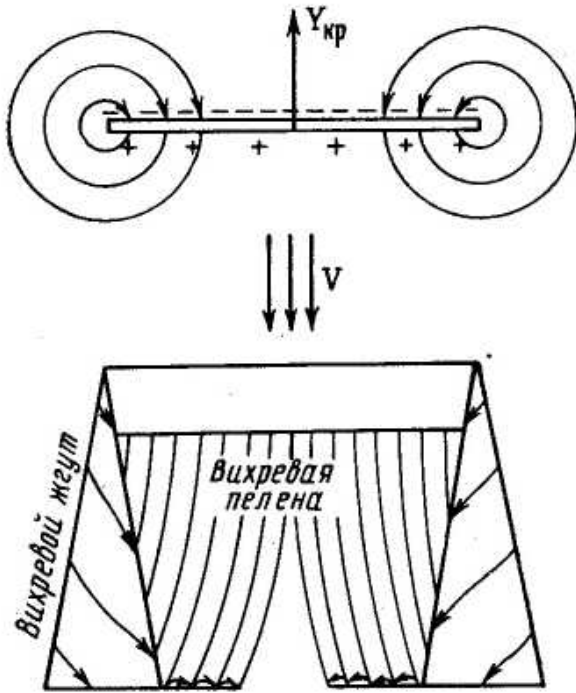
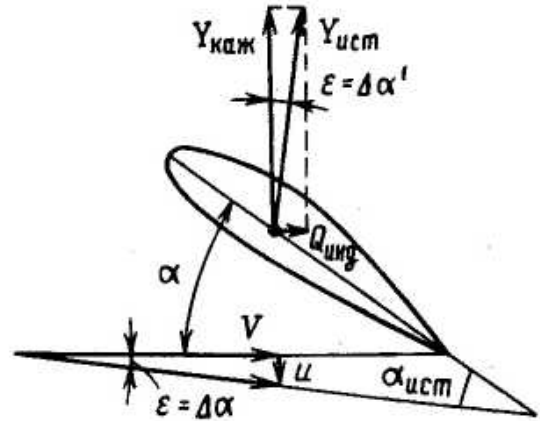


Рис. 17. Перетекание воздуха через торец крыла

Рис. 18. Индуктивное сопротивление крыла



Вихревые частицы, двигаясь вниз со скоростью u , сталкиваются с частицами воздуха, набегающего с поступательной скоростью V на крыло, увлекая их вниз. В результате набегающий поток изменяет свое направление движения. Поток, сбегая с крыла, будет отклонен вниз на угол $\Delta\alpha$ от своего прежнего направления (рис. 18). Угол отклонения набегающего потока $\Delta\alpha$ называется углом скоса потока ϵ . Величина угла скоса потока по длине хорды профиля изменяется от нуля на носке крыла до наибольшего угла за крылом. Над крылом величиной угла скоса будет какая-то промежуточная величина $\Delta\alpha$.

Величина подъемной силы определяется как составляющая полной аэродинамической силы крыла, вектор которой направлен перпендикулярно направлению потока, обтекающего крыло. Таким образом, показанная на рис. 18 подъемная сила, перпендикулярная направлению воздушной скорости, будет только кажущейся подъемной силой ($Y_{\text{каж}}$).

Вектор истинной подъемной силы $Y_{\text{ист}}$ отклонится от подъемной силы $Y_{\text{каж}}$ на величину скоса потока над крылом $\Delta\alpha$. При таком положении $Y_{\text{ист}}$ дает проекцию на направление полета; это будет дополнительная сила, действующая в ту же сторону, что и лобовое сопротивление Q .

Проекция истинной подъемной силы на направление полета называется индуктивным сопротивлением.

Следовательно, возникновение индуктивного сопротивления неизбежно при возникновении подъемной силы. Чем больше коэффициент c_y , тем больше $\Delta\alpha$.

С увеличением удлинения крыла расстояния между осями вихревых жгутов увеличиваются и средняя скорость индуктивного перетекания ослабевает. Для крыла с большим удлинением скос потока будет меньшим и индуктивное сопротивление меньше.

Главной частью самолета, создающей подъемную силу, несущую самолет в воздухе, является крыло. Поэтому крыло называют несущей частью самолета, а остальные части, выступающие в поток, — ненесущие. Формула подъемной силы самолета записывается аналогично, как для крыла:

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

Ненесущие части влияют в небольшой мере на величину подъемной силы самолета, поэтому коэффициент c_y самолета не будет равен c_y крыла. Коэффициент c_y самолета зависит от тех же факторов, что и c_y крыла, но еще и от компоновки самолета. Коэффициент подъемной силы самолета определяется опытным путем.

Лобовое сопротивление крыла, создающего подъемную силу, учитывается отдельно. Лобовое сопротивление остальных частей самолета суммируется с учетом интерференции и называется вредным, сопротивлением.

Полное лобовое сопротивление самолета складывается из лобового сопротивления крыла и вредного сопротивления:

$$Q_c = Q_{кр} + Q_{вр}; \quad c_{xc} = c_{хкр} + c_{хвр},$$

где

$$c_{хвр} = c_{хшас} + c_{хфюз} + c_{хкиля} + \dots$$

2. ПОЛЯРЫ САМОЛЕТА

Величины аэродинамических сил и их коэффициентов зависят от ориентировки самолета относительно набегающего потока, т. е. от его угла атаки и угла скольжения.

Если продуть модель самолета в аэродинамической трубе при различных углах атаки, то получим таблицу значений коэффициента подъемной силы (c_y) и коэффициента лобового сопротивления (c_x) для различных углов атаки α . По этим значениям строят графики зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от углов атаки. Такие графики являются важными аэродинамическими характеристиками.

На рис. 19 представлен график зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных положениях закрылков для самолета Ан-24. При коэффициенте подъемной силы, равном нулю, угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы α_0 . Он соответствует режиму отвесного пикирования самолета.

Для несимметричного профиля при угле атаки, равном нулю, крыло создает положительную подъемную силу. С увеличением угла атаки от α_0 , как видим на графике, коэффициент c_y увеличивается. До угла $\alpha = 6^\circ$ на крыле сохраняется безотрывное обтекание и c_y по α изменяется по линейному закону.

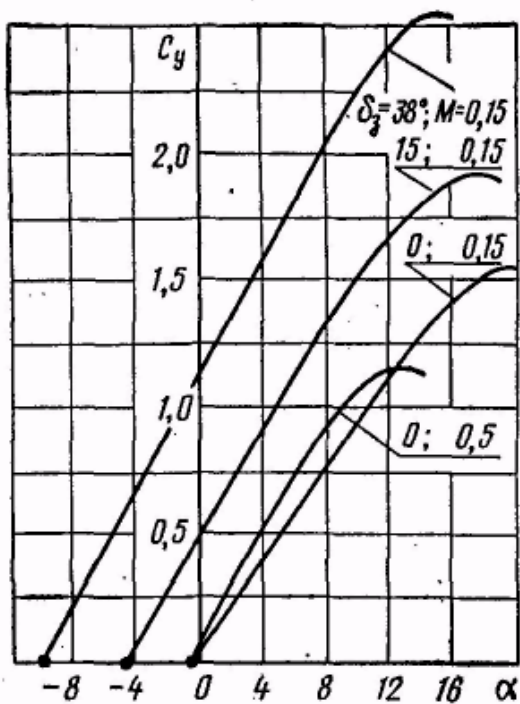


Рис. 19. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

При дальнейшем увеличении угла атаки появляются срывы потока с крыла, которые начинаются у задней кромки и распространяются к передней.

Разрежение над крылом начинает увеличиваться непропорционально увеличению угла атаки. Прямая линия графика переходит в кривую. Этот переход становится особенно заметным с угла атаки 15° . Коэффициент c_y , продолжая возрастать с увеличением угла α , достигает максимального значения при угле атаки, называемом критическим $\alpha_{кр} = 19,2^\circ$ при неотклоненных закрылках. С увеличением угла атаки больше 15° характер обтекания крыла изменяется. Над задней кромкой крыла поток сильно расширяется, давление в пограничном слое увеличивается, пограничный слой набухает и перетекает от задней кромки крыла к передней; срывы потока с верхней

поверхности крыла становятся интенсивнее, в полете начинает ощущаться тряска самолета.

На углах атаки больше критического зона срыва потока расширяется, распространяясь по хорде и размаху крыла, коэффициент c_y уменьшается.

При отклонении закрылка увеличивается действительный угол атаки при том же положении крыла относительно набегающего потока. Благодаря этому крыло создает большую подъемную силу, график коэффициента c_y по углу α сдвигается вверх и влево, угол α_0 по абсолютной величине увеличивается. При отклоненных закрылках вследствие влияния щелей местные срывы на крыле не развиваются, ощутимой срывной предупредительной тряски не возникает, зависимость c_y по углу α остается прямолинейной вплоть до критического угла атаки.

Действительный критический угол атаки у крыла с отклоненным закрылком больше, чем при неотклоненном. Но в аэродинамике принято условно отсчитывать углы атаки с отклоненным закрылком так же, как при неотклоненном, поэтому критический угол крыла с отклоненным закрылком считается меньше, чем с не-отклоненным.

На величину коэффициента c_y оказывает влияние сжимаемость воздуха при достаточно больших скоростях полета. Степень сжимаемости воздуха оценивается числом M , представляющим собой отношение скорости полета к скорости звука на данной высоте полета

$$M = V/\alpha$$

На рис. 19 представлены кривые коэффициентов c_y по углу α для чисел $M = 0,15$ и $M = 0,5$. Характер такого течения кривой для числа $M = 0,5$ объясняется тем, что при одинаковых углах атаки коэффициент c_y будет больше у того крыла, которое обтекает поток с большей скоростью. Критический же угол атаки ($\alpha_{кр}$) и коэффициент $c_{y\max}$ с увеличением числа M уменьшаются, так как срыв пограничного слоя при большей скорости возникает на меньшем угле атаки. И наоборот, с уменьшением числа M , т. е. при приближении к посадочным скоростям, коэффициент $c_{y\max}$ и угол атаки $\alpha_{кр}$ увеличиваются.

При отклонении закрылков (δ_z^0) увеличивается скос потока в области горизонтального оперения. За счет этого увеличивается отрицательное значение угла атаки горизонтального оперения.

Изменение скоса потока в области горизонтального оперения и угла атаки горизонтального оперения в зависимости от угла атаки крыла показано на рис. 20. Рассматривая совместно графики c_y , ϵ и $\alpha_{г.о.}$ в функции α , необходимо обратить внимание на то, что с увеличением скорости полета будет уменьшаться угол атаки крыла и коэффициент c_y , что вызывает соответствующее увеличение отрицательного угла атаки горизонтального оперения.

Если крыло будет иметь отрицательный угол атаки (при большой скорости с отклоненным закрылком), то горизонтальное оперение будет иметь отрицательный угол атаки еще больше

$$\alpha_{г.о.} = \alpha_{кр} + \varphi_{ст} - \epsilon$$

где $\alpha_{кр}$ — угол атаки крыла; $\varphi_{ст}$ — угол установки стабилизатора по отношению к крылу, равный -3° ; ϵ — угол скоса потока определяется опытным путем и берется из графика рис. 20. В определенных условиях полета с отклоненными закрылками угол атаки крыла может стать большим отрицательным, при этом угол атаки горизонтального оперения станет близким или равным критическому углу атаки, что приведет к нарушению продольной устойчивости и управляемости самолета.

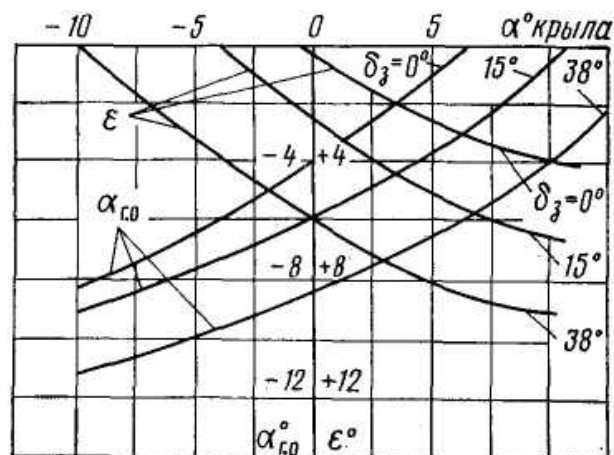


Рис. 20. Угол скоса потока и угол атаки горизонтального оперения в зависимости от угла атаки крыла



Рис. 21. Поляра самолета и характерные точки на ней (вариант)

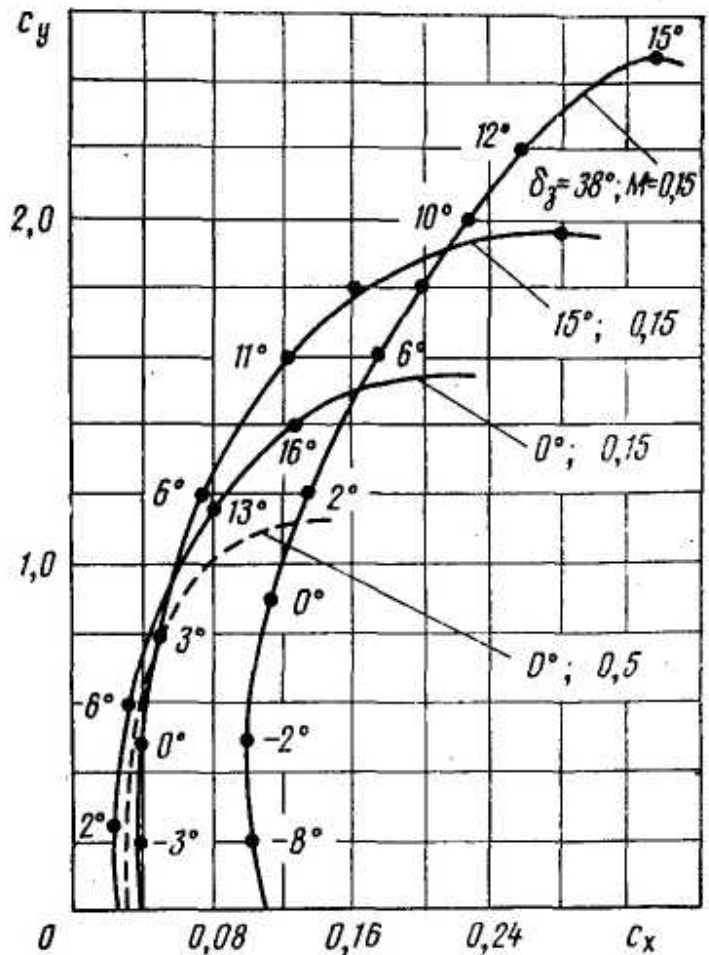


Рис. 22. Поляры самолета (шасси убрано)

Коэффициент силы лобового сопротивления c_x с увеличением угла атаки и при отклонении закрылка увеличивается.

Выпуск шасси создает дополнительное вредное сопротивление, т. е. увеличивает коэффициент c_x , но практически почти не влияет на коэффициент c_y и угол $\alpha_{кр}$. Наличие скольжения самолета всегда уменьшает c_y , увеличивает c_x и уменьшает критический угол атаки для затененного полукрыла. Сжимаемость воздуха во всем диапазоне скоростей для самолета Ан-24 не оказывает существенного влияния на коэффициент c_x .

Если для принятого ряда значений углов атаки в прямоугольных координатах построить кривую, изображающую зависимость между коэффициентами c_y и c_x для самолета, получим кривую, называемую полярй самолета (рис.21).

Характерные точки на поляре:

на угле атаки нулевой подъемной силы α_0 коэффициент $c_y = 0$; на угле атаки $\alpha_{c_{x\min}}$ минимальное лобовое сопротивление соответствует полету на максимальной скорости; наивыгоднейшему углу атаки $\alpha_{нв}$ соответствует - максимальная величина отношения $Y: Q$; $\alpha_{кр}$ — критический угол атаки.

Выпуск шасси сдвигает полярю эквидистантно вправо на величину $\Delta c_{xш}$. Отклонение закрылков увеличивает коэффициенты c_y и c_x , и поляря соответственно сдвигается вверх и вправо.

Угол, заключенный между осью коэффициента c_y и секущей прямой, проведенной из начала координат, называется углом качества θ .

Поляры самолета Ан-24 показаны на рис. 22 для самолета с неотклоненными закрылками при $M = 0,15$ и $M = 0,5$ и с отклоненными закрылками на угол $\delta_3=15^\circ$ и $\delta_3=38^\circ$ при $M=0,15$ (шасси убрано).

Данные характерных точек поляр самолета при $M = 0,15$ даны в табл. 1.

Таблица 1

Положение закрылков, град	Положение шасси (ШУ - убрано, ШВ - выпущено)	α_0 град	$c_{x \min}$	$\alpha_{кр}$ град	$c_{y \max}$	$\alpha_{нв}$ град	c_x при $\alpha_{нв}$	K_{\max}
0	ШУ	—0,5	0,022	19	1,56	6	0,036	17,2
	ШВ	—0,5	0,036	19	1,56	8	0,052	15,5
15	ШУ	—4,5	0,040	17	1,92	4	0,050	15,8
	ШВ	—4,5	0,054	17	1,92	5	0,077	13,0
38	ШУ	—10,0	0,100	15	2,51	4	0,240	9,1
	ШВ	—10,0	0,114	15	2,51	5	0,280	8,0

Из сравнения поляр и табл. 1 следует:

1) при отклонении закрылков на $15\text{—}38^\circ$ увеличивается максимальный c_y на $24\text{—}60\%$ и увеличивается минимальный c_x в $2\text{—}5$ раз соответственно. На наивыгоднейшем угле атаки увеличивается c_y в $2\text{—}3$ раза и c_x — в $1,5\text{—}4$ раза. Такая большая эффективность закрылков не дает изменять угол их отклонения в непосредственной близости земли с целью исправления расчета на посадку;

2) на малых скоростях полета до 250 км/ч (до точки пересечения поляр) при постоянной скорости полета, самолет с отклоненными закрылками на 15° имеет коэффициент c_x меньший, чем самолет с неотклоненными закрылками. Поэтому на взлете закрылки выгодно отклонять на 15° , но по достижении скорости 250 км/ч закрылки надо убирать ввиду нецелесообразности их дальнейшего использования;

3) Выпуск закрылков на 38° наряду с увеличением c_y в 3 раза увеличивает c_x в 5 раз, что выгодно на посадке: большой c_y обеспечивает малую посадочную скорость, а большой c_x обеспечивает быстрое уменьшение скорости на этапах посадки. В результате этого длина посадочной дистанции уменьшается.

Поляры для самолета с выпущенным шасси сдвигаются на $\Delta c_{xш}$, равное $0,014$, оставаясь по виду идентичными. Поэтому, чтобы не затруднять чтение рис. 22, поляры с выпущенными шасси не нанесены.

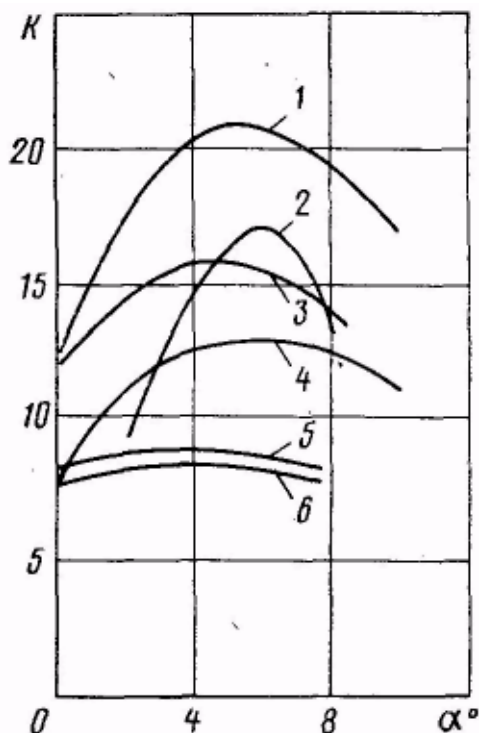


Рис. 23. Графики зависимости аэродинамического качества от угла атаки:

1 — полет вблизи земли, закрылки отклонены на 15° , шасси выпущено; 2 — полет в режиме набора без отклонения закрылков, шасси убрано; 3 — полет вдали от земли, закрылки отклонены на 15° , шасси убрано; 4 — полет вдали от земли, закрылки отклонены на 15° , шасси выпущено; 5 — полет вдали от земли, закрылки отклонены на 38° , шасси убрано; 6 — полет вдали от земли, закрылки отклонены на 38° , шасси выпущено

имеет на наивыгоднейшем угле атаки при отклоненных закрылках на 38° и выпущенном шасси.

На наивыгоднейшем угле атаки вблизи земли и при отклоненных закрылках на $38—15^\circ$ аэродинамическое качество самолета за счет уменьшения индуктивного сопротивления увеличивается на 4 — 8 ед. соответственно, что происходит вследствие ослабления схода потока.

Влияние работы силовой установки

В полете при работе силовой установки аэродинамические силы и их коэффициенты увеличиваются. Это происходит вследствие увеличения местной скорости обтекания крыла и вследствие влияния косой обдувки винта.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО

Аэродинамическим качеством самолета (K) называется отношение величины подъемной силы к величине силы его лобового сопротивления

$$K = Y/Q \text{ или } K = c_y/c_x.$$

Все факторы, увеличивающие коэффициент c_x , уменьшают аэродинамическое качество. Чем больше аэродинамическое качество самолета, тем совершеннее самолет.

На рис. 23 показаны кривые изменения аэродинамического качества самолета для различных положений закрылков.

Угол атаки, соответствующий максимальному качеству, называется наивыгоднейшим. Об аэродинамическом качестве самолета можно судить по величине угла качества θ (см. рис. 21):

$$c_x/c_y = 1/K = \operatorname{tg} \theta$$

Максимальное качество будет при минимальном значении угла θ . Поэтому $\operatorname{tg} \theta = 1/K$ называют обратным качеством.

Самолет Ан-24 имеет максимальное аэродинамическое качество в режиме набора высоты ($K=17,2$) при неотклоненных закрылках и убранном шасси. На крейсерском режиме полета ($V=400—500 \text{ км/ч}$) $K=16$, при взлете — $K=14$. Наименьшее максимальное аэродинамическое качество 8,0 самолет

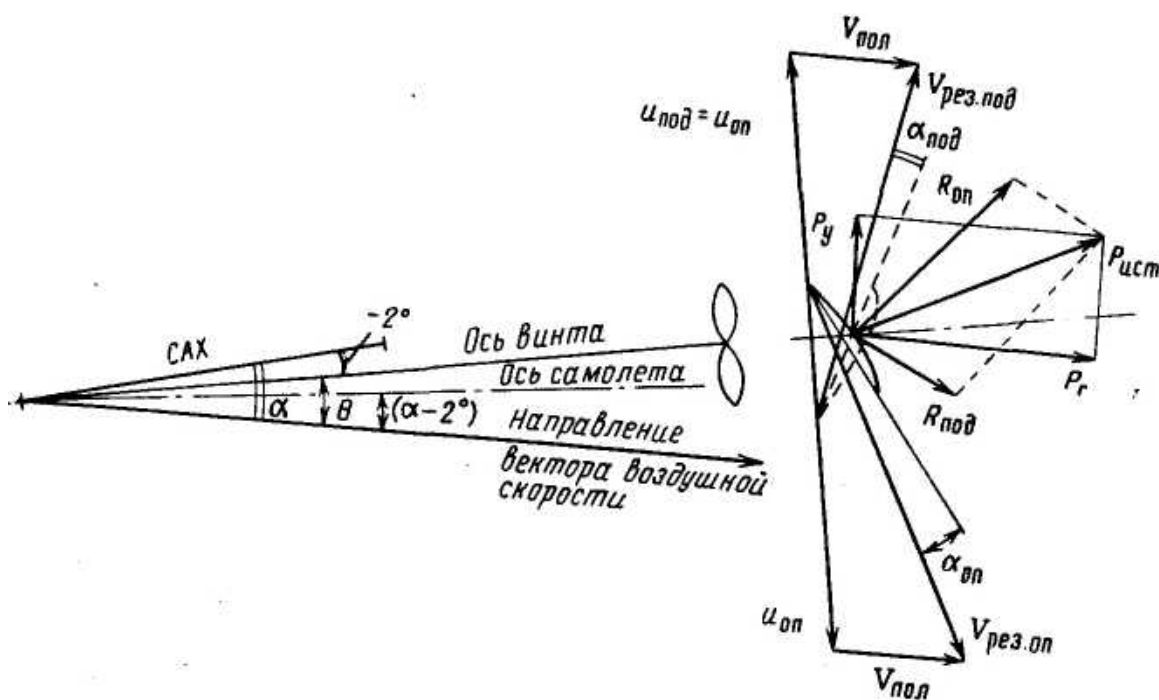


Рис. 24. Эффект кривой обдувки винта

На самолете Ан-24 винтами обдувается около 34% площади крыла. На участках крыла, обдуваемых винтами, местная скорость будет больше местной скорости потока на той части крыла, которая не обдувается. Обдувка крыла винтами дает одинаковый прирост коэффициентов c_y и c_x на 12—20% и аэродинамическое качество не изменяется.

Чем меньше скорость полета, тем более ощутим эффект обдувки крыла винтами вследствие большей разности местных скоростей потока на обдуваемых и необдуваемых участках крыла. Поэтому при работающей силовой установке самолет может держаться в воздухе на меньшей скорости, чем при неработающей.

Кроме увеличения местной скорости обтекания крыла существенное влияние на аэродинамические характеристики самолета оказывает кривая обдувка винта. Явление кривой обдувки винта состоит в следующем. Чтобы лучше использовать обдувку крыла винтом, ось винта поставлена по отношению к хорде крыла под углом -2° (или $+1^\circ$ к оси фюзеляжа). При полете на положительном угле атаки ось винта с направлением вектора воздушной скорости будет составлять угол $(\alpha - 2^\circ)$. Это значит, что вектор воздушной скорости не будет перпендикулярен плоскости вращения винта.

Лопастей винта при вращении в различных квадрантах будут иметь неодинаковые углы атаки (рис. 24). В результате сложения векторов скоростей, изображенных на рисунке, у опускающейся лопасти результирующая скорость набегающего потока и угол атаки элементов лопасти будут больше, чем у поднимающихся

$$V_{рез.оп} > V_{рез.под}$$

Полная аэродинамическая сила, возникающая на опускающейся лопасти, будет больше полной аэродинамической силы, возникающей

на поднимающейся лопасти ($R_{\text{ОП}} > R_{\text{ПОД}}$). Сложив силы $R_{\text{ОП}}$ и $R_{\text{ПОД}}$ по правилу параллелограмма, получим результирующую силу, которая отклонена в сторону большей составляющей. Результирующая этих сил и будет истинная сила тяги $P_{\text{ист}}$, создаваемая воздушным винтом,

$$R_{\text{ОП}} + R_{\text{ПОД}} = P_{\text{ист}}$$

Как видим, сила $P_{\text{ист}}$ направлена под углом к оси винта и к направлению вектора воздушной скорости. Разложив $P_{\text{ист}}$ на две составляющие, получим горизонтальную составляющую силы тяги, обеспечивающую движение самолета ($P_{\text{Г}}$), и вертикальную составляющую силы тяги $P_{\text{У}}$, действующую в ту же сторону, что и подъемная сила крыла. На взлете $P_{\text{У}} \approx 1000 \text{ кг}$.

Таким образом, за счет $P_{\text{У}}$ увеличивается подъемная сила крыла и увеличивается аэродинамическое качество самолета до 5%. Одновременно сила $P_{\text{У}}$ будет вызывать нежелательные переменные нагрузки на лопасти винта и создавать дополнительный кабрирующий момент.

Эффект косой обдувки исчезает, если полет производится на угле атаки, равном 2° . Практически он перестает существенно ощущаться уже на скорости полета около 300 км/ч .

Влияние отклонения рулей

Отклонение рулей и элеронов для балансировки самолета увеличивает коэффициент лобового сопротивления и уменьшает аэродинамическое качество. Полет со скольжением также сильно увеличивает лобовое сопротивление.

На рис. 25 показана зависимость увеличения коэффициента c_x от величины углов отклонения элеронов $\delta_э$ (правого вниз), руля направления $\delta_н$ и наличия угла скольжения β .

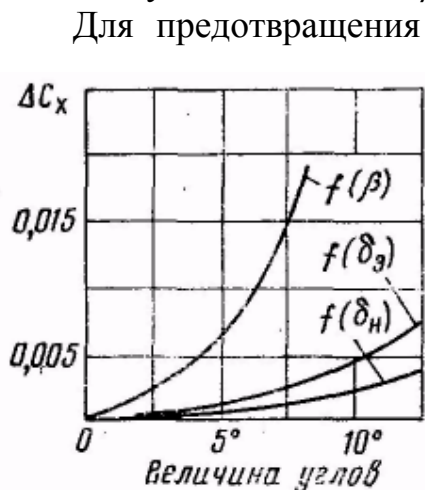


Рис. 25. График зависимости увеличения коэффициента c_x от величины углов скольжения β , отклонения руля направления $\delta_н$ и элеронов $\delta_э$

Для предотвращения возможного увеличения c_x за счет указанных причин необходимо совершать полет с более передней центровкой самолета, при которой требуется минимальное отклонение рулей для балансировки самолета; в полете необходимо следить за равномерной выработкой топлива с левых и правых групп баков.

Наличие вмятин, царапин, загрязнений обшивки, плохая подгонка люков искажают профиль крыла, поэтому коэффициент c_x увеличивается, а аэродинамическое качество самолета снижается. Чтобы не допустить снижения аэродинамического качества самолета, надо обеспечить грамотную его эксплуатацию и тщательный уход за самолетом.

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

1. ХАРАКТЕРИСТИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

На современном этапе развития транспортных и пассажирских самолетов поршневые двигатели вытесняются реактивными и турбовинтовыми двигателями (ТВД).

Самолеты с ТВД при полете на скоростях 500—900 км/ч являются более экономичными, чем самолеты с реактивными двигателями. Дешевое топливо, применяемое для ТВД, большая тяга, создаваемая этими двигателями, при малом удельном весе дает им преимущества над поршневыми двигателями.

Самолеты с ТВД имеют лучшие взлетные характеристики, чем самолеты с реактивными двигателями. За счет мощной обдувки крыла винтами получается значительный прирост подъемной силы на взлете.

Самолет Ан-24 имеет две силовые установки, каждая из которых состоит из турбовинтового двигателя АИ-24 и воздушного винта АВ-72.

Основные элементы силовой установки показаны на рис. 26.

Воздушный винт АВ-72 — тянущий, четырехлопастный, флюгерный. Вращение винта левое.

Основные конструктивные элементы винта:

лопасти, создающие тягу при вращении винта;

втулка винта, предназначенная для крепления лопастей и восприятия крутящего момента от вала турбины;

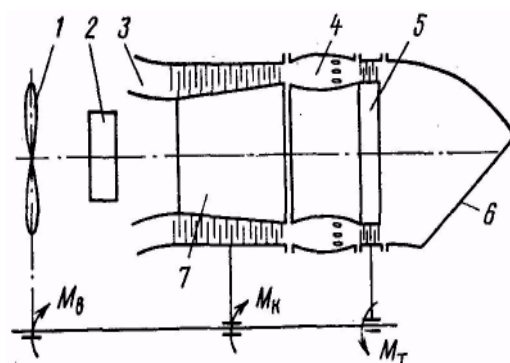
механизм управления шагом винта и регулирования оборотов;

защитные устройства винта.

Диаметр винта равен 3,9 м. Тип профиля лопасти — двояковыпуклый. Максимальная ширина лопасти — 351 мм, форма лопасти — эллиптическая. Характерные углы установки лопастей, замеряемые на радиусе 1 м от оси вращения:

а) минимальный угол установки (угол запуска) $\varphi_{\min} = 8^\circ$. На этом угле установки винт при стоянке самолета имеет наименьшее сопротивление, что облегчает запуск двигателя;

Рис. 26. Схема силовой установки и схема равновесия крутящих моментов на валу ротора двигателя:
1 — воздушный винт; 2 — планетарный редуктор с передаточным числом 1:12,1; 3 — воздухозаборники; 4 — камера сгорания кольцевая; 5 — трехступенчатая газовая турбина; 6 — реактивное сопло (нерегулируемое) с выходом струи газов приблизительно под углом 45° к направлению полета; 7—10 — ступенчатый осевой компрессор



б) угол промежуточного упора $\varphi_{\text{уп}}=19^\circ$. Лопастей винта в определенных условиях (при малой подаче топлива) устанавливаются автоматически на промежуточный упор, если электропереключатель поставлен в положение «Винт на упоре», и снимается с упора при перестановке переключателя в положение «Снят с упора».

Примечание. Промежуточный упор предназначен для уменьшения отрицательной тяги при внезапном отказе двигателя.

в) угол флюгерного положения $\varphi_{\text{фл}} = 92^\circ 30'$. На этом угле обеспечивается минимальное лобовое сопротивление неработающей силовой установки.

Принцип работы силовой установки

Воздух через воздухозаборники 3 (см. рис. 26) поступает к 10-ступенчатому осевому компрессору 7. Проходя от первой до последней ступени, воздух в компрессоре сжимается. За 1 сек на взлетном режиме работы двигателя через компрессор проходит 12,7 кг воздуха. Степень повышения давления воздуха в компрессоре 6,7. Сжатый воздух из компрессора подводится к кольцевой камере сгорания 4, куда подается топливо. Часть поступившего воздуха в камере сгорания участвует в процессе сгорания. Образующиеся газы после сгорания топлива из камеры сгорания поступают на лопатки трехступенчатой турбины 5. Проходя через лопатки турбины, газы расширяются и отдают им основную часть своей кинетической энергии.

На вал ротора двигателя посажены турбина, ротор осевого компрессора и редуктор воздушного винта. Турбина, вращаясь, совершает полезную работу — вращает ротор компрессора, в котором происходит сжатие воздуха, и вращает через редуктор 2 воздушный винт 1, создающий силу тяги.

Газы, покидая лопатки турбины, имеют еще некоторый запас кинетической энергии в реактивном сопле, расширяясь, они создают небольшую дополнительную реактивную тягу (до 10%).

На всех режимах от 0,2 номинальной мощности и выше ротор двигателя имеет постоянные обороты 15 100 в минуту, которые поддерживаются регулятором постоянства оборотов путем изменения угла установки лопастей винта, т. е. аэродинамическим облегчением или затяжением винта. При нормальной работе двигателя на валу его ротора должно сохраняться равенство крутящих моментов турбины, винта, компрессора: $M_T = M_B + M_K$.

До режима 0,2 номинальной мощности с изменением подачи топлива в двигатель происходит или увеличение, или уменьшение оборотов турбины при неизменном угле установки лопастей $\varphi = 8^\circ$.

Характерные режимы работы двигателя указаны в табл. 2.

Двигатель снабжен надежными системами автоматического флюгирования винта:

Таблица 2

Режим	Угол поворота вала РУД (по лимбу АДГ), град	Число оборотов ротора двигателя		Время непрерывной работы двигателя, не более 1 мин
		Об/мин	%	
Максимальный	87—100	15 100±150	98,5—100,5	На земле 5, в воздухе 90
Номинальный	65±2	15 100±150	98,5-100,5	60
0,85 номинального	52±2	15 100±150	98,5—100,5	Не ограничено
0,70	41 ±2	15 100±150	98,5—100,5	То же
0,60	34±2	15 100 ±150	98,5-100,5	“
0,40	22±2	15 100±150	98,5—100,5	“
0,20	12±0	15 100±150	98,5—100,5	“
Малый газ (3—5% максимального)	0	13 900 ±225	90-93	30

а) по крутящему моменту: система срабатывает при режиме работы двигателя больше 35° по УПРТ, когда произойдет падение давления масла в ИКМ ниже 10 кг/см^2 ;

б) по отрицательной тяге на валу винта: система срабатывает при появлении отрицательной тяги на валу винта больше настройки 720—850 кг и на режиме больше 26° по УПРТ;

в) по предельным оборотам двигателя: при некоторых условиях, когда обороты турбины будут больше 17 200 в минуту, винт автоматически зафлюгируется.

Кроме систем автоматического флюгирования, двигатель снабжен системой ручного флюгирования винта.

Основным движителем на самолете является винт. Поэтому совершенство винта оказывает решающее влияние на характеристики силовой установки.

Винт предназначен для превращения получаемой от турбины энергии в работу силы тяги.

Принцип работы воздушного винта состоит в том, что при вращении он захватывает лопастями большую массу воздуха и отталкивает эту массу назад. Отталкивая воздух, лопасти воспринимают силу реакции воздуха. Эта сила реакции, представляющая собой силу тяги винта, толкает самолет вперед.

Основной особенностью работы силовой установки с турбовинтовыми двигателями является способность винта в определенных условиях развивать большую отрицательную тягу, тормозящую движение самолета. Благодаря этому воздушный винт используется как средство для уменьшения длины пробега после посадки, но в полете возникновение отрицательной тяги вызывает ряд серьезных трудностей в пилотировании самолета.

Чтобы разобраться в явлении образования отрицательной тяги изучаемой силовой установки, рассмотрим некоторые основные положения из теории работы воздушного винта.

Аэродинамические силы винта

Каждое сечение лопасти винта совершает вращательно-поступательное движение. Поступательную скорость V , равную скорости полета, и скорость вращения u , определяемую по формуле

$$u = \pi n r / 30$$

где n — число оборотов винта; r — радиус вращения сечения лопасти винта.

Чем дальше сечение расположено от оси вращения (чем больше r), тем большую вращательную скорость оно имеет (рис. 27, а). Скорости потока воздуха, с которыми обтекаются профили сечений, показаны на рис. 27, б: V_0 — скорость набегающего невозмущенного потока; V_i — индуктивная скорость, вызванная самим винтом; V — абсолютная скорость воздушного потока, она является результирующей скоростью.

Для упрощения скорость V_i не учитывается, а абсолютная скорость V берется равной скорости набегающего невозмущенного потока V_0 (рис. 27, в).

Векторная сумма скорости полета и вращательной скорости представляет собой результирующую скорость $V_{рез}$ сечения лопасти. Относительная скорость, с которой воздух набегаем на сечение лопасти, будет равна $V_{рез}$ и направлена в противоположную сторону. Угол, составленный направлением результирующей скорости с хордой профиля, является углом атаки сечения лопасти $\alpha_{л}$. Так как вектор скорости для разных сечений лопасти по величине различный, то для сохранения наиболее выгодного угла атаки лопасть на всех сечениях имеет геометрическую кривку.

Если вырезать на радиусе r бесконечно малый элемент лопасти винта длиной Δr , то он представится в виде маленького крыла с пло-

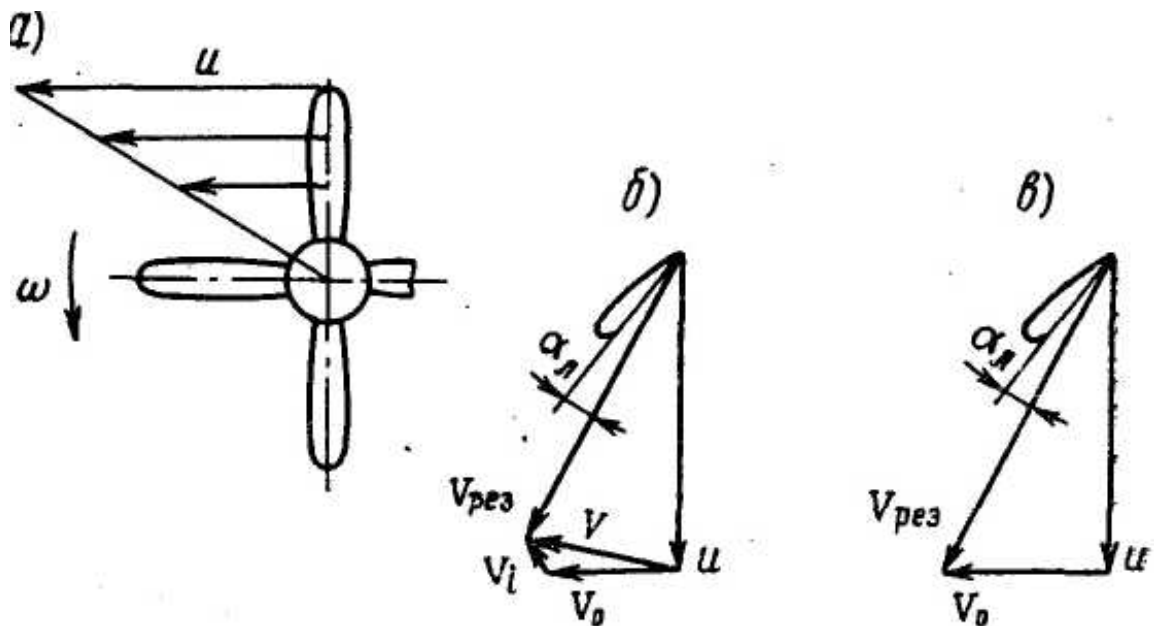


Рис. 27. Скорости сечения лопасти винта:

a — вращательная скорость; б — сложение векторов скоростей; в — упрощенная схема показа результирующей скорости и угла атаки сечения лопасти

щадью ΔS (рис. 28, а). При обтекании элемента лопасти потоком со скоростью $V_{рез}$ на нем будет возникать полная аэродинамическая сила ΔR , которая определится по формуле аэродинамики

$$\Delta R = c_r \frac{\rho V_{рез}^2}{2} \Delta S$$

Полную аэродинамическую силу ΔR разложим на две составляющие (рис. 28, б): ΔQ — сила, действующая в плоскости вращения; она является силой сопротивления вращению элемента лопасти винта; произведение ΔQ на плечо r дает момент сопротивления вращению ($\Delta M_B = \Delta Q r$); ΔP — сила, действующая в направлении полета, является силой тяги элемента лопасти винта.

Для определения полной силы сопротивления вращению винта Q и полной силы тяги винта P необходимо сложить элементарные силы ΔQ и ΔP всех элементов лопасти и сумму увеличить во столько раз, сколько лопастей имеет воздушный винт.

Величины полных сил определяются по формулам:

$$P = c_p \frac{\rho V_{рез}^2}{2} S; Q = c_x \frac{\rho V_{рез}^2}{2} S$$

где c_p — коэффициент силы тяги винта; c_x — коэффициент силы сопротивления вращения винта; S — площадь лопастей винта; ρ — плотность воздуха; $V_{рез}$ — скорость набегающего потока, в качестве которой принимается результирующая скорость движения элемента лопасти винта, взятого на расстоянии 1 м от оси его вращения.

Коэффициенты c_p и c_x зависят от угла атаки, формы профиля и определяются опытным путем.

Величины аэродинамических сил винта зависят от угла атаки лопастей и скорости набегающего потока.

Полную силу тяги принято также определять по формуле

$$P = c_p \rho n^2 D^4$$

где c_p — коэффициент тяги; n — число оборотов винта, сек; D — диаметр винта.

Произведение полной силы Q на радиус r дает момент сопротивления вращению винта:

$$M_e = Qr.$$

На преодоление этого момента расходуется момент, создаваемый турбиной M_T .

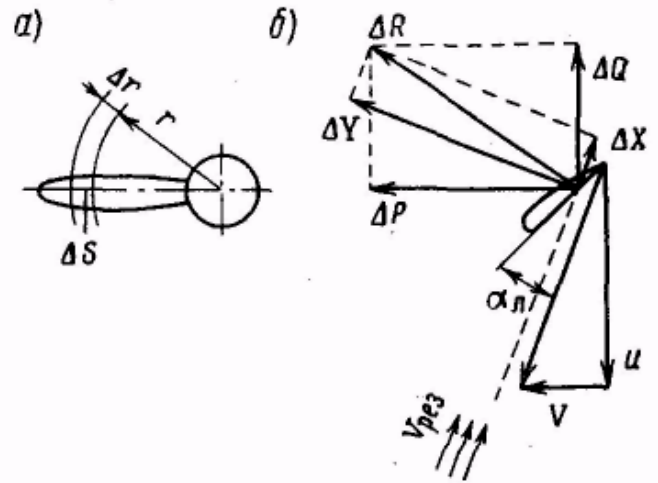


Рис. 28. Схема аэродинамических сил элемента лопасти винта:

Δx — направлена по потоку; Δy — направлена перпендикулярно скорости потока; ΔR — полная аэродинамическая сила

Необходимая мощность для вращения винта выражается формулой

$$N_{н.в} = \beta_{в} \rho n^3 D^5,$$

где $\beta_{в}$ —коэффициент тяжести винта. Он учитывает изменение необходимой мощности для вращения винта с изменением скорости полета и поступи винта, и определяется опытным путем.

Сила тяги винта

Сила тяги определяется по формуле

$$P = c_p \frac{\rho V_{рез}^2}{2} S$$

На величину тяги влияют параметры, входящие в эту формулу.

1. Аэродинамический коэффициент силы тяги c_p . Он зависит от формы профиля, состояния поверхности, угла атаки лопастей и определяется опытным путем.

2. Величина тяги — прямо пропорциональна плотности воздуха: чем меньше плотность воздуха ρ , тем меньше тяга. С подъемом на высоту и при повышении температуры воздуха - сила тяги винта уменьшается.

3. Влияние числа оборотов рассматривается при работе винта на месте, т. е. при $V_0 = 0$

$$V_{рез} = u + V_0.$$

Но если $V_0 = 0$, то $V_{рез} = u$, тогда формула для тяги будет

$$P = c_p \frac{\rho u^2}{2} S$$

Подставляя в формулу значение $u = \frac{\pi n r}{30}$, получим

$$P = c_p \frac{\rho}{2} \left(\frac{\pi n r}{30} \right)^2 S$$

Сила тяги пропорциональна квадрату числа оборотов, но увеличивать обороты беспреступно нельзя (рис. 29).

При работе винта на месте угол атаки лопастей винта получается наибольший. Если пренебречь индуктивной скоростью V_i , то угол атаки лопастей $\alpha_{л}$ будет равен углу установки ϕ лопастей винта. В этом случае винт развивает максимальную положительную тягу, а мощность на его вращение берется от турбины. В аэродинамике этот режим называется геликоптерным режимом работы воздушного винта.

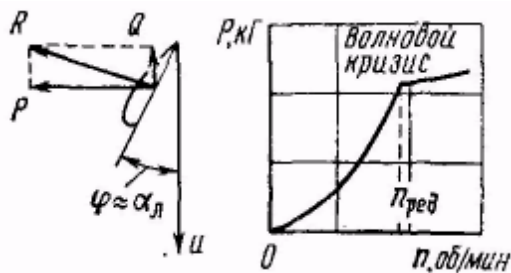


Рис. 29. Вид графика зависимости силы тяги от числа оборотов винта

Если вращать винт с оборотами, которые имеет ротор турбины, на концах лопастей будет

Если вращать винт с оборотами, которые имеет ротор турбины, на концах лопастей будет

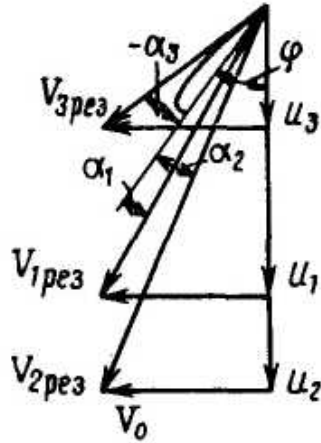


Рис. 30. Схема изменения угла атаки лопастей при изменении числа оборотов винта

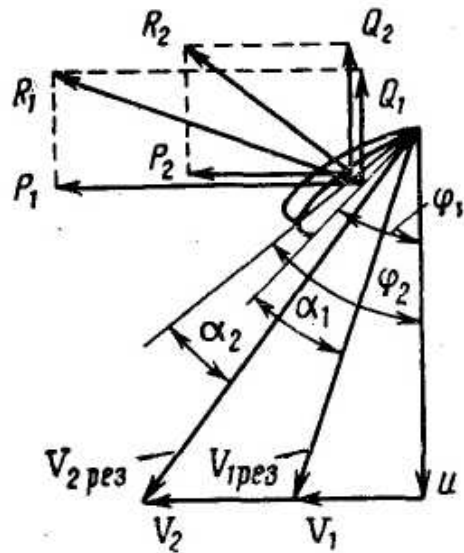


Рис. 31. Работа винта автомата в полете

развиваться волновой кризис, что приведет к замедлению роста тяги и к увеличению силы сопротивления вращению винта. Чтобы не допустить образования большего волнового сопротивления лопастей винта, двигатель имеет редуктор, делающий обороты винта в несколько раз меньшими по отношению к оборотам ротора турбины.

Увеличение числа оборотов при неизменной скорости полета увеличивает угол атаки $\alpha_{л}$ и коэффициент c_p будет больше, а уменьшение числа оборотов при неизменной скорости V_0 и неизменном угле установки лопастей φ приведет к уменьшению угла атаки лопастей (рис. 30). Винт может перейти в другой режим работы и угол атаки может стать даже отрицательным ($-\alpha_3$), так как лопасть будет встречать воздух не нижней своей стороной, а верхней. Соответственно этому и тяга будет уменьшаться, в начале станет равной нулю, а затем — отрицательной. Это первый случай возникновения отрицательного угла атаки лопастей.

4. Влияние на величину тяги винта скорости полета.

Как указывалось выше, наибольшая сила тяги винта будет при работе винта на месте, т. е. при $V_0 = 0$. С увеличением скорости полета вектор V_i увеличится до V_2 , угол атаки лопасти уменьшится, следовательно, сила сопротивления вращению винта будет меньше Q_i и винт станет легче (рис. 31).

Регулятор оборотов, стремясь сохранить обороты постоянными, будет обеспечивать постоянство момента сопротивления вращению винта за счет постоянства силы Q_i и переведет лопасти на больший угол установки φ_2 , затяжелит винт ровно на столько, чтобы при скорости V_2 сила Q_2 была равной Q_1 :

$$Q_1 = c_{x1} \frac{\rho V_{1рез}^2}{2} S; Q_2 = c_{x2} \frac{\rho V_{2рез}^2}{2} S$$

Чтобы сохранить равенство Q_1 и Q_2 при $V_{2\text{рез}} > V_{1\text{рез}}$, надо уменьшить c_x , $c_{x1} < c_{x2}$, а для этого угол атаки лопастей должен быть уменьшен, что и получается для винта с изменяемым шагом при помощи регулятора оборотов ($\alpha_2 < \alpha_1$). Вызванное увеличением скорости полета увеличение угла установки лопастей винта ($\varphi_2 > \varphi_1$) и уменьшение угла атаки ($\alpha_2 < \alpha_1$) вызовет уменьшение полной аэродинамической силы винта ($R_2 < R_1$) и поворот ее в сторону плоскости вращения.

Режим работы винта в полете, при котором лопасти создают положительную тягу, а мощность на его вращение берется от турбины, называется пропеллерным режимом.

В результате уменьшения силы R и поворота ее в сторону плоскости вращения с увеличением скорости полета сила тяги винта уменьшается. Это подтверждается и исследованиями работы воздушного винта при продувках в аэродинамической трубе.

При увеличении скорости до такой величины, когда угол атаки станет равным нулю (для несимметричного профиля несколько меньше нуля), полная аэродинамическая сила лопасти винта R совпадет с плоскостью вращения и будет равна силе Q (рис. 32, а). В этом случае тяга P и ее коэффициент c_P будут равны нулю, мощность на вращение винта берется от турбины.

Такой режим работы винта называется режимом нулевой тяги. Режим нулевой тяги может иметь место при некоторой скорости планирования, когда двигатель задресселирован.

При дальнейшем увеличении скорости полета до V_4 угол атаки α_4 будет отрицательным (рис. 32, б). Полная аэродинамическая сила R_4 отклонится еще больше назад, при этом сила тяги будет отрицательной и она будет тормозить движение самолета. Сила Q_4 будет иметь прежнее направление и на вращение винта будет расходоваться мощность турбины. Такой режим работы винта называется тормозным режимом.

Наконец, при еще большей скорости полета V_6 угол атаки α_6 становится еще более отрицательным и аэродинамическая сила R_6 еще больше

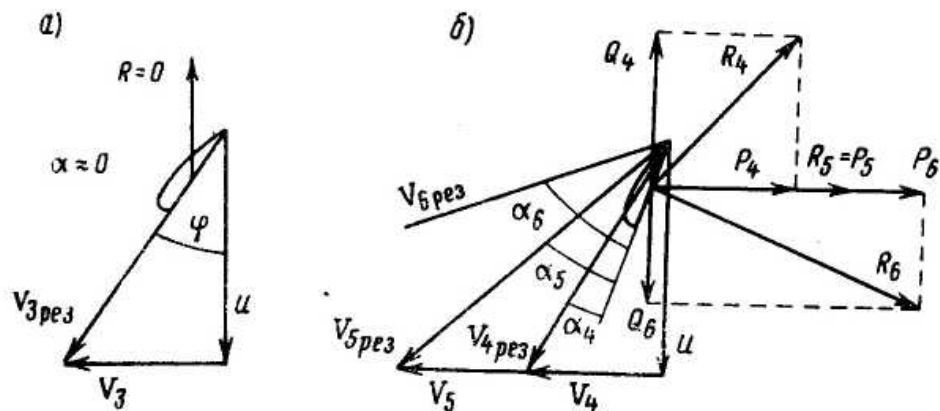


Рис. 32. Аэродинамические данные режимов работы воздушного винта

отклонится назад. Составляющими этой силы будут: сила P_6 — отрицательная тяга, тормозящая движение самолета, и сила Q_6 , которая будет действовать в плоскости вращения, но изменит направление и будет раскручивать винт. Винт начнет вращаться за счет энергии набегающего потока, передавая эту энергию на вращение ротора двигателя и создание отрицательной тяги. Такой режим работы винта называется режимом ветряка.

Режим ветряка может иметь винт при работе двигателя на любом режиме на скорости полета, намного превышающей максимально допустимую скорость самолета, а также на любой скорости в случае отказа двигателя.

С увеличением скорости полета от V_4 до V_6 , как сказано выше, в процессе поворота вектора полной аэродинамической силы от положения R_4 до положения R_6 аэродинамическая сила R может занять положение R_5 , когда она будет направлена по оси вращения винта и действовать в противоположную сторону движения самолета, т. е. она будет представлять собой отрицательную тягу R_5 . В этом случае двигатель не передает мощности винту и не воспринимает ее от винта. Винт вращается за счет энергии набегающего потока и тормозит движение самолета. Такой режим работы винта называется режимом авторотации.

Режим авторотации может иметь винт при снижении с задресселированным двигателем.

Выводы. 1. С увеличением скорости полета при неизменной подаче топлива в двигатель сила тяги винта уменьшается (рис. 33).

2. При несоответствии скорости полета режиму работы двигателя может возникнуть отрицательный угол атаки лопастей винта и образоваться отрицательная тяга.

Это второй случай образования отрицательного угла атаки лопастей.

Лопастя винта под действием массовых сил стремятся перейти на минимальный угол установки и удерживаются в полете на нужном угле установки только благодаря действию на них давления масла. Кроме того, регулятор оборотов, стремясь поддерживать обороты постоянными, при падении мощности турбины по какой-либо причине будет облегчать винт, т. е. вводить лопасти на меньший установочный угол.

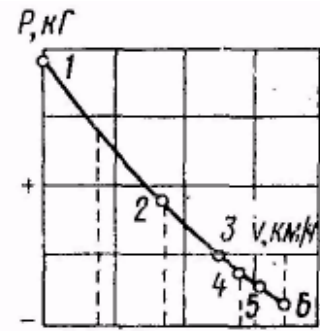


Рис. 33. График зависимости силы тяги винта от скорости полета и характерные точки на нем:

- 1 — геликоптерный режим;
- 2 — пропеллерный режим;
- 3 — режим нулевой тяги;
- 4 — режим торможения;
- 5 — режим авторотации;
- 6 — режим ветряка

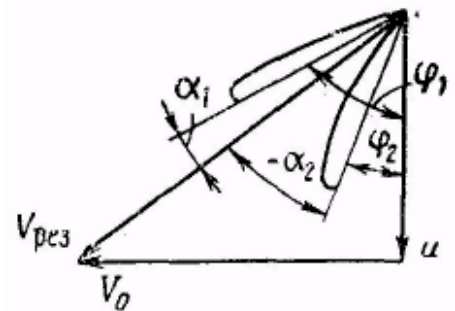


Рис. 34. Образование отрицательного угла атаки лопастей при уменьшении угла установки лопастей, если скорости V и u не меняются

При неизменных оборотах и скорости полета с уменьшением мощности двигателя установочный угол лопастей винта может уменьшиться настолько, что образуется отрицательный угол атаки (рис. 34) и возникнет отрицательная тяга. Винт будет превращать энергию набегающего потока в энергию вращения ротора двигателя, а отрицательная тяга будет тормозить движение самолета.

Это третий случай возникновения отрицательного угла атаки лопастей.

Чем быстрее лопасти будут перемещаться в сторону уменьшения угла установки и чем больше при этом образуется отрицательный угол атаки лопастей, тем больше величина отрицательной тяги и тем быстрее будет проявляться ее действие. Поэтому в конструкции винта предусмотрено так, что угол установки лопастей изменяется с определенной скоростью (за 5—7 сек) и до определенной величины (до промежуточного упора 19°).

Если сравнивать работу винтов турбовинтового и поршневого двигателей, то характер работы их аналогичен на номинальном и крейсерском режимах. На режимах малого газа и при отказе двигателя в полете работа воздушных винтов турбовинтового и поршневого двигателей существенно различна. Это различие, прежде всего, заключается в том, что на этих режимах винт турбовинтового двигателя способен развивать очень большую отрицательную тягу, создающую сопротивление движению самолета.

У поршневых двигателей может создаваться небольшая отрицательная тяга. Это объясняется тем, что такой двигатель требует малую мощность на его прокрутку, винты имеют малый диапазон углов установки лопастей ($19—20^\circ$).

У турбовинтового двигателя мощность, потребная для холодной прокрутки, измеряется тысячами лошадиных сил, и диапазон углов установки лопастей значительно больше, чем у винтов поршневого двигателя.

2. ТЯГА И МОЩНОСТЬ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, К. П. Д. ВИНТА

Сила тяги силовой установки с турбовинтовым двигателем в основном создается воздушным винтом (90%), и небольшая тяга (10%) — за счет реакции газовой струи, выходящей из реактивного сопла.

Сила реактивной тяги определяется по формуле

$$P_p = \frac{Q_B}{9,81} (C - V),$$

где P_p — сила реактивной тяги, кг; Q_B — расход воздуха, проходящего через двигатель, кг/сек; C — скорость истечения газов из реактивного сопла, м/сек; V — скорость полета, м/сек; 9,81 — ускорение силы тяжести, м/сек².

Так как из реактивного сопла на самолете Ан-24 струя газов вытекает под углом 45° к направлению полета, то реактивная тяга используется частично и будет равна:

$$P_{г.с} = P_p \cos 45^\circ.$$

Сила тяги, создаваемая винтом, определяется по формуле

$$P_в = c_p \frac{\rho V_{пез}^2}{2} S; P_в = c_p \rho n^2 D^4$$

Суммарная сила тяги силовой установки представляет собой сумму двух сил: силы тяги винта и реактивной тяги. Суммарная сила тяги, полученная при определенных подаче топлива и режиме полета, называется располагаемой тягой силовой установки.

На вращение ротора компрессора с оборотами 15100 в минуту затрачивается мощность турбины около 6000 л. с. Одновременно турбина через редуктор вращает воздушный винт, создающий силу тяги $P_в$.

Часть мощности, передаваемой газовой турбиной на вал винта, называется винтовой или эффективной мощностью двигателя.

Если известны мощность газовой турбины N_T , мощность, затрачиваемая на вращение компрессора N_K , и к. п. д. редуктора $\eta_{ред}$, то эффективную мощность двигателя можно определить по формуле

$$N_в = (N_T - N_K) \eta_{ред}.$$

Величина винтовой эффективной мощности может быть определена через момент сопротивления вращения винта $M_в$ и обороты винта n .

Момент $M_в$ замеряется индикатором крутящего момента двигателя (ИКМ) и определяется по формуле

$$M_в = Qr = c_x \frac{\rho V_{пез}^2}{2} S r.$$

При установившемся режиме работы силовой установки мощность, передаваемая газовой турбиной на вал, должна быть равна мощности, необходимой для вращения винта: $N_в = N_{в.в}$.

Необходимая мощность $N_{н.в}$, выраженная через момент сопротивления вращения $M_в$ винта, определяется по формуле

$$N_{н.в} = \frac{M_в n_в}{716,2}$$

Зная момент $M_в$, замеренный индикатором крутящего момента, и обороты винта в минуту n , можно определить винтовую мощность

$$N_в = \frac{M_в n_в}{716,2}$$

Сила тяги, создаваемая винтом, обеспечивает движение самолета со скоростью V м/сек, т. е. совершает полезную работу.

Секундная работа силы тяги винта называется полезной мощностью винта

$$N_{\text{пол}} = \frac{P_г V}{75}$$

Мощность, затрачиваемая турбиной на вращение винта, не вся превращается в полезную мощность. Часть подводимой мощности к винту расходуется на потери, обусловленные перемещением лопастей в воздушном потоке.

Коэффициентом полезного действия винта η_v называется отношение полезной мощности винта к мощности, передаваемой турбиной на вал винта,

$$\eta_v = \frac{P_г V}{75 N_г}$$

подставив вместо $P_г$ и $N_г$ их значения, приведенные выше, получим

$$\eta_v = \frac{c_p V}{\beta n D}$$

При работе винта на месте относительная поступь, равная отношению V/nD , будет равна нулю, следовательно и к. п. д. будет равен нулю. С увеличением скорости полета относительная поступь увеличивается и до какого-то оптимального значения будет увеличиваться и к. п. д., а изменение отношения коэффициентов c_p/β будет мало заметно. Когда значение относительной поступи выше оптимального, к. п. д. винта уменьшается за счет заметного уменьшения отношения коэффициентов c_p/β несмотря на рост относительной поступи. При скорости, когда тяга винта станет равной нулю, коэффициент тяги и к. п. д. будут также равны нулю.

Винт АВ-72 характеризуется высоким к. п. д.: при скорости полета 450 км/ч к. п. д. равен 0,86, а на скорости отрыва — 0,59. Изменение величины к. п. д. винта в зависимости от скорости полета показано на рис. 35. С подъемом на высоту за счет уменьшения коэффициента тяги к. п. д. винта будет уменьшаться.

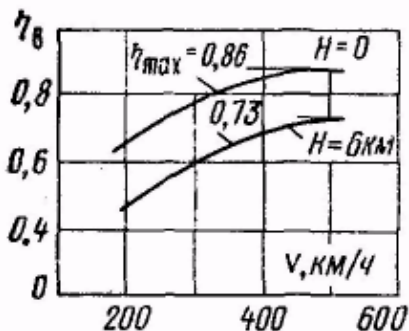


Рис. 35. Зависимость к. п. д. винта от скорости полета

Мощность в лошадиных силах от реакции струи, приведенная к валу винта, называется реактивной мощностью двигателя. Она определяется по формуле

$$N_p = \frac{P_p V}{75 \eta_v},$$

где P_p — сила тяги за счет реакции газовой струи, кг; V — скорость полета, м/сек; η_v — к. п. д. воздушного винта.

Для турбовинтового двигателя на практике обычно пользуются понятием эквивалентная мощность двигателя ($N_{\text{экв}}$).

Эквивалентная мощность — это мощность, развиваемая, условным двигателем, для привода во вращение винта, имеющего тягу, равную суммарной тяге турбовинтового двигателя.

Эквивалентная мощность двигателя складывается из винтовой; и реактивной мощностей:

$$N_{\text{экв}} = N_{\text{в}} + N_{\text{р}}, \quad \text{или} \quad N_{\text{экв}} = \frac{M_{\text{в}} n_{\text{в}}}{716,2} + \frac{P_{\text{р}} V}{75 \eta_{\text{в}}}$$

По своему существу эквивалентная мощность является полной-эффективной мощностью турбовинтового двигателя. На земле при скорости самолета, равной нулю, $N_{\text{экв}} = N_{\text{в}} + 0,91 P_{\text{р}}$, где коэффициент 0,91 имеет размерность л. с./кГ.

Однако не вся эквивалентная мощность расходуется на перемещение самолета. Часть ее теряется непроизводительно при вращении винта. Работа, выполненная суммарной силой тяги за одну секунду при данной подаче топлива, называется суммарной располагаемой мощностью двигателя. Она представляет собой часть эквивалентной мощности двигателя, используемой на перемещение самолета: $N_{\text{расп}} = N_{\text{экв}} \eta_{\text{в}}$.

Построенные графики изменения суммарной располагаемой тяги и располагаемой мощности двигателя в зависимости от скорости полета для различных режимов двигателя, высот полета и температуры окружающего воздуха, а также графики зависимости расхода топлива от скорости и высоты полета представляют собой характеристики силовой установки.

Суммарная тяга одного двигателя вычисляется по формуле

$$P_{\text{сум}} = \frac{75 N_{\text{в}} \eta_{\text{в}}}{V} + \frac{Q_{\text{в}}}{9,81} (C - V)$$

При работе двигателя на месте суммарная располагаемая тяга

$$P_{\text{сум}} = \beta' N_{\text{в}} + \frac{Q_{\text{в}}}{9,81} C,$$

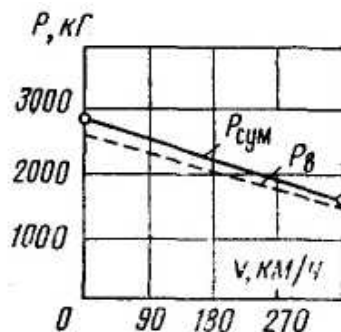


Рис. 36. Зависимость суммарной располагаемой тяги от скорости полета для стандартных условий у земли на взлетном режиме

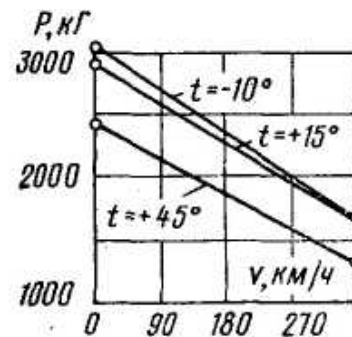


Рис. 37. Графики суммарной располагаемой тяги на взлетном режиме при различных температурах окружающего воздуха

где $\beta'=1,05$ — коэффициент, определяющий тягу винта на месте, отнесенную к мощности, подведенной на вал винта.

На рис. 36 показан график зависимости суммарной располагаемой тяги $P_{\text{сум}}$ и тяги винтовой $P_{\text{в}}$ от скорости полета. Тяга $P_{\text{р}}$, создаваемая за счет реактивного сопла, может быть определена по графику как разность $P_{\text{сум}}$ и $P_{\text{в}}$. Как видно из рис. 36, тяга за счет реакции струи незначительная по сравнению с тягой винта.

На рис. 37 показаны кривые изменения суммарной располагаемой тяги двигателя на взлетном режиме у земли в зависимости от температуры воздуха при давлении 760 мм рт. ст. Повышение температуры от стандартной до $+45^\circ$ снижает располагаемую тягу на взлете приблизительно на 500 кг.

Это происходит за счет уменьшения плотности воздуха и уменьшения при этом мощности двигателя и вследствие «срезки» топлива.

«Срезка» топлива — это автоматическое уменьшение подачи топлива в интересах поддержания температурного режима турбины. На рис. 38 представлены кривые изменения суммарной располагаемой тяги $P_{\text{сум}}$ для режимов работы двигателя взлетного и номинального, различных высот полета и режима полетного малого газа у земли.

При использовании взлетного режима располагаемая тяга одного двигателя будет больше на 300—400 кг по сравнению с номинальным режимом. При скорости полета до 550—600 км/ч располагаемая тяга уменьшается до высоты 4000 м, а на высоте 4000 м будет такой же, как у земли. На режиме полетного малого газа силовая установка при посадке развивает положительную тягу 400—500 кг.

При неизменной подаче топлива с увеличением скорости полета суммарная (эквивалентная) мощность турбовинтовых двигателей увеличивается до 20%. График изменения суммарной располагаемой мощности будет иметь вид, близкий по форме к кривой изменения к. п. д. винта по скорости за исключением области малых скоростей.

На рис. 39, а показаны графики изменения суммарной располагаемой мощности одного двигателя на взлетном режиме в зависимости от скорости полета при различных высотах полета, на рис. 39, б — при различных режимах работы двигателя и на рис. 39, в — при различных значениях температуры окружающего воздуха при взлетном режиме.

Важно заметить, что для турбовинтовых двигателей характерным является заметное уменьшение мощности и располагаемой тяги при повышении температуры окружающего воздуха особенно выше $+25^\circ$, что ухудшает взлетные характеристики самолета.

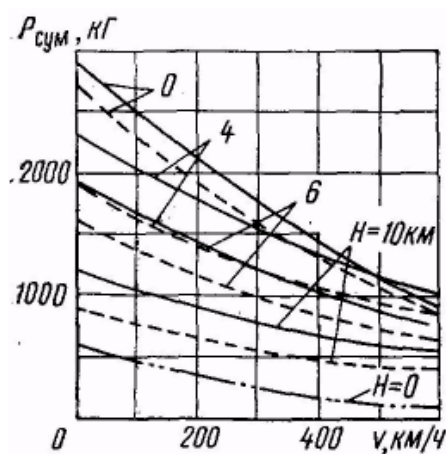


Рис. 38. Графики суммарной располагаемой тяги для различных высот, стандартных атмосферных условий и режимов двигателя:
 — взлетного;
 - - - номинального;
 - · - полетного малого газа

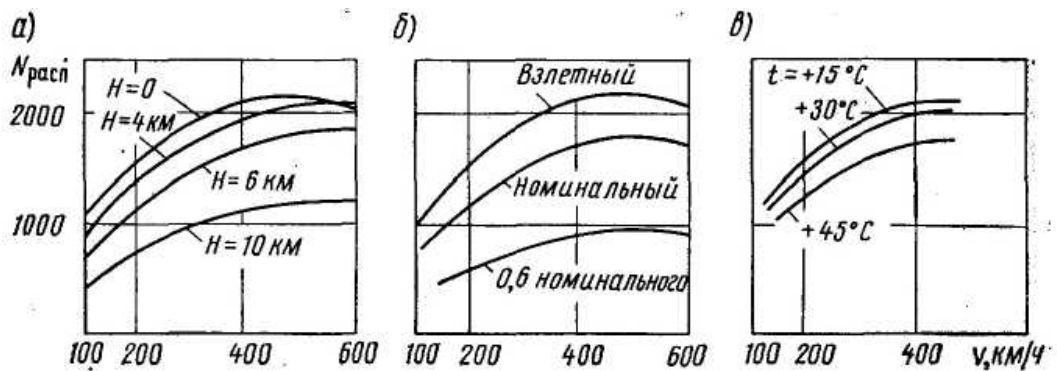


Рис. 39. Зависимость суммарной располагаемой мощности от скорости полета: а — при различных высотах полета; б — при различных режимах работы двигателя; в — при различных температурах окружающего воздуха на взлетном режиме

Значительное уменьшение мощности двигателей при повышении температуры окружающего воздуха вызвало необходимость уменьшения взлетного веса самолета, который должен рассчитываться» перед взлетом, а также применение впрыска воды в двигатель на взлете в условиях высоких температур.

Вода, впрыснутая во входной воздушный тракт двигателя, испаряется и при этом поглощает тепловую энергию воздуха за последней ступенью компрессора. За счет этого температура газов перед турбиной и за ней снижается, «срезка» топлива будет происходить при более высоких температурах окружающего воздуха. Включение впрыска воды обеспечивает сохранение взлетной мощности до следующих температур и давления окружающего воздуха:

Температура, °С	+38	+40	+42	+44	+45
Давление, мм рт. ст.	720	730	740	750	760

Включение впрыска при более высоких температурах или более низких давлениях обеспечивает возрастание показаний ИКМ на 15 — 17 $\text{кг}/\text{см}^2$. Необходимость использования впрыска воды решается: при помощи специальных графиков.

3. РАБОТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА АВ-72

Работа винта при отсутствии поступательной скорости

Если подача топлива соответствует режиму земного малого газа, а лопасти винта стоят на минимальном угле установки, равном 8° , то мощности турбины достаточно, чтобы раскрутить ротор двигателя только до оборотов 13 900 в минуту (89—93%).

При увеличении подачи топлива мощность турбины будет увеличиваться и обороты ротора двигателя будут возрастать до достижения оборотов настройки регулятора 15 100 в минуту; это будет соответствовать подаче топлива 0,2 номинального режима ($\approx 12^\circ$ по УПРТ). При дальнейшем

увеличении подачи топлива мощность турбины будет возрастать, т. е. момент турбины M_T будет увеличиваться, а регулятор оборотов будет поддерживать обороты постоянными, равными 15100 в минуту. При постоянных оборотах момент сопротивления вращению компрессора M_K примерно остается постоянным.

Чтобы сохранить равновесие крутящих моментов, регулятор оборотов будет затягивать винт, увеличивать момент M_B , а для этого переведет лопасти на углы установки более 8° . И так будет продолжаться до достижения взлетного режима, когда углы установки лопастей будут приблизительно равны $30\text{—}35^\circ$.

При обратном перемещении рычага управления двигателями (РУД) на уменьшение подачи топлива от взлетного режима мощность турбины будет уменьшаться. Регулятор оборотов будет стремиться поддержать обороты постоянными, равными 15100 в минуту. При этих оборотах компрессор будет иметь, как сказано выше, постоянный момент сопротивления вращению компрессора.

Таким образом, чтобы поддержать обороты постоянными, надо уменьшить M_B и регулятор оборотов должен будет «облегчать» винт, т. е. переводить лопасти на меньшие углы установки.

В процессе «облегчения» винта при уменьшенной подаче топлива ($\approx 22^\circ$ по УПРТ) лопасти винта достигнут положения промежуточного упора. Если промежуточный упор включен, то при дальнейшем уменьшении подачи топлива винт в положении лопастей на упоре начнет работать как винт фиксированного шага. Он выйдет из-под контроля регулятора оборотов, мощности турбины будет недостаточно для вращения ротора с оборотами 15100 в минуту, и обороты преждевременно начнут уменьшаться. Падение оборотов приведет к уменьшению количества воздуха, проходящего через двигатель, что при имеющейся подаче топлива приведет к повышению температуры газов перед турбиной и к перегреву ее.

Чтобы не допустить перегрева турбины на земле при опробовании двигателя и рулении, винт должен быть снят с промежуточного упора, чем будет дана возможность лопастям переместиться на угол до 8° без преждевременного падения оборотов ротора двигателя. Только при подготовке к взлету на ВПП переключатель упора винта следует поставить в положение «На упоре».

Работа винта при произвольном фиксировании лопастей

В случае прекращения подачи масла от регулятора оборотов к винту или при падении давления в канале фиксатора шага срабатывают гидравлический и механический фиксаторы шага и лопасти винта фиксируются на том угле, на котором они находились до падения давления масла.

Фиксация лопастей приводит к тому, что при уменьшении подачи топлива, скорости и высоты полета винт станет тяжелым для турбины и

обороты ее начнут уменьшаться. Когда обороты уменьшатся до 12 500 в минуту, двигатель выключится.

При увеличении подачи топлива, а следовательно, и с увеличением мощности турбины обороты будут также увеличиваться, так как винт будет «легким». То же будет при увеличении высоты и скорости полета. Обороты могут увеличиться до 17 200 в минуту и в этом случае винт автоматически зафлюгируется от системы по предельным оборотам, а двигатель выключится.

При обнаружении отказа в системе управления винтом необходимо применять ручное флюгирование во избежание пожара на двигателе.

Работа винта в полете

Лопасты винта АВ-72 в полете устанавливаются регулятором оборотов на определенный угол в зависимости от подачи топлива и фактической скорости на данной высоте полета. Чем больше подача топлива, скорость и высота полета, тем больший угол установки имеют лопасти винта.

В табл. 3 приводятся ориентировочные величины углов установки лопастей винта для различных скоростей и высоты полета.

Таблица 3

Режим работы двигателя	Скорость, км/ч				Режим работы двигателя	Скорость, км/ч			
	0	180	230	330		0	180	230	330
	Установочный угол, град					Установочный угол град			
У земли:					На высоте 4 км:				
взлетный	30	35	36	40	взлетный		36	37	43
0,7 номинального	26	30	32	37	0,7 номинального		31	33	38

С изменением режима полета изменяется и угол установки лопастей винта (рис. 40).

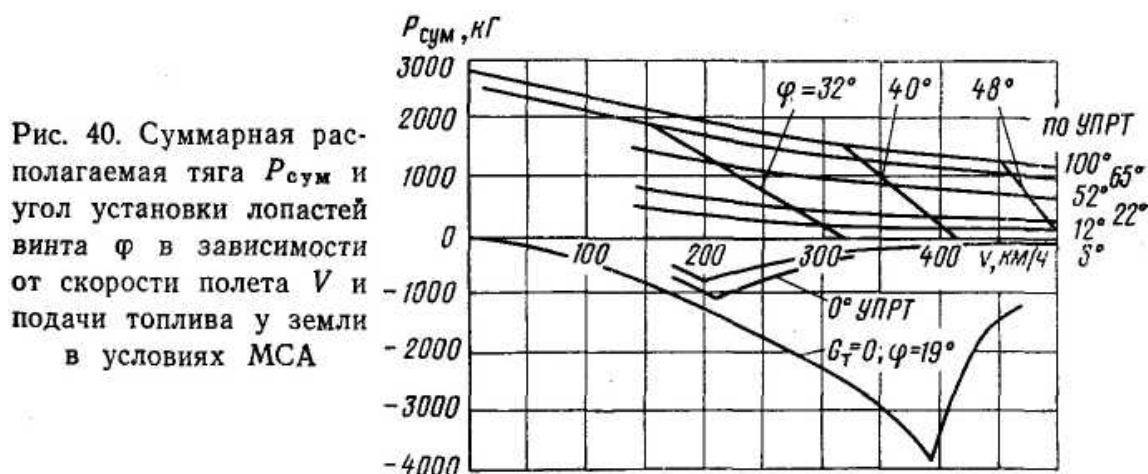


Рис. 40. Суммарная располагаемая тяга $P_{сум}$ и угол установки лопастей винта φ в зависимости от скорости полета V и подачи топлива у земли в условиях МСА

При некотором несоответствии режима полета режиму работы двигателя лопасти винта могут устанавливаться на такой угол, при котором образуется отрицательный угол атаки и возникает отрицательная тяга. В нормальном полете лопасти имеют угол установки 19° и больше.

4. ВОЗНИКНОВЕНИЕ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ТЯГИ

Причины возникновения отрицательной тяги в полете

Выше было указано, что отрицательная тяга в полете может возникнуть тогда, когда лопасти винта будут иметь отрицательный угол атаки.

При рассмотрении аэродинамических режимов работы винта выявлены три случая образования отрицательных углов атаки лопастей винта:

- а) когда скорость полета и угол установки лопастей остаются неизменными, а обороты винта уменьшаются;
- б) когда обороты винта и угол установки лопастей остаются постоянными, а скорость полета увеличивается;
- в) когда обороты винта и скорость полета остаются постоянными, а угол установки лопастей уменьшается.

В полете, если двигатель и винт исправны, отрицательная тяга может образоваться в следующих случаях:

- а) если фактическая скорость будет намного больше скорости, соответствующей подаче топлива в двигатель (при снижении самолета);
- б) при чрезмерном уменьшении подачи топлива в двигатель;
- в) при снижении температуры окружающего воздуха;
- г) при обледенении концов лопастей винта.

Во всех перечисленных случаях первопричиной образования отрицательных углов атаки и возникновения отрицательной тяги является недостаток мощности турбины для вращения ротора двигателя с оборотами 15 100 в минуту, т. е. когда не выдерживается равенство моментов на валу ротора двигателя: $M_T = M_K + M_B$.

Так как мощности турбины недостаточно для вращения ротора двигателя, то регулятор оборотов, стремясь поддержать обороты постоянными (15 100 об/мин), «облегчит» винт — переведет лопасти на меньший угол установки, при котором возникнет отрицательный угол атаки лопастей и будет иметь место новое равенство моментов $M_T + M_B = M_K$. Но в этом случае возникнет отрицательная тяга, винт будет помогать турбине вращать ротор двигателя и работать в режиме торможения.

Образование отрицательной тяги особенно нежелательно и опасно на малых скоростях и вблизи земли. Отрицательная тяга направлена против полета и поэтому вызывает уменьшение скорости полета. Кроме того, переход лопастей на отрицательный угол атаки вызовет резкое уменьшение местной скорости обтекания крыла на той его поверхности, которая обдувается винтами. В результате подъемная сила самолета уменьшится на 3—5 т и

вызовет неуправляемое снижение самолета, что может вблизи земли служить серьезной предпосылкой к летному происшествию.

Отрицательная тяга при снижении самолета

В полете лопасти устанавливаются на угол соответственно фактической подаче топлива и скорости полета. Чем больше скорость полета, тем меньший угол атаки имеют лопасти винта. Следовательно, может быть такая скорость полета, при которой угол атаки может «перейти» через нуль и стать отрицательным. Винт начнет создавать отрицательную тягу и тормозить движение самолета.

Для самолета Ан-24, если подача топлива соответствует определенному крейсерскому режиму, получить отрицательную тягу за счет скорости практически невозможно. Потребуется скорость, намного превышающая допустимую по условиям прочности, и ее можно достичь только при снижении.

Отрицательная тяга при чрезмерном уменьшении подачи топлива

С уменьшением подачи топлива (чтобы поддержать обороты винта постоянными) регулятор оборотов будет уменьшать угол установки лопастей. Но так как компрессор при постоянных оборотах требует соответствующую оборотам, мощность, то в процессе дросселирования двигателя может не хватить мощности турбины для вращения винта и ротора компрессора с постоянными оборотами 15 100 в минуту. Тогда регулятор оборотов переставит лопасти винта на еще меньший угол установки вплоть до упора и соответственно скорости полета и оборотам образуется отрицательный угол атаки лопастей. Винт начнет вращаться за счет энергии набегающего потока, «помогать» турбине вращать ротор двигателя и наступит равенство $M_T + M_B = M_K$. Винт начнет работать в режиме торможения или авторотации и создавать отрицательную тягу.

Отрицательная тяга в полете при стандартной температуре может возникать и при подаче топлива, соответствующей положению РУД, которое будет близко к положению земного малого газа. Это показано на рис. 40, когда при положении РУД менее 12° по УПРТ и скорости полета около 200 км/ч лопасти доходят до промежуточного упора и винт создает отрицательную тягу.

Чтобы предотвратить возникновение отрицательной тяги в полете по указанной причине, в системе управления двигателем предусмотрен упор проходной защелки. Положение упора проходной защелки соответствует положению РУД, при котором обеспечивается минимальная подача топлива и гарантируется исключение образования отрицательной тяги в полете.

На самолете Ан-24 исходное положение упора проходной защелки соответствует положению РУД 12° по УПРТ и обеспечивает наличие положительной тяги при температуре окружающего воздуха от -10° до

+65° С. Положение РУД на упоре проходной защелки соответствует полетному малому газу.

Следовательно, переводить РУД на любой скорости за упор проходной защелки нельзя. В этом случае мощность турбины резко падает, и отрицательная тяга может достичь очень большой величины. Пользоваться отрицательной тягой для исправления ошибки расчета на посадку категорически запрещается.

Недопустимое уменьшение подачи топлива, а с ним и образование отрицательной тяги может произойти и в следующих случаях:

1. Если резко (с ударом) перемещать РУД до упора проходной защелки. В этом случае сам упор от удара по нему может сместиться назад. Количество топлива, подаваемого в двигателя, уменьшится больше, чем определялось положением упора, и возникнет отрицательная тяга. Поэтому перемещать РУД в полете особенно на этапах посадки надо плавно, без удара.

2. При включении отбора воздуха на обогрев крыла и оперения крутящий момент турбины при том же положении РУД уменьшается. Следовательно, при включенном обогреве крыла и оперения, чтобы избежать образования отрицательной тяги при посадке, необходимо упор проходной защелки ставить дальше вперед на 4° (на увеличение подачи топлива), чем при невключении обогрева.

3. При колебаниях параметров работы двигателя систему регулирования температуры газов (ПРТ) выключают. Если перед выключением ПРТ напряжение на вольтметре осталось или горит лампочка «ИМ-24 заторможен», то слив топлива будет продолжаться и после выключения ПРТ. Происходящий слив топлива вызовет уменьшение крутящего момента турбины при том же положении РУД и при уборке до упора проходной защелки создадутся условия образования отрицательной тяги.

Чтобы не возникла отрицательная тяга при заходе на посадку по указанной причине, упор проходной защелки неисправного двигателя следует ставить вперед на 14° и более (на увеличение подачи топлива), по сравнению с его нормальным положением в условиях посадки, когда слив топлива отсутствует.

Отрицательная тяга при снижении температуры окружающего воздуха

При стандартных атмосферных условиях в полете через компрессор проходит и поджимается 12,7 кг/сек воздуха. Если температура окружающего воздуха понизится, то весовое количество воздуха, которое должен будет поджать компрессор, увеличится, а следовательно, момент-сопротивления компрессора M_k увеличится. Но при неизменной подаче топлива момент турбины остается также неизменным. Поэтому для сохранения равновесия крутящих моментов регулятор оборотов должен

уменьшить момент винта, «облегчить» винт, т. е. поставить его лопасти на меньший угол установки.

При одинаковом положении РУД чем ниже температура окружающего воздуха, тем меньший угол установки занимают лопасти винта. И при положении РУД, близком к исходному ПМГ, лопасти могут дойти до промежуточного упора, образуется отрицательный угол атаки и отрицательная тяга. Энергия набегающего потока будет передаваться на вращение винта, винт будет «помогать» турбине вращать ротор двигателя.

Величина отрицательной тяги будет тем больше, чем ниже температура окружающего воздуха.

Чтобы избежать появления отрицательной тяги на предпосадочном снижении, необходимо положение упора проходной защелки изменять в зависимости от температуры наружного воздуха в сторону увеличения подачи топлива при понижении температуры. Перед выполнением третьего разворота пилот должен запросить температуру воздуха на аэродроме посадки и установить проходную защелку в положение, соответствующее этой температуре по шкале «а пульте управления двигателями. Если проходную защелку не переставить в нужное положение, приземление самолета произойдет ненормально.

Перед взлетом упор проходной защелки надо поставить в положение, соответствующее температуре на аэродроме взлета.

Возникновение отрицательной тяги при обледенении концов лопастей винта по своей физической сущности то же, что при дросселировании двигателя, когда не хватает мощности для преодоления возросшего момента сопротивления вращению винта. Чтобы не допустить появления отрицательной тяги по этой причине, надо своевременно включать обогрев винтов до входа в зону обледенения.

Отрицательная тяга при выключении двигателя в полете, когда винт не флюгируется

Выключение двигателя приводит к немедленному исчезновению крутящего момента, создаваемого турбиной, и нарушению равенства моментов $M_T \neq M_K + M_B$. Регулятор оборотов, стремясь поддержать обороты ротора турбины постоянными, переведет лопасти на меньший угол установки (вплоть до упора), возникнет отрицательный угол атаки лопастей, винт станет работать в режиме ветряка, в результате чего образуется отрицательная тяга. Следовательно, винт будет вращаться за счет энергии набегающего потока и вращать ротор компрессора. Число оборотов ротора двигателя (обороты самовращения винта) будет зависеть от величины образовавшегося отрицательного угла атаки лопастей и от скорости полета (скоростного напора), на которой произошло выключение двигателя.

Чем больше скорость полета, тем больше обороты самовращения ротора двигателя. С увеличением отрицательного угла атаки лопастей при

неизменных оборотах винта и скорости полета величина отрицательной тяги возрастает.

Если скоростной напор (скорость полета) обеспечивает получение оборотов самовращения винта 15 000 в минуту, то винт будет вращаться под контролем регулятора оборотов. Если величина скоростного напора недостаточна для вращения ротора с такими оборотами винта, винт выйдет из-под контроля регулятора, лопасти установятся на промежуточный упор, и винт будет вращаться на оборотах меньше 15 100 в минуту.

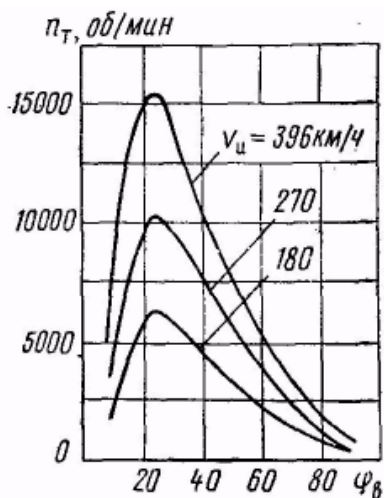


Рис. 41. Зависимость оборотов самовращения винта от угла установки его лопастей

Скорость полета, при которой винт начинает работать под контролем регулятора оборотов, называется скоростью, контролируемой регулятором. Для силовой установки с АВ-72 эта скорость равна 396 км/ч (скорость указана истинная).

Если лопасти винта зафиксированы на каком-то угле установки ϕ , число оборотов самовращения винта будет определяться скоростью полета (рис. 41).

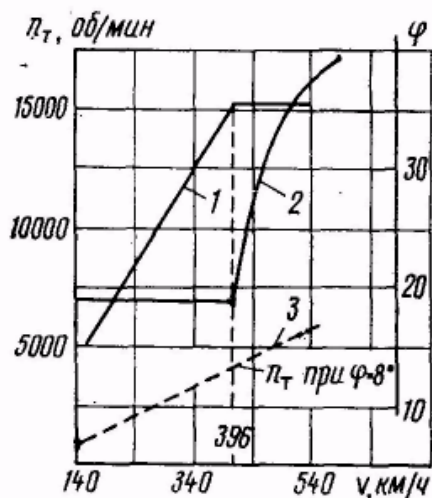


Рис. 42. Зависимость оборотов самовращения винта и угла установки лопастей от скорости полета:

1 — изменение числа оборотов самовращения винта в зависимости от скорости полета ($n_T = f(V)$, когда лопасти устанавливаются в положение, соответствующее скорости полета; 2 — изменение угла установки лопастей в зависимости от скорости полета с самовращающимся винтом ($\phi = f(V)$; 3 — изменение числа оборотов самовращения винта, когда лопасти зафиксированы на минимальном угле установки ($\phi_{\min} = 8^\circ$)

Устойчивые обороты самовращения винта 15100 в минуту (под контролем регулятора оборотов) возможны только при полете на скорости 396 км/ч или больше. При выключении двигателя на скорости меньше 396 км/ч обороты самовращения винта будут меньше 15 100.

На рис. 42 показан график зависимости оборотов самовращения винта и угла установки лопастей от скорости полета.

Вид графиков и величины остаются примерно одинаковыми для разных высот и атмосферных условий.

Рассмотрим работу винта в двух возможных случаях выключения двигателя:

- а) на скорости, большей контролируемой регулятором;
- б) на скорости, меньшей контролируемой регулятором.

Если выключение двигателя произошло на скорости, большей контролируемой регулятором, то под действием инерционных сил и набегающего потока лопасти самовращающегося винта будут переходить на меньший угол установки. Энергии набегающего потока будет достаточно, чтобы

вращать ротор двигателя с оборотами 15100 в минуту или больше. Однако регулятор оборотов не допустит увеличения оборотов больше 15100 в минуту и ухода лопастей до промежуточного упора или до минимального установочного угла лопастей. Лопасты винта установятся на каком-то угле φ , большем промежуточного упора $\varphi_{уп}$, но меньшем φ_1 , который был до выключения двигателя. Возникнет отрицательный угол атаки, винт будет работать в режиме ветряка — вращать ротор компрессора, отрицательная тяга начнет тормозить движение самолета.

Чем больше скорость полета, тем больше установочный угол лопастей, меньше отрицательный угол атаки и меньше отрицательная тяга. Самая большая отрицательная тяга возникнет на скорости 396 км/ч, когда лопасти винта достигнут угла промежуточного упора 19° (практически эта скорость может быть 370—420 км/ч).

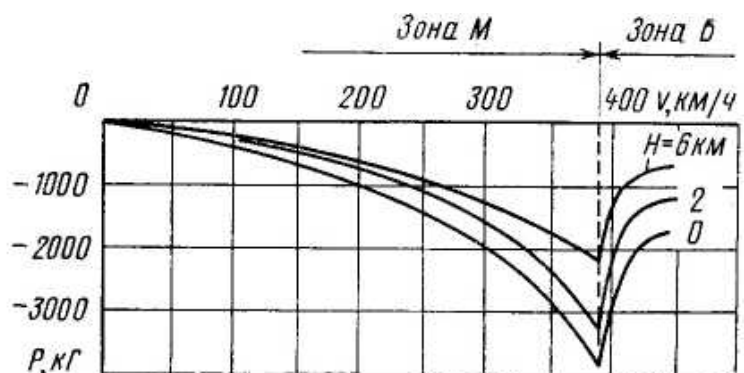
Если скорость полета, на которой выключен двигатель, меньше 396 км/ч, то энергии набегающего потока на этой скорости будет недостаточно, для того чтобы раскрутить винт и вращать ротор компрессора с оборотами 15100 в минуту. При такой скорости полета винт выйдет из-под контроля регулятора оборотов, лопасти винта станут на промежуточный упор, создастся отрицательный угол атаки лопастей, возникнет отрицательная тяга и винт будет работать как винт фиксированного шага в режиме ветряка.

Чем меньше разность между скоростью полета и скоростью, контролируемой регулятором, тем большие возникают отрицательный угол атаки лопастей, обороты самовращения и отрицательная тяга.

Зависимость величины отрицательной тяги от скорости для силовой установки самолета Ан-24 показана на рис. 43.

На графике видны две зоны скоростей с разными законами изменения отрицательной тяги. Зона больших скоростей «Б» ($V=396$ км/ч и более), когда винт вращается под контролем регулятора оборотов, и зона малых скоростей «М» ($V=396$ км/ч), когда винт выходит из-под контроля регулятора оборотов с последующим переходом его на угол промежуточного упора и режим работы как винта фиксированного шага. Величина отрицательной тяги силовой установки настолько большая, что соизмерима с величиной положительной тяги при работе двигателя на месте, на максимальном режиме. При полете на одной и той же скорости у земли и на высоте отрицательная тяга вследствие влияния плотности воздуха будет больше у

Рис. 43. Зависимость величины отрицательной тяги авторотирующего винта от истинной скорости полета в условиях МСА



земли, чем на высоте. Проявление действия отрицательной тяги тем больше, чем меньше высота полета в момент выключения двигателя и чем ближе скорость полета к скорости, контролируемой регулятором. Усилия на рычагах управления самолетом, воспринимаемые пилотом, будут пропорциональны величине отрицательной тяги. В связи с этим п и л от должен знать:

1) если выключение двигателя произошло на скорости больше 396 км/ч, то по мере ее уменьшения на той же высоте полета усилия на штурвале и педалях будут возрастать и достигнут максимума на скорости, равной 396 км/ч. При дальнейшем уменьшении скорости на той же высоте полета усилия будут уменьшаться;

2) если выключение двигателя произошло на скорости меньше 396 км/ч, то по мере уменьшения скорости на той же высоте полета усилия на штурвале и педалях будут уменьшаться;

3) при отказе двигателя на высоте в зоне больших и малых скоростей по мере снижения с постоянной скоростью усилия на штурвале и педалях будут увеличиваться и достигнут максимума у земли. Поэтому, уменьшая скорость полета после отказа двигателя в зоне больших скоростей, выгодно «перешагнуть» скорость 396 км/ч на возможно большей высоте.

Изменение отрицательной тяги по времени после выключения двигателя

Изменения угла установки лопастей винта φ_v , оборотов n_T и силы тяги P_v при выключении двигателя в зоне малых скоростей, когда винт выключенного двигателя не флюгируется, представлены на рис. 44.

После выключения двигателя через 5—7 сек регулятор оборотов переведет лопасти винта на промежуточный упор. Обороты двигателя в течение первых 10 сек будут уменьшаться очень быстро (рис. 44, а). Через 20—30 сек после выключения двигателя обороты станут равными оборотам самовращения, соответствующими скорости полета. Но как только лопасти винта начнут перемещаться в сторону меньших углов установки, угол атаки

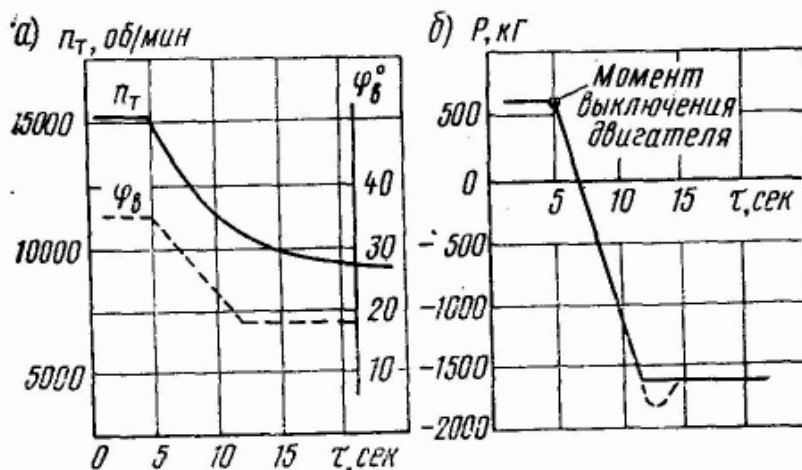


Рис. 44. Графики изменения угла установки лопастей, оборотов и силы тяги винта по времени при полете у земли на скорости 260 км/ч после выключения двигателя, если винт не флюгируется:

а — изменение угла установки лопастей φ_v и числа оборотов n_T ; б — изменение величины отрицательной тяги винта P_v .

лопастей уменьшится, через 2—3 сек станет отрицательным, тяга винта резко начнет уменьшаться, перейдет через нуль и станет также отрицательной, а через 5—7 сек достигнет максимума (рис. 44, б).

Из этого следует: чем на меньшей скорости произойдет выключение двигателя, тем меньше будет величина отрицательной тяги. Период появления отрицательной тяги называется «бросок» или «заброс тяги». Он назван так потому, что в этот момент самолет бросает (разворачивает и кренит) в сторону выключенного двигателя. При условии, когда скорость полета будет близкой к 396 км/ч, величина отрицательной тяги будет больше и сильнее «бросок» самолета.

Если дать возможность лопастям винта в момент выключения двигателя перейти на минимальный угол, равный 8° , то отрицательный угол атаки лопастей образуется еще больше, а «бросок» сильнее. Промежуточный же упор лопастей винта ($\varphi_{\text{уп}} = 19^\circ$) ослабляет «бросок» самолета в момент выключения двигателя. В этом и состоит его назначение.

После выключения двигателя и восприятия «броска» обороты самовращения винта установятся соответственно скорости полета, и винт будет работать в режиме ветряка (рис. 45).

Полная аэродинамическая сила лопастей винта R_{19} будет отклонена вниз от оси вращения винта. Если дать возможность лопастям повернуться до $\varphi_{\text{мин}} = 8^\circ$, то винт будет продолжать работать в режиме ветряка, но сила R тоже повернется к оси вращения винта и займет положение R_8 . За счет поворота силы R ее составляющая P_8 (отрицательная тяга) возрастет, а сила Q_8 , раскручивающая винт, уменьшится.

Вследствие уменьшения силы обороты самовращения, вращательная и результирующая скорости уменьшатся. В результате и величина отрицательной тяги уменьшится почти в 2 раза. Поэтому продолжать полет при положении лопастей винта на промежуточном упоре невыгодно, и пилот должен после восприятия «броска» самолета снять воздушный винт выключенного двигателя с упора.

Если выключение двигателя произойдет на скорости в зоне больших скоростей, то картина образования и проявления отрицательной тяги будет проходить аналогично рассмотренной, только с той разницей, что лопасти винта не будут находиться на упоре.

Снятие винта с упора на скорости более 396 км/ч нецелесообразно. Его можно снимать с упора только после уменьшения скорости полета меньше 396 км/ч. Надо иметь в виду, что снятие винта с упора за счет поворота вектора силы R (1 — 3 сек) сопровождается кратковременным

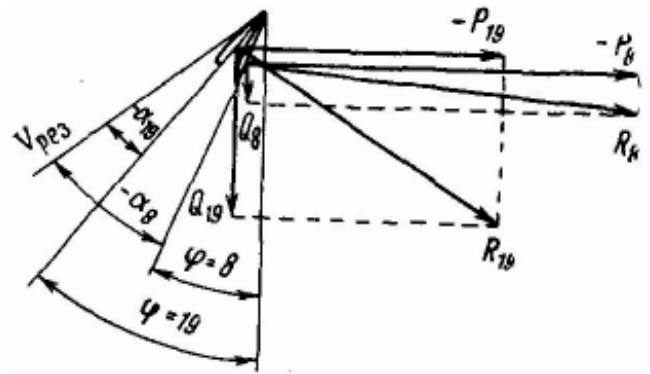


Рис. 45. Схема изменения отрицательного угла атаки лопастей и отрицательной тяги в момент снятия винта с упора

увеличением отрицательной тяги до P_8 , что вызывает повышенное стремление самолета к крену и развороту в сторону выключенного двигателя. После уменьшения оборотов самовращающегося винта до 20% это стремление становится меньше, чем было до снятия винта с упора.

Снятие винта с упора в полете при неотклоненных закрылках и с отклоненными на 15° возможно на любом режиме работающего двигателя (вплоть до взлетного). При этом высота должна быть не менее 100 м, а скорость по прибору при выпущенном шасси — 210 км/ч и более.

Снятие винта с упора в полете с отклоненными закрылками на 38° при выпущенном шасси на скорости по прибору 220 км/ч и менее невозможно. В этом случае боковая управляемость самолета оказывается недостаточной и при полном отклонении руля направления и элеронов на парирование вредного разворота и крена самолет входит в неуправляемое кренение с угловой скоростью около 3 град/сек. Практически винт с упора снимают на скорости 250 км/ч. Большая скорость в этом случае не рекомендуется, так как начнет возникать вибрация самолета, затрудняющая пилотирование. Чтобы легче было парировать действие отрицательной тяги, перед снятием винта с упора надо создать крен $6—15^\circ$ в сторону работающего двигателя.

После того как стабилизируются обороты со снятым винтом с упора, переключатель упора надо снова вернуть в положение «Винт на упоре», чтобы сохранить включенным упор для винта работающего двигателя.

Изменение тяги силовой установки при выключении двигателя в полете, когда винт его флюгируется

После выключения двигателя регулятор оборотов будет стремиться увести лопасти винта на меньший угол установки. Одновременно сработает автомат флюгирования и через 3—5 сек лопасти винта перейдут во флюгерное положение (рис. 46, а).

Вращение ротора двигателя через 10—12 сек почти прекратится. Тяга силовой установки в первый момент резко уменьшится, затем, когда лопасти будут проходить диапазон положительных углов атаки при флюгировании, кратковременно увеличится, а когда лопасти войдут во флюгерное

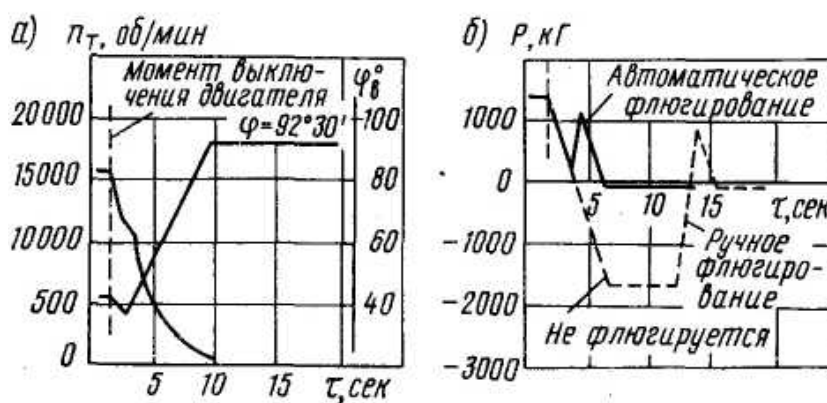


Рис. 46. Графики изменения угла установки лопастей, оборотов и силы тяги винта по времени при полете у земли на скорости 260 км/ч после выключения двигателя, если винт флюгируется:

а — изменение угла установки лопастей $\varphi_в$ и числа оборотов $n_т$; б — изменение величины тяги винта

положение, вместо положительной тяги будет действовать небольшое (около 100 кг) лобовое сопротивление лопастей остановившегося винта (рис. 46, б).

При срабатывании автоматической системы флюгирования «бросок» самолета будет значительно слабее, чем в том случае, когда винт не флюгируется. Если винт автоматически не зафлюгировался, а затем флюгируется от ручной системы, то проявится действие отрицательной тяги, и сила «броска» самолета будет тем сильнее, чем позже будет зафлюгирован винт.

На рис. 46, б пунктиром показано изменение тяги по времени после применения ручного флюгирования.

Во всех случаях действие отрицательной тяги создает значительные затруднения в пилотировании самолета. Отрицательная тяга играет положительную роль только при торможении самолета винтами на посадке и при экстренном снижении. Во всех остальных случаях отрицательная тяга вредна.

В полете единственным средством борьбы с отрицательной тягой при отказе двигателя является немедленное флюгирование винта, а если винт зафлюгировать не удалось, то надо снять винт с упора.

Отрицательная тяга при выводе винта из флюгерного положения

Кроме рассмотренных случаев возникновения отрицательной тяги в полете, отрицательная тяга большой величины возникает при выводе винта из флюгерного положения.

Вывод винта из флюгерного положения в полете необходим при запуске двигателя в воздухе. Запускать двигатель в воздухе разрешается только в том случае, если он остановлен по ошибке или в учебных целях. Попытка запустить двигатель, остановившийся по неизвестной причине, может иметь опасные последствия: двигатель может не запуститься, а лопасти винта, выйдя из флюгерного положения, не смогут войти обратно во флюгер. Вследствие этого полет придется продолжать с вынужденным снижением при самовращении винта с большой отрицательной тягой.

Запуск исправного двигателя в воздухе может быть успешным при выполнении его на высотах менее 6 000 м со скоростью по прибору 260—300 км/ч, строго в соответствии с требованиями указаний по летной эксплуатации.

Винт начнет вращаться при переходе лопастей из флюгерного положения на такой угол установки, когда создается достаточно большой отрицательный угол атаки, и энергии набегающего потока будет достаточно, чтобы вращать винт и ротор компрессора. До появления мощности турбины лопасти с началом вращения винта уйдут к промежуточному упору и двигатель запустится при положении лопастей на $\varphi_{\text{вп}}=19^\circ$. С появлением мощности турбины, когда обороты достигнут 15 100 в минуту (100%), регулятор оборотов переведет лопасти на рабочий угол установки т. е. на угол соответствующий подаче топлива и фактической скорости полета.

При перемещении лопастей винта от флюгерного положения до положения промежуточного упора, а затем от упора до рабочего положения лопасти пройдут весь диапазон возможных положительных и отрицательных углов атаки. Поэтому отрицательная тяга будет возникать так же, как и при отказе двигателя когда винт остается незафлюгированным. Наибольшей величины отрицательная тяга достигнет в последний момент перед выходом двигателя на режим, когда лопасти еще остаются на упоре, так как при этом лопасти будут иметь наибольший отрицательный угол атаки. Чем больше скорость полета в зоне малых скоростей при которой запускают двигатель, тем больше отрицательная тяга

Следует подчеркнуть, что при запуске двигателя в воздухе будет происходить «заброс оборотов» двигателя на 5—8% а величина отрицательной тяги может быть кратковременно в 1,5— 2 раза больше, чем при отказе двигателя. Поэтому запуск двигателя в воздухе может производиться только при соблюдении следующих трех условий:

а) отсутствие в предыдущей эксплуатации каких-либо явлений на силовой установке, указывающих на возможное повышение утечек масла в каналах управления винтом, например: повышение равновесных оборотов регулятора постоянства оборотов, появление колебаний оборотов, повышение «заброса оборотов» при проверке приемистости двигателя на земле и при взлете самолета;

б) запуск на определенных высотах и скоростях;

в) облегчение условий запуска путем своевременного прекращения расфлюгирования винта и путем применения частичного подфлюгирования его в процессе увеличения оборотов двигателя.

Появление отрицательной тяги в момент запуска двигателя вызывает разворот и кренение самолета в сторону запускаемого двигателя. Поэтому перед запуском двигателя надо создать крен 8—10 в сторону работающего двигателя. Рычаг управления этим двигателем установить в положение 41—52° по УПРТ что обеспечит поддержание скорости полета 260—300 км/ч.

Глава IV

РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ЦЕНТРОВКИ

Максимальный взлетный вес, кг.....	21 000
Посадочный вес, кг.....	21 000
Вес пустого самолета, кг	13 400
Максимальный вес коммерческой загрузки, кг	5000
Максимальная эксплуатационная заправка топливом при $\gamma = 0,75 \text{ г/см}^3$, кг.....	3 950
Бортпроводник и продукты питания, кг	120

Вес служебного снаряжения для вариантов самолета:

	«А»	«Б»
масло, кг.....	95	95
вода, кг.....	26	26
кислородные переносные баллоны, кг.....	6	6
жидкость для туалета, кг.....	16	6
Итого, кг.....		
	143	133

Вес служебного снаряжения не изменяет центровку пустого самолета варианта «Б», а варианта «А» увеличивает на 0,2%САХ. Если используется впрыск воды в двигатель, то вес воды для впрыска тоже включается в служебное снаряжение, но вес воды на центровку снаряженного самолета не влияет.

Вес коммерческой загрузки зависит от количества топлива, заправляемого в баки для выполнения предстоящего рейса. Для ориентировочного определения веса коммерческой загрузки в зависимости от дальности полета можно воспользоваться графиком (рис. 47) или определить его подсчетом.

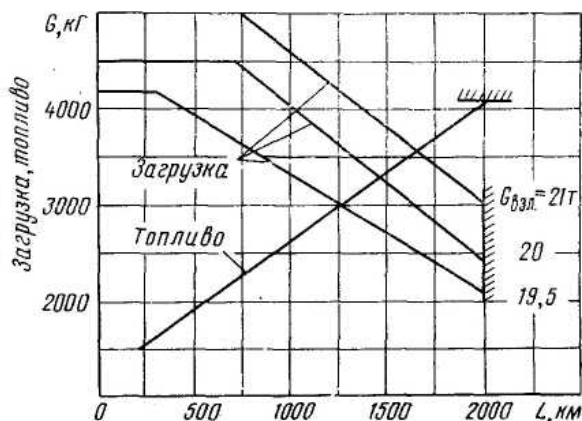
Таблица 4

Грузовые помещения	Средний размер помещений, м			Объем, м ³	Площадь, м ²	Допустимая максимальная загрузка, кг	Емкость грузовых помещений при размещении, кг		
	высота	длина	ширина				багажа	почты	грузов
I	1,80	1,75	0,95X2	5,0	2,8	1500	600	1350	1500
II	1,70	1,30	0,73	1,7	1,0	400	200	400	400
III	1,35	1,15	1,85	2,8	2,1	850	340	760	850

При расчете центровки самолета необходимо учитывать вес верхней одежды пассажиров, размещенной в гардеробе (во II грузовом помещении), принимая в среднем вес одного пальто 3 кг.

Размеры и емкости грузовых и багажных помещений самолета Ан-24 (для крыла с двухщелевым закрылком) приведены в табл. 4.

Рис. 47. График для ориентировочного определения веса коммерческой загрузки и заправки топлива в зависимости от дальности полета



2. СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА

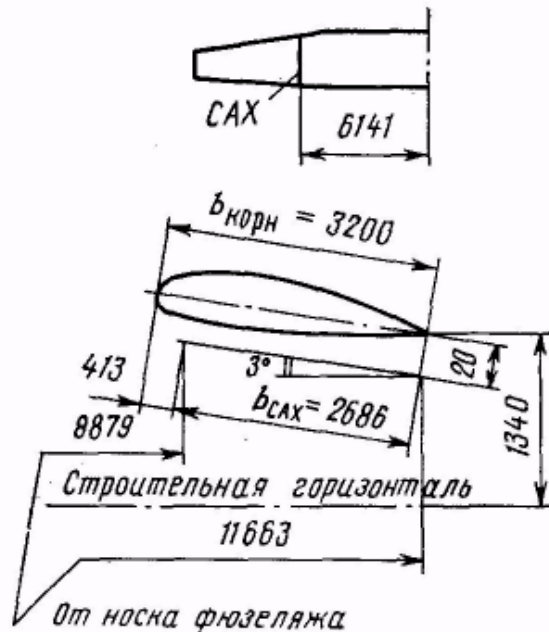


Рис. 48. Схема расположения САХ для самолета с двухщелевыми закрылками

Положение характерных точек на самолете определяется по отношению к носку средней аэродинамической хорды крыла. Средней аэродинамической хордой (САХ) данного крыла называют хорду условного прямоугольного крыла, аэродинамически равноценного данному крылу и имеющего с ним одинаковую площадь.

Положение САХ и ее размеры для самолета с двухщелевыми закрылками показаны на рис. 48.

3. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Центром тяжести самолета называется точка приложения равнодействующей сил веса всех его частей.

Центровкой самолета называется расстояние от носка САХ до центра тяжести самолета, измеряемое по линии САХ и выражаемое в процентах длины САХ. Центровка самолета изменяется с изменением загрузки самолета, с выработкой топлива, а также при уборке или выпуске шасси.

Для самолета с двухщелевым закрылком конструктором установлен следующий диапазон допускаемых в эксплуатации центровок:

предельно задняя центровка — 32% САХ (шасси выпущено);

предельно передняя центровка — 15% САХ (шасси убрано).

При уборке шасси центровка уменьшается на 2,3—3,4% САХ в зависимости от полетного веса самолета. Для самолетов с однощелевым закрылком предельная задняя центровка равна 33% САХ, длина САХ — 2 813 мм; $b_{\text{корн}}$ — 3 500 мм.

Перед каждым полетом необходимо рассчитать фактическую взлетную и посадочную центровку самолета и убедиться, что она не выходит за пределы допустимой.

Аналитический метод расчета центровки

Постановка задачи. Известны начальный вес самолета G_0 и его центровка \bar{x}_{T_0} . Определить центровку самолета, если в самолет положены грузы G_1, G_2, G_3 согласно схеме на рис. 49.

Под действием положенных грузов положение центра тяжести изменится.

Предположим, что центр тяжести самолета сместится в точку A . Перемещение центра тяжести Δx_T определяется из уравнения моментов относительно точки A :

$$\sum M_A = -G_0 \Delta x_T - G_3 (l_3 + \Delta x_T) + G_1 (l_1 - \Delta x_T) + G_2 (l_1 - \Delta x_T) = 0.$$

Произведя математические преобразования, получим значение перемещения центра тяжести Δx_T в единицах длины (мм):

$$\Delta x_T = \frac{G_1 l_1 + G_2 l_2 - G_3 l_3}{G_0 + G_1 + G_2 + G_3}$$

Положенные грузы впереди центра тяжести, а равно снятые грузы позади центра тяжести уменьшают исходную центровку. И наоборот, положенные грузы позади центра тяжести, а также снятые грузы спереди центра тяжести увеличивают центровку.

Из последней формулы перемещение центра тяжести Δx_T определяется как отношение алгебраической суммы моментов от сил веса положенных и снятых грузов к окончательному весу самолета. Величина Δx_T может быть положительной или отрицательной.

Изменение центровки в процентах САХ определяется по формуле

$$\Delta \bar{x}_T = \pm \frac{\Delta x_T}{b_{\text{сах}}} 100\%$$

Новое значение центровки в процентах САХ определяется так:

$$\bar{x}_T = \bar{x}_{T_0} \pm \Delta \bar{x}_T$$

В практике расчет центровок выполняется при помощи центровочных графиков.

Определение центровки с помощью центровочных графиков

Для каждого варианта самолета имеется свой центровочный график, но методика расчета будет одинаковой.

Центровочный график состоит из трех номограмм: верхней, средней и нижней со шкалой влияния уборки шасси (рис. 50).

Верхняя номограмма состоит из горизонтальных линий, соответствующих весу снаряженного самолета, и наклонных прямых, соответствующих центровкам снаряженного самолета в процентах САХ.

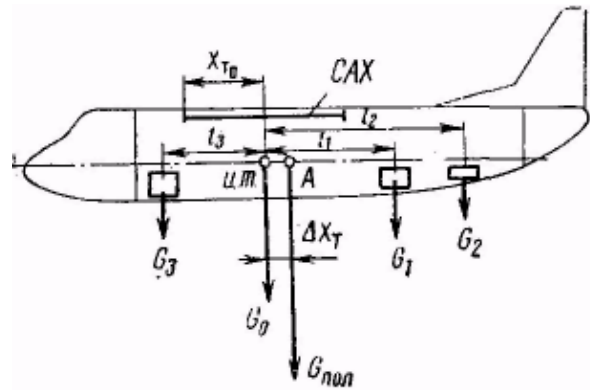


Рис. 49. Расчет центровки самолета

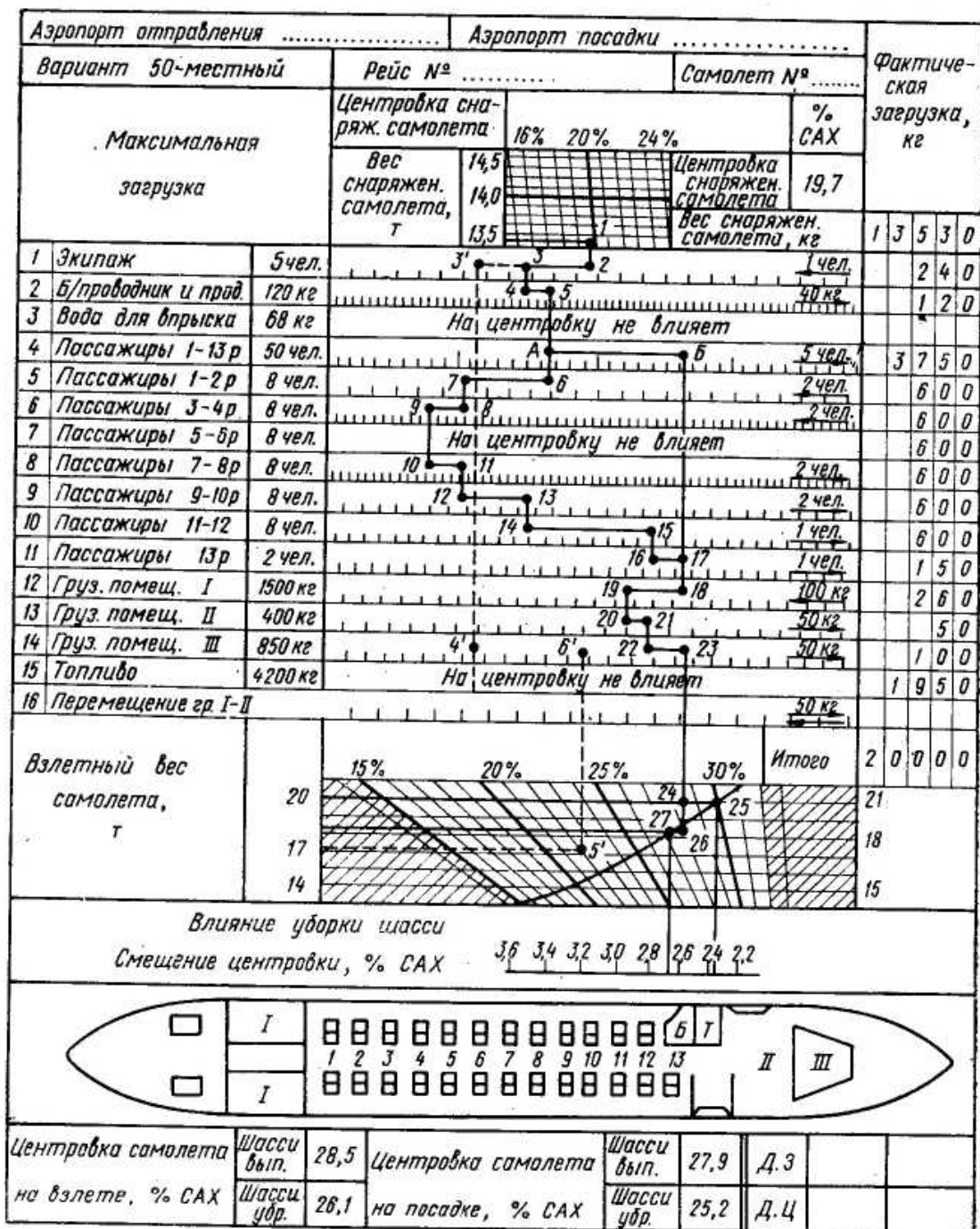


Рис. 50. Центровочный график самолета пассажирского варианта на 50 мест

Вес снаряженного самолета состоит из веса пустого самолета (берется из формуляра) плюс вес служебного снаряжения.

Центровка снаряженного самолета определится так: к величине центровки пустого самолета, записанной в формуляре самолета, добавляется влияние веса служебного снаряжения.

За исходную точку берут точку на верхней номограмме, полученную пересечением горизонтальной линии, соответствующей весу снаряженного самолета, с наклонной линией, соответствующей центровке снаряженного самолета.

На средней номограмме содержатся: слева — номера шкалы (шкала дистанций) с указанием максимальной загрузки, справа — фактическая загрузка каждой шкалы. В средней части имеются деления и значение делений со стрелками, указывающими, в какую сторону изменяется центровка от грузов, размещенных на данной шкале.

Грузы, расположенные на шкале № 7 над центром тяжести, на центровку не влияют. Шкалы № 3 и № 15 также не имеют делений. Влияние воды и топлива на центровку учитывается по нижней номограмме.

Нижняя номограмма образована из горизонтальных линий, соответствующих взлетному (посадочному) весу самолета, и наклонных линий, оцифрованных в диапазонах допускаемых центровок. На сетке номограммы имеется кривая учета влияния уборки шасси со шкалой, расположенной под номограммой.

Рассмотрим примеры расчета центровки самолета на взлете и посадке по центровочным графикам.

Пример. Вариант самолета — «А» на 50 пассажирских мест (см. рис. 50).

Исходные данные для расчета: вес пустого самолета 13390 кг ¹ служебного снаряжения — 143 кг , экипажа из 3 чел. — 240 кг , бортового проводника и продуктов питания — 120 кг ², топлива — 1950 кг , коммерческой загрузки: пассажиров 50 чел. — 3750 кг , багажа и груза в I помещении — 260 кг , багажа во II помещении — 50 кг , груза в III помещении — 100 кг , взлетный вес самолета — $20\,000 \text{ кг}$.

Решение. 1. Найдем по формуляру центровку пустого самолета. Предположим, что она равна $19,5\% \text{ САХ}$.

2. Определим вес снаряженного самолета:

$$G_{\text{сн}} = 13\,390 + 143 = 13\,533 \text{ кг.}$$

3. Определим центровку снаряженного самолета:

$$\bar{x}_{\text{т.сн}} = 19,5 + 0,2 = 19,7\% \text{ САХ.}$$

4. На верхней номограмме найдем исходную точку *I* — пересечение горизонтальной линии, соответствующей весу снаряженного самолета $13\,533 \text{ кг}$, с наклонной линией, показывающей центровку $19,7\% \text{ САХ}$.

5. Из точки *I* опустим перпендикуляр на шкалу № 1 и получим точку 2. От этой точки отсчитаем по направлению стрелки (влево) три деления, соответствующие весу экипажа, получим точку 3.

6. Из точки 3 опустим перпендикуляр на шкалу № 2 и получим точку 4. От этой точки отсчитаем три деления вправо (соответствующие весу бортового проводника и продуктов питания), получим точку 5.

¹ Берется из формуляра самолета, для которого ведется расчет.

² В том числе 40 кг коммерческой загрузки.

7. Из точки 5 опустим перпендикуляр на шкалу № 3. Но по методике расчета наличие и расход воды учитывается по нижней номограмме, поэтому опустим перпендикуляр на шкалу № 5, получим точку 6. От точки 6 отсчитаем по направлению, указанному стрелкой, четыре деления, соответствующие восьми пассажирам, получим точку 7.

8. Из точки 7 опустим перпендикуляр на шкалу № 6, получим точку 8. От точки 8 отсчитаем влево четыре деления, получим точку 9.

9. Так как вес пассажиров, размещенных в 5—6 рядах, на центровку не влияет, то из точки 9 опустим перпендикуляр на шкалу № 8, получим точку 10. От точки 10 отсчитаем вправо четыре деления, соответствующие восьми пассажирам, получим точку 11.

10. Из точки 11 опустим перпендикуляр на шкалу № 9, получим точку 12. От точки 12 вправо отсчитаем четыре деления, получим точку 13.

11. Из точки 13 опустим перпендикуляр на шкалу № 10, получим точку 14. От точки 14 отсчитаем вправо восемь делений, получим точку 15.

12. Из точки 15 опустим перпендикуляр на шкалу № 11, получим точку 16. От точки 16 отсчитаем вправо два деления, соответствующие двум пассажирам, получим точку 17.

13. Из точки 17 опустим перпендикуляр на шкалу № 12, получим точку 18. Первое грузовое помещение расположено спереди, поэтому от точки 18 отсчитаем влево 2,6 деления, соответствующие грузу в I грузовом помещении 260 кг, получим точку 19.

14. Из точки 19 опустим перпендикуляр на шкалу № 13, получим точку 20. От точки 20 отсчитаем одно деление вправо, соответствующее грузу 50 кг во II грузовом помещении, получим точку 21.

15. Из точки 21 опустим перпендикуляр на шкалу № 14, получим точку 22, от которой отсчитаем два деления вправо, соответствующие грузу 100 кг в III грузовом помещении, получим точку 23 — последнюю точку на средней номограмме.

16. Из точки 23 опустим вертикальную линию через всю нижнюю номограмму, так как по методике расчета наличие и выгорание топлива учитываются не по шкале № 15, а по нижней номограмме.

На нижней номограмме проводим горизонталь, соответствующую взлетному весу самолета (в нашем примере 20 000 кг), до пересечения с вертикальной линией, проведенной из точки 23, получим точку пересечения 24 указанных линий.

17. Из точки 24 по наклонной линии, параллельной линии шкалы, поднимемся вверх до оцифровки шкалы центровок и прочтем искомую центровку самолета на взлете с выпущенным шасси; она равна 28,5% САХ, т. е. в допустимых пределах центровок.

18. Чтобы определить центровку самолета после уборки шасси, продлим из точки 24 горизонталь, соответствующую взлетному весу самолета, до пересечения с кривой учета влияния уборки шасси, получим точку 25. Из точки 25 опустим перпендикуляр на шкалу влияния уборки

шасси и определим величину уменьшения центровки после уборки шасси; она равна 2,4% САХ.

Вычислим центровку самолета на взлете после уборки шасси: $x_{\text{Тшв}} = 28,5 - 2,4 = 26,1\%$ САХ, т. е. центровка не выходит из допустимых пределов, поэтому взлет самолета возможен.

19. Чтобы определить посадочную центровку самолета с выпущенными шасси, определим посадочный вес самолета после выгорания 1800 кг топлива: $G_{\text{пос}} = 20\,000 - 1800 = 18\,200$ кг. Проведем на нижней номограмме горизонталь, соответствующую посадочному весу 18 200 кг, до пересечения с вертикалью, ранее опущенной из точки 23, получим точку пересечения 26 указанных линий.

От точки 26, поднявшись по наклонной вверх на шкалу центровок, прочтем центровку самолета на посадке с выпущенным шасси; она равна 27,9% САХ.

Таким образом, выгорание 1800 кг топлива уменьшило центровку на 0,6% САХ: $\Delta x_{\text{т}} = 28,5 - 27,9 = 0,6\%$ САХ.

20. Чтобы определить посадочную центровку самолета с убранными шасси (уход на второй круг), из точки 26 продлим горизонтальную линию влево до кривой учета влияния уборки шасси, получим точку 27. Из точки 27 опустим перпендикуляр на шкалу влияния уборки шасси и определим величину уменьшения центровки после уборки шасси; она равна 2,7% САХ.

Вычислим посадочную центровку самолета с убранными шасси: $\bar{x}_{\text{тшв}} = 27,9 - 2,7 = 25,2\%$ САХ. Полученная посадочная центровка также не выходит из допустимых пределов.

21. Если все 50 кресел заняты пассажирами, то нет надобности вести расчет центровки самолета по шкалам № 5—11. В этом случае со шкалы № 2 из точки 5 опустим перпендикуляр на шкалу № 4 до точки А. Из точки А отсчитаем в направлении, указанном стрелкой, 10 делений до точки Б. Из точки Б опускаем перпендикуляр на шкалу № 12 до точки 18. Далее ведем расчет как было указано выше.

Определение веса груза-балласта

Для перегоночного варианта самолета необходимо положить груз-балласт в III грузовое помещение. Вес груза-балласта рассчитывается по тому же центровочному графику.

1. Из исходной точки 1 верхней номограммы опустим перпендикуляр на шкалу № 1, получим точку 2. От точки 2 отсчитаем влево число делений, соответствующее количеству человек состава экипажа (в нашем примере 4 чел.), получим точку 3'.

2. Из точки 3' опустим перпендикуляр на шкалу № 14, получим точку 4'.

3. Подсчитаем ориентировочно (без веса груза-балласта) взлетный вес самолета: в нашем примере он равен 17 100 кг. Центровку самолета на взлете с выпущенными шасси возьмем 22% САХ.

4. Проведем горизонталь на нижней номограмме, соответствующей определенному взлетному весу 17 100 кг, до пересечения с наклонной линией 22% САХ, получим точку 5'.

5. Из точки 5' восстановим перпендикуляр на шкалу № 14, получим точку 6'.

6. Число делений на шкале № 14 между точками 4 и 6, умноженное на значение деления, даст величину груза-балласта. В нашем примере пять делений. Вес груза-балласта будет:

$$G_6 = 5,50 = 250 \text{ кг.}$$

Определение центровки для пассажирского варианта на другое число мест выполняется аналогично рассмотренному выше. Для самолетов пассажирских вариантов на число мест менее 50 служебное снаряжение уменьшает центровку пустого самолета на 0,3% САХ.

Если снимается часть кресел, то надо вести расчет, как на снятие груза по соответствующей шкале. При этом вес одного кресла считать 7,2 кг.

Определение центровки самолета грузового варианта

При переоборудовании пассажирского варианта самолета в грузовой вес пустого уменьшается за счет снятия 50 кресел, ковриков и люлек на 440 кг, а центровка пустого самолета уменьшается на 1,7% САХ.

Для пользования центровочным графиком грузового варианта самолета Ан-24 необходимо внутри его произвести разметку шкалы дистанций от шпангоута № 7 до шпангоута № 40 согласно рис. 51. При расчете центровки выписываются исходные данные аналогично рассмотренному выше пассажирскому варианту:

вес снаряженного самолета — 13 490 — 440 + 143 = 13 193 кг;

центровка снаряженного самолета — 20,8 + 0,2 — 1,7 = 19,3% САХ;

загрузка по шкалам дистанции и т. д.

Расчет по центровочному графику выполняется аналогично расчету для пассажирского варианта. Однако

необходимо иметь в виду, что каждая шкала загрузки разделена дополнительно на четыре деления по высоте.

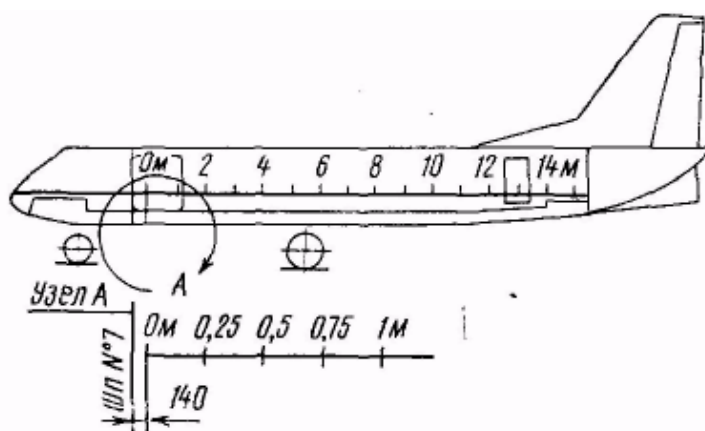


Рис. 51. Схема разметки шкалы дистанций загрузки внутри фюзеляжа

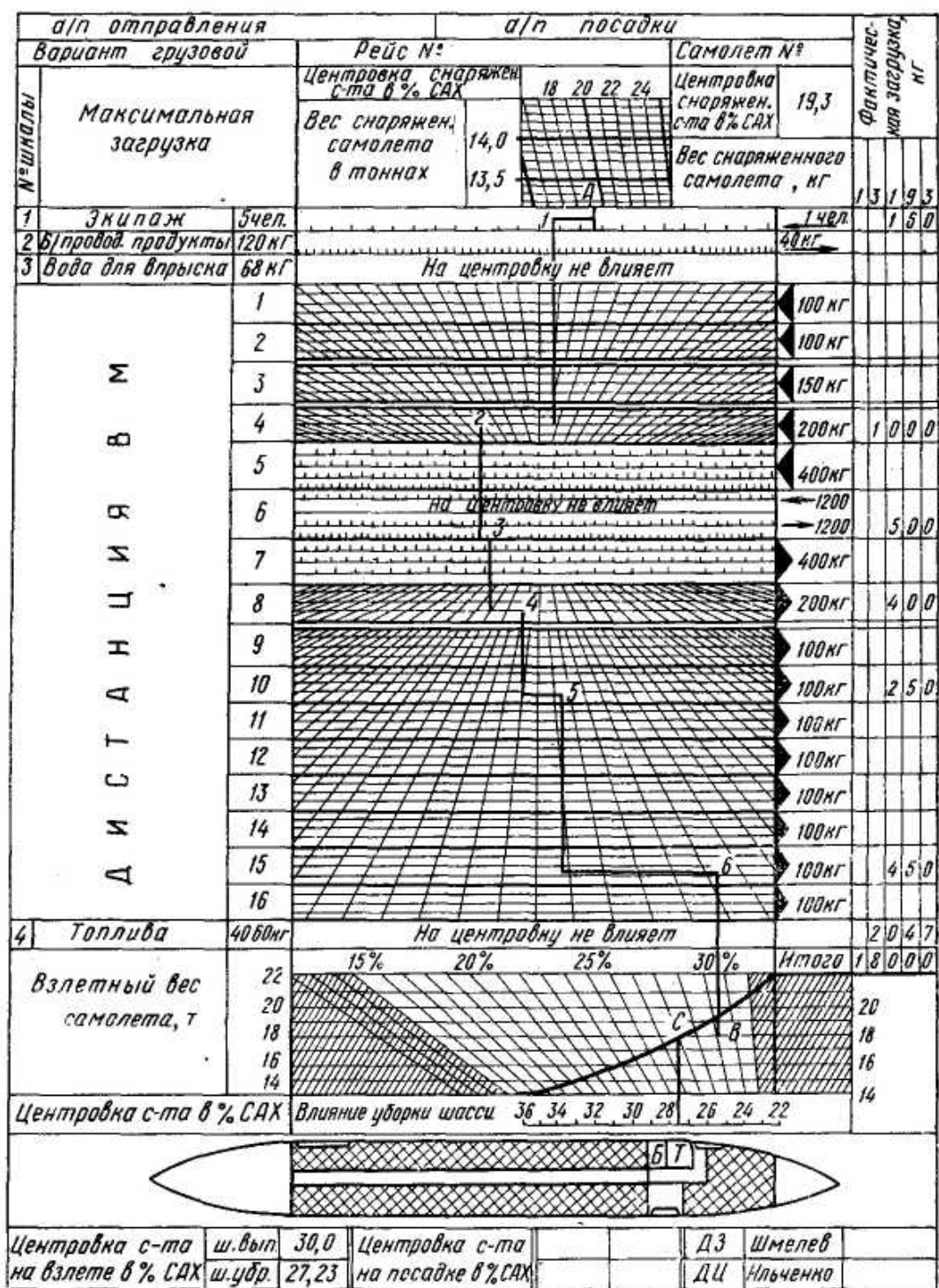


Рис. 52. Центровочный график самолета грузового варианта А

Перпендикуляры необходимо опускать на соответствующую шкалу, доходя по высоте до деления, над которым размещен центр тяжести положенного груза.

Пример расчета показан на рис. 52.

Если при работе с центровочным графиком окажется невозможным по какой-либо шкале отложить количество делений, соответствующее весу загрузки, то эту шкалу необходимо пропустить, произвести отсчет по следующей шкале, а затем вернуться на пропущенную.

Если же взлетные центровки при расчете с выпущенным шасси будут получены в диапазоне 22—32% САХ, то уборка шасси и выгорание топлива не выведут центровки из эксплуатационно допустимых пределов и посадочные центровки можно не рассчитывать. Но в случае когда в принятом варианте размещения грузов взлетная или посадочная центровка выйдет из допустимых пределов, необходимо изменить вариант размещения грузов или уменьшить величину их веса и повторно рассчитать центровку.

Для расчета веса груза-балласта необходимо задаться взлетной центровкой с выпущенным шасси не менее 22% САХ.

Грузы необходимо размещать равномерно по всей площади грузового помещения самолета, а малогабаритные — посередине. Все грузы должны быть надежно закреплены.

Г л а в а V

РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

1. ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В полете все части самолета — крыло, горизонтальное оперение, вертикальное оперение, фюзеляж и т. д. — испытывают силовое воздействие воздуха.

Состояние самолета в полете определяется соотношением сил, действующих на самолет, и соотношением моментов, создаваемых этими силами относительно центра тяжести самолета.

Все действующие на самолет силы можно представить в виде их составляющих, действующих в трех взаимно перпендикулярных плоскостях, проходящих через центр тяжести самолета, причем одна плоскость является плоскостью симметрии самолета. Действующие на самолет

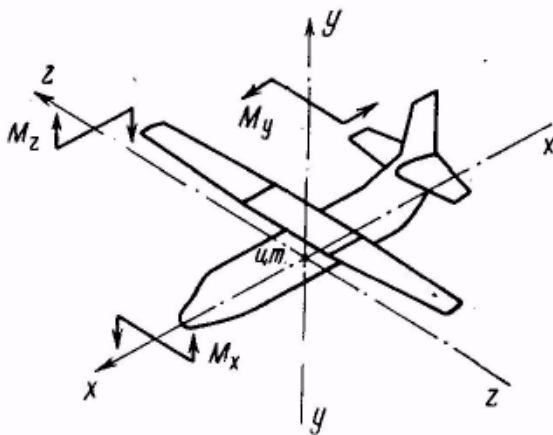


Рис. 53. Оси самолета

моменты можно представить в виде составляющих моментов относительно трех взаимно перпендикулярных осей самолета, пересекающихся в центре тяжести (рис. 53): $x-x$ — продольная ось, лежит в плоскости симметрии самолета и направлена по оси фюзеляжа; $z-z$ — поперечная ось, перпендикулярна оси $x-x$ и направлена по правому полукрылу; $y-y$ — нормальная (путевая) ось, перпендикулярна осям $x-x$ и $z-z$ и лежит в плоскости симметрии самолета.

Моменты, действующие относительно осей самолета.

1. M_z — момент, вращающий самолет относительно оси, называется продольным моментом или моментом тангажа. Продольный момент, увеличивающий угол атаки, называется кабрирующим моментом. Момент, уменьшающий угол атаки, называется пикирующим моментом.

2. M_y — момент, вращающий самолет относительно оси y — y , называется путевым моментом или моментом рыскания.

3. M_x — момент, вращающий самолет относительно оси x — x , называется поперечным или кренящим моментом.

При установившемся равномерном движении самолета все моменты сил, действующие на самолет, взаимно уравновешены. Но в полете под воздействием различных причин возникают дополнительные моменты.

1. Моменты, вызванные действиями летчика, — это моменты, вызванные отклонением органов управления, закрылков, изменением режима работы силовых установок, изменением центровок и т. п.

2. Аэродинамические статические моменты — это моменты, возникающие за счет изменения угла атаки или угла скольжения под воздействием рулей или порывов воздуха.

Если при изменении угла атаки возникает статический момент, стремящийся вернуть самолет на исходный угол атаки, такой момент называется стабилизирующим. Если самолет под действием этого момента стремится уйти дальше от исходного угла атаки, такой момент называется дестабилизирующим.

3. Вращательные моменты по своему происхождению бывают аэродинамические и неаэродинамические, возникающие при вращении самолета относительно данной оси. Такие моменты стремятся или погасить возникшее вращение (демпфирующие или гасящие моменты), или ускорить вызвавшее их вращение (моменты самовращения).

К неаэродинамическим вращательным моментам относятся моменты центробежных сил и гироскопические моменты.

Равновесие самолета

Равновесием самолета называется такое его состояние, при котором центр тяжести самолета движется прямолинейно и равномерно, и самолет не вращается вокруг своих осей.

Первым условием равновесия самолета в полете является равновесие сил, т. е. алгебраическая сумма всех сил, действующих на самолет, равна нулю.

Вторым условием равновесия является равновесие моментов, т. е. алгебраическая сумма всех моментов сил относительно центра тяжести самолета равна нулю (балансировка самолета).

Совокупность этих двух условий обеспечивает прямолинейный и равномерный полёт самолета без вращения.

В аэродинамике рассматривают равновесие моментов самолета соответственно трем осям:

относительно оси z — z — продольное равновесие;

относительно оси y — y — путевое равновесие;

относительно оси x — x — поперечное равновесие.

Совокупность путевого и поперечного равновесия называется боковым равновесием самолета.

Устойчивость самолета

В аэродинамике принято рассматривать статическую и динамическую устойчивость самолета.

Статическая устойчивость — это наличие у самолета стремления возвращаться к исходному невозмущенному движению сразу же после прекращения действия возмущения. Исследование статической устойчивости — это менее глубокое изучение возмущенного движения самолета.

При изучении статической устойчивости самолета рассматривают характер движения самолета в первый момент после действия возмущения. При этом рассматривается поведение самолета без вмешательства пилота.

Динамическая устойчивость — это способность самолета, находясь в состоянии возмущенного движения, без вмешательства пилота возвращаться к исходному невозмущенному режиму полета через некоторое время после прекращения действия возмущения.

Устойчивость движения с точки зрения ее физической проявляемости наиболее полно выражается динамической устойчивостью. Поэтому динамическую устойчивость можно назвать действительной устойчивостью.

Исследование динамической устойчивости — это более глубокое изучение возмущенного движения самолета. При этом рассматриваются характер и весь процесс движения самолета с течением времени к исходному невозмущенному состоянию.

Впервые строгий математический метод динамической устойчивости был изложен русским ученым акад. А. М. Ляпуновым в 1892 г. в его работе «Общая задача об устойчивости движения».

Ввиду значительных математических трудностей, с которыми связано исследование динамической устойчивости самолета, мы ограничимся рассмотрением только статической устойчивости. Наличие у самолета статической устойчивости является необходимым, хотя и не всегда достаточным условием динамической (действительной) устойчивости.

При рассмотрении статической устойчивости самолета аналогично равновесию рассматриваются продольная путевая и поперечная устойчивость. Совокупность поперечной и путевой устойчивости называется боковой устойчивостью.

Управляемостью самолета называется его способность изменять режим полета при отклонении органов управления. Хорошие пилотажные свойства и безопасность полета самолета обеспечиваются конструктором при проектировании самолета, созданием необходимой степени устойчивости и управляемости.

2. ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Продольным равновесием самолета называется такое его состояние, когда действующие на него моменты не вызывают вращения самолета вокруг поперечной оси. Наиболее важные силы и продольные моменты, действующие на самолет в полете, показаны на рис. 54:

P_z — горизонтальная составляющая силы тяги винта; она расположена выше центра тяжести (верхняя децентрация) на плече a и создает пикирующий момент;

P_y — вертикальная составляющая силы тяги винта; эта составляющая возникает за счет косо́й обдувки винта и на плече c создает продольный момент $M_{py} = P_y c$ (при угле атаки больше 2° — кабрирующий момент, при угле атаки менее 2° — пикирующий);

$Y_{кр}$ — подъемная сила крыла на плече b ; эта сила для принятой нами схемы создает пикирующий момент $M_{кр} = Y_{кр} b$. В положении достаточно задней центровки этот момент может быть кабрирующим;

$Y_{г.о}$ — подъемная сила горизонтального оперения на плече $l_{г.о}$ создает кабрирующий момент $M_{г.о} = Y_{г.о} l_{г.о}$;

G и Q — сила веса самолета и сила лобового сопротивления; обе силы приложены в центре тяжести и «создают» моменты.

Условие продольного равновесия является равенство суммы пикирующих моментов сумме моментов кабрирующих или алгебраическая сумма продольных моментов должна быть равна нулю: $\sum M_z = 0$. Продольное равновесие самолета пилот может обеспечить рулем высоты или рычагами управления двигателями (РУД). Отклоняя рычаги управления, пилот может изменять величину и направление соответствующих сил, а тем самым величину и направление их моментов.

К нарушению продольного равновесия в полете приводят причины, которые могут изменить величину одного или нескольких продольных моментов. К таким причинам относятся: изменение режима работы силовой установки (перемещение РУД), изменение

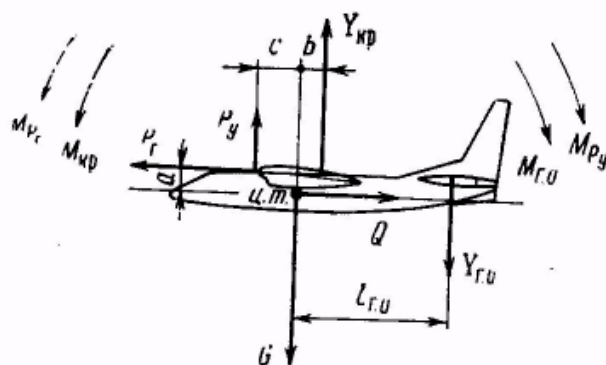


Рис. 54. Наиболее важные продольные моменты

положения закрылков и шасси, изменение центровки, воздействие порывов воздуха, отклонение руля высоты. Рассмотрим проявление главных причин в отдельности.

Влияние изменения режима работы силовой установки

При установившемся режиме работы силовой установки действуют продольные моменты сил, величина которых изменяется с изменением режима работы силовой установки.

1. Момент от горизонтальной составляющей силы тяги винта и реактивной тяги (пикирующий момент) $M_{P_r} = P_r b$. С увеличением режима работы силовой установки увеличиваются сила и ее момент M_{P_r} .

2. Момент от вертикальной составляющей силы тяги винта $M_{P_v} = P_v c$ (кабрирующий момент для угла $\alpha > 2^\circ$). С увеличением режима работы силовой установки P_v и M_{P_v} также увеличиваются.

3. Момент от подъемной силы крыла (пикирующий момент) $M_{кр} = Y_{кр} b$. С увеличением режима работы силовой установки увеличивается влияние обдувки крыла и $M_{кр}$ увеличивается.

4. От изменения скорости и скоса потока в области горизонтального оперения будет изменяться величина кабрирующего момента от подъемной силы горизонтального оперения $M_{г.о} = Y_{г.о} l_{г.о}$.

С увеличением режима работы силовой установки скорость струи воздуха, отбрасываемой винтом, увеличивается (рис. 55). При той же скорости полета V_n результирующая скорость $V_{2рез}$ отклонится от $V_{1рез}$ вниз на угол $\Delta \epsilon$ (увеличение угла скоса на горизонтальном оперении). В результате угол атаки горизонтального оперения увеличится $\alpha_{2г.о} > \alpha_{1г.о}$

Чем больше режим работы двигателя, тем больше скос потока на горизонтальном оперении и тем больше кабрирующий момент горизонтального оперения $M_{г.о}$.

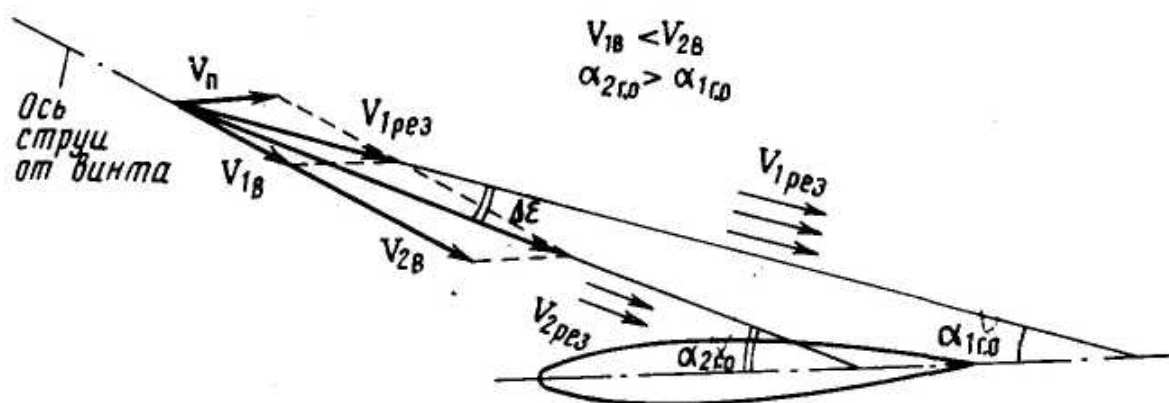


Рис. 55. Влияние обдувки винтами на угол атаки горизонтального оперения. V_{1B} , V_{2B} —скорость струи, отброшенной винтом до и после изменения режима двигателей

При увеличении режима работы силовой установки преобладающими остаются кабрирующие моменты. В итоге при увеличении подачи топлива в двигатель кабрирующий момент увеличивается и самолет имеет тенденцию к подъему носа и набору высоты. При уменьшении подачи топлива самолет стремится опустить нос и снизиться, предотвращая произвольную потерю скорости.

Влияние изменения положения закрылков

При отклонении закрылков увеличивается подъемная сила крыла $Y_{кр}$. Центр давления крыла перемещается назад. Пикирующий момент $M_{кр}$ увеличивается. Одновременно усиливается скос потока над горизонтальным оперением и увеличивается отрицательный угол атаки горизонтального оперения, а также его подъемная сила, направленная вниз, и ее кабрирующий момент.

Соотношение указанных продольных моментов будет таково, что в первый момент начала выхода закрылков самолет не получает стремления поднять или опустить нос, он будет только приподниматься вверх (говорят самолет «вспухает»). Самолет приподнимается вверх под действием прироста подъемной силы самолета, так как подъемная сила, направленная вверх, увеличивается на большую величину, чем подъемная сила горизонтального оперения, направленная вниз. В процессе движения самолета вверх отрицательный угол атаки горизонтального оперения и его кабрирующий момент будут увеличиваться, поэтому самолет начнет поднимать нос.

Чтобы не допустить опасного увеличения угла атаки самолета и его ухода с траектории, пилот должен уменьшать угол атаки и коэффициент c_y самолета, а для этого ему необходимо соразмерно выходу закрылков отжимать штурвал от себя. В этом случае самолет поворачивается относительно поперечной оси, угол атаки крыла уменьшается, а отрицательный угол атаки горизонтального оперения увеличивается.

Примерные величины угла атаки горизонтального оперения при различных положениях закрылков для некоторых скоростей полета на самолете с полетным весом 20 000 кг приведены в табл. 5.

Таблица 5

Скорость полета по прибору, км/ч	Положение закрылков, град					
	0	15	38	0	15	38
	Угол атаки крыла, град			Угол атаки горизонтального оперения, град		
200	+15	+11	+3	+8	+3	-7
250	+10	+5	-2	+3	-4	-9
300	+6	+1	-5	0	-5,6	-10
350	+4	0	-6	-1	-6	-11

При одинаковой скорости полета у самолета с меньшим полетным весом по сравнению с более загруженным самолетом угол атаки крыла будет меньший, а соответственно и больший отрицательный угол атаки горизонтального оперения. Например, для самолета с полетным весом 16 000 кг, при отклоненных закрылках на 38° и скорости 300 км/ч, соответствует угол атаки крыла -6° , а угол атаки горизонтального оперения равен -12° .

Большая отрицательная величина угла атаки оперения на предпосадочном режиме определяется отрицательным по отношению к крылу установочным углом стабилизатора и сильным скосом потока за крылом.

Горизонтальное оперение, аналогично крылу, имеет свой критический угол атаки около 16° , и угол атаки, при котором появляется местный срыв потока, около 6° .

Следовательно, если выпускать закрылки на какой-то большой скорости, то угол атаки крыла будет быстро уменьшаться, а горизонтальное оперение выходить на большой отрицательный угол атаки, который может оказаться равным или больше критического.

В таком случае на нижней поверхности горизонтального оперения произойдет полный срыв потока, его подъемная сила, направленная вниз, и ее кабрирующий момент уменьшатся, самолет приобретает избыточный пикирующий момент. В результате этого продольное равновесие нарушится, появится вибрация хвостового оперения и самолет резко опустит нос, сделает «клевок».

Чтобы не допустить «клевка», выпуск закрылков в полете предусмотрено выполнять на скоростях не более: $V_{пр} = 300$ км/ч — до 15° , $V_{пр} = 250$ км/ч — до 38° . При заходе на «осадку выпуск закрылков предусмотрено выполнять в два приема: сначала (на скорости 260—270 км/ч) на 15° , затем после уменьшения скорости до 250 км/ч до 38° .

Так как при выпуске закрылков на 15° скорость больше, чем при выпуске на 38° , то и «вспухание» самолета будет более заметно при выпуске закрылков на 15° .

Диапазон скоростей, на которых разрешается выпуск закрылков, вполне достаточен для обеспечения безопасности полета.

Если при грубом нарушении пилотом правил выпуска закрылков самолет начнет опускать нос (что возможно только при выпуске закрылков на угол больше 15°), то для предотвращения этого необходимо: немедленно задержать штурвал в том же положении, уменьшить отклонение закрылков до 15° и после прекращения тряски увеличить режим двигателей до взлетного, а затем плавно, без большой перегрузки, перевести самолет в горизонтальный полет. Потеря высоты в этом, случае будет около 300 м.

При уборке закрылков коэффициент c_v уменьшается, самолет дает просадку. Просадку надо парировать незначительным отклонением штурвала на себя. Чтобы не допустить опасного увеличения угла атаки и потери скорости, уборку закрылков надо выполнять на скорости по прибору 230—250 км/ч (минимальная допустимая скорость полета при уборке закрылков — 220 км/ч).

Влияние выпуска шасси

При выпуске шасси центр тяжести самолета сместится назад из точки 1 в точку 2 (рис. 56) на 2,4—3,6%, что приведет к уменьшению пикирующего момента крыла, так как плечо силы $Y_{кр}$ уменьшится на величину $\Delta l_{Тш}$.

За счет выпуска шасси возникнет сила лобового сопротивления $Q_{ш}$, которая на плече b даст дополнительный пикирующий момент. Практически соотношение этих моментов таково, что уборка и выпуск шасси не вносят значительных изменений в балансировку самолета.

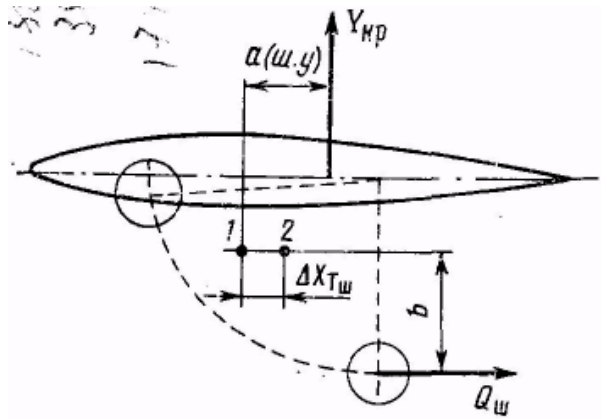


Рис. 56. Изменение продольных моментов при выпуске шасси

Влияние изменения центровки и других факторов

Рассматриваемые нами продольные моменты будут изменять свою величину с изменением положения центра тяжести, т. е. центровки самолета, так как будет изменяться величина плечей сил.

С изменением центровки основное влияние на равновесие самолета оказывает изменение момента крыла, изменение других моментов будет менее заметно, так как плечи других сил значительно больше по сравнению с перемещением центра тяжести. Чем более передняя центровка, тем больше пикирующий момент крыла.

Продольное равновесие в полете также может быть нарушено при отклонении руля высоты и, кроме того, действием порыва беспокойного воздуха.

Под действием вышеуказанных причин нарушение продольного равновесия самолета сопровождается изменением угла атаки с одновременным изменением скорости. Однако, как правило, в момент нарушения равновесия под действием возмущения угол атаки изменяется быстро, а скорость, в силу проявления инерции движения массы самолета, изменяется сравнительно медленно.

3. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Продольной устойчивостью самолета называется способность самолета самостоятельно (без вмешательства пилота) восстанавливать нарушенное продольное равновесие.

Ввиду того что угол атаки и скорость при нарушении продольного равновесия изменяются по разным законам, в аэродинамике рассматривают продольную устойчивость по углу атаки (по перегрузке) и по скорости.

Устойчивость по углу атаки (по перегрузке)

Напомним, что форма траектории полета самолета в вертикальной плоскости определяется соотношением подъемной силы, действующей на самолет, и его силы веса.

Отношение величины подъемной силы, действующей в данный момент, к весу самолета называется нормальной перегрузкой самолета:

$$n_y = Y/G$$

В установившемся горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета, поэтому перегрузка равна единице. Если в прямолинейном полете на самолет подействует какое-то внешнее возмущение (порыв ветра, отклонение руля высоты), то самолет изменит свое положение на траектории. Допустим, увеличится угол атаки. Тогда за счет увеличения угла атаки увеличится c_y , а значит, возникнет перегрузка

$$n_y = Y/G = c_y \frac{\rho V^2}{2G} S$$

появится неуравновешенный продольный статический момент ΔM_Z , возникнет угловая скорость вращения самолета вокруг поперечной оси, а вслед за ними последует изменение скорости полета, которое станет заметно по истечении какого-то времени.

Если у самолета продольный статический момент ΔM_Z , возникший вследствие случайного изменения угла атаки (изменения c_y , а следовательно, и перегрузки), стремится /восстановить исходный режим полета (α , n_y , V), то такой самолет будет статически устойчив по перегрузке. Действие момента ΔM_Z проявится сразу же после воздействия внешнего возмущения, когда скорость полета еще не успела заметно измениться.

Мера или степень статической устойчивости по перегрузке оценивается величиной восстанавливающего статического момента ΔM_Z .

Таким образом, статической устойчивостью по перегрузке называется свойство самолета возвращаться к исходному углу атаки (к перегрузке исходного режима) после прекращения действия возмущения, вызвавшего изменение исходного режима.

Основным фактором, определяющим продольную статическую устойчивость самолета по перегрузке, является центровка самолета.

Устойчивость по скорости

Предположим, самолет летит со скоростью V_1 при соответствующем значении коэффициента подъемной силы c_{y1} и находится в состоянии равновесия. Далее допустим, что самолет вошел в горизонтальный встречный порыв ветра, имеющего скорость W , тогда скорость обтекания крыла увеличится до $V_2 = V_1 + W$, изменится коэффициент c_y и станет равным c_{y2}

Однако при новом коэффициенте c_{y2} равновесие сил может быть, а равновесия моментов может не получиться. Равновесие моментов наступит при значении $c_y = c'_{y2}$. Если $c_{y2} > c'_{y2}$, то при балансировке по продольному моменту подъемная сила окажется недостаточной для уравнивания самолета ($Y < G$), самолет начнет снижаться, а значит, еще более увеличивать скорость. В таком случае самолет станет неустойчивым по скорости.

Если будет $c_{y2} < c'_{y2}$, то вследствие этого при балансировке по продольному моменту подъемная сила окажется излишней ($Y > G$), самолет начнет набирать высоту и уменьшать скорость. Самолет станет устойчивым по скорости.

Из сказанного следует, что устойчивость самолета по скорости — это способность самостоятельно, без вмешательства пилота сохранять скорость исходного режима полета. Критерием устойчивости по скорости является характер изменения подъемной силы с изменением скорости

$$\Delta Y / \Delta V$$

Если при увеличении скорости на ΔV подъемная сила возрастет на ΔY , то самолет устойчив. В общем виде условие устойчивости будет

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

Способность устойчивого самолета сохранять скорость исходного режима полета проявляется в следующем. Если под воздействием возмущения увеличится скорость полета на ΔV , то должна увеличиться и подъемная сила на величину ΔY , перегрузка станет больше единицы, самолет будет двигаться вверх, при этом скорость уменьшится до исходной.

Если при увеличении скорости появляется пикирующий момент, а при уменьшении кабрирующий, то самолет будет неустойчив по скорости и управлять им будет труднее. Однако практически это затруднение будет совсем неощутимо. Допустима даже небольшая степень неустойчивости по скорости, если не будет потери управляемости самолета. Объясняется это тем, что возмущенное движение неустойчивого по скорости самолета развивается медленно, а поэтому может быть замечено пилотом, и он вернет самолет к исходному режиму полета.

Неустойчивость по перегрузке при изменении угла атаки под действием возмущения проявляется немедленно, поэтому она имеет большее практическое значение и будет рассматриваться в дальнейшем.

Фокус крыла

Как показывают исследования, на линии хорды крыла имеется точка, относительно которой момент аэродинамических сил не изменяется при изменении угла атаки.

Так, например, при угле атаки α_1 подъемная сила Y_1 создает относительно некоторой точки Φ момент (рис. 57,а). Если угол атаки увеличить до α_2 , то подъемная сила увеличится до Y_2 , центр давления сместится вперед (рис. 57, б). Однако можно подобрать такую точку Φ , относительно которой величина аэродинамической силы будет изменяться обратно пропорционально плечу, тогда момент относительно этой точки не будет изменяться при изменении угла атаки.

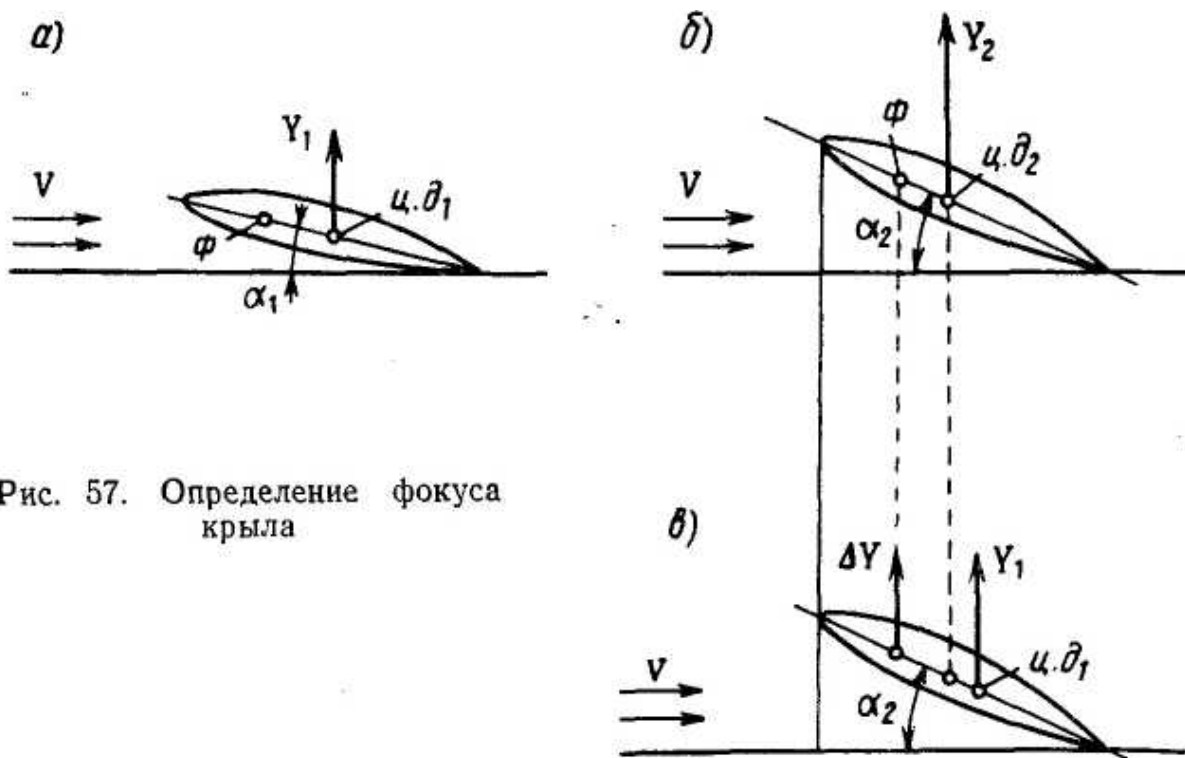


Рис. 57. Определение фокуса крыла

Точка, относительно которой момент крыла при изменении угла атаки «е изменяется, называется фокусом крыла. Из этого определения следует важное свойство этой точки: в фокусе крыла приложено приращение подъемной силы ΔY , вызванное изменением угла атаки крыла (это приращение может быть со знаком плюс или минус).

Силу $Y_2 = Y_1 + \Delta Y$, приложенную в ц. д₂, можно разложить на силу Y_1 , приложенную в ц. д₁ и силу ΔY , приложенную в фокусе Φ (рис. 57, в). Так как момент силы ΔY относительно точки Φ равен нулю, то момент крыла при угле атаки α_2 будет такой же, как и на угле атаки α_1 .

У большинства профилей фокус крыла находится на расстоянии 23—27% хорды от носка.

Фокус самолета

Горизонтальное оперение аналогично крылу имеет свой фокус ($\Phi_{г.о}$). При изменении угла атаки возникают приращения подъемной силы и на крыле, и на горизонтальном оперении. Приращения подъемных сил приложены соответственно в фокусах крыла $\Phi_{кр}$ и горизонтального оперения

$\Phi_{г.о}$ (рис. 58). Точка приложения равнодействующей приращений подъемных сил $\Delta Y_{кр}$ и $\Delta Y_{г.о}$ будет определена по правилам механики на расстояниях от них, обратно пропорциональных величинам этих сил. Точка приложения равнодействующей приращений сил $\Delta Y_{кр}$ и $\Delta Y_{г.о}$ называется фокусом самолета Φ_c . Иногда отождествляют понятия фокус самолета и центр давления, что является ошибкой, так как это разные точки.

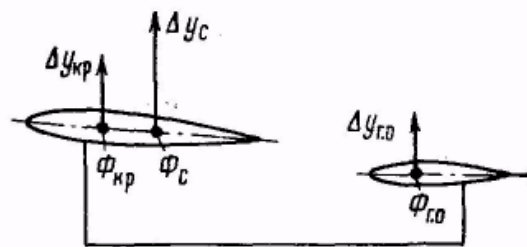


Рис. 58. Определение фокуса самолета

Когда самолет находится в равновесии, то его центр давления (точка приложения полной аэродинамической силы самолета R , в том числе и силы тяги) совпадает с центром тяжести самолета, а фокус занимает свое определенное место.

При изменении угла атаки, вызванного возмущением, появится приращение подъемной силы ΔY , приложенное в фокусе. Теперь центр давления займет новое положение, как точка приложения равнодействующей прежней силы R и возникшей силы ΔY , а положение фокуса может остаться неизменным.

Продольный момент относительно фокуса самолета не изменяется при изменении угла атаки. Положение фокуса самолета указывается в процентах САХ.

При зафиксированном управлении с неотклоненными закрылками у земли фокус по перегрузке занимает положение: в режиме набора 54%, в режиме планирования 63%, на крейсерской скорости 51% САХ. При освобожденном управлении — соответственно: 44, 55 и 49% САХ. На взлете с зафиксированным управлением и отклоненными закрылками на 15 и 38° — соответственно: 50 и 42% САХ.

Условия продольной устойчивости

Приращение подъемной силы самолета ΔY_c равно сумме приращений подъемной силы крыла и горизонтального оперения ($\Delta Y_{кр} + \Delta Y_{г.о}$), приложенного в фокусе самолета. Относительно центра тяжести самолета ΔY_c создает продольный момент. Этот момент будет стабилизирующим или дестабилизирующим в зависимости от взаимного расположения центра тяжести и фокуса самолета.

Таким образом, продольная устойчивость самолета определяется взаимным расположением центра тяжести и фокуса самолета.

В практике возможны три случая расположения центра тяжести и фокуса самолета:

- центр тяжести впереди фокуса;
- центр тяжести совмещен с фокусом;
- центр тяжести позади фокуса.

1. Центр тяжести расположен впереди фокуса самолета (рис. 59,а). Предположим, что под действием внешнего возмущения самолет увеличил угол атаки, тогда будет и приращение подъемной силы $\Delta Y_c = \Delta Y_{кр} + \Delta Y_{г.о}$ или прирост перегрузки $\Delta n = \Delta Y/G$. В этом случае сила ΔY_c , приложенная в фокусе самолета Φ_c , создаст на плече a пикирующий момент, стремящийся уменьшить угол атаки, т. е. восстановить перегрузку исходного положения, и пикирующий момент будет стабилизирующим. Иначе говоря, если центр тяжести самолета расположен впереди фокуса самолета, такой самолет надо считать устойчивым по перегрузке. Самолет после вынужденного изменения угла атаки сам будет возвращаться к исходному углу атаки.

2. Центр тяжести совмещен с фокусом самолета (рис. 59,б). При случайном изменении угла атаки самолета не будет возникать ни стабилизирующих, ни дестабилизирующих моментов. Самолет будет находиться в состоянии нейтрального равновесия.

Такое положение центра тяжести, когда он совмещен с фокусом самолета, называется нейтральной центровкой. Для самолета Ан-24 минимальная нейтральная центровка по перегрузке, равная 42% САХ, будет на взлетном режиме с отклоненными закрылками на 38° при зафиксированном управлении.

В случае совпадения центра тяжести с фокусом самолета сила ΔY_c не будет иметь плеча и ее момент относительно центра тяжести равен нулю. При полете на таком самолете пилот должен все время вмешиваться в управление, исправлять малейшие изменения угла атаки, так как самолет самостоятельно не будет иметь такой способности.

3. Центр тяжести позади фокуса самолета (рис. 59,в). При случайных изменениях угла атаки возникающая сила ΔY_c будет приложена спереди центра тяжести и при увеличении угла атаки за счет случайного возмущения будет давать кабрирующий момент, т. е. станет увеличивать угол атаки еще больше.

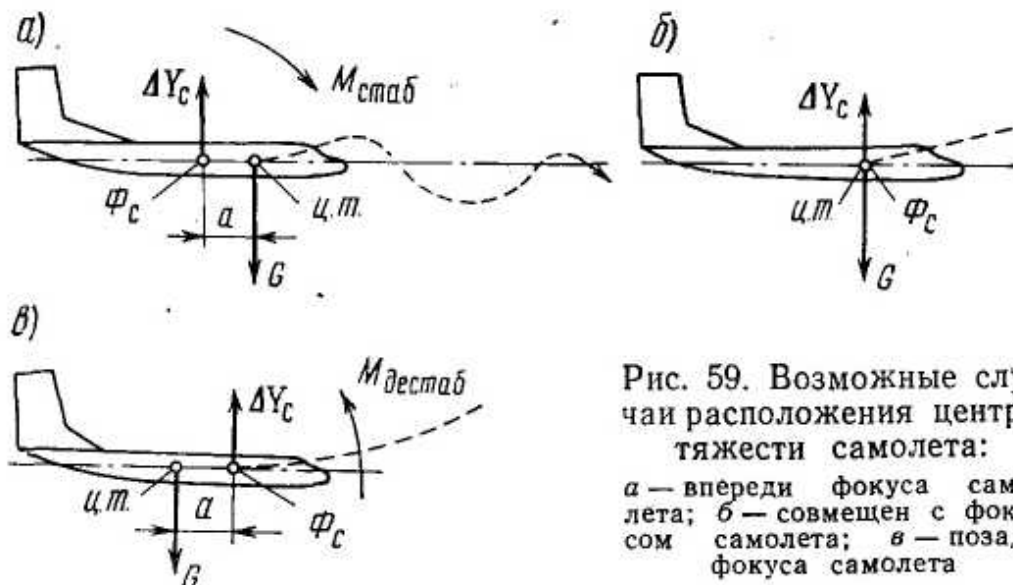


Рис. 59. Возможные случаи расположения центра тяжести самолета:

а — впереди фокуса самолета; б — совмещен с фокусом самолета; в — позади фокуса самолета

При уменьшении угла атаки за счет возмущения сила, направленная вниз, станет создавать пикирующий момент, уменьшать угол атаки. Самолет, отойдя от заданного режима, не будет возвращаться в исходное положение, а станет увеличивать это отклонение.

Такой самолет будет иметь неустойчивое равновесие. Летать на таком самолете можно, но полет на нем утомителен, так как потребуются непрерывное двойное движение штурвала для удержания самолета около заданного режима полета.

Из сказанного следуют выводы:

а) самолет устойчив, если центр тяжести самолета находится впереди фокуса самолета;

б) нейтральная центровка является границей устойчивого и неустойчивого равновесия самолета.

Разность между нейтральной центровкой и предельно задней центровкой называется запасом устойчивости по перегрузке.

Для самолета Ан-24 предельно задняя центровка 32% САХ (33% САХ) назначена из условия обеспечения достаточного запаса устойчивости по перегрузке на всех режимах полета, в том числе и на режиме, когда фокус самолета занимает наиболее переднее положение. Минимальный запас устойчивости для самолета равен 10% САХ, а на крейсерских режимах он значительно больше.

Основные факторы, влияющие на продольную устойчивость

Основными факторами, влияющими на продольную устойчивость самолета, являются те, которые влияют на величину приращения подъемной силы самолета, возникающей вследствие изменения угла атаки или скорости полета под воздействием возмущения, и факторы, влияющие на изменение положения центра тяжести и фокуса самолета. К таким факторам относятся: центровка, скорость и высота полета, работа силовой установки, положение штурвала, отклонение закрылков и др.

Влияние центровки. Чем более передняя центровка, тем больше плечо a приращения подъемной силы ΔY_c (см. рис. 59), тем больше стабилизирующий момент. При более передней центровке самолет более устойчив.

Влияние скорости полета. Чем больше скорость полета при изменении угла атаки под действием возмущения, тем больше приращение подъемной силы. Однако с увеличением скорости полета в режиме набора высоты фокус самолета, хотя незначительно, но сместится вперед, в результате снизится степень продольной устойчивости по перегрузке.

На режиме планирования при изменении скорости полета фокус самолета почти не смещается. Поэтому увеличение скорости на этом режиме на степень продольной устойчивости практически сказывается мало. Это справедливо для небольших чисел Маха.

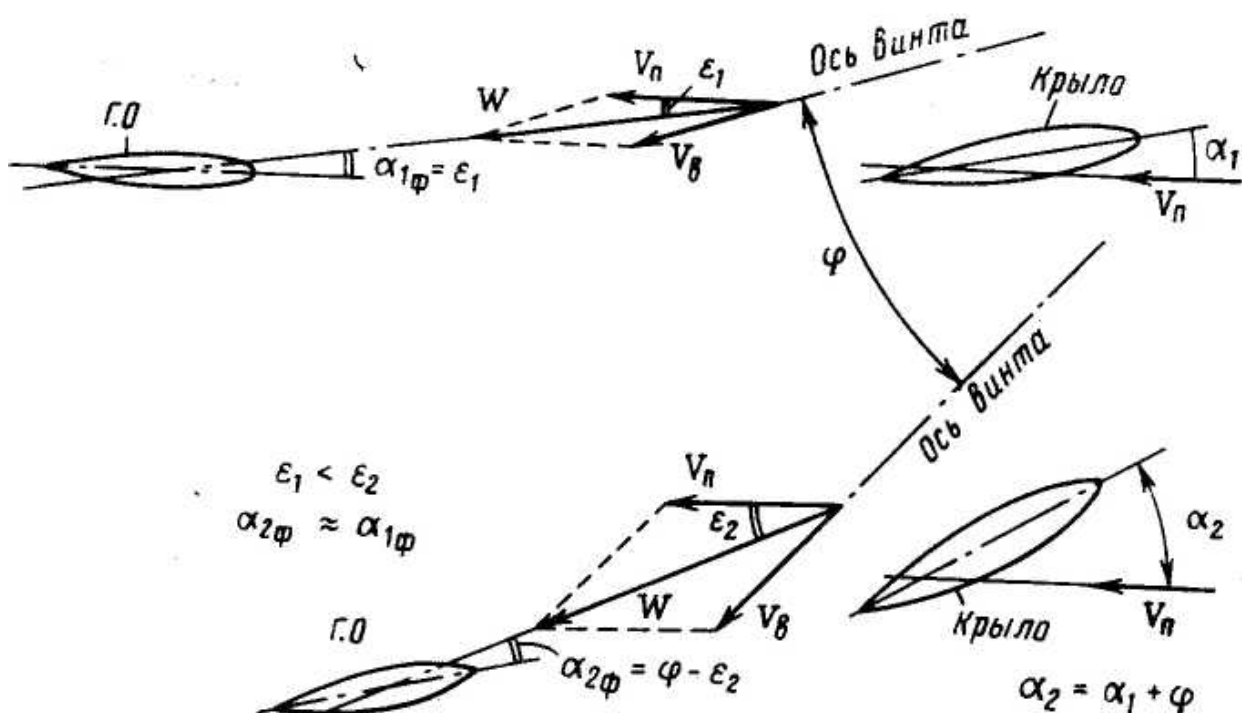


Рис. 60. Влияние струи винта на продольную устойчивость самолета

Влияние высоты полета. Чем больше высота полета, тем меньше плотность воздуха, следовательно, меньше приращение подъемной силы. Поэтому с подъемом на высоту продольная устойчивость самолета ухудшается.

Влияние работы силовой установки. При нарушении равновесия у горизонтального оперения будет незначительное приращение подъемной силы $\Delta Y_{Г.О.}$, так как при повороте самолета вокруг поперечной оси увеличение угла атаки горизонтального оперения будет значительно меньшее, чем у крыла (рис. 60). Это значит, что при увеличении угла атаки крыла стабилизирующий момент горизонтального оперения имеет незначительное приращение и стабилизирующее действие горизонтального оперения как бы ослабляется струей от винта.

Увеличение угла атаки горизонтального оперения при повороте самолета несколько уменьшается за счет скоса потока. Прирост стабилизирующего момента горизонтального оперения отстает от прироста дестабилизирующего момента крыла и фокус самолета смещается вперед.

Кроме того, при повороте самолета относительно оси zz увеличивается сила P_v , что увеличивает ΔY_c и тоже смещает фокус самолета вперед.

В результате этих двух причин степень продольной устойчивости самолета при полете на том же угле атаки в наборе высоты будет несколько ниже, чем при полете на режиме планирования.

Влияние руля высоты. При полете с зажатым штурвалом случайное изменение, например увеличение угла атаки, изменит подъемную силу горизонтального оперения. Если штурвал освобожден, то при таком же увеличении угла атаки самолета приращение подъемной силы горизонтального оперения окажется меньше.

Действительно, вследствие того что свободный руль отклонится в данном случае вверх, кривизна профиля горизонтального оперения уменьшится и станет отрицательной, а следовательно, приращение подъемной силы горизонтального оперения уменьшится. Уменьшение же приращения этой силы при полете с освобожденным штурвалом вызовет перемещение фокуса самолета вперед, а следовательно, продольная устойчивость самолета ухудшится.

Влияние отклонения закрылков. При отклонении закрылков увеличится скос потока в области горизонтального оперения, в результате чего фокус самолета сместится вперед и степень продольной устойчивости самолета снизится.

Практика эксплуатации самолета Ан-24 подтверждает, что он имеет достаточную продольную устойчивость по перегрузке на всех режимах полета, что упрощает пилотирование самолета и обеспечивает безопасность полета.

По скорости самолет имеет достаточный запас продольной статической устойчивости в полете с неотклоненными закрылками. В полете с отклоненными закрылками на 38° и на взлетном режиме двигателей (уход на второй круг) центровка, соответствующая нейтральности самолета по скорости при зафиксированном управлении, доходит до 37% САХ, а при освобожденном управлении— до 33% САХ, что допускается существующими нормами и на безопасность полета практически не влияет.

4. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Продольной управляемостью самолета называется его способность изменять угол атаки при отклонении руля высоты. Основными условиями продольной управляемости считают достаточную эффективность руля высоты для перехода на любой необходимый режим полета при приемлемых усилиях на штурвале и необходимых угловых ускорениях.

Практически пилот оценивает управляемость самолета по усилиям, которые он должен приложить к штурвалу для перевода самолета на новый режим полета, и по отклонению штурвала (ходу самого штурвала).

Продольная управляемость самолета (как и управляемость самолета в общем смысле) подразделяется на статическую и динамическую.

Динамическая управляемость оценивается характером возмущенного движения самолета при переходе с одного режима полета на другой и характеризуется угловыми ускорениями, которые можно создать отклонением руля высоты и временем перехода самолета на новый заданный угол атаки. (Анализ динамической управляемости не рассматривается).

Статическая продольная управляемость характеризует способность самолета уравниваться под действием руля высоты.

Статическая управляемость самолета характеризуется отклонением руля высоты и усилием, прикладываемым к штурвалу для балансировки самолета на заданном установившемся режиме полета. Каждому углу отклонения руля высоты будет соответствовать определенный угол атаки самолета, а значит, и скорость полета, на которых достигается его балансировка.

Связь между углом отклонения руля высоты ($\delta_{p,v}$), усилием, прикладываемым к штурвалу ($P_{p,v}$), и углом атаки α или скоростью полета V изображается в виде диаграмм, называемых балансировочными графиками, которые строятся в координатах: $\delta_{p,v} = f(\alpha)$; $\delta_{p,v} = f(V)$; $P_{p,v} = f(\alpha)$; $P_{p,v} = f(V)$.

Для пилота практический интерес представляют графики:

$$\delta_{p,v} = f(\alpha) \text{ и } \delta_{p,v} = f(V).$$

Наиболее важными критериями продольной статической управляемости являются величины изменения отклонения руля высоты и изменения усилий на штурвале от руля высоты для изменения перегрузки на единицу. Величина усилия, которое нужно приложить к штурвалу, чтобы увеличить перегрузку на единицу, называется градиентом усилия на штурвале по перегрузке.

Увеличение градиента усилия с увеличением скорости полета свидетельствует о повышении статической устойчивости самолета по перегрузке, а его уменьшение указывает на ее снижение.

Графики градиентов усилий и балансировочные графики строятся для различных центровок самолетов, режимов полета и конфигураций самолета.

По балансировочным графикам можно судить:

а) об отклонении руля высоты на обеспечение балансировки самолета и о запасе хода руля высоты на данной скорости полета;

б) о характере изменения усилий на штурвале при переходе от одного режима полета к другому и о величине усилий, прикладываемых к штурвалу для отклонения руля высоты, изменения нормальной перегрузки на единицу;

в) о величине усилий на штурвале от руля высоты при полете на определенной скорости.

На рис. 61 представлены характеристики продольной устойчивости и управляемости для самолета Ан-24 при некоторых центровках и нейтральном положении триммера руля высоты на характерных режимах полета.

1. На малых скоростях полета для балансировки самолета требуется отклонение руля высоты вверх, а на больших скоростях руль должен быть отклонен вниз. При более передних центровках отклонение руля высоты вверх требуется на малых скоростях большее, чем при задних центровках.

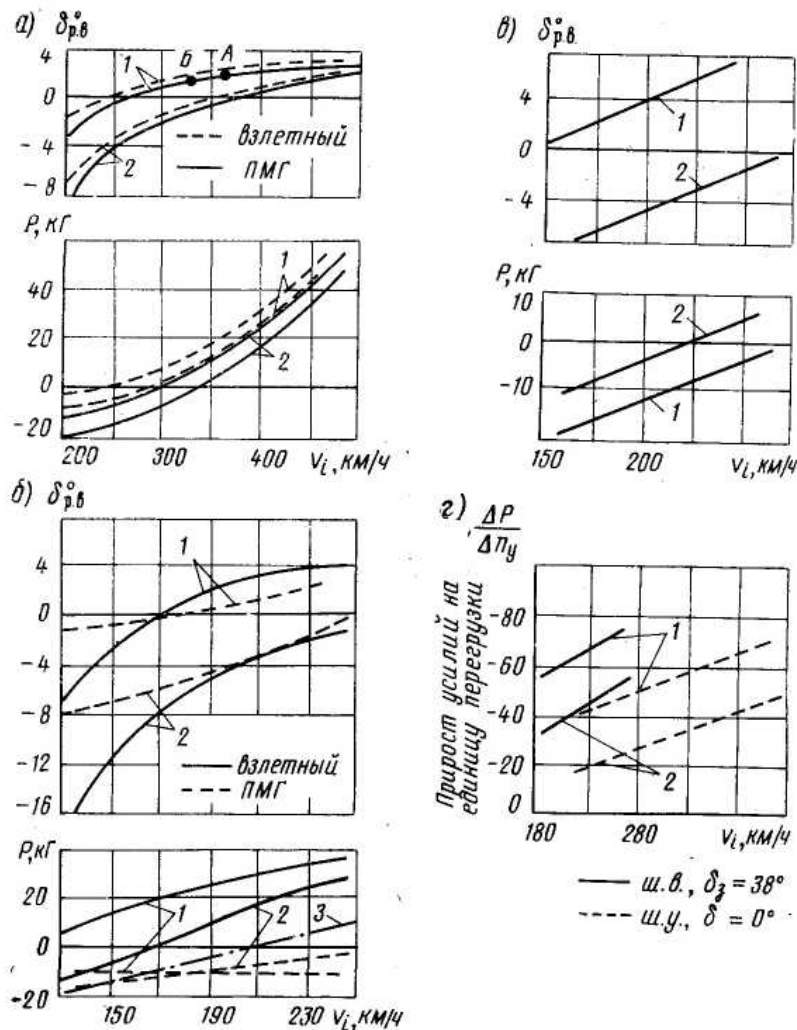


Рис. 61. Характеристики продольной устойчивости и управляемости:

a — для прямолинейного полета на высоте 4000 м, триммер руля высоты в нейтральном положении, шасси и закрылки убраны (1-для центровки самолета 28% САХ; 2-для центровки самолета 14% САХ); *б* — для взлета и прямолинейного полета самолета, триммер руля высоты в нейтральном положении, закрылки выпущены на 15° (1-для центровки самолета 32% САХ; 2-для центровки самолета 20% САХ; 3 - характер изменения усилия на штурвале на этапах взлета (если триммер для взлета отклонен); *в*-для предпосадочного снижения (в прямолинейном полете) на высоте 4000 м с выпущенным шасси и закрылками на 38 триммер в нейтральном положении (1-для центровки самолета 31% САХ; 2-для центровки самолета 16% САХ); *г* — характеристики продольной управляемости по перегрузке в горизонтальном полете при убранных закрылках и шасси, а также при выпущенных шасси и закрылках на 38° (1-для центровки самолета 15%САХ; 2- для центровки самолета 31% САХ)

В целях обеспечения приемлемых характеристик управляемости при этих условиях конструктором назначается предельно передняя центровка самолета. Величина предельно передней центровки 15% САХ для самолета определена из условия возможности руля высоты создавать самолету посадочный угол атаки вблизи земли с отклоненными закрылками на 38° и выпущенном шасси (при этом должны быть приемлемые усилия на штурвале).

На посадке при центровке 15% САХ с выпущенным шасси и закрылками на 38° для создания посадочного угла атаки 6 и 8° требуется отклонить руль высоты вверх соответственно на 24 и 28° , при этом будут усилия на штурвале (при нейтральном положении триммера руля высоты) $50—70$ кГ. При центровке 22% САХ для тех же условий отклонение руля высоты вверх $15—18^\circ$ при усилиях на штурвале $30—40$ кГ. Для более задних центровок отклонение руля и усилия на штурвале уменьшаются.

2. На одинаковых этапах взлета при различных центровках самолета характер изменения усилий на штурвале от руля высоты будет различный. Такой характер изменения усилий на штурвале обусловлен влиянием силовых установок и создает некоторое неудобство при пилотировании самолета с различными центровками на взлете. Чтобы во всем диапазоне эксплуатационных центровок усилия в процессе взлета до скорости 210 км/ч оставались однозначными тянущими и плавно переходили в давящие по мере роста скорости, необходимо перед взлетом предварительно отклонять триммер руля высоты вверх (от себя). На рис. 61,б характер изменения усилий на штурвале после отклонения триммера руля высоты показан пунктирной линией.

Потребное отклонение триммера перед взлетом составляет 4° для самолета с центровкой 18% САХ и далее увеличивается примерно на $0,6^\circ$ с увеличением центровки на каждый 1 % САХ.

3. На предпосадочном снижении с отклоненными закрылками на 38° усилия на штурвале близки к нулю и при отдаче штурвала от себя можно по ошибке создать большой отрицательный угол атаки крыла и горизонтального оперения. В связи с этим требуется повышенное внимание к пилотированию особенно при центровках, близких к предельно передней.

При отклонении штурвала от себя усилия на штурвале от руля высоты остаются «прямые», давящие, потери управляемости нет. Это обеспечено подбором осевой аэродинамической компенсации руля высоты и постановкой пружины в систему продольного управления. Пружина начинает сжиматься при отклонении руля высоты вниз на угол более 3° и увеличивает давящие усилия на штурвале от 0 до 35 кГ и тем самым предотвращает возможность случайного вывода самолета на большие отрицательные углы атаки.

4. Если самолет сбалансирован на режиме двигателей «Малый газ», то при увеличении режима до взлетного на штурвале возникают давящие усилия около 10 кГ от руля высоты.

5. Если самолет сбалансирован при убранных закрылках на скорости $200—250$ км/ч, то при выпуске закрылков до 38° потребуются уменьшить отклонение руля высоты вверх на $4—6^\circ$, в связи с чем уменьшатся и тянущие усилия на $6—10$ кГ.

6. Для изменения перегрузки на единицу требуется изменить усилия на штурвале от 20 до 70 кГ. Чем больше скорость и чем более передняя центровка самолета, тем больше градиент усилия на штурвале по перегрузке. Увеличение градиента усилия свидетельствует о повышении статической

устойчивости самолета по перегрузке, а его уменьшение указывает на ее снижение.

Статическая управляемость связана со статической устойчивостью. По балансировочным кривым можно судить о статической устойчивости самолета.

Представленные на рис. 61, а кривые показывают, что самолет устойчив на рассматриваемом режиме. Это можно подтвердить, разобрав следующий пример.

Предположим, что самолет был сбалансирован на скорости 360 км/ч (точка А). Руль высоты отклонен вниз на 2° , управление зажато. Допустим, что под действием порыва воздуха угол атаки увеличился и скорость самолета уменьшилась до 320 км/ч (точка В). Тогда для балансировки самолета на скорости 320 км/ч потребуется отклонить руль высоты вниз только на 1° .

Но так как управление зажато, руль остался отклоненным на 2° , то имеется избыточный пикирующий момент (стабилизирующий момент), который будет стремиться вернуть самолет на прежний угол атаки, т. е. самолет будет статически устойчив. Следовательно, чем сильнее изменится режим, тем больший стабилизирующий момент будет возникать. Но из этого следует и обратное заключение: чем больше степень статической устойчивости, тем больше требуется отклонить руль высоты и приложить большие усилия к штурвалу для изменения режима полета.

Кроме того, по кривым $P_{p.v} = f(V)$ видим, что с увеличением скорости полета пилот будет ощущать увеличение давящих усилий на штурвале и штурвал постепенно надо отклонять от себя. Это говорит о наличии устойчивости самолета по скорости. А скорости полета, при которых усилия на штурвале равны нулю, называются режимом балансировки. На этих скоростях сбалансирован самолет и руль высоты, т. е. это те скорости, на которых самолет может выполнять полет с освобожденным штурвалом.

Руль высоты имеет эффективный триммер, и все усилия со штурвала от руля высоты могут быть сняты триммером полностью.

5. ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ

Путевым равновесием самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращения самолета вокруг путевой оси.

Путевые моменты $M_{p\text{ лев}}$ и $M_{p\text{ пр}}$ (рис. 62), действующие на самолет в полете без скольжения, — моменты от сил тяги соответственно левой и правой силовой установки; $M_{Oл}$ и $M_{Oпр}$ — моменты сил лобового сопротивления левого и правого крыльев; $M_{z\text{ в.о}}$ — момент от силы давления струи, отбрасываемой винтом правого двигателя на вертикальное оперение; $M_{zр.н}$ — момент аэродинамической силы руля направления.

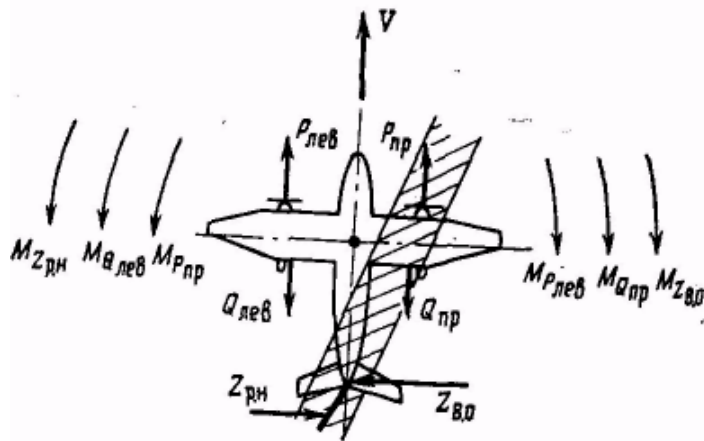


Рис. 62. Путевые моменты

Для того чтобы самолет находился в состоянии путевого равновесия, необходимо, чтобы алгебраическая сумма путевых моментов, действующих на самолет, была равна нулю:

$$\sum M_y = M_{P_{лев}} + M_{O_{пр}} + M_{Z_{в.о}} - M_{P_{пр}} - M_{Q_{л}} - M_{Z_{г.н}} = 0.$$

В полете путевое равновесие может быть нарушено по следующим причинам:

1. При нарушении геометрической симметрии самолета: отклонение элеронов, отклонение руля направления и т. п.

2. При возникновении скольжения.

3. При изменении режима работы силовой установки. Когда работают силовые установки, воздушная струя, отброшенная винтом правого двигателя, встречает на своем пути вертикальное оперение, давит на него и создает путевой момент $M_{Z_{в.о}}$ заворачивающий самолет вправо. Когда же режим работы двигателей изменяется, изменяется величина путевого момента, вследствие чего нарушается и путевое равновесие самолета.

При увеличении подачи топлива самолет стремится развернуться вправо, при уменьшении подачи топлива — влево.

4. Путевое равновесие может быть нарушено созданием несимметричной тяги за счет разных режимов работы левого и правого двигателей, а также в случае отказа одного двигателя.

5. Путевое равновесие может быть нарушено порывом беспокойного воздуха.

Путевое равновесие восстанавливается отклонением руля направления в сторону, противоположную развороту самолета.

6. ПОПЕРЕЧНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Поперечным равновесием самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращения самолета вокруг продольной оси.

Поперечные моменты $M_{y_{лев}}$ и $M_{y_{прав}}$ (рис. 63), действующие на самолет в полете без скольжения, — моменты подъемных сил, создаваемых левым и правым полукрыльями; $2M_{реакт}$ — реактивные моменты винтов левой и правой силовой установки; $M_{G_{лев}}$ и $M_{G_{прав}}$ — моменты от сил веса левого и правого полукрыльев.

Чтобы самолет имел поперечное равновесие, необходимо, чтобы алгебраическая сумма моментов ($\sum M_x$), кренящих самолет влево, и моментов, кренящих вправо, была равна нулю.

Поперечное равновесие самолета в полете может быть нарушено по причинам:

1. В случае нарушения геометрической симметрии самолета: искажение формы профиля на одном крыле, отклонение элеронов и т. п.

2. При возникновении скольжения.

3. Когда нарушена весовая симметрия самолета: неодинаковая выработка топлива с левых и правых групп баков.

4. В случае изменения режима работы силовой установки.

На самолете установлены винты левого вращения. При вращении винта лопасти давят на воздух, а воздух создает реакцию на лопасти. Возникающий реактивный момент кренит самолет в обратную сторону вращения винта, и самолет имеет тенденцию крениться вправо.

В установившемся полете, когда самолет находится в поперечном равновесии, этот момент уравнивается элеронами — дачей штурвала в левую сторону на необходимую величину.

Если же изменяется режим работы двигателей, изменяется величина $M_{реакт}$ и как следствие нарушается поперечное равновесие самолета. При увеличении подачи топлива самолет стремится накрениться на правое крыло, при уменьшении — на левое крыло.

5. Поперечное равновесие может быть нарушено порывом неспокойного воздуха.

Во всех случаях нарушения поперечного равновесия оно может быть восстановлено отклонением элеронов, т. е. дачей штурвала в противоположную сторону крена.

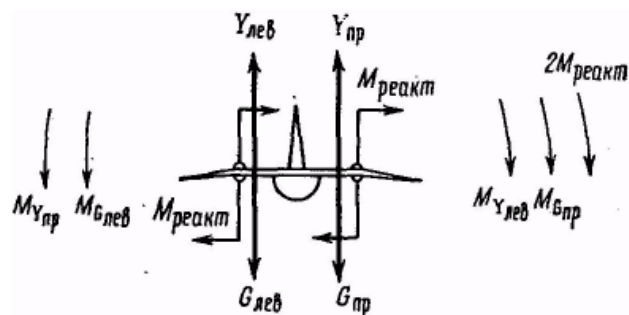


Рис. 63. Поперечные моменты

7. БОКОВОЕ РАВНОВЕСИЕ

Боковое равновесие самолета — это такое состояние самолета, когда действующие на самолет силы и моменты относительно продольной и путевой осей взаимно уравновешены. Совокупность поперечного и путевого равновесий называется боковым равновесием самолета.

Поперечное и путевое равновесия изолированно не существуют, они между собой взаимно связаны. Так, например, если нарушится путевое равновесие, то возникшее скольжение обязательно приведет к образованию крена — к нарушению поперечного равновесия.

8. ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Путевая устойчивость

Путевой устойчивостью самолета называется способность самолета самостоятельно, без вмешательства пилота, восстанавливать первоначальное

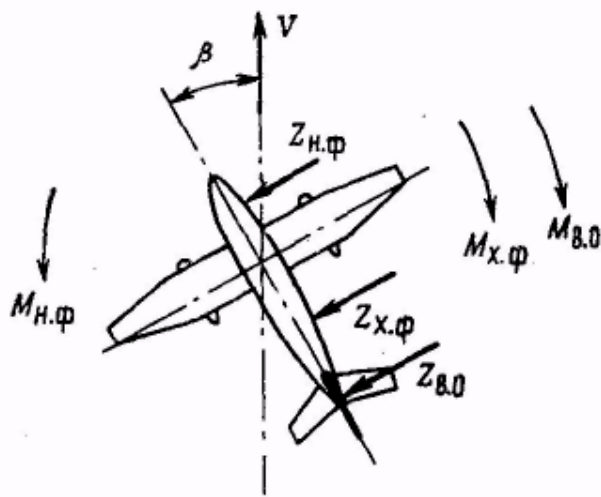


Рис. 64. Путевая устойчивость самолета

состояние путевого равновесия после прекращения действия возмущения, вызвавшего нарушение этого равновесия.

Предположим, что под действием какого-то возмущения самолет повернулся относительно оси $y-y$, возникло скольжение на правое крыло (рис. 64). До воздействия возмущения самолет обтекался симметричным потоком ($\beta = 0^\circ$). После образования скольжения симметрия обтекания самолета нарушилась. В результате боковой обдувки фюзеляжа и вертикального

оперения возникнут дополнительные силы и моменты этих сил относительно центра тяжести самолета: $Z_{н.ф}$ — аэродинамическая сила, действующая на носовую часть фюзеляжа, создаст дестабилизирующий момент $M_{н.ф}$, стремящийся увеличить возникшее скольжение; $Z_{х.ф}$ — аэродинамическая сила, действуя на хвостовую часть фюзеляжа, создаст стабилизирующий момент $M_{х.ф}$; $Z_{в.о}$ — аэродинамическая сила, действуя на вертикальное оперение, создаст стабилизирующий момент $M_{в.о}$.

Наиболее важным моментом при этом будет момент от вертикального оперения $M_{в.о}$.

Самолет под действием $M_{в.о}$, как флюгер, стремится стать по потоку. При этом стабилизирующий эффект в основном создается килем, а при зажатом управлении — всем, вертикальным оперением. Чем больше момент $M_{в.о}$, тем большей степенью путевой устойчивости обладает самолет.

Самолет Ан-24 характеризуется достаточной путевой устойчивостью как в полете, так и при движении самолета по земле. Хорошая путевая устойчивость самолета в полете обеспечивается:

а) наличием большой площади вертикального оперения, которая увеличена за счет фоккиля и подфюзеляжного гребня.

Примечание. На самолетах более поздних серий установлены два гребня, эквивалентные по своей эффективности, при этом исключается их повреждение при касании земли хвостом самолета.

б) стреловидностью киля и большой длиной хвостовой части фюзеляжа;

в) стреловидностью крыла.

Путевая управляемость

Путевой управляемостью называется способность самолета поворачиваться вокруг путевой оси $y-y$ при отклонении руля направления.

Если в полете отклонить руль направления, то самолет начнет разворачиваться. Но так как траектория полета не успевает искривляться вслед за поворотом носа самолета, то возникает скольжение самолета β° (рис. 65).

При возникновении скольжения возникнут силы $Z_{н.ф}$, $Z_{х.ф}$, $Z_{в.о}$, но так как они действуют в одну сторону, их можно заменить результирующей $Z_{ск}$. Самолет будет разворачиваться до тех пор, пока момент $M_{р.н}$ силы $Z_{р.н}$ не будет уравновешен моментом $M_{ск}$ силы $Z_{ск}$. Чем больше угол отклонения руля направления, тем больше будет создан угол скольжения.

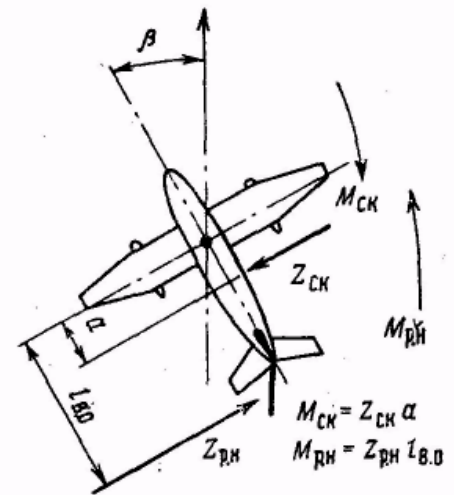


Рис. 65. Путевая управляемость самолета

Следовательно, величина отклонения руля направления в установившемся полете со скольжением характеризует путевую управляемость самолета $\delta_{р.н} = f(\beta)$.

Важной характеристикой путевой управляемости являются также изменение усилий в зависимости от скорости установившегося полета, прикладываемых к педали, для создания угловой скорости вращения самолета относительно путевой оси (градиент $\Delta P_{р.н} / \Delta \omega_y$), а также усилия, прикладываемых к педали, на отклонение руля направления в полете со скольжением.

О путевой управляемости можно судить по балансировочным кривым руля направления. На рис. 66 представлены балансировочные кривые руля направления с учетом работы пружинного сервокомпенсатора.

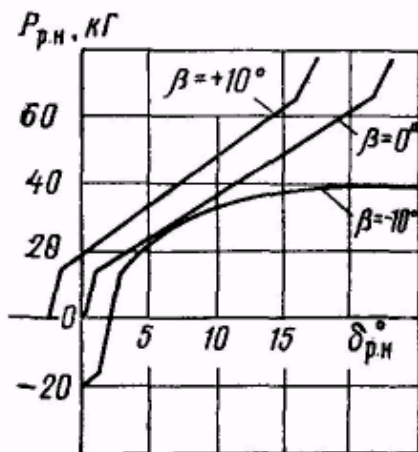


Рис. 66. Балансировочные кривые для руля направления с учетом работы пружинного сервокомпенсатора

Балансировочная кривая представляет собой зависимость усилия на педалях от угла отклонения руля направления для разных значений угла скольжения в установившемся полете. Кривые построены для полета на скорости 200 км/ч со скольжением на левое крыло ($\beta = -10^\circ$) и правое крыло ($\beta = +10^\circ$) и для полета без скольжения ($\beta = 0^\circ$).

На графике первый излом кривой (слева) соответствует усилию 15 кг, когда вступает в работу пружинный сервокомпенсатор. Второй излом кривой соответствует полному отклонению сервокомпенсатора, достигаемому при усилении на педали около 75 кг, когда пружина полностью обжата.

Характеристикой путевой управляемости является также величина угла скольжения β , который может быть создан (спарирован) при полном отклонении руля направления. У самолета Ан-24 при полном отклонении руля направления на режиме планирования может быть создан угол скольжения 13° на скорости полета 210 км/ч и 17° — на максимальной скорости полета. Величина β_{max} практически мало зависит от положения закрылков.

Характеристика путевой управляемости $\sigma_{\text{р.н}}=f(\beta)$ не всегда является удобной для использования. Практически вместо угла скольжения β удобнее рассматривать угол крена γ соответствующий этому углу скольжения в прямолинейном полете. Это объясняется тем, что получить прямолинейный полет со скольжением без крена при симметричной тяге невозможно.

Указанное выше равенство моментов ($M_{\text{ск}}=M_{\text{р.н}}$) обеспечивает движение самолета без вращения относительно путевой оси $y-y$, но еще не обеспечивает прямолинейности полета, так как сила $Z_{\text{ск}}$ больше силы $Z_{\text{р.н}}$. Равенство моментов этих сил достигнуто за счет величины плеч $l_{\text{в.о}} > a$.

Под действием разности сил $Z_{\text{ск}} - Z_{\text{р.н}} = \Delta Z$ (рис. 67) самолет будет уходить с прямолинейной траектории в сторону отклонения руля направления. При этом будет непрерывно изменяться (уменьшаться) сила $Z_{\text{ск}}$, а за счет этого будет нарушаться равенство $Z_{\text{ск}} a = Z_{\text{р.н}} l_{\text{в.о}}$ и самолет будет разворачиваться в сторону, куда отклонена педаль.

Чтобы сохранить прямолинейность полета, необходимо уравновесить силу ΔZ . Она уравновешивается силой $F = G \sin \gamma$, полученной за счет накрена самолета на угол γ на скользящее крыло.

Таким образом, для сохранения прямолинейности полета каждому углу скольжения должен соответствовать строго определенный угол крена.

Исходя из этого балансировочные кривые руля направления строят не по углу скольжения, а по углу крена в полете с координированным скольжением.

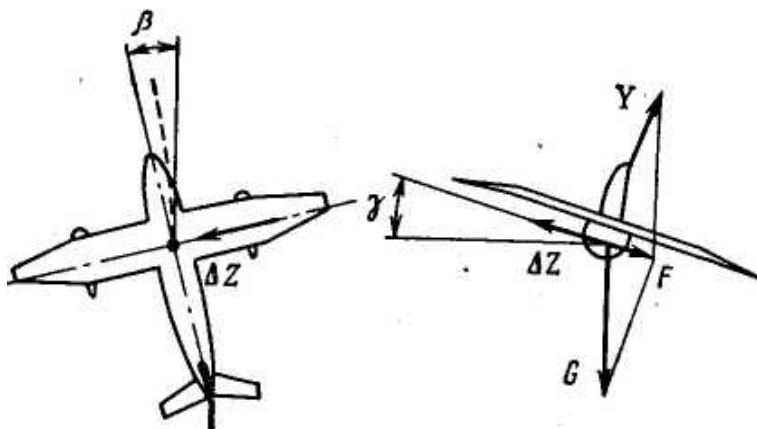


Рис. 67. Уравновешивание сил при прямолинейном полете со скольжением

На рис. 68 представлены балансирующие кривые отклонений руля направления $\delta_{р.н}$ и усилие на педалях $P_{р.н}$ в зависимости от угла крена γ для прямолинейного полета со скольжением при симметричной тяге для самолета с полетным весом 19 т (центровка 20% САХ, высота полета 3800 м).

Кривые имеют характерный вид для самолета, обладающего путевой устойчивостью. Кривые не проходят через начало координат вследствие влияния реактивного момента винтов и струи от винта правого двигателя. Самолет имеет прямую путевую управляемость: для изменения угла скольжения достаточно отклонения руля направления $\delta_{р.н}$ в сторону желаемого разворота, а для сохранения прямолинейности движения необходимо также координированное накрение самолета γ

Путевая управляемость осуществляется рулем направления, имеющим осевую аэродинамическую компенсацию. Триммер и пружинный сервокомпенсатор на самолетах более поздних серий объединены. На руле направления в области вырезов поставлены турбулизаторы для предотвращения срывов потока и устранения вибраций вертикального оперения.

9. ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Поперечная устойчивость

Поперечная устойчивость самолета — это свойство сохранять постоянный (нулевой) угол скольжения за счет колебаний угла крена.

Поперечная устойчивость проявляется в стремлении самолета крениться в сторону, противоположную скольжению, и характеризуется той величиной поперечного момента M_x (рис. 69), который появляется при возникновении определенного угла скольжения.

Предположим, под воздействием возмущения самолет накренился на правое полукрыло. Подъемная сила Y также наклонится, возникнет ее боковая составляющая сила Y_2 , действующая в горизонтальной плоскости. Сила Y_2 останется неуравновешенной и будет уводить самолет с траектории полета, при этом возникнет скольжение на опущенное полукрыло.

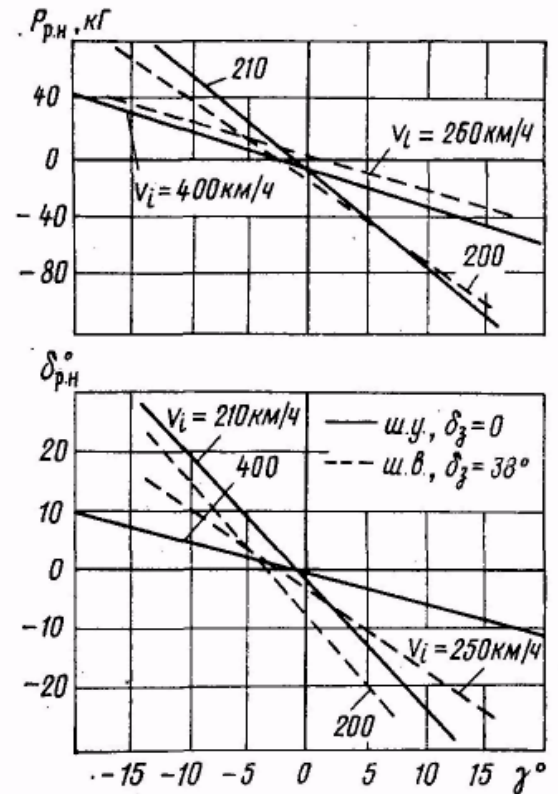


Рис. 68. Характеристики путевой управляемости самолета, при режиме работы двигателей, потребном для горизонтального полета, и положении триммера — нейтрально

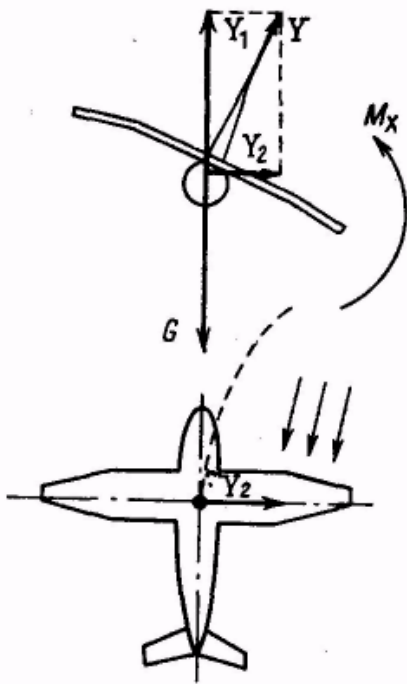


Рис. 69. Проявление поперечной устойчивости самолета

Вследствие скольжения опущенное полукрыло окажется в лучших аэродинамических условиях, поэтому на нем образуется большая подъемная сила, чем на полукрыле поднятом. За счет этого создается и стабилизирующий поперечный момент. Степень статической поперечной устойчивости оценивается величиной изменения поперечного момента при изменении скольжения на 1° .

При наличии у самолета поперечной устойчивости скольжение вызывает развитие момента крена, величина которого тем больше, чем больше степень поперечной устойчивости. Чем меньше степень поперечной устойчивости, тем слабее проявляется тенденция к накренению самолета при возникновении скольжения. Крыло, фюзеляж и вертикальное оперение при возникновении скольжения создают поперечные моменты. Наиболее важный момент создает крыло.

При возникновении скольжения β торец крыла играет роль передней кромки, вблизи которой возникает разрежение, подъемная сила крыла сместится к торцевой кромке и образуется поперечный момент M_T , кренящий самолет в сторону, обратную скольжению (рис. 70, а).

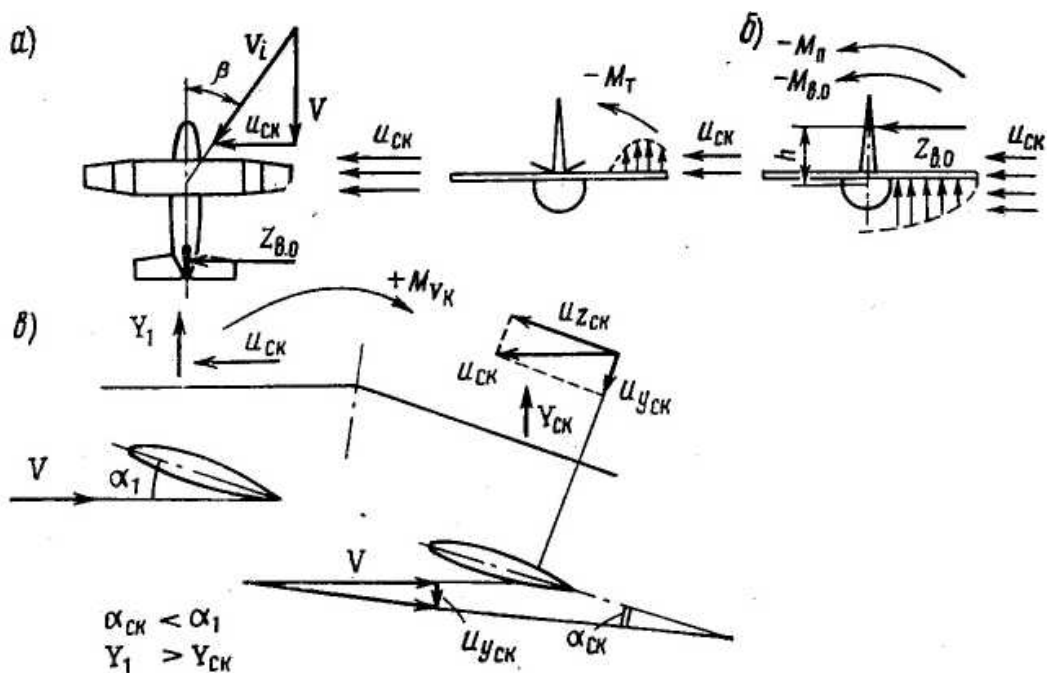


Рис. 70. Поперечные моменты, возникающие при полете со скольжением

Поперечный момент будет создавать вертикальное оперение $M_{в.о.}$, так как его аэродинамическая сила приложена в центре давления, расположенном выше центра тяжести самолета (рис. 70, б). При боковой обдувке самолета в полете со скольжением поток тормозится фюзеляжем и под крылом образуется повышенное поддавливание. За счет этого подпора образуется дополнительная подъемная сила, создающая поперечный момент $M_{п.}$, выводящий самолет из крена.

Наличие стреловидности крыла $6^{\circ}50'$ вызывает в полете со скольжением образование большей подъемной силы на скользящем полукрыле и увеличение поперечного момента, кренящего самолет в сторону, обратную скольжению.

На самолете Ан-24 стабилизирующий поперечный момент получился настолько большим, что потребовалось его уменьшить. Главным средством для уменьшения этого момента является создание обратного V всего крыла или части его по размаху. На Ан-24 создано обратное $V = -2^{\circ}$ для консолей крыла.

При скольжении на консоли скользящего полукрыла угол атаки будет уменьшаться за счет вертикальной составляющей скорости $u_{y, ск}$ (рис. 70, в) и подъемная сила $Y_{ск}$ будет создаваться меньше, чем на консоли второго полукрыла, для которого угол атаки не искажается наличием скольжения. За счет этого поперечный момент, кренящий самолет в сторону, обратную скольжению, уменьшается. Практическое значение обратного V консолей крыла состоит в следующем:

а) при случайных накренениях самолет быстро возвращается к исходному режиму без многократных колебаний с крыла на крыло;

б) при неожиданном выключении одного из двигателей самолет менее интенсивно будет крениться в сторону выключенного двигателя;

в) на посадке при боковом ветре повышается безопасность полета, так как самолет менее энергично будет наклоняться в сторону по ветру.

На степень поперечной устойчивости положительно влияет также большое удлинение, площадь крыла и высота киля.

Поперечная устойчивость зависит от угла атаки крыла. Постепенное увеличение угла атаки крыла сопровождается увеличением коэффициента c_y и соответственным уменьшением скорости полета.

С увеличением угла атаки крыла до 15° поперечная устойчивость самолета сохраняется. При достижении этого угла на крыле происходит интенсивный срыв потока с задней части крыла, появляется предупредительная тряска. По достижении критического угла атаки срыв потока развивается по хорде и размаху крыла, уменьшается подъемная сила, происходит сваливание самолета на крыло (чаще на правое).

Вывести самолет на большие околоскритические углы атаки можно постепенным уменьшением скорости (увеличением угла атаки) без изменения перегрузки или созданием перегрузки при постоянной скорости (резким взятием штурвала на себя). Угол атаки может достигнуть

критического значения при полете в условиях беспокойного воздуха с сильными вертикальными порывами.

Скорости по прибору, на которых происходит сваливание самолета на крыло на режиме малого газа, при полетном весе 20 500 кг:

при неотклоненных закрылках — 180 км/ч;

при отклоненных закрылках на 15° — 165 км/ч;

при отклоненных закрылках на 38° — 145 км/ч.

Для самолетов с другим полетным весом (G_2) скорость сваливания может быть вычислена по формуле

$$V_{2св} = V_{1св} \sqrt{\frac{G_2}{G_1}}$$

При этом если в полете с неотклоненными закрылками возникнет предупредительная тряска на скорости, большей скорости сваливания на 10 км/ч, и сваливание произойдет плавно, то при полете с отклоненными закрылками предупредительная тряска будет возникать в момент сваливания, и сваливание будет происходить более резко.

Кроме того, надо иметь в виду, что чем больше высота полета, тем раньше начнет возникать предупредительная тряска, т. е. на скорости 5—7 км/ч больше обычной.

Для пилота сигналом о подходе к опасным углам атаки служит сигнал, выдаваемый прибором-автоматом углов атаки и перегрузки, при достижении угла атаки самолета 11°8' как при крейсерской конфигурации, так и при отклоненных закрылках на 15 и 38°. По каналу перегрузки сигнализация срабатывает при достижении перегрузки 2,2.

Для вывода самолета из сваливания необходимо:

1. Энергично отклонить штурвал от себя до нейтрального положения.

2. Элероны и руль направления поставить в нейтральное положение. Самолет начнет уменьшать угол атаки и быстро набирать скорость. После прекращения срывной тряски необходимо устранить крен элеронами и перевести плавно самолет в горизонтальный полет.

При создании очень больших углов атаки (больше критического) поперечная устойчивость ухудшается и способность самолета самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие теряется, крыло начнет авторотировать, т. е. самолет начнет входить в штопор.

При исследовании в аэродинамической трубе установлено, что самолет Ан-24 имеет один режим установившегося штопора — крутой штопор.

Крутой штопор характеризуется следующими величинами:

Угол атаки крыла, град.....—30, —40
крена, град.....—2, —8

скольжения, град.....	±5
Вертикальная скорость снижения, м\сек	90—110
Время одного витка, сек.....	5—8
Потеря высоты на один виток, м.....	450—750

Штопор—это самопроизвольное вращение самолета на закритических углах атаки по крутой нисходящей спирали с малым радиусом (соизмеримым с полуразмахом крыла).

Для вывода из крутого штопора можно применить стандартный метод. Определить направление вращения и для получения установившегося штопора отклонить руль направления полностью по штопору (руль направления вправо — при правом штопоре, влево — при левом штопоре), а руль высоты — полностью вверх, элероны — нейтрально. Выдержать 0,5—1 виток и приступить к выводу, для чего: отклонить руль направления полностью против штопора, выждать 0,5—1 виток, а затем отклонить руль высоты полностью вниз, элероны оставить в нейтральном положении. Самолет должен выйти из штопора с запаздыванием не более 0,2 витка.

После прекращения вращения рули следует поставить в нейтральное положение и после прекращения тряски самолета вывести его в горизонтальный полет.

Самолет в штопор практически не входит. При своевременной отдаче штурвала от себя самолет выходит из сваливания без запаздывания с потерей высоты 400 м. Создать штопорное положение можно только умышленным удержанием отклоненного руля высоты вверх, а руля направления — в сторону сваливания.

Поперечная управляемость

Поперечной управляемостью называется способность самолета поворачиваться относительно продольной оси $x—x$ при отклонении элеронов. Поперечная управляемость осуществляется безбустерными элеронами дифференциального управления. Поперечная управляемость характеризуется величиной усилия на штурвале и отклонения элеронов для балансировки самолета при координированных скольжениях в заданном режиме полета.

Такие характеристики для самолета представлены в виде балансировочных графиков на рис. 71. График соответствует прямолинейному полету с креном и скольжением на высоте 4000 м при убранных шасси и закрылках (режим работы двигателей, потребный для горизонтального полета, триммер в нейтральном положении).

На графике читаем, например: на скорости $V_i = 210$ км/ч, в прямолинейном полете с креном $\gamma=4^\circ$ требуется отклонить элероны (вниз) на $\delta_3=1,5^\circ$ и приложить усилие к штурвалу на отклонение элеронов $P_3=2,5$ кг.

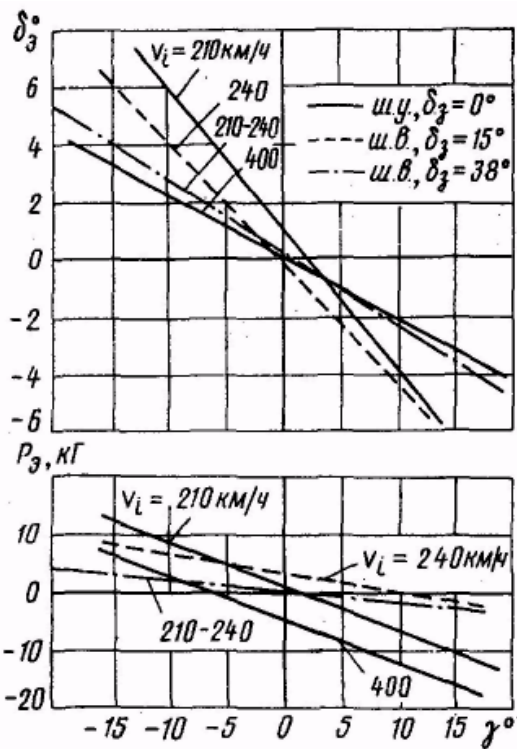


Рис. 71. Характеристики поперечной управляемости самолета

следует вывод, что при выполнении разворотов с отклоненными закрылками на 38° требуется плавное движение штурвала на отклонения элеронов и малые усилия. Самолет имеет достаточную поперечную управляемость на всех режимах нормального полета. Усилия на штурвале от элеронов могут быть полностью сняты триммером.

10. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Как путевое равновесие взаимно связано с поперечным равновесием, так и путевая устойчивость и управляемость взаимно связаны с поперечной устойчивостью и управляемостью.

Изолированно путевая и поперечная управляемость и устойчивость проявляться не могут. Совокупность этих двух видов устойчивости и управляемости называется боковой устойчивостью и управляемостью.

Характеристики боковой устойчивости и управляемости самолета определяют усилия, затрачиваемые на устранение случайных возмущений в полете по углу скольжения и по крену.

Нормальная боковая устойчивость обеспечивается определенным соотношением между путевой и поперечной устойчивостью. Преобладание одного вида устойчивости над другим ухудшает боковую устойчивость самолета.

Если самолет обладает повышенной поперечной устойчивостью, то устранение крена произойдет быстрее, чем устранение скольжения на крыло, которое было опущено, и самолет наклонится в другую сторону. В итоге

При выпущенных закрылках на 15 и 38° на той же скорости отклонение элеронов составит 5° и $1,5^\circ$, усилия на штурвале от элеронов 5 и 4 кг соответственно. Для самолета при $\delta_3 = 15$ — 38° отклонением элеронов на 1° создается прирост угловой скорости крена $0,8$ — $1,4$ град/сек. При неотклоненных закрылках — $1,2$ — $2,4$ град/сек.

Эффективность элеронов оценивается величиной угловой скорости крена самолета при полном отклонении элеронов и усилиями при этом на штурвале от элеронов. Например: на скорости 240 км/ч в положении закрылков 0 , 15 и 38° при полном отклонении элеронов создается угловая скорость крена 22 ; 21 и 20° град/сек, при этом усилия на штурвале от элеронов соответственно 35 , 17 и 5 кг. Из приведенного примера

произойдет серия колебаний самолета с крыла на крыло, самолет будет иметь так называемую колебательную неустойчивость.

Если поперечная устойчивость недостаточна, а путевая высока, то боковая устойчивость ухудшится, появится так называемая спиральная неустойчивость. При кренении такого самолета возникает длительное скольжение, и набегающий поток создает на вертикальном оперении силу, разворачивающую самолет в сторону крена. В результате самолет будет двигаться по спирали, не возвращаясь в исходное положение.

На самолете Ан-24 для обеспечения нужной боковой устойчивости приняты конструктивные меры:

создано поперечное V консолей крыла;

площадь вертикального оперения увеличена за счет форкиля и подфюзеляжного гребня;

крылу и килю придана стреловидность;

создана большая площадь рулей и элеронов и определенная для них осевая аэродинамическая компенсация;

руль направления снабжен пружинным сервокомпенсатором.

Боковая динамическая устойчивость самолета характеризуется:

временем полного затухания боковых колебаний $T = 4—6$ сек;

уменьшением амплитуды колебаний за один период $M_{\text{зат}} = 3 — 3,5$;

отношением амплитуд угловых скоростей крена и рыскания $K = 0,95 —$

1,2.

Характеристики приведены для самолета в полете с убраннным шасси и закрылками на высоте 4000 м при центровке 21,5 % САХ. Первая цифра параметра соответствует скорости 200 км/ч, вторая — 450 км/ч.

Приведенные величины свидетельствуют о хорошей устойчивости его при воздействии внешних случайных возмущений. Это делает самолет удобным и безопасным в пилотировании и обеспечивает хороший комфорт для пассажиров в полете.

Глава VI

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

1. УСЛОВИЯ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейный полет самолета на неизменной высоте с постоянной скоростью.

При установившемся полете нет вращения самолета, моменты относительно центра тяжести взаимно уравновешены. На этом основании

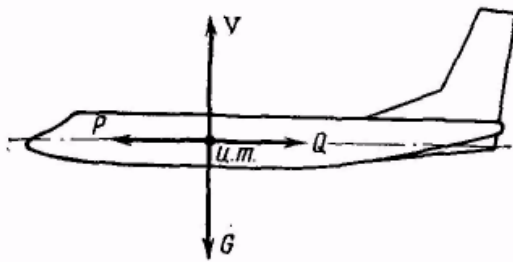


Рис. 72. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете:

Y — подъемная сила; G — сила веса;
 P — сила тяги; Q — сила лобового сопротивления

можно считать, что все силы приложены в центре тяжести самолета. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете, показаны на рис. 72.

Для сохранения постоянства высоты полета необходимо, чтобы подъемная сила уравновешивала силу веса самолета

$$Y = G. \quad (1)$$

Для сохранения постоянства скорости полета необходимо, чтобы сила тяги уравновешивала силу лобового сопротивления самолета.

$$P = Q. \quad (2)$$

Уравнения (1) и (2) называют уравнениями движения или условиями горизонтального полета. Если эти условия не будут обеспечены, будет искривление траектории и изменение скорости полета.

2. ПОТРЕБНАЯ СКОРОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Скорость горизонтального полета, необходимая для создания подъемной силы на данном угле атаки, равной весу самолета, называется потребной скоростью горизонтального полета $V_{г. п.}$

Величина потребной скорости горизонтального полета определится из уравнения (1):

$$\text{Отсюда} \quad Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S = G$$

$$V_{г. п.} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} \quad (3)$$

Параметры, входящие в формулу, определяют собой факторы, влияющие на величину потребной скорости горизонтального полета.

1. Чем больше полетный вес самолета, тем больше потребная скорость $V_{г. п.}$ при прочих равных условиях. Если определена потребная скорость $V_{г. п.} = V_{1г. п.}$ для самолета с полетным весом G_1 то для того же самолета с полетным весом G_2 при прочих равных условиях потребная скорость $V_{2г. п.}$ определится по формуле

$$V_{2г. п.} = V_{1г. п.} \sqrt{\frac{G_2}{G_1}} \quad (4)$$

2. При подъеме на высоту и повышении температуры окружающего воздуха плотность воздуха ρ уменьшается. Чем меньше плотность, тем меньшую подъемную силу будет создавать крыло. Чтобы сохранить равенство $Y = G$, надо увеличить скорость полета.

Потребная скорость полета в условиях, отличающихся от стандартных, определится по формуле

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} \quad (5)$$

где V_0 и ρ_0 — потребная скорость горизонтального полета и плотность при стандартных атмосферных условиях; ρ_H — плотность воздуха при заданных условиях.

Величина $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ называется высотной поправкой, она берется из таблиц МСА:

$H, м$	0	2000	4000	6000	8000	10 000
$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$	1,0	1,10	1,22	1,36	1,52	1,72

3. В полете угол атаки может быть изменен пилотом. Угол атаки непосредственно влияет на величину коэффициента c_y . С увеличением угла атаки коэффициент c_y увеличивается, а потребная скорость $V_{г.п}$ уменьшается. Минимальная потребная скорость $V_{г.п \min}$ будет соответствовать полету на критическом угле атаки, т. е. когда коэффициент подъемной силы максимальный. Такая скорость называется минимальной теоретической скоростью горизонтального полета.

При прочих неизменных условиях полета каждому углу атаки соответствует вполне определенная скорость полета, обеспечивающая равенство подъемной силы весу самолета.

Если в формулу (3) подставить величины параметров самолета Ан-24, то получим расчетные величины потребных скоростей горизонтального полета для интересующих нас высот полета и полетного веса самолета при неотклоненных закрылках (табл. 6).

Таблица 6

Полетный вес самолета $k\Gamma$	Высота полета $км$	Угол атаки α , град							
					7,8	9,5	11,2	15	19
		Коэффициент c_y							
		0,24	0,44	0,63	0,81	0,96	1,10	1,35	1,56
		Потребная скорость V , км/ч							
20000	У земли	488	360	301	265	244	227	204	191
	6	666	491	411	361	333	310	278	262
16000	У земли	436	322	269	237	218	208	182	170
	6	595	440	367	324	298	277	248	232

Из табл. 6 видно:

с увеличением полетного веса самолета потребная скорость горизонтального полета увеличивается;

чем больше высота полета, тем больше потребная скорость горизонтального полета;

чем больше угол атаки, тем меньше потребная скорость горизонтального полета.

3. ПОТРЕБНАЯ ТЯГА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Тяга, необходимая для создания потребной скорости горизонтального полета на данном угле атаки, называется потребной тягой горизонтального полета $P_{г.п}$

Для установившегося полета тяга $P_{г.п}$ равна лобовому сопротивлению самолета Q на данном угле атаки

$$P_{г.п} = Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S$$

Если разделить почленно уравнение (1) на (2), то получим

$$P_{г.п} = G/K \quad (6)$$

где K — аэродинамическое качество самолета на данном угле атаки.

Если предположить, что коэффициент c_x в горизонтальном полете постоянный для всех скоростей, то график зависимости потребной тяги горизонтального полета от скорости имел бы вид параболы. Но фактически коэффициент c_x изменяется, поэтому кривая $P_{г.п} = f(V)$ не будет параболой.

Если изобразить графически зависимость потребной тяги от скорости полета, то кривая будет иметь вид $1/K = f(V)$.

Из формулы (6) следуют выводы.

1. Потребная тяга горизонтального полета на данном угле атаки зависит от полетного веса самолета и его аэродинамического качества. Она не зависит от высоты полета, но только до тех скоростей, при которых еще не будет существенно проявляться сжимаемость воздуха, что справедливо для всех скоростей самолета Ан-24.

2. При неизменном угле атаки потребная тяга не зависит от высоты полета. При увеличении высоты полета аэродинамические силы Y и Q уменьшаются вследствие уменьшения плотности воздуха. При той же располагаемой тяге это дает увеличение скорости, а следовательно, и увеличение сил Y и Q . В итоге силы Y и Q не изменяются, но горизонтальный полет на большей высоте будет происходить на большей скорости.

3. При неизменном весе самолета потребная тяга зависит от аэродинамического качества, а следовательно, и от угла атаки.

Характер изменения потребной тяги при изменении угла атаки будет определяться характером изменения величины $1/K = f(\alpha)$.

Наименьшая потребная тяга соответствует полету на наивыгоднейшем угле атаки, при котором аэродинамическое качество самолета максимальное:

$$P_{г. п. \min} = G/K_{\max} \quad (7)$$

Если в формулу (7) для самолета Ан-24 подставить значения $G = 20\,000$ кг, а $K=17,2$, то получим значение минимальной потребной тяги горизонтального полета 1162 кг.

Для анализа летных характеристик самолета, чтобы определить, при каких скоростях возможен горизонтальный полет, сравнивают кривые располагаемых тяг при номинальном режиме работы двигателей на данной высоте с кривыми потребных тяг. Для удобства такого сравнения кривые для тяг совмещают в одной системе координат — тяга по скорости (рис. 73). Такие кривые называют кривыми Жуковского для тяг.

На кривых определяют характерные точки.

Точка 1 — пересечение кривых потребной и располагаемой тяг для номинального режима работы двигателей. Эта точка соответствует максимальной скорости горизонтального полета на данной высоте.

Приблизительно величину максимальной скорости горизонтального полета у земли определяют по формуле

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2P_{\max}}{C_{x_{\min}} \rho S}},$$

где P_{\max} — располагаемая тяга у земли при номинальном режиме работы двигателей.

Точка 2 — соответствует полету на скорости с минимальной потребной тягой при максимальном качестве и наивыгоднейшем угле атаки. Эта скорость называется наивыгоднейшей $V_{нв}$.

Точка 3 — точка экономической скорости $V_{эк}$. Эта точка находится следующим образом. Если дросселировать двигатели, то кривая располагаемых тяг будет смещаться вниз. Приблизительно параллельно самой себе. При какой-то подаче топлива кривая располагаемых тяг коснется в точке 3 кривой потребных тяг. Такая точка и будет соответствовать режиму полета с минимальной подачей топлива, поэтому угол атаки, соответствующий этой точке, называется экономическим углом атаки,

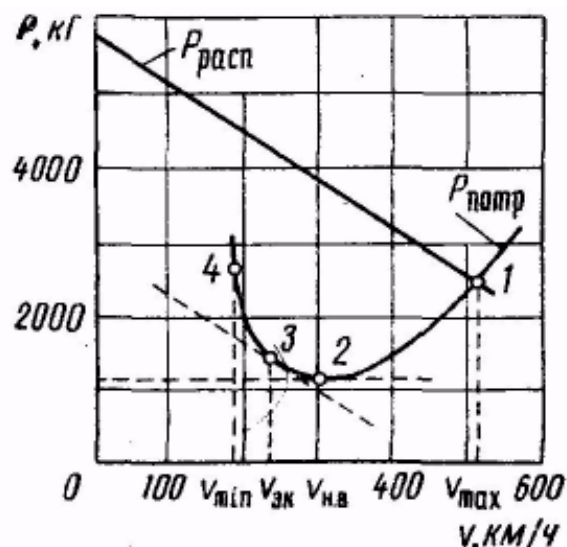


Рис. 73. Кривые Жуковского для тяг

а скорость, ему соответствующая, называется экономической ($\alpha_{ЭК}=11^\circ$). Экономическая скорость практически является минимальной скоростью горизонтального полета и точка 3 условно делит горизонтальный полет на два режима.

Точка 4 — точка минимальной скорости. Эта точка соответствует полету на критическом угле атаки $\alpha_{кр}$, которому соответствует теоретическая минимальная скорость горизонтального полета $V_{теор. \min}$. Графически эта точка получается как точка касания прямой, проведенной параллельно оси тяг, с кривой потребных тяг.

На этой скорости практически полет невозможен из-за недостаточной устойчивости самолета.

При установившемся горизонтальном полете потребная тяга равна тяге располагаемой. Иначе говоря, для обеспечения определенной скорости полета требуется определенная тяга силовых установок, равная потребной тяге на данном угле атаки.

Из рис. 73 видно, что горизонтальный полет на скорости, выше максимальной, невозможен, так как силовые установки дают меньшую тягу, чем требуется для горизонтального полета. При полете на меньших скоростях имеется избыток тяги:

$$\Delta P = P_{расп} - P_{потр}.$$

За счет избытка тяги самолет может выполнять эволюции в полете: подъем, вираж и т. п.

Максимальный избыток тяги для самолетов с турбовинтовыми двигателями (из-за влияния наличия реактивной тяги) получается фактически при полете на углах атаки, меньших экономического, но больше наивыгоднейшего. Однако приближенно можно считать, что максимальный избыток тяги получается на экономическом угле атаки, что соответствует скорости полета 230—250 км/ч (в зависимости от веса самолета).

Разность между максимальной возможной и минимальной скоростями полета называется диапазоном скоростей.

4. ПОТРЕБНАЯ МОЩНОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Мощность, необходимая для обеспечения установившегося горизонтального полета, называется потребной мощностью. Численно она равна работе потребной силы тяги за 1 сек:

$$N_{г.п} = \frac{P_{г.п} V_{г.п}}{75}, \text{ л.с.}; \quad N_{г.п} = \frac{G \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}}{75K} \quad \text{или} \quad N_{г.п} = \frac{1}{75K \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{2G^3}{\rho S}} \quad (8)$$

Величина $\frac{1}{75K \sqrt{c_y}}$ называется коэффициентом потребной мощности.

Изменение потребной мощности с изменением режима полета определяется соотношением и изменением аэродинамического качества и коэффициента подъемной силы.

Минимальная потребная мощность соответствует экономическому углу атаки, при полете на котором будет наименьший расход топлива. Этому углу атаки соответствует максимум произведения $K\sqrt{c_y}$.

При увеличении угла атаки от $\alpha_{эк}$ до $\alpha_{кр}$ интенсивнее растет коэффициент c_x , чем c_y . Поэтому коэффициент потребной мощности и потребная мощность $N_{г.п}$ увеличиваются. При уменьшении угла атаки от $\alpha_{эк}$ до $\alpha_{мин}$ уменьшаются коэффициенты c_y и c_x , но c_y уменьшается интенсивнее, а поэтому коэффициент потребной мощности увеличивается более интенсивно и потребная мощность тоже увеличивается.

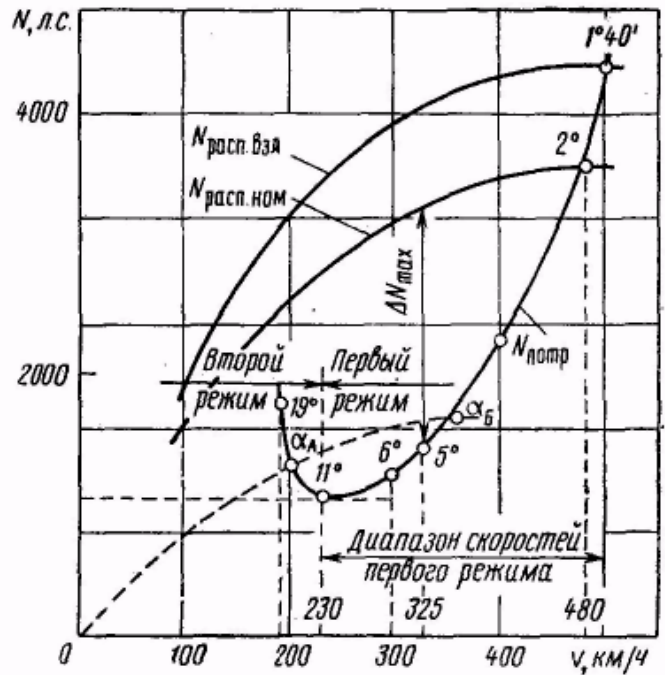


Рис. 74. Кривые Жуковского для мощностей

Чтобы определить, на каких скоростях возможен горизонтальный полет, кривую потребных мощностей совмещают с кривой располагаемых мощностей силовых установок и рассматривают их совместно (рис. 74).

Разность между располагаемой и потребной мощностями называется избытком мощности ΔN . Максимальный избыток мощности получается на угле атаки, близком к наивыгоднейшему ($\approx 5^\circ$), что соответствует скорости полета у земли 320—330 км/ч в зависимости от полетного веса самолета.

Для построения кривой потребных мощностей делают расчет по формуле (8), подставляя параметры для различных углов атаки.

На рис. 74 представлены расчетные кривые потребных и располагаемых мощностей для самолета Ан-24 с взлетным весом 20 000 кг для полета у земли с двумя работающими двигателями на максимальном и номинальном режимах.

На кривых Жуковского для мощностей получаем характерные точки, как их получали на кривых для тяг:

- а) максимальная скорость горизонтального полета при использовании взлетной мощности на угле атаки $1^\circ 40'$ равна 500 км/ч, а при использовании номинальной мощности на угле атаки 2° — 480 км/ч;
- б) наивыгоднейшая скорость при угле атаки 6° равна 300 км/ч;
- в) экономическая скорость при угле атаки 11° равна 230 км/ч;
- г) теоретически минимальная скорость горизонтального полета при угле атаки 19° равна 191 км/ч;

д) углу атаки 5° соответствует максимальный избыток мощности и при полетном весе $20\,000\text{ кг}$ — скорость 325 км/ч .

Если установить какой-то режим работы двигателей (пусть ему соответствует пунктиром обозначенная кривая располагаемых мощностей на рис. 74), то по кривым мы видим, что горизонтальный полет можно совершать при том же положении РУД на двух различных углах атаки (α_A и α_B) и соответствующих им малой (200 км/ч) и большой (350 км/ч) скоростях полета.

На экономическом режиме полет возможен на одном угле атаки $\alpha_{\text{эк}}$, так как на этом режиме располагаемая мощность будет равна потребной мощности только этого одного режима полета с минимальной практической скоростью. Поэтому введено понятие о двух режимах горизонтального полета. Границей двух режимов горизонтального полета является экономический угол атаки. Экономический угол атаки характерен тем, что при уходе с этого угла как в сторону увеличения, так и в сторону его уменьшения для сохранения горизонтального полета требуется увеличить подачу топлива.

Все углы атаки (и скорости, им соответствующие) меньше угла $\alpha_{\text{эк}}$ относятся к первому режиму горизонтального полета. Полет на первом режиме происходит на малых углах атаки и, следовательно, на больших скоростях, на которых обеспечивается достаточная устойчивость и управляемость самолета. Все углы атаки больше угла $\alpha_{\text{эк}}$ относятся ко второму режиму горизонтального полета. Полет на втором режиме происходит на больших углах атаки и, следовательно, на малых скоростях.

Принципиальное различие в пилотировании самолета на первом и втором режимах состоит в том, что для сохранения горизонтального полета на первом режиме направления перемещения штурвала и РУД совпадают, а на втором режиме они должны быть противоположны.

Устойчивость и управляемость самолета при полете на втором режиме хуже, чем на первом, — не обеспечивается безопасность полета. Полет на втором режиме с точки зрения безопасности полета и экономичности выполнять нецелесообразно.

Разность между максимальной скоростью полета и экономической скоростью называется диапазоном скоростей первых режимов горизонтального полета. Для самолета с полетным весом $20\,000\text{ кг}$ диапазон первых режимов составляет $480 - 230 = 250\text{ км/ч}$.

5. ВЛИЯНИЕ ВЕСА САМОЛЕТА И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Влияние веса

Как следует из формул 4, 6, 8, потребные скорость, тяга и мощность с уменьшением полетного веса самолета уменьшаются.

Наглядное представление о влиянии полетного веса на летные

характеристики самолета дают кривые располагаемой и потребной мощностей, показанные на рис. 75.

На этом рисунке даны кривые располагаемой мощности при двух работающих двигателях на номинальном режиме и кривые потребных мощностей для самолета с полетным весом 20000, 18000 и 16000 кг при полете у земли в стандартных атмосферных условиях.

Как известно, располагаемая мощность силовой установки не зависит от полетного веса самолета.

Из анализа кривых видно, что при уменьшении веса самолета:

а) теоретическая минимальная скорость самолета также уменьшается, так как при меньшем весе требуется меньшая скорость для получения равенства $Y=G$

б) максимальная скорость самолета увеличивается, так как при уменьшении полетного веса при неизменной подаче топлива возникает избыток мощности, который и расходуется на создание приращения скорости полета (у земли для самолетов с полетным; весом 20 000, 18 000 и 16 000 кг максимальная скорость соответственно будет 480, 485, 490 км/ч);

в) диапазон скоростей увеличивается;

г) скорости, соответствующие наивыгоднейшему и экономическому углам атаки, с уменьшением полетного веса уменьшаются;

д) избыток мощности на всем диапазоне углов атаки увеличивается.

Кроме того, выше было установлено, что с подъемом на высоту при полете на том же угле атаки, чтобы обеспечить равенство $Y=G$, полет будет происходить на большей скорости, чем у земли.

Известно также, что потребная тяга не зависит от высоты полета. Поэтому, написав уравнение определения потребной мощности горизонтального полета

$$N_{г.п} = \frac{P_{г.п.} V_{г.п.}}{75},$$

и подставив в него значение потребной скорости на высоте

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$$

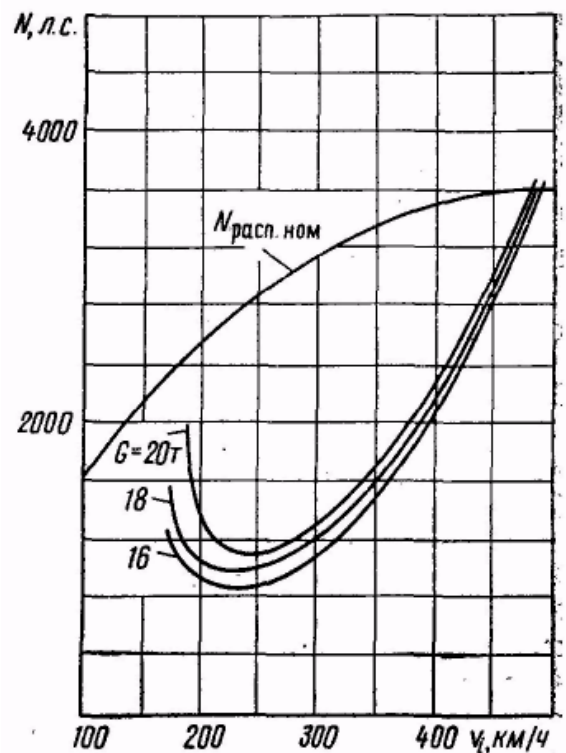


Рис. 75. Влияние полетного веса самолета на характеристики горизонтального полета

получим выражение потребной мощности на высоте для горизонтального полета на том же угле атаки, что и у земли:

$$N_H = N_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$$

Из этого уравнения следует, что с подъемом на высоту потребная мощность увеличивается в той же степени, как и потребная скорость (множитель одинаков — $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$) при полете на том же угле атаки. Поэтому кривые потребных мощностей для высот сместятся вправо и вверх и будут иметь одну общую касательную, проведенную из начала координат, что наглядно показано на рис. 76.

На этом рисунке изображены кривые Жуковского для различных высот полета самолета с полетным весом 20 000 кг на номинальном режиме работы двигателей при стандартных атмосферных условиях.

Из рисунка видно, что минимальная потребная скорость с подъемом на высоту увеличивается; максимальная скорость до высоты 4000 м увеличивается за счет увеличения располагаемой мощности в большей степени, чем увеличивается потребная мощность. Далее от 4000 до 6000 м

максимальная скорость остается приблизительно постоянной, а на высотах более 6000 м она уменьшается за счет увеличения интенсивности роста потребной мощности.

Скорости, соответствующие углам атаки экономическому и наивыгоднейшему, с подъемом на высоту увеличиваются на величину высотной поправки.

Скорость полета, которой соответствует максимальный избыток мощности, принята из условий безопасности полета за минимально допустимую в рейсовом полете (за исключением взлета и полета по кругу).

Так как с подъемом на высоту угол атаки, при котором имеется максимальный избыток

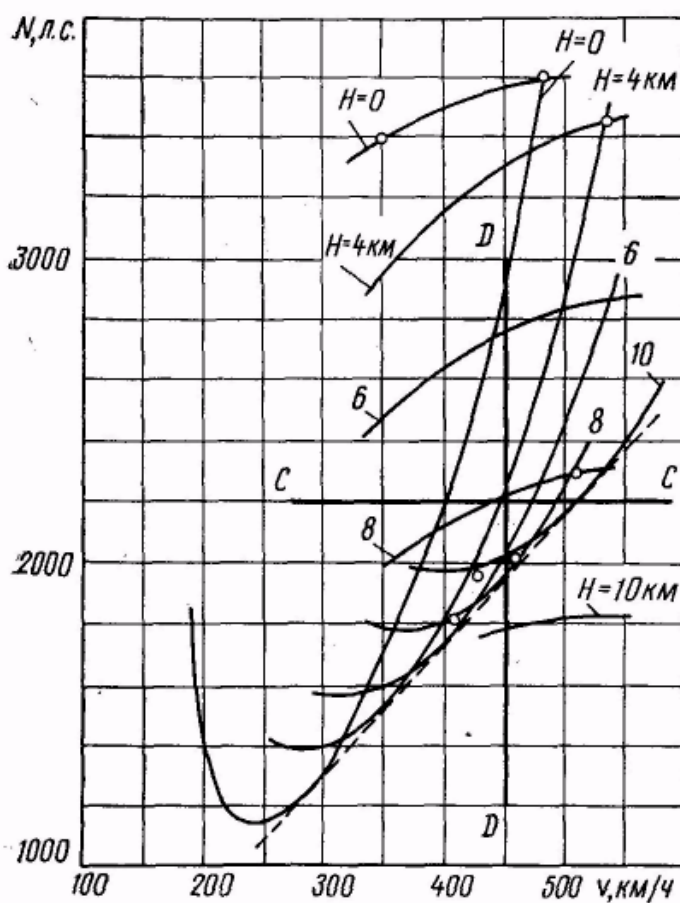


Рис. 76. Кривые Жуковского для мощностей при различных высотах полета

мощности, увеличивается, сдвигается; в сторону экономического, то допустимая минимальная скорость, уменьшается на 10 км/ч после каждой 1000 м высоты.

Влияние высоты полета

Из высотно-скоростных характеристик двигателя АИ-24 известно, что с увеличением скорости полета увеличивается «высота, ограничения». Так, при скорости полета 360 км/ч высота ограничения составляет 3 км, а при скорости 630 км/ч — около 4 км.

Увеличение высоты полета уменьшает как часовой (c_h , кг/ч), так и удельный (C_e , г/э. л. с.-ч) расходы топлива при постоянной скорости полета. Выше высоты ограничения уменьшение происходит менее интенсивно, и это объясняется снижением температуры воздуха перед турбиной.

С увеличением скорости полета от минимальной до максимальной часовой расход топлива увеличивается на 10%, удельный расход уменьшается примерно на 11%. Улучшение экономичности двигателя в этих условиях происходит за счет увеличения степени повышения давления в двигателе.

Кроме того, рассматривая кривые зависимости километровых расходов топлива от скорости полета на разных высотах, можно сделать следующие выводы:

- а) скорость, соответствующая минимальному километровому расходу, с увеличением высоты полета увеличивается;
- б) с увеличением высоты полета уменьшается километровый расход топлива.

Следовательно, на больших высотах двигатель работает экономичнее и летать на этих высотах выгоднее. Количественную оценку выгоды полетов на больших высотах можно получить рассмотрев кривые Жуковского для мощностей.

Если на рис. 76 провести горизонтальную линию, например секущую $C—C$ по кривым потребных мощностей для различных высот полета, то мы увидим, что при одной и той же мощности силовых установок (2200 л. с.) скорость у земли будет 400 км/ч, а на высоте 6000 м — 475 км/ч, т. е. на большей высоте при той же затрачиваемой мощности, что и у земли, полет будет происходить на большей скорости. Это объясняется тем, что с подъемом на высоту уменьшение плотности воздуха приводит к уменьшению лобового сопротивления самолета на той же скорости полета.

Если теперь взять скорость полета 450 км/ч для всех высот и провести вертикальную секущую линию $D—D$ на графиках потребных мощностей, то увидим, что для обеспечения одной и той же скорости полета с увеличением высоты требуется меньшая мощность и меньший расход топлива.

Так, в нашем примере для полета у земли требуется мощность 2900 л. с., а для полета на высоте 6000 м на той же скорости мощность требуется только 2000 л. с.

Наивыгоднейшая высота полета определяется минимумом себестоимости перевозок. Она зависит от расстояния между аэропортами взлета и посадки, скорости, направления ветра и взлетного веса самолета.

На самолете Ан-24 наивыгоднейшие высоты полета в штиль на различные расстояния следующие:

Расстояние, км	100	200	300	600	600 и более
Наивыгоднейшая высота полета, м	1800-2100	3600-3900	4500-4800	5400-5700	6000-7000

Основная высота крейсерского полета — 6000 м. На этой высоте в герметической пассажирской кабине поддерживается давление, равное давлению на высоте 2140 м над уровнем моря.

Высоту полета следует выбирать ближайшую к наивыгоднейшей. Высоты более 7000 м необходимо избегать из-за недостаточного давления в пассажирской кабине и из условий обеспечения безопасности полета в беспокойном воздухе.

8. НАИВЫГОДНЕЙШИЕ РЕЖИМЫ И ОГРАНИЧЕНИЕ СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Режимы полета, обеспечивающие наибольшую дальность или продолжительность полета, называются наивыгоднейшими. При выборе режима полета определяют высоту полета, скорость и режим работы двигателей, при которых обеспечивается наименьший часовой или наименьший километровый расход топлива.

При наименьшем часовом расходе топлива режим полета обеспечивает наибольшую продолжительность полета. Это будет полет на экономическом угле атаки. При наименьшем километровом расходе топлива режим полета обеспечивает наибольшую дальность полета. Такой полет будет происходить на угле атаки, близком к наивыгоднейшему (около 5°, скорость полета 325 км/ч), с подъемом на высоту этот угол сдвинется в сторону экономического. Практические наивыгоднейшие режимы устанавливаются из условий обеспечения безопасности полета.

Характерные режимы горизонтального полета, установленные 313 условий безопасности полета, следующие:

А — режим наибольшей продолжительности полета. Скорость на этом режиме — наименьшая из крейсерских, часовой расход топлива — минимальный. Этот режим рекомендуется для полета в зоне ожидания и при восстановлении ориентировки.

Б — режим наибольшей дальности полета. На этом режиме километровый расход топлива — наименьший, он рекомендуется для маршрутных полетов с ограниченным запасом топлива и для полетов по расписанию с попутным ветром.

B — режим наибольшей крейсерской мощности ($0,85 N_{\text{ном}}$). Этот режим рекомендуется для полетов по расписанию со встречным ветром и при безветрии. Это тот максимальный режим, который пилот имеет право применить в нормальном полете.

Г — номинальный режим работы двигателей. Этот режим допускается использовать только в особых случаях полета в течение не более 1 ч непрерывной работы.

Данные режимов горизонтального полета приведены в табл. 7.

Таблица 7

Полетный вес, т	Высота, км	А		Б		В		Г	
		Режим наибольшей продолжительности полета		Режим наибольшей дальности полета		Режим наибольшей крейсерской мощности ($52^{\circ}+2^{\circ}$ по УПРТ)		Номинальный режим работы двигателей (65° по УПРТ)	
		$V_{\text{пр}}$, км/ч	$V_{\text{ист}}$, км/ч	$V_{\text{пр}}$, км/ч	$V_{\text{ист}}$, км/ч	$V_{\text{пр}}$, км/ч	$V_{\text{ист}}$, км/ч	$V_{\text{пр}}$, км/ч	$V_{\text{ист}}$, км/ч
21,0	7	260	353	339	459	308	423	345	471
	6	270	347	345	440	349	445	373	475
	5	280	340	349	424	381	462	412	498
	4	290	334	355	409	405	465	423	487
19,0	7	250	341	325	441	330	451	360	490
	6	260	335	333	426	362	462	384	488
	5	270	329	337	409	392	475	421	507
	4	280	323	344	399	411	472	430	494
17,0	7	250	341	313	423	345	471	370	505
	6	260	335	319	410	374	477	396	503
	5	270	329	322	393	402	485	426	514
	4	280	323	337	390	417	479	438	502

Выбор наиболее выгодного режима для каждого конкретного полета можно сделать по приведенной табл. 7 или по крейсерским графикам.

Ориентировочные данные по дальности полета в зависимости от коммерческой загрузки самолета при взлетном весе 21 000 кг_т высоте полета 6000 м и скорости 450 км/ч следующие:

Загрузка, кг	Дальность, км	Продолжительность, ч и мин
5000	700	1,36
4500	1000	2,24
3800	1500	3,24
3100	1900	4,12

Наиболее экономичным является полет при четком выдерживании высоты и скорости полета. Колебания высоты полета в пределах показаний вариометра от +0,5 до -0,5 м/сек увеличивают расход топлива приблизительно на 1% по сравнению со строго горизонтальным полетом.

Колебания скорости в сторону больших скоростей от заданной в значительной степени увеличивают расход топлива. Это особенно заметно при групповых перелетах самолетов. Для того чтобы выдержать интервал и дистанции при перелете в строю четырех самолетов, наибольшие отклонения от заданной скорости пилот вынужден будет делать на последнем самолете. И практически оказывается, что за счет колебаний скорости полета на последнем самолете расход топлива от 5 до 10% больше, чем у ведущего самолета.

Пилот должен помнить, что во все время полета его внимание должно быть приковано к выдерживанию заданной высоты, скорости и курса полета. Невыдерживание заданных параметров полета является первейшей причиной летных происшествий.

Кроме колебаний режима полета, на расход топлива в сторону его увеличения оказывают большое влияние те факторы, которые способствуют уменьшению аэродинамического качества самолета. Так, загрязнение поверхности самолета, обледенение, вмятины и царапины на поверхности обшивки, а также полет с отклоненными рулями, со скольжением вызывают увеличение расхода топлива.

Полет на задних центровках более 25% требует большего отклонения руля высоты, чем при полете на более передних центровках, поэтому расход топлива при таких центровках будет больший.

Необходимо в эксплуатации сохранять нормальное состояние поверхности самолета, в полете обеспечивать аэродинамическую и весовую симметрию самолета, летать с рекомендуемыми центровками (25—22% САХ).

Установлены следующие летные ограничения в горизонтальном полете:

Максимальная допустимая скорость по прибору, км\ч.	460
Минимальная " " " " для рейсовых полетов со взлетным весом самолета 21 000 кг ¹ у земли ¹ , км\ч.	330
Максимально допустимая скорость по прибору при выпуске и уборке шасси, км\ч	300
Максимально допустимая скорость по прибору, при которой разрешается выпуск, уборка закрылков и полет с выпущенными закрылками, км\ч: на 15°	300
38°	250
Минимально допустимая скорость при уборке закрылков, км\ч.	220
Максимально допустимая скорость полета по прибору с выпущенным шасси, км\ч.	450
Минимальная допустимая скорость по прибору при тренировочных полетах по прямоугольному маршруту, км\ч.	250

¹ Эта скорость может быть уменьшена на 10 км\ч после набора каждой 1000 м высоты.

НАБОР ВЫСОТЫ

I. ПОТРЕБНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ

Установившимся подъемом самолета называется равномерное и прямолинейное движение самолета вверх по траектории, наклоненной к горизонту.

Из рассмотрения равновесия сил (рис. 77), действующих на самолет при подъеме, можно получить уравнения движения самолета.

Условия постоянства скорости:

$$P_{\text{под}} = Q + G_2. \quad (1)$$

Условие прямолинейного полета:

$$Y = G_1. \quad (2)$$

Сила лобового сопротивления самолета Q в горизонтальном полете определяет величину потребной силы тяги $P_{\text{г. п}}$. Потребная тяга для подъема самолета определяется из уравнения (1):

$$P_{\text{под}} = P_{\text{г. п}} + G \sin \theta_{\text{под}}, \quad (3)$$

где θ — угол подъема, заключенный между траекторией подъема и местной горизонталью (на рис. 77 показан и угол тангажа ν).

Из уравнения (3) видно, что подъем возможен только на тех углах атаки α , на которых в горизонтальном полете имеется избыток тяги ΔP и который можно использовать для уравновешивания силы G_2 :

$$\Delta P = G_2 = G \sin \theta_{\text{под}}. \quad (4)$$

Потребная мощность для подъема определяется по формуле

$$N_{\text{под}} = N_{\text{г. п}} + \Delta N \quad (5)$$

где ΔN — избыток мощности.

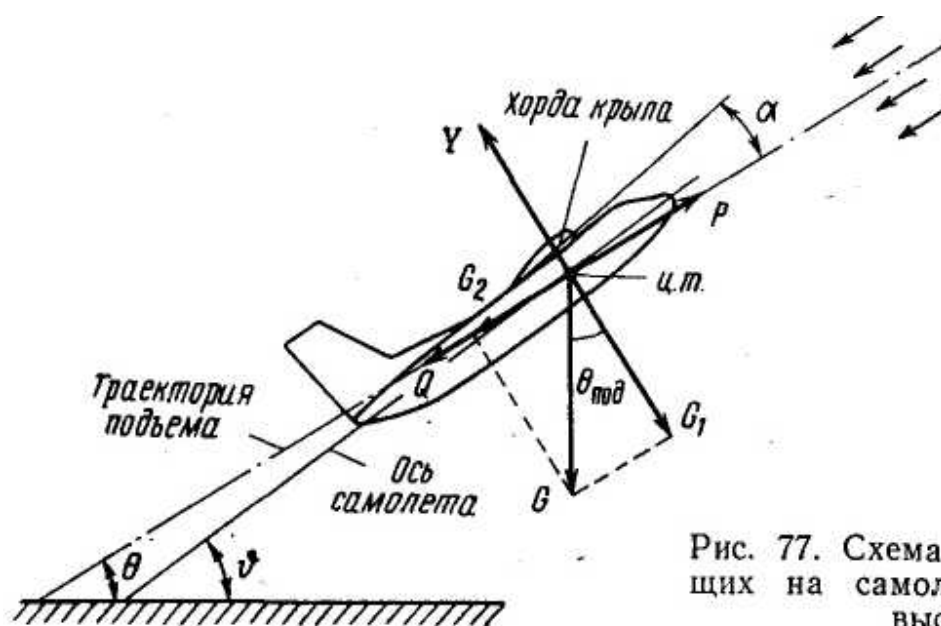


Рис. 77. Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты

Потребная скорость для подъема определяется из уравнения (2), если вместо силы Y подставить ее значение и составляющую веса G_1 выразить через полный вес самолета

$$V_{\text{под}} = V_{\text{г.п.}} \sqrt{\cos \theta_{\text{под}}} \quad (6)$$

Так как практически для самолета Ан-24 угол подъема не превышает 7° , то наибольшая величина $\sqrt{\cos \theta_{\text{под}}}$ будет близка к единице. Поэтому практически потребные скорости, соответствующие определенным углам атаки в горизонтальном полете, будут и потребными скоростями при подъеме на тех же углах атаки.

Главными характеристиками набора высоты являются угол подъема и вертикальная скорость подъема.

2. УГОЛ И ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОДЪЕМА

Преобразуя уравнение (4), можно написать

$$\sin \theta_{\text{под}} = \Delta P / G \quad (7)$$

Угол подъема прямо пропорционален избытку тяги на данном угле атаки и обратно пропорционален полетному весу самолета.

Наибольший угол подъема соответствует полету практически на экономическом угле атаки. Этому режиму, как известно, соответствует максимальный избыток тяги. На максимальной скорости при угле атаки 2° избыток тяги равен нулю и угол подъема также равен нулю (подъем невозможен). При полете с углом атаки меньше 2° вместо подъема самолет будет снижаться, так как траектория наклонена вниз. Для Ан-24 с полетным весом 20 т максимальный угол подъема 6° соответствует набору на скорости 230 км/ч.

Скорость полета по траектории подъема можно разложить на горизонтальную составляющую V и вертикальную V_y (рис. 78) (вертикальная скорость подъема выражается в м/сек).

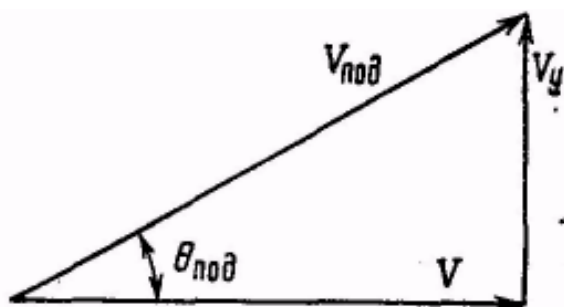


Рис. 78. Разложение скорости набора на ее составляющие

Из рис. 78 можно написать уравнение

$$V_y = V_{\text{под}} \sin \theta_{\text{под}}$$

Подставляя из уравнения (7) значение $\sin \theta_{\text{под}}$, получим:

$$V_y = V_{\text{под}} \Delta P / G, \text{ или} \\ V_y = 75 \Delta N / G \quad (8)$$

Вертикальная скорость подъема прямо пропорциональна избытку мощности на данном угле атаки и обратно пропорциональна полетному весу самолета.

Вертикальная скорость подъема изменяется в той закономерности, в какой изменяется избыток мощности как по углам атаки, так и по высотам и для различных режимов работы двигателей.

Если возьмем несколько углов атаки для самолета и для каждого из них найдем по кривым Жуковского избыток тяги и избыток мощности и подставим в уравнения 7 и 8, то получим величины угла подъема и вертикальной скорости подъема.

Для самолета Ан-24 с полетным весом 20 000 кг при полете у земли и работающих двигателях на номинальном режиме результаты такого подсчета следующие:

α°	11	8	6	5	4	3	2
$V_{\text{под. км\ч}}$	230	265	300	325	335	405	480
$\Delta P, \text{ кг}$	2000	1910	1690	1650	1550	860	0
$\theta^\circ_{\text{под}}$	6°	5°30'	5°	4°40'	4°	2°30'	0
$\Delta N, \text{ л. с.}$	1720	1880	1900	2000	1680	1280	0
$V_y, \text{ м\сек}$	6,4	7,0	7,1	7,5	7,3	4,8	0

Наибольшая вертикальная скорость подъема будет при подъеме на угле атаки, близком к наивыгоднейшему, т. е. когда избыток мощности максимален. Для самолета с полетным весом 19 500 кг при наборе высоты «а номинальном режиме работы двигателей у земли максимальная вертикальная скорость равна 7,8 м/сек, а на высоте 6000 м — 3,5 м/сек; для самолета с полетным весом 21 т — у земли 7,1 м/сек, а на высоте 6000 м—3,1 м/сек.

Изменение по высотам максимальных вертикальных скоростей самолета с полетным весом 20 000 кг при стандартных атмосферных условиях в зависимости от высоты при различных режимах работы двигателей показано на рис. 79.

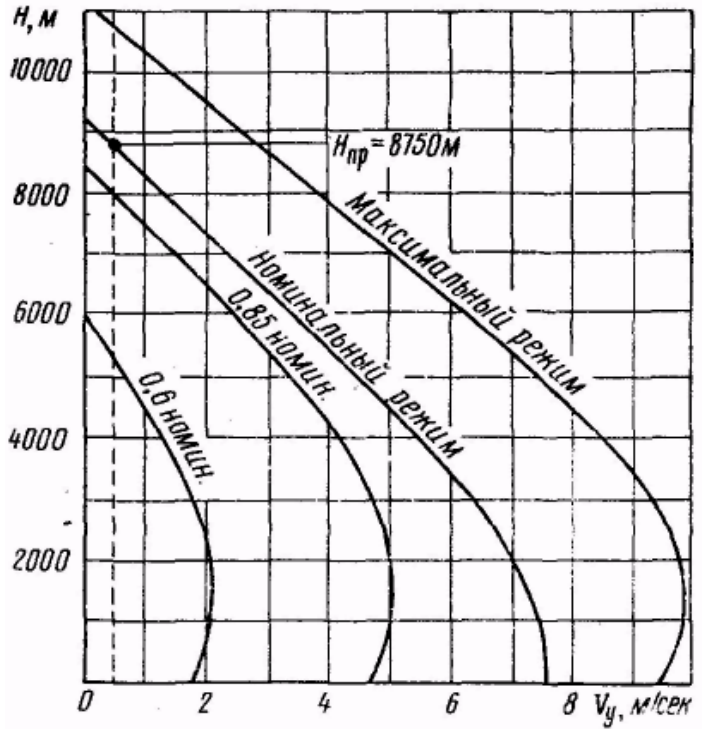


Рис. 79. График зависимости вертикальной скорости подъема от высоты полета при различных режимах работы двигателей для самолета с взлетным весом 20 000 кг

3. РЕЖИМЫ ПОДЪЕМА

Графическое изображение изменения угла подъема и вертикальной скорости подъема в зависимости от угла атаки называется указателем траекторий подъема. Этот указатель изображен на рис. 80.

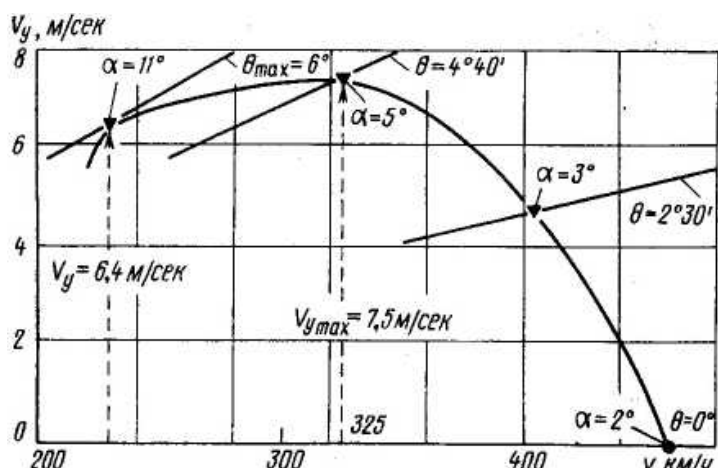


Рис. 80. Указатель траекторий подъема для самолета с полетным весом 20 000 кг при стандартных атмосферных условиях и работающих двигателях на номинальном режиме, шасси и закрылки убраны

Для удобства пользования графиком вертикальная скорость подъема по оси V_y откладывается в м/сек, а горизонтальная составляющая скорости подъема V — в км/ч.

Из рис. 80 видно:

1. С увеличением угла атаки α от минимального до 5° вертикальная скорость подъема V_y увеличивается, а при дальнейшем увеличении угла атаки уменьшается. Режим подъема с наибольшей вертикальной скоростью называется режимом наиболее быстрого подъема. Он выполняется на угле атаки, близком к наивыгоднейшему и равном 5° , что соответствует у земли $V_{пр} = 325$ км/ч и $V_{y\max} = 7,5$ м/сек.

2. С увеличением угла α до экономического угла подъема θ увеличивается, а при дальнейшем увеличении угла атаки уменьшается. Режим подъема с наибольшим углом подъема называется режимом наиболее крутого подъема. Он выполняется на угле атаки, близком к экономическому, при этом у земли угол $\theta_{\max} = 6^\circ$.

Ввиду того что при дальнейшем взятии штурвала на себя после достижения экономического угла атаки угол подъема самолета уменьшается, возникла необходимость ввести понятие о первом и втором режимах подъема. Границей двух режимов подъема является скорость, соответствующая экономическому углу атаки.

Все скорости подъема, больше экономической, относятся к первому режиму подъема. Все скорости подъема, меньше экономической, относятся ко второму режиму подъема.

В полете как на первом, так и на втором режимах при отклонении штурвала на себя угол атаки увеличивается, а при отклонении от себя — уменьшается.

Второй режим подъема, как и второй режим горизонтального полета, характеризуется малым запасом угла атаки и плохой устойчивостью и управляемостью самолета.

Ввиду того что безопасность полета на втором режиме не обеспечена, выполнять подъем на втором режиме нецелесообразно.

4. НАБОР ВЫСОТЫ В РЕЙСОВЫХ ПОЛЕТАХ

Режим наиболее крутого подъема выполняется на скорости экономической. Эта скорость независимо от изменения высоты полета должна сохраняться постоянной. Указанный режим рассматривается только как теоретический, так как не может быть применен из-за ограничения по минимально допустимой скорости полета.

Бели при наборе высоты угол подъема начнет уменьшаться, надо отклонить штурвал от себя, чтобы уменьшить угол атаки и предотвратить сваливание самолета на крыло.

Режим наиболее крутого подъема может быть применен только для преодоления препятствий. При наиболее крутом подъеме горизонтальная составляющая скорости уменьшается, поэтому самолет над препятствием окажется позже, чем при подъеме на первом режиме и на большей высоте.

Для выполнения режима наиболее быстрого подъема необходимо обеспечить максимальный избыток мощности на всех высотах полета. Максимальный избыток мощности с подъемом на высоту будет получаться на больших углах атаки, чем у земли.

Набирать высоту следует на номинальном режиме работы двигателей. Если набор высоты выполнять на режиме меньше номинального, то это приведет к значительному уменьшению вертикальной скорости подъема и к увеличению времени набора, а следовательно, и к большему расходу топлива.

Использование номинального режима позволяет получить большую величину избытка мощности и соответственно большую вертикальную скорость подъема.

Так как с подъемом на высоту наибольший избыток мощности получается на углах атаки, несколько больших наивыгоднейшего, то для обеспечения подъема с максимальной вертикальной скоростью (для каждой высоты соответственно) надо скорость полета по прибору уменьшать на 10 км/ч после набора каждой 1000 м высоты. Только в таком случае самолет будет иметь истинную скорость, при которой получается максимальный избыток мощности. На рис. 81 приведены характеристики подъема самолета на номинальном режиме работы

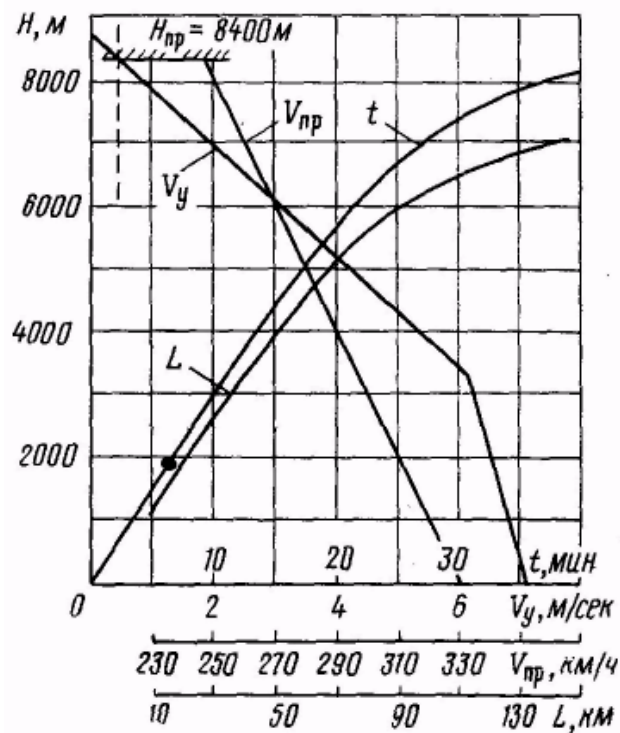


Рис. 81. Характеристики подъема самолета с взлетным весом 21 000 кг на номинальном режиме двигателей в условиях МСА

Высота, м	Вертикальная скорость подъема, м/сек	Время набора высоты, мин	Расстояние, пройденное при наборе высоты, м	Высота, м	Вертикальная скорость подъема, м/сек	Время набора высоты, мин	Расстояние, пройденное при наборе высоты, м
0	7,8	-	-	4000	4,0	14	75
1000	7,0	3	15	5000	3,5	19	105
2000	6,0	6	30	6000	3,0	24	135
3000	4,5	10	50	7000	2,0	30	175

двигателей при взлетном весе 21 000 кг. В режиме наиболее быстрого подъема самолет набирает высоту $H=6000$ м за 21,2 мин и выходит на эту высоту на скорости $V_{пр}=270$ км/ч, имея скорость подъема $V_{y\max} = 3,1$ м/сек за время набора проходит расстояние $L=100$ км.

Для сокращения времени разгона самолета после выхода на определенный эшелон набор высоты до 6000 м рекомендуется заканчивать на скорости не менее 300 км/ч.

Практически более выгодно выполнять набор высоты на постоянной скорости по прибору 300—320 км/ч. Характеристики набора высоты при постоянной скорости 300 км/ч по прибору для самолета со взлетным весом 19 500 кг при номинальном режиме работы двигателей приводятся в табл. 8. Если полет будет происходить на высоте 6000 м, то при наборе высоты на этом режиме сокращается общая продолжительность полета за счет уменьшения длительности разгона примерно на 7 мин.

5. ПОТОЛОК САМОЛЕТА

Изменение вертикальной скорости с подъемом на высоту обусловлено изменением избытка мощности. Чем меньше полетный вес самолета, тем больше вертикальная скорость подъема при тех же условиях. Например, у земли при номинальном режиме двигателей для самолетов с полетным весом 21 и 16 т вертикальная скорость соответственно равна 7,1 и 9,8 м/сек.

Высота, на которой при номинальной мощности двигателей максимальная вертикальная скорость равна нулю, называется теоретическим потолком самолета; высота, на которой максимальная вертикальная скорость подъема равна 0,5 м/сек, называется практическим потолком. Потолок самолета зависит от полетного веса самолета и режима работы двигателей. Чем выше режим работы двигателей и чем меньше полетный вес самолета, тем больше потолок самолета.

Для самолета с полетным весом 16 000 кг в стандартных условиях практический потолок равен 10 200 м, теоретический потолок— 11300 м. Для самолета со взлетным весом 21000 кг практический потолок равен 8400 м, теоретический потолок — 9400 м.

Самолет набирает высоту практического потолка за 43—49 мин; за это время проходит расстояние около 300 км. При увеличении температуры окружающего воздуха выше + 15° практический потолок уменьшается примерно на 140 м на каждый градус.

6. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОДЪЕМА

При наличии горизонтального ветра вертикальная скорость подъема не изменяется. Воздушная скорость, угол атаки и угол тангажа остаются такими же, как и при безветрии. Но при наличии ветра скорость самолета относительно земли будет другая. Самолет будет перемещаться вместе с движущейся воздушной массой в сторону движения этой массы, поэтому скорость самолета относительно земли (путевая скорость) образуется в результате сложения векторов воздушной скорости самолета и скорости ветра.

При встречном ветре $W_{встр}$ самолет относится назад, путевая скорость $V_{п}$ уменьшается, угол подъема θ увеличивается. Самолет над препятствием окажется позже, чем при безветрии, а поэтому на большей высоте (рис. 82). При попутном ветре $W_{пп}$ путевая скорость увеличивается, угол подъема θ уменьшается. Самолет над препятствием окажется раньше, чем при безветрии, а потому на меньшей высоте. Следовательно, с целью преодоления препятствий набор высоты выгоднее выполнять против ветра.

При наличии вертикальных потоков воздушных масс будет изменяться и вертикальная скорость подъема и угол подъема. Боковой горизонтальный ветер не оказывает никакого влияния ни на угол, ни на вертикальную скорость подъема, а только сносит самолет в сторону направления ветра.

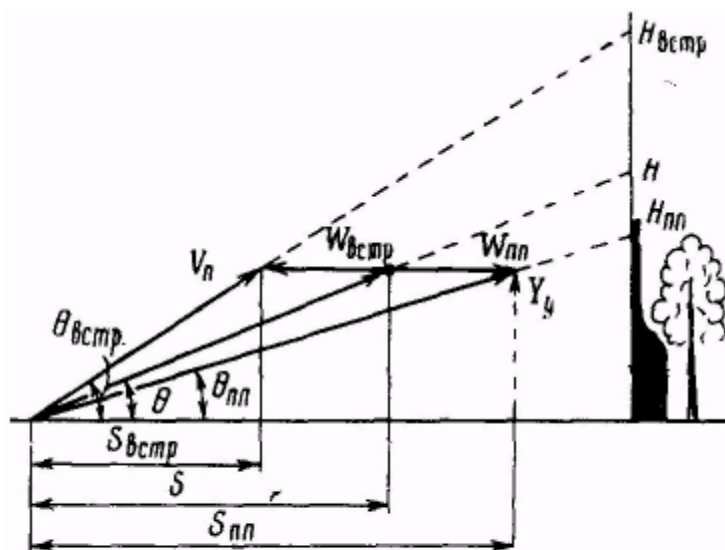


Рис. 82. Влияние ветра на подъем самолета

Глава VIII СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Снижением самолета называется полет вниз по прямолинейной траектории, наклонной к горизонту под некоторым углом.

Снижение при работе силовых установок на режиме, при котором тяга равна нулю, называется планированием. Снижение при наличии значительной положительной тяги силовых установок называется скоростным снижением. На практике применяются оба названных вида снижения.

На самолете Ан-24 может выполняться планирование, скоростное и экстренное снижения. Кроме того, в случае отказа одного двигателя в полете необходимо выполнять так называемое вынужденное снижение. Для уяснения основных параметров, определяющих характеристики снижения, будет рассмотрено установившееся планирование.

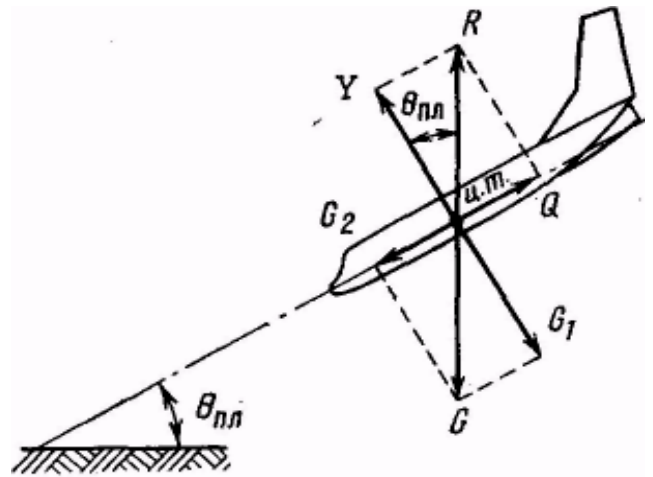


Рис. 83. Схема сил, действующих на самолет при планировании

1. УСЛОВИЯ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ПЛАНИРОВАНИЯ

Установившимся планированием называется прямолинейный полет при отсутствии тяги силовых установок с постоянной скоростью по наклонной траектории вниз под небольшим углом $\theta_{пл}^\circ$ (рис. 83).

Считая силу тяги равной нулю, на самолет при планировании будут действовать две силы: полная аэродинамическая сила и сила веса самолета G .

Для установившегося движения необходимо, чтобы силы, действующие на самолет, были взаимоуравновешены ($R = G$). Разложив силы R и G на их составляющие, запишем уравнения движения:

$$Y = G \cos \theta_{пл}^\circ; \quad (1)$$

$$Q = G \sin \theta_{пл}^\circ. \quad (2)$$

Уравнение (1) выражает условие прямолинейности траектории планирования, уравнение (2) — условие постоянства скорости планирования.

2. ПОТРЕБНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Как следует из уравнения (1), подъемная сила самолета при планировании несколько меньше силы веса самолета.

Из этого же уравнения можно вывести формулу определения потребной скорости планирования

$$c_y \frac{\rho V_{пл}^2}{2} S = G \cos \theta_{пл}^\circ \text{ или } V_{пл} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta_{пл}^\circ}{c_y \rho S}}$$

Но так как

$$\sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} = V_{г.п}$$

то отсюда можно написать следующее уравнение:

$$V_{\text{пл}} = V_{\text{г.п}} \sqrt{\cos\theta_{\text{пл}}} \quad (3)$$

Для малых углов планирования ($\sqrt{\cos\theta_{\text{пл}}} \approx 1$) приближенно можно считать, что потребная скорость для планирования на данном угле атаки равна потребной скорости горизонтального полета на том же угле атаки.

Величина потребной скорости для планирования зависит от тех же факторов, что и потребная скорость горизонтального полета: веса самолета, угла атаки и плотности воздуха.

3. УГОЛ И ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Угол, заключенный между траекторией планирования и местной горизонталью, называется углом планирования ($\theta_{\text{пл}}$).

Если разделить уравнение (2) на уравнение (1), получим

$$\frac{Q}{Y} = \frac{\sin\theta_{\text{пл}}}{\cos\theta_{\text{пл}}}$$

Если подставить в это уравнение значения Q и Y , получим

$$\frac{c_x}{c_y} = \text{tg}\theta_{\text{пл}}$$

или

$$\frac{1}{K} = \text{tg}\theta_K$$

где $\frac{1}{K}$ — обратное качество; $\text{tg}\theta_K$ — угол качества.

Угол планирования равен углу качества.

Угол планирования зависит только от аэродинамического качества самолета. Аэродинамическое качество самолета имеет строго определенную величину для каждого угла атаки, поэтому каждому углу атаки соответствует определенный угол планирования. Наименьший угол планирования будет соответствовать наивыгоднейшему углу атаки, при котором аэродинамическое качество максимальное.

Все факторы, уменьшающие аэродинамическое качество самолета при прочих неизменных условиях, будут увеличивать угол планирования. Так, крутизну планирования увеличивают: выпуск шасси, отклонение закрылков, обледенение самолета, отказ двигателя, действие отрицательной тяги и т. п.

Для самолета Ан-24 при планировании на наивыгоднейшем угле атаки минимальный угол планирования будет следующий:

при неотклоненных закрылках и убранном шасси — $3^\circ 20'$;

при отклоненных закрылках на 15° и выпущенном шасси — $4^\circ 30'$;

при отклоненных закрылках на 38° и выпущенном шасси — $6^\circ 40'$.

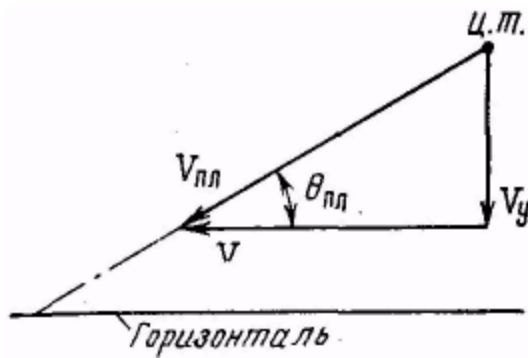


Рис. 84. Треугольник скоростей при планировании

Чтобы обеспечить скорость изменения давления в пассажирской кабине не более 0,18—0,20 мм рт. ст. в секунду (это соответствует кабинному снижению не более 2,5—3 м/сек), вертикальная скорость снижения для самолета Ан-24, как и для всех пассажирских самолетов, ограничена и должна быть не более 5—6 м/сек.

Из треугольника скоростей (рис. 84) можно вывести уравнение

$$V_y = V_{пл} \sin \theta_{пл}.$$

Однако из уравнения (2) известно, что $\theta = G \sin \theta_{пл}$. Тогда при умножении левой и правой частей этого уравнения на $V_{пл}$, получим

$$QV_{пл} = GV_{пл} \sin \theta \quad \text{или} \quad QV_{пл} = GV_y$$

Отсюда

$$V_y = \frac{Q}{G} V_{пл}$$

Если в эту формулу подставим значения:

$$Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad G = R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S,$$

а затем выведем уравнение

$$V_y = \frac{c_x}{c_R^{2/3}} \sqrt{\frac{2G}{\rho S}},$$

то, считая приближенно $c_R = c_y$, окончательно получим

$$V_y = \frac{1}{K \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{2G}{\rho S}}$$

При рассмотрении потребной мощности горизонтального полета мы говорим, что максимальное значение коэффициента потребной мощности соответствует экономическому углу атаки. Следовательно, минимальная вертикальная скорость снижения соответствует планированию на экономическом угле атаки.

Если подставить в формулу (5) данные самолета Ан-24 при полете у земли с полетным весом 20 т, то получим значение минимальной вертикальной скорости снижения на экономическом угле атаки, равное 4,2 м/сек.

Как следует из формулы (5), с уменьшением аэродинамического качества (отклонение закрылков, выпуск шасси и т. п.) вертикальная скорость снижения увеличивается. Самолет с меньшим полетным весом при прочих равных условиях будет иметь меньшую вертикальную скорость снижения.

Величина угла планирования и вертикальная скорость снижения для некоторых углов атаки самолета с полетным весом 20 000 кг (шасси убраны, закрылки не отклонены) приведена ниже:

α	2	4	6	9	11	13
$V_{пл}, км\ч$	480	370	300	250	230	210
$\theta_{пл}$	5°20'	3°40'	3°20'	3°40'	3°50'	4°20'
$V_y, м\сек$	12,1	6,5	4,8	4,4	4,2	4,3

Самолет с полетным весом 20 000 кг при наивыгоднейшем угле атаки, отклоненных закрылках и выпущенном шасси будет планировать со следующими показателями:

$$\begin{aligned} \alpha_{нв} = 5^\circ, & \quad \delta_3 = 15^\circ, & \quad \theta_{пл} = 4^\circ 30', & \quad V_{пл} = 210 км\ч, & \quad V_y = 4,3 м\сек \\ \alpha_{нв} = 5^\circ, & \quad \delta_3 = 38^0, & \quad \theta_{пл} = 6^\circ 40', & \quad V_{пл} = 185 км\ч, & \quad V_y = 5,9 м\сек. \end{aligned}$$

На рис. 85 представлен график траекторий планирования для самолета с полетным весом 20 000 кг у земли при стандартных атмосферных условиях. На графике показан также раздел двух режимов планирования.

Из рисунка видно, что по мере увеличения угла атаки от α_{min} до $\alpha_{нв}$ угол планирования уменьшается и становится минимальным при наивыгоднейшем угле атаки. При дальнейшем увеличении угла атаки угол планирования увеличивается, хотя вертикальная скорость снижения при этом продолжает уменьшаться вплоть до $\alpha_{эк}$, а при увеличении угла атаки больше $\alpha_{эк}$ вертикальная скорость снижения тоже начинает увеличиваться.

В связи с таким характером изменения угла планирования введено понятие о двух режимах планирования. Границей двух режимов планирования является наивыгоднейший угол атаки.

Все скорости планирования больше наивыгоднейшей относятся к первому режиму планирования. Этот режим характеризуется хорошей устойчивостью и управляемостью самолета. Все скорости планирования меньше наивыгоднейшей относятся ко второму режиму планирования. Второй режим планирования характеризуется большими углами атаки, малыми скоростями полета, ухудшением устойчивости и управляемости самолета, особенно на угле атаки более 15°.

Самолет Ан-24 с неотклоненными закрылками выполняет предпосадочное снижение на угле атаки 11°, т. е. на втором режиме, но со значительной тягой P , за счет

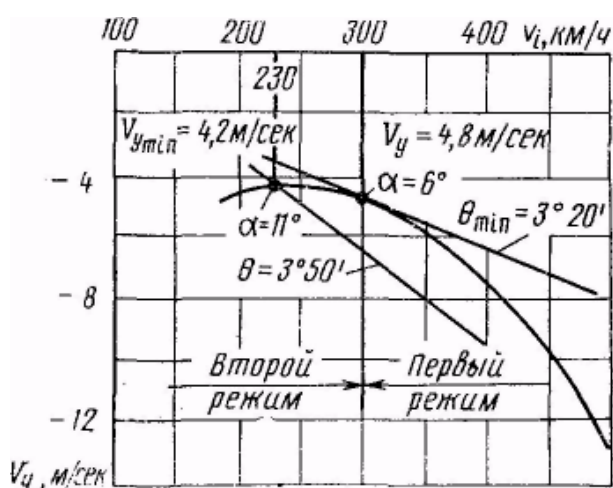


Рис. 85. Указатель траекторий планирования для самолета с полетным весом 20 000 кг, у земли шасси и закрылки убраны

которой самолет вписывается в глиссаду с углом наклона $2^{\circ}40'$ на посадке

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{Q-P}{Y}$$

В этом случае положительная тяга уменьшает угол планирования. Поэтому этот этап полета нельзя считать обычным планированием. Планирование на углах атаки больше $\alpha_{\text{ЭК}}$ никогда на практике не применяется, так как при этом увеличивается не только угол планирования, но и скорость снижения, и, как отмечалось выше, не обеспечивается безопасность полета.

4. ВРЕМЯ ПЛАНИРОВАНИЯ

Так как с изменением высоты скорость планирования и вертикальная скорость изменяются, то для определения времени планирования вся дистанция снижения разбивается на несколько интервалов ΔH . Для каждого интервала ведется расчет времени снижения, а затем полученные величины Δt для всех интервалов рассматриваемой высоты снижения суммируются. Полученный результат и будет временем планирования с высоты.

Время снижения на интервале

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{V_{\text{ср.инт}}}$$

где $V_{\text{ср.инт}}$ — средняя вертикальная скорость снижения на интервале; она получается как полусумма $V_{\text{н}}$ в начале интервала и $V_{\text{к}}$ в конце интервала.

Суммарное время снижения

$$t = \sum \Delta t = \frac{H}{V_{\text{ср}}}$$

Время снижения на интервале, а следовательно, и все время планирования с высоты зависят от высоты снижения и средней вертикальной скорости снижения. Поэтому, подставляя из формулы (5) значение $V_{\text{ср}}$, получим

$$t = \frac{HK\sqrt{c_y}}{\sqrt{\frac{2G}{\rho S}}} \quad (6)$$

Из этой формулы следует: чем больше полетный вес самолета, тем меньше время планирования; чем больше аэродинамическое качество самолета, тем дольше он может планировать. Для самолета Ан-24 с полетным весом 20000 кг время планирования на скорости 300 км/ч с высоты 1000 м составляет 4 мин.

5. ДАЛЬНОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Дальность планирования L зависит от высоты начала планирования H и угла планирования ($\theta_{пл}$).

Из рис. 86 можно вывести уравнения:

$$H/L = \operatorname{tg}\theta_{пл} = 1/K \quad (7)$$

т. е.

$$L = HK.$$

Следовательно, все факторы, уменьшающие аэродинамическое качество самолета, уменьшают и дальность планирования. Наибольшая дальность планирования достигается при полете на наивыгоднейшем угле атаки, когда аэродинамическое качество самолета максимальное.

Выпуск шасси уменьшает дальность планирования на 12—15%. При выпущенном шасси и отклоненных закрылках на 38° дальность планирования сокращается в 2 раза.

При планировании с выключенными двигателями и зафлюгированными винтами с высоты 3000 м

дальность планирования практически получается примерно 60 км, время планирования — 14 мин, скорость по прибору — 270—280 км/ч, а вертикальная скорость снижения — 4,5—5 м/сек.

Обычно планирование выполняется на режиме, близком к полетному малому газу на скорости по прибору около 400 км/ч. Примерные характеристики такого снижения самолета с полетным весом 18 500 кг представлены на рис. 87.

При планировании на указанном выше режиме с высоты 6000 м дальность планирования равна 160 км.

6. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ДАЛЬНОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Если полет происходит при наличии ветра, то самолет вместе с воздушной массой перемещается относительно земли со скоростью ветра. Для получения величины и направления скорости самолета относительно земли (путевой скорости) надо геометрически сложить векторы воздушной скорости и скорости ветра. Сложение векторов скоростей при наличии горизонтального ветра (встречного и попутного), имеющего направление и совпадающее с осью симметрии самолета, показано на рис. 88. На вертикальную скорость снижения горизонтальный ветер влияния не оказывает.

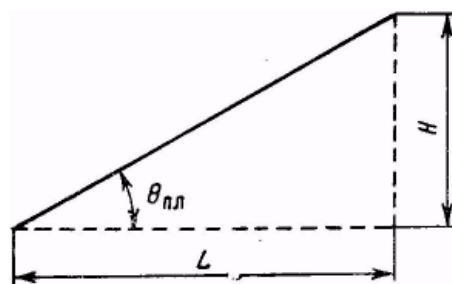


Рис. 86. Схема дальности планирования

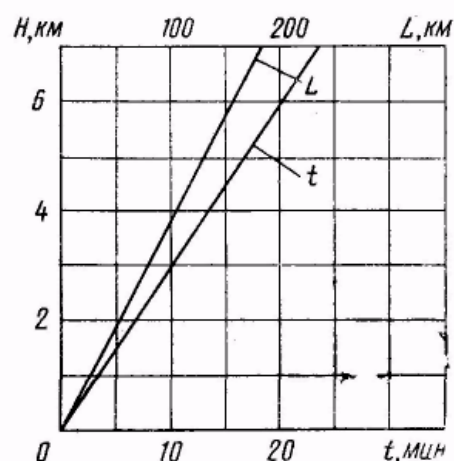


Рис. 87. Характеристики снижения самолета в условиях МСА, индикаторная скорость 400 км/ч (L — дистанция, t — время, H — высота снижения)

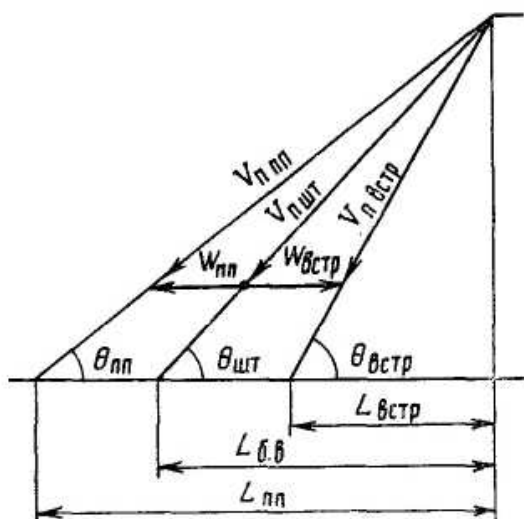


Рис. 88. Влияние ветра на характеристики планирования самолета

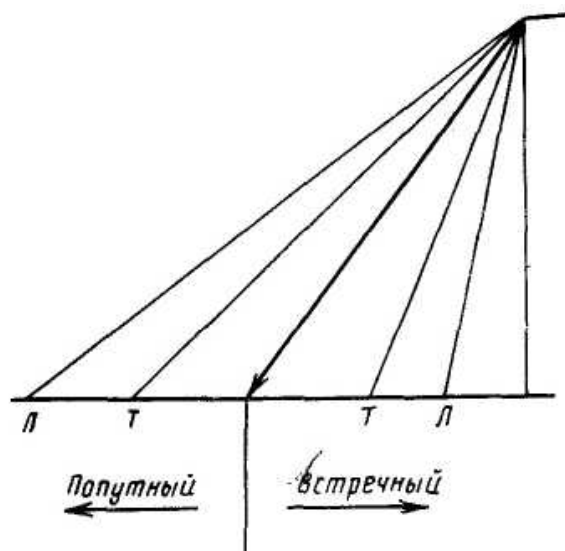


Рис. 89. Влияние полетного веса самолета на дальность планирования при наличии ветра

При наличии ветра дальность планирования будет определяться по формуле

$$L = L_{б.в} \pm Wt, \quad (8)$$

где $L_{б.в}$ — дальность планирования при безветрии; W — скорость ветра; t — время планирования. При встречном ветре путевая скорость $V_{п}$ уменьшается, угол планирования увеличивается, дальность планирования уменьшается, так как самолет вместе с воздушной массой будет относиться назад (в формуле 8 необходимо ставить знак минус). Чем больше время планирования, тем дальше самолет относится назад.

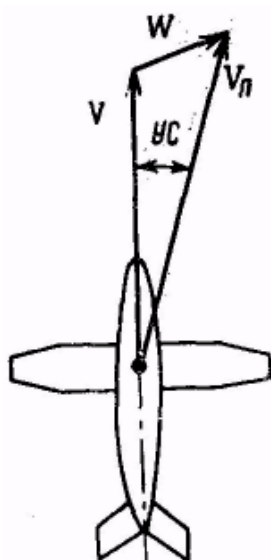


Рис. 90. Схема сложения векторов скоростей при наличии ветра

При попутном ветре путевая скорость увеличивается, угол планирования уменьшается, дальность планирования увеличивается, так как самолет вместе с воздушной массой будет относиться вперед (в формуле 8 необходимо ставить знак плюс).

На дальность планирования при наличии ветра оказывает дополнительное влияние полетный вес самолета (см. формулу 6): чем больше полетный вес самолета, тем меньше время планирования (меньше - времени самолет находится под действием ветра), и параметр Wt в формуле (8) для большего полетного веса будет меньше, а для меньшего полетного веса Wt будет больше.

Таким образом, самолет с большим полетным весом T при наличии встречного ветра планировать будет дальше, чем самолет, имеющий меньший полетный вес L при той же скорости встречного ветра. Самолет, имеющий больший полетный вес, при попутном ветре будет иметь меньшую дальность планирования, чем самолет с меньшим полетным весом при той же скорости попутного ветра (рис. 89).

При наличии горизонтального бокового ветра сложение векторов показано на рис. 90.

Путевая скорость $V_{п}$ за счет ветра W будет отличаться от воздушной скорости V и по величине, и по направлению. Если самолет летит без скольжения, т. е. направление воздушной скорости совпадает с плоскостью симметрии, то угол сноса будет равен углу, заключенному между плоскостью симметрии самолета и направлением его путевой скорости.

При полете со скольжением воздушная скорость не совпадает с плоскостью симметрии, а образует с ней угол. Наличие сноса не влияет на аэродинамические силы, действующие на самолет, а возникновение скольжения изменяет их.

7. ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО СНИЖЕНИЯ В РЕЙСОВЫХ ПОЛЕТАХ

На самолете Ан-24 в рейсовых полетах планирование не выполняется.

Полет при снижении с эшелона происходит при наличии значительной тяги, при работе силовых установок на крейсерских режимах с тягой около 2000 кг.

Снижение на режиме полетного малого газа выполняется только тогда, когда имеется ограниченный запас топлива. В остальных случаях выгодно снижаться с наличием большой тяги.

Наличие тяги выгодно тем, что позволяет иметь большую скорость по траектории при достаточно большой вертикальной скорости снижения. Вертикальная скорость снижения до высоты 4000 м ограничивается и она должна составлять не более 5—6 м/сек. Такое ограничение вызвано тем, что при этом не создается вредного физиологического воздействия на пассажиров. По достижении высоты 4000 м в кабине создается давление, близкое к стандартному атмосферному, и с этой высоты снижение можно выполнять с большей вертикальной скоростью.

Снижаясь с наличием тяги, скорость по прибору следует выдерживать не более 460 км/ч за счет уменьшения подачи топлива после ввода самолета в снижение. При этом необходимо иметь в виду, что при снижении с эшелона перед заходом на посадку требуется проверять симметрию тяги силовых установок при положении РУД на полетном малом газе.

Эту проверку целесообразно выполнять перед выводом самолета из снижения.

С достижением заданной высоты необходимо увеличить подачу топлива, затем плавным отклонением штурвала на себя перевести самолет в горизонтальный полет. Начало и темп отклонения штурвала должны несколько отставать от начала и темпа увеличения подачи топлива.

Планирование выполняется только при полете с обоими зафлюгированными винтами. Скорость по прибору следует выдерживать 280—300 км/ч, при этом вертикальная скорость снижения будет равна 4—5 м/сек.

Самолет на планировании имеет достаточную устойчивость и управляемость.

8. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

Экстренное снижение выполняется в случаях, когда необходимо быстро уменьшить высоту полета из-за разгерметизации кабины или при пожаре на самолете.

Экстренное снижение выполняется с максимально возможной вертикальной скоростью снижения, равной 30—40 м/сек, без превышения скорости полета по прибору 540 км/ч (это максимально-максимальная допустимая скорость по прибору при экстренном снижении с ограниченным маневрированием).

Для перевода самолета в режим экстренного снижения необходимо:

перевести РУД до 0° по УПРТ (за защелку);

перевести самолет в режим снижения (переключатель упора винта остается в положении «На упоре»).

При экстренном снижении винт будет создавать отрицательную тягу до 700 кг, которая будет способствовать увеличению вертикальной скорости снижения и угла снижения ($\theta=10—15^\circ$).

При выводе из экстренного снижения может загореться сигнальная лампа отказа двигателя в кнопке КФЛ-37. В таких случаях целесообразно перевести РУД на ПМГ или больше 26° по УПРТ. Если двигатель исправный, нет опасности автоматического флюгирования винта. Время экстренного снижения с высоты 6000 м до высоты 4000 м получится примерно 65—90 сек.

Если снижение выполняется по причине разгерметизации кабины, то режим экстренного снижения выполняется до высоты 4000 м. По достижении высоты 4000 м, когда кислорода будет достаточно для продолжения полета, экстренное снижение необходимо прекратить и перевести самолет в режим полета по усмотрению командира корабля. Продолжение режима экстренного снижения в этом случае на высотах ниже 4000 м будет нецелесообразным. Если же снижение выполняется по причине пожара на самолете, то режим экстренного снижения выдерживается до безопасной высоты.

Следует помнить, что на максимальной скорости, равной 540 км/ч, ограничивается возможность маневрирования. Поэтому при выводе самолета из режима снижения нельзя создавать большой перегрузки, она должна быть не более 1,25.

Если перегрузка на выводе самолета из экстренного снижения будет как на выравнивании (1,15—1,2), то потеря высоты на выводе будет около 370 м, что надо учитывать в практике полетов.

РАЗВОРОТЫ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

1. ПРАВИЛЬНЫЙ ВИРАЖ

Различают два вида виражей: правильные виражи — без скольжения и неправильные виражи — со скольжением.

Правильным виражом называется полет самолета по дуге окружности на постоянной высоте с постоянной скоростью без скольжения.

Для того чтобы выполнить полет по дуге окружности, необходимо наличие неуравновешенной силы, действующей на самолет в горизонтальной плоскости и направленной к центру окружности. Эта сила называется **центростремительной силой**.

Для получения центростремительной силы необходимо наклонить самолет в сторону желаемого разворота. При наклонении самолета вектор подъемной силы также наклоняется в сторону крена, оставаясь перпендикулярным к поперечной оси самолета (рис. 91).

Представим подъемную силу Y в виде двух составляющих: Y_1 , направленную вертикально вверх перпендикулярно плоскости виража, и Y_2 , направленную по радиусу дуги окружности виража (центростремительная сила).

Центростремительное ускорение $j_{цс}$ определяется по формуле

$$j_{цс} = \frac{V_{вир}^2}{R_{вир}}$$

где $V_{вир}$ — скорость полета самолета на вираже; $R_{вир}$ — радиус виража.

Центростремительное ускорение является причиной возникновения внутренней инерционной силы, равной по величине центростремительной силе, но направленной в противоположную сторону. В механике эта инерционная сила называется **центробежной силой**. Величина центробежной силы пропорциональна массе самолета и центростремительному ускорению.

Центробежная сила $F_{цб}$ определяется по формуле

$$F_{цб} = m j_{цс}$$

или

$$F_{цб} = \frac{G}{g} \cdot \frac{V_{вир}^2}{R_{вир}} \quad (1)$$

где m — масса самолета; G — вес самолета; g — ускорение силы земного притяжения.

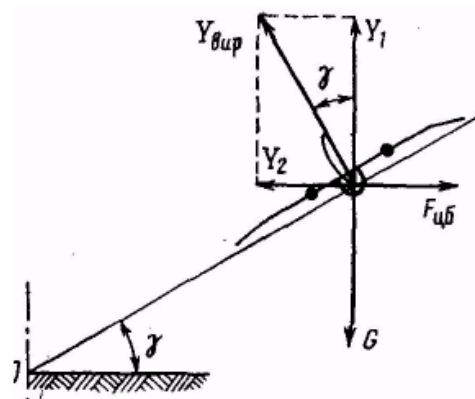


Рис. 91. Схема сил, действующих на самолет при вираже

Внутренняя центробежная сила уравнивает внешнюю силу. Если рассматривать эти силы изолированно друг от друга, то они являются силами неуравновешенными.

2. УСЛОВИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРАВИЛЬНОГО ВИРАЖА

Из рис. 91 можно записать

$$Y_{\text{вир}} \cos \gamma = G, \quad (2)$$

где γ — угол крена.

Уравнение (2) выражает условие постоянства высоты. При нарушении этого равенства будет искривляться траектория полета в вертикальной плоскости.

Из этого уравнения следует, что для выполнения виража подъемная сила должна быть больше подъемной силы для горизонтального полета на том же угле атаки, так как она не только уравнивает силу веса, но и искривляет траекторию полета.

Условием постоянства радиуса является постоянство силы Y_2 . Разворот без скольжения происходит в том случае, когда продольная ось самолета будет всегда касательной к окружности траектории движения центра тяжести, не пересекая ее. Для этого требуется обеспечить равенство нулю алгебраической суммы всех путевых моментов и проекций всех сил на поперечную ось самолета.

Условием постоянства скорости является равенство силы тяги силе лобового сопротивления самолета на заданном угле атаки

$$P_{\text{вир}} = Q. \quad (3)$$

3. ПЕРЕГРУЗКА НА ВИРАЖЕ

Отношение величины подъемной силы, действующей на самолет в данный момент при вираже, к силе веса самолета называется перегрузкой на вираже.

Величина перегрузки на вираже определяется из уравнения (2)

$$n_{\text{вир}} = Y_{\text{вир}} / G = 1 / \cos \gamma \quad (4)$$

Понятно, что перегрузку пилот может создать только увеличением подъемной силы, а это он может сделать или за счет увеличения скорости полета, или за счет увеличения угла атаки. Формула $n_{\text{вир}} = 1 / \cos \gamma$ определяет, какую надо создать перегрузку, чтобы выполнить правильный вираж с заданным углом крена γ , т. е. она определяет потребную перегрузку. Как видим, потребная перегрузка зависит только от предполагаемого угла крена.

Ниже приведены значения перегрузки для некоторых углов крена:

Угол крена, град	0	10	15	20	30	45	60	70	80	90
Перегрузка, n	1,0	1,01	1,04	1,06	1,16	1,41	2,0	2,92	5,75	∞
Перегрузка \sqrt{n}	1,0	1,01	1,02	1,03	1,08	1,19	1,41	1,71	2,4	∞
Перегрузка $\sqrt{n^3}$	1,0	1,01	1,06	1,08	1,25	1,67	2,84	5,0	13,8	∞

Как следует из приведенных данных, выполнить правильный вираж с креном 90° невозможно, так как нельзя создать подъемную силу, равную бесконечности, и достичь бесконечно большой перегрузки.

4. СКОРОСТЬ, ТЯГА И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНЫЕ ДЛЯ ВИРАЖА

Из уравнений (2) и (4) следует:

$$Y_{\text{вир}} = nG = c_y \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2} S$$

$$V_{\text{вир}} = \sqrt{\frac{2Gn}{c_y \rho S}}$$

но $\sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} = V_{\text{г.п.}}$, тогда скорость, потребную для виража, можно записать

$$V_{\text{вир}} = V_{\text{г.п.}} \sqrt{n} \quad (5)$$

На вираже перегрузка всегда больше единицы, поэтому скорость, потребная для виража, больше скорости, потребной для горизонтального полета, на том же угле атаки. Чем больше угол крена γ (чем больше перегрузка n), тем больше потребная скорость для виража на том же угле атаки, так как необходимо обеспечить создание большей подъемной силы.

Минимально допустимая скорость при вираже определится по уравнению (5). А так как минимальная скорость горизонтального полета для самолета Ан-24 равна 230 км/ч , то минимально допустимая скорость виража определится: $V_{\text{вир min}} = 230 \sqrt{n}$, а при вираже с креном 30° $V_{\text{вир min}} = 230 \cdot 1,08 = 250 \text{ км/ч}$.

Необходимо иметь в виду, что, исходя из условий обеспечения безопасности полета в рейсовых полетах, для расчета минимально допустимой скорости на разворотах в формулу (5) необходимо подставить вместо $V_{\text{ЭК}}$ величину минимально допустимой скорости полета по прибору для данной высоты.

Например, для самолета с полетным весом $21\,000 \text{ кГ}$ на высоте 2000 м минимально допустимая скорость по прибору в рейсовом полете равна 310 км/ч . Тогда минимально допустимая скорость по прибору на вираже с креном 30° определится так: $V_{\text{вир min}} = 310 \cdot 1,08 = 335 \text{ км/ч}$.

Из уравнений (3) и (5) следует, что:

$$P_{\text{вир}} = Q = c_x \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2} S$$

или

$$P_{\text{вир}} = c_x \frac{\rho V_{\text{г.п.}}^2 n}{2} S$$

Но

$$c_x \frac{\rho V_{г.п}^2 n}{2} S = P_{г.п},$$

тогда

$$P_{вир} = P_{г.п} n \quad (6)$$

Чем больше перегрузка при вираже (чем больше угол крена), тем больше величина потребной тяги. Из формулы (6) видно, что потребная тяга для виража больше потребной тяги для горизонтального полета на том же угле атаки.

Минимальная потребная тяга для виража при заданном угле крена будет на наивыгоднейшем угле атаки, когда $P_{г.п}$ является минимальной.

Потребная мощность для виража определяется как произведение тяги на скорость виража

$$N_{вир} = P_{вир} \cdot V_{вир}$$

Подставив значение величины $P_{вир}$ и $V_{вир}$ из формул (5) и (6), получим:

$$N_{вир} = N_{г.п} \sqrt{n^3} \quad (7)$$

Потребная мощность для выполнения виража с увеличением угла крена увеличивается быстрее, чем потребная скорость для тех же углов атаки.

Для выполнения виража с креном 30° необходимо увеличить скорость на 8%, а мощность на 25%. Максимальный угол крена ограничивается наличием располагаемой мощности и величиной допускаемой перегрузки самолета.

Чтобы выполнить правильный вираж, требуется перед вводом в вираж увеличить подачу топлива и скорость полета. Величина потребных скоростей, тяги и мощности тем больше, чем больше угол крена. Только вираж с креном до 10° можно выполнять на допустимой скорости горизонтального полета, не меняя подачу топлива.

5. РАДИУС И ВРЕМЯ ВИРАЖА

Радиус виража определяется из параллелограмма сил, показанных на рис. 91, и из равенства (согласно законам механики) центростремительной Y_2 и центробежной $F_{цб}$ сил. Заменяем эти величины их значениями:

$$c_y \frac{\rho V_{вир}^2}{2} S \sin \gamma = \frac{G}{g} \cdot \frac{V_{вир}^2}{R_{вир}}$$

Решив уравнение относительно $R_{вир}$, получим:

$$R_{вир} = \frac{2G}{g c_y \rho S \sin \gamma}$$

но так как $\frac{2G}{c_y \rho S} = V_{г.п.}^2$, а $V_{г.п.}^2 = V_{вир}^2 \cos \gamma$, то, подставив результат в формулу

для $R_{вир}$, получим:

$$R_{вир} = \frac{V_{вир}^2}{9.81 \operatorname{tg} \gamma} \text{ м,}$$

или

$$R_{вир} = \frac{V_{вир}^2}{9.81(\sqrt{n^2 - 1})} \text{ м,} \quad (8)$$

Таким образом, радиус виража пропорционален квадрату скорости виража и обратно пропорционален тангенсу угла крена.

Радиус виража зависит от всех параметров, влияющих на величину потребной скорости для виража, и от угла крена.

Путь, проходимый самолетом за время выполнения виража,

Если путь виража разделить на скорость виража, то получим время виража

$$t_{вир} = \frac{S_{вир}}{V_{вир}} = \frac{2 \pi R_{вир}}{V_{вир}}$$

а подставив из формулы (8) значение $R_{вир}$, получим

$$t_{вир} = \frac{0.64 V_{вир}}{\operatorname{tg} \gamma}$$

Вычисленные радиус виража $R_{вир}$ и время виража $t_{вир}$ в зависимости от скорости и угла крена показаны в табл. 9.

Таблица 9

Угол крена, град	Скорость, км/ч					
	230		250		460	
	$t_{вир}, \text{сек}$	$R_{вир}, \text{м}$	$t_{вир}, \text{сек}$	$R_{вир}, \text{м}$	$t_{вир}, \text{сек}$	$R_{вир}, \text{м}$
10	213	2362	255	2840	461	9370
15	152	1560	167	1865	304	6150
30	71	725	73	865	141	2860

Из таблицы видно, что чем больше скорость на вираже, тем больше время виража при том же угле крена; чем больше угол крена, тем меньше время виража на той же скорости полета. Длина пути и время разворота при разворотах на 45, 90 и 180° определяется как $\frac{1}{8}$, $\frac{1}{4}$ и $\frac{1}{2}$ пути и времени виража, соответствующих данной скорости и углу крена. А для расчетов пути и времени при разворотах на любой угол φ° пользуются формулами для определения пути S_φ и времени t_φ разворота:

$$S_{\varphi} = \frac{2\pi R_{\text{вир}}}{360} \varphi \quad (10)$$

$$t_{\varphi} = \frac{0,017 R_{\text{вир}}}{V_{\text{вир}}} \varphi \quad (11)$$

6. ПРЕДЕЛЬНЫЙ ВИРАЖ

Если при выполнении виража все более увеличивать угол крена, то наступит момент, когда избыток мощности станет равным нулю, и, следовательно, дальнейшее увеличение угла крена будет вызывать снижение самолета.

Правильный вираж, при котором расходуется вся располагаемая мощность силовых установок, называется предельным виражом.

Характеристики предельных виражей самолета Ан-24 представлены на рис. 92 и 93.

На рис. 92 показана зависимость радиуса $R_{\text{вир}}$, времени $t_{\text{вир}}$ и угла крена γ от скорости виража $V_{\text{вир}}$ для самолета Ан-24 с полетным весом 19 000 кг (закрылки и шасси убраны, режим работы двигателей — номинальный, полет у земли). На рис. 93 представлен график перегрузки $n_{\text{вир}}$, возникающей при вираже в зависимости от скорости $V_{\text{вир}}$ при полете на высоте 6000 м и у земли

Предельные виражи различают с минимальным радиусом, с минимальным временем и максимальным углом крена.

Предельные виражи с минимальным радиусом и временем выполняются только на углах атаки больше экономического, т. е. при полете на втором режиме. Поэтому такие виражи не могут быть использованы, так как не обеспечивается безопасность полета.

Для самолета Ан-24 существует один предельный вираж с максимальным углом крена, он же будет и виражом с практически минимальным радиусом и минимальным временем.

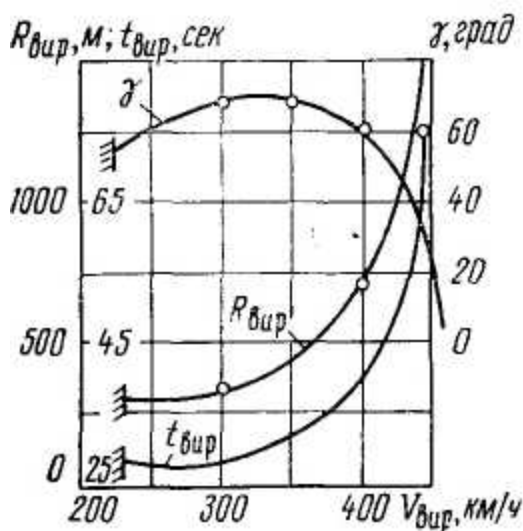


Рис. 92. Характеристики правильных виражей

Рис. 93. Перегрузки при вираже



Такой вираж выполняется на экономическом угле атаки и характеризуется для самолета с полетным весом 19 000 кг следующими данными:

	У земли	На высоте 6000 м
$V_{\text{вир}}, \text{ км/ч}$	350	390
$\gamma_{\text{пред}}, \text{ град}$	64	50
$n_{\text{вир}}$	2,28	1,56
$R_{\text{вир}}, \text{ м}$	470	1000
$t_{\text{вир}}, \text{ сек}$	30	58

Несмотря на то что мощность силовых установок позволяет выполнять развороты с углом крена до 64° , максимально допустимый крен в эксплуатации ограничен из условий безопасности полета и сохранения комфорта для пассажиров и должен быть не более:

- при визуальном полете днем — 30° ;
- при полетах ночью и в сложных условиях — 15° ;
- в штормовую болтанку — 10° .

Рассчитывая характеристики виража, выполняемого на любом угле атаки, необходимо найти на кривых Жуковского значение потребной и располагаемой мощностей для заданного угла атаки в горизонтальном полете. Затем определить величину перегрузки, которая может быть создана при полном использовании располагаемой мощности по формуле

$$n_{\text{max}} = \sqrt[3]{\left(\frac{N_{\text{расп}}}{N_{\text{номр}}}\right)^2}$$

Определив перегрузку, необходимо найти потребную скорость виража и предельный угол крена ($\cos \gamma = 1/n$). Потом вычислить радиус и время виража при данном угле атаки и соответствующей ему располагаемой мощности.

7. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ВИРАЖА

Накренение самолета при вираже должно выполняться координированным отклонением элеронов и руля направления в сторону виража.

При отклонении элеронов самолет накренится на крыло с поднятым элероном. В результате крена возникнет сила Y_2 , уводящая самолет с прямолинейной траектории. Самолет начнет движение по дуге (рис. 94).

При этом левый бок фюзеляжа будет обдуваться потоком под углом за счет движения самолета под действием силы Y_2 . Возникающая боковая сила Z_6 будет стремиться развернуть самолет вокруг оси $y - y$. Но как только разворот начнется, правый бок фюзеляжа самолета с вертикальным оперением будет испытывать давление воздушной среды и будет создаваться демпфирующий момент (от силы Z_A) вертикального оперения,

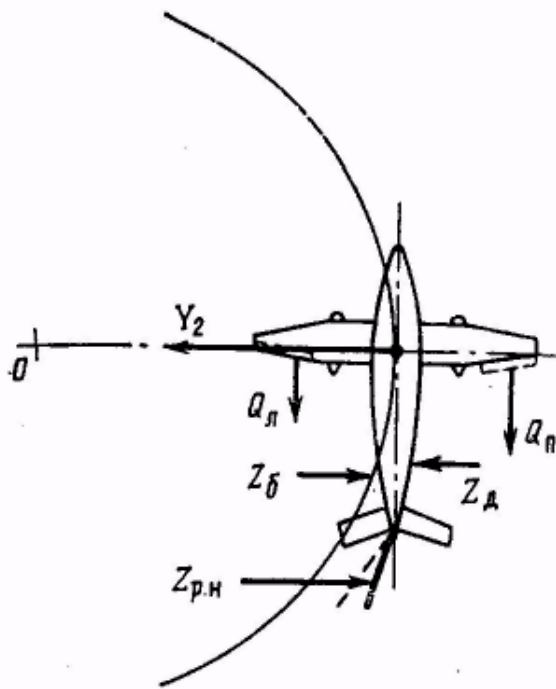


Рис. 94. Отклонение элеронов и руля направления на вираже

противодействующей развороту. Отклонение элеронов, несмотря на их дифференциальное управление, создает вредный разворачивающий момент в сторону, обратную накрению.

Кроме того, при движении самолета по дуге опущенное крыло расположено ближе к центру вращения, а поднятое — дальше, и поэтому оно будет иметь большую местную скорость обтекания, чем опущенное. Следовательно, на поднятом крыле сила лобового сопротивления $Q_{\text{п}}$ будет больше, чем $Q_{\text{л}}$ на опущенном, и поэтому будет создаваться момент, препятствующий повороту носа самолета в сторону крена. Для преодоления демпфирующего момента вертикального оперения и вредных разворачивающих моментов

необходимо одновременно с отклонением элеронов отклонить и руль направления в сторону виража (для создания силы $Z_{\text{р.н}}$).

Для выполнения правильного виража с допустимым углом крена необходимо увеличить подачу топлива в двигатели, а затем плавно повернуть штурвал и подать педаль в сторону виража. По достижении необходимого крена возвратить штурвал до нейтрального положения, ногу на поданной вперед педали немного ослабить. Такое действие необходимо для того, чтобы вернуть элероны к нейтральному положению, сравнять подъемные силы полукрыльев и уменьшить угловую скорость крена до нуля.

В процессе уменьшения отклонения элеронов будет уменьшаться и их вредный разворачивающий момент, для парирования которого отклонялся руль направления. Поэтому одновременно надо уменьшать отклонение руля направления, обеспечивая положение шарика указателя скольжения в центре — на оси прибора. Вывод из виража осуществляется действием рулей в сторону, противоположную крену.

При выполнении виража на самолете Ан-24 проявляется действие гироскопического момента, который создается вследствие вращения винта, компрессора и турбины. Гироскопический момент проявляется также при уходе на второй круг, при создании взлетного или посадочного положений самолета.

Определить, будет самолет поднимать или опускать нос, или разворачиваться влево или вправо, можно по мнемоническому правилу, показанному на рис. 95.

Для парирования гироскопического момента требуется незначительно отклонить рули.

Типичные ошибки при выполнении виража:

ввод в вираж на малой скорости;

некоординированное отклонение элеронов и руля направления.

Если, начиная вираж, не увеличить предварительно подачу топлива и скорость, то на вираже самолет начнет снижаться. Фактический угол атаки за счет вертикального перемещения самолета увеличится, а пилот, стремясь предотвратить снижение взятием штурвала на себя, может создать опасно большой угол атаки и свалить самолет на крыло. Чтобы не допустить такой ошибки, надо перед вводом в вираж увеличить подачу топлива и скорость соответственно заданному углу крена.

При малой подаче вперед педали сила $Z_{p.n}$ окажется меньше силы Y_2 . Неуравновешенные силы Y_2 и $Z_{p.n}$ начнут уводить самолет в сторону опущенного крыла, т. е. возникнет внутреннее скольжение. Вследствие скольжения подъемная сила самолета уменьшится и самолет будет снижаться. Если при этом, сохраняя крен, допустить большое отклонение штурвала на себя, то это может привести к срыву потока на поднятом крыле и сваливанию самолета в сторону, обратную крену.

При большей подаче педали вперед сила $Z_{p.n}$ будет больше силы Y_2 и под действием их неуравновешенности возникнет внешнее скольжение. Подъемная сила уменьшится, самолет начнет снижаться, опущенное крыло окажется в худших аэродинамических условиях. И если полет происходит на больших углах атаки, то при сохранении крена и несоразмерном отклонении штурвала на себя произойдет срыв потока с опущенного крыла и самолет энергично свалится на это крыло.

Несмотря на то что самолет Ан-24 имеет достаточную боковую и продольную устойчивость, при таких ошибках для вывода из сваливания будет потеряно около 400 м высоты. Исправлять такие ошибки необходимо своевременной отдачей штурвала от себя и возвратом руля направления в нейтральное положение. После прекращения срывной тряски необходимо устранить крен элеронами.

Чтобы избежать указанных выше ошибок, вираж следует выполнять только координированными отклонениями элеронов и руля направления и выдерживать скорость соответственно величине угла крена. В случае заклинивания элеронов в отклоненном положении до 2—6° самолет может

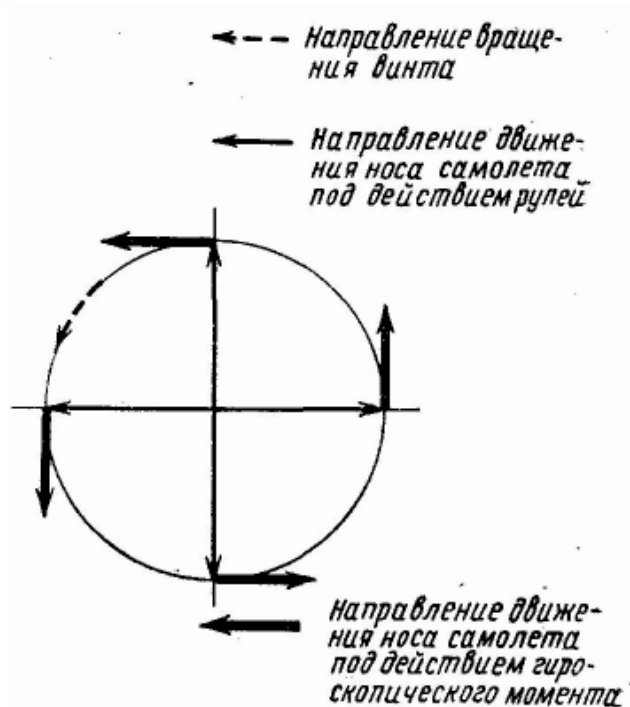


Рис. 95. Направление движения носа самолета под действием гироскопического момента

быть выведен из крена рулем направления. При освобожденном управлении элеронами самолет выводится рулем направления из крена до 30° без затруднений.

Глава X

РУЛЕНИЕ И ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

1. РУЛЕНИЕ

При рулении на самолет действуют силы тяги, реакции земли, трения колес и аэродинамические силы, зависящие от скорости движения самолета и скорости ветра.

Эти силы относительно центра тяжести самолета создают моменты. От соотношения этих сил и моментов и будет зависеть поведение самолета при рулении. Наличие управляемого переднего колеса и эффективных тормозов основных колес обеспечивает хорошую маневренность самолета при рулении.

Управление передним колесом может осуществляться при помощи штурвальчика (на скоростях руления до 30 км/ч) и с помощью педалей. В последнем случае их использование не ограничивается скоростью. Для создания момента сил трения скольжения переднего колеса о ВПП его надо отклонять в сторону желаемого разворота.

Управление передним колесом весьма эффективно. Оно обеспечивает без применения тормозов выдерживание направления движения самолета на прямых участках и выполнение разворотов как при безветрии, так и при наличии бокового ветра под углом 90° к оси самолета до 12 м/сек по сухим твердым дорожкам. При рулении по размокшему грунту будет создаваться малая сила трения скольжения переднего колеса. Несмотря на наличие большого плеча этой силы относительно центра тяжести, стабилизирующий момент будет недостаточен для обеспечения маневрирования самолета при выдерживании прямолинейности движения, особенно при наличии бокового ветра более 8 м/сек . В таком случае руление затруднено и возникнет необходимость использования тормозов колес, а также буксировки самолета.

При рулении на переднее колесо приходится нагрузка от 7 до 15% силы веса самолета. Если рулежная дорожка будет иметь неровности, различную плотность грунта, как это имеет место на грунтовых аэродромах, то будет создаваться раскачка самолета, нагрузка на переднее колесо может увеличиться и создадутся условия зарывания в грунт и чрезмерного увеличения на него нагрузки. Во избежание этого скорость при рулении по грунтовым дорожкам, особенно на мягком и размокшем грунте, должна быть $2\text{—}6 \text{ км/ч}$, а радиусы разворотов — не менее 15 м .

Самолет стравливает с места при положении РУД 15—25° по УПРТ, а при рулении РУД устанавливается соразмерно скорости руления от 0° по УПРТ на бетоне и до 40° на размокшем грунте.

Руление должно выполняться с винтами, снятыми с промежуточного упора.

2. НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ

Взлетом называется ускоренное движение самолета от момента начала разбега до набора эволютивной (безопасной) скорости после отрыва.

Для обеспечения наиболее быстрого взлета и наименьшей длины взлетной дистанции, а также возможности продолжения взлета в случае отказа одного двигателя взлет, как правило, выполняется:

- на взлетном режиме работы двигателей;
- с отклоненными закрылками на 15°;
- с отклоненным триммером руля высоты от себя (вверх) на число делений в зависимости от взлетной центровки самолета;
- с винтами в положении «На упоре».

Выпуск закрылков на 15° и отклонение триммера руля высоты соответственно центровке самолета производятся перед выруливанием самолета на исполнительный старт.

Чтобы убедиться в правильности установки переднего колеса самолета точно по оси ВПП, необходимо прорулить в направлении взлета 5—10 м, затем затормозить его, включить взлетно-посадочное управление передним колесом и поставить переключатель упора винта в положение «На упоре».

Взлет самолета Ан-24 состоит из трех этапов: разбега, отрыва самолета от земли и разгона до эволютивной скорости с одновременным набором высоты (рис. 96). При этом на высоте 15 м самолет должен иметь безопасную скорость.

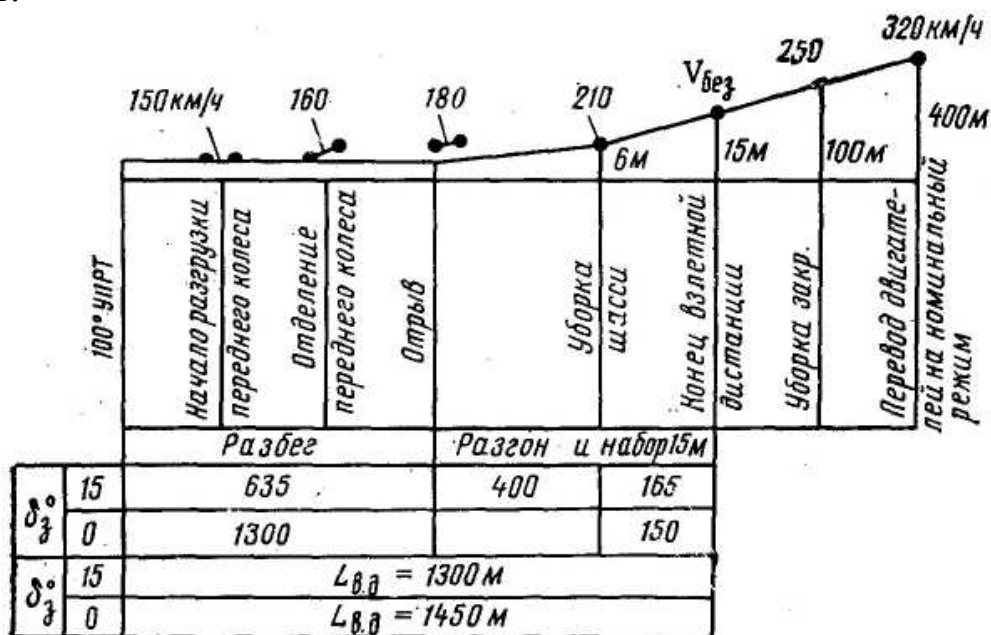


Рис. 96. Схема взлета самолета

Мощная силовая установка дает достаточную силу ускорения, обеспечивающую увеличение скорости самолета с одновременным набором высоты сразу после отрыва, без выдерживания самолета на постоянной высоте.

Основными взлетными характеристиками самолета являются: скорость отрыва, длина дистанции разбега, длина взлетной дистанции. Скорость самолета, при которой он безопасно отрывается от земли, называется скоростью отрыва ($V_{отр}$).

Безопасная скорость взлета — это наименьшая скорость полета, при которой допускается (исходя из условия запаса вертикальной скорости, наличия удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости) начальный набор высоты в случае продолжения взлета после отказа одного из двигателей. Чем больше взлетный вес самолета, тем больше безопасная скорость взлета. Безопасная скорость должна быть не менее чем на 20% больше скорости сваливания, соответствующей условиям взлета с одним неработающим двигателем (до момента уборки закрылков, но без учета влияния земли).

Для взлетного веса 19 000—21 000 кг при отклоненных закрылках на 15° безопасная скорость (индикаторная) равна 200 — 215 км/ч.

Длина разбега — это длина пути, проходимого самолетом от начала разбега до отрыва от ВПП. Расстояние, проходимое самолетом от начала разбега до набора высоты 15 м, называется длиной взлетной дистанции ($L_{в-д}$).

На рис. 96 показана схема взлета самолета со взлетным весом 20 т при стандартных атмосферных условиях (угол атаки на отрыве — 9°, коэффициент $c_{y отр} = 1,78$, взлет с твердого грунта, коэффициент трения $f = 0,06$).

Взлетные данные для самолета со взлетным весом 21 000 кг при взлете с бетонной ВПП с углом атаки на отрыве 8° и отклоненными закрылками на 15° в стандартных атмосферных условиях:

Скорость отрыва, км/ч	185
Длина разбега, м	635
« взлетной дистанции до высоты 15 м	1300

Поведение самолета на разбеге

Разбег производится с целью достижения скорости, необходимой для отрыва от ВПП самолета.

Чтобы самолет приобрел достаточное ускорение на наименьшей дистанции разбега и рули стали эффективными, надо создать самолету максимальную силу ускорения. Для этого перед началом разбега необходимо, удерживая самолет на тормозах, плавно и синхронно увеличивать мощность двигателей до 30—40° по УПРТ, а по достижении стабильных оборотов двигателей (98,5—100,5%) увеличить режим их работы до максимального (100° по УПРТ).

Убедившись в исправной работе двигателей, следует плавно отпустить тормоза и начать разбег.

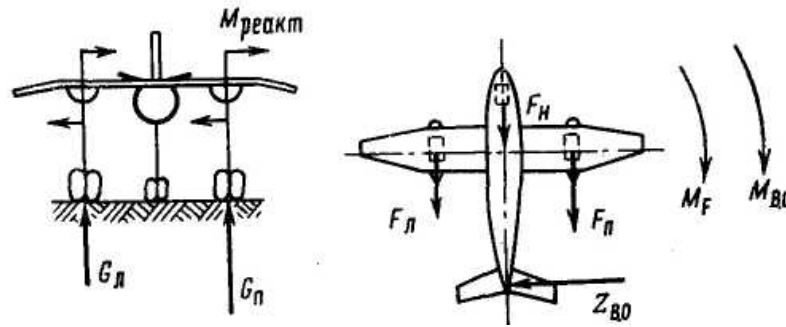


Рис. 97. Возникновение разворачивающих и кренящего моментов на разбеге

За счет левого вращения винтов на разбеге возникают поперечные и путевые моменты. Поперечные моменты $M_{\text{реакт}}$ будут создаваться вследствие реакции воздуха при вращении винтов (рис. 97). Реактивные моменты винтов кренят самолет на правое крыло.

На разбеге вследствие крена самолета на правое крыло нагрузка на правое колесо шасси ($G_{\text{п}}$) будет больше, чем на левое ($G_{\text{л}}$).

Большая величина нагрузки создает большую величину силы трения колес о ВПП.

Сила трения F колес о ВПП определяется по формулам:

$$F_{\text{л}} = G_{\text{л}}f \text{ (левого колеса)}, F_{\text{п}} = G_{\text{п}}f \text{ (правого колеса)},$$

где f — коэффициент трения колес о ВПП; он зависит от характера поверхности ВПП и от давления в пневматиках.

Вследствие разности сил трения колес левой и правой ног шасси создается путевой момент M_{F} , стремящийся развернуть самолет вправо. Кроме того, струя воздуха, отбрасываемая винтом правого двигателя, давит на вертикальное оперение и создает момент $M_{\text{В.о.}}$, тоже заворачивающий самолет вправо.

В результате действия этих двух моментов самолет на разбеге имеет небольшое стремление к развороту вправо, которое свободно парируется в начале разбега поворотом переднего колеса или при необходимости торможением основных колес, а в дальнейшем и рулем направления.

По мере приближения самолета к скорости отрыва от ВПП необходимо отделить переднее колесо от земли и создать самолету взлетный угол.

При движении самолета на разбеге с отделенным от ВПП передним колесом на самолет действуют продольные моменты силы тяги, аэродинамических сил и сил реакции земли. Последние после отдаления переднего колеса при случайных изменениях угла тангажа создают относительно центра тяжести дестабилизирующий момент, который особенно будет проявляться при более задней Центровке и на малых скоростях, когда демпфирующий момент приращения подъемной силы ΔY_c будет мал, так как эта сила будет мала и плечо ее α — расстояние от фокуса до центра тяжести самолета — при более задней центровке будет меньше, чем при передних центровках.

Если отделение переднего колеса осуществить на малой скорости, то ΔY_c за счет увеличения угла атаки будет мало и стабилизирующий момент его будет меньше дестабилизирующего. В этом случае даже при небольших неровностях ВПП самолет будет делать серию толчков, опускаясь на переднее колесо.

При подъеме переднего колеса заметно увеличивается кабрирующий момент за счет вертикальной составляющей силы тяги.

Самолет имеет стремление к увеличению подъема носа — к увеличению угла атаки. Если отделить переднее колесо на большой скорости, то можно легко упустить момент задержки штурвала. Произойдет резкое увеличение угла атаки, подфюзеляжный гребень может коснуться ВПП или произойдет преждевременный отрыв самолета с последующим повторным касанием колесами ВПП.

Чтобы обеспечить необходимую устойчивость на разбеге, для самолета установлены оптимальные скорости отделения переднего колеса, которые необходимо выдерживать. В нормальном взлете отделение переднего колеса осуществляется на скорости 160 км/ч , начиная их разгрузку на 150 км/ч .

Для парирования стремления самолета к увеличению угла атаки после отделения переднего колеса следует своевременно задержать штурвал и создать угол тангажа $2\text{—}3^\circ$ по УУТ.

После отделения переднего колеса пропадает тот стабилизирующий путевой момент, который оно создавало. Поэтому у самолета снова появится стремление развернуться вправо.

Прямолинейность движения самолета после отделения переднего колеса от ВПП выдерживается только отклонением руля направления. На скорости $165\text{—}175 \text{ км/ч}$ необходимо увеличить угол тангажа до взлетного ($5\text{—}6^\circ$ по УУТ).

Отрыв и набор высоты с увеличением скорости

Отрыв от ВПП самолета со взлетным весом 20 т происходит на скорости по прибору 180 км/ч . Эта скорость соответствует углу атаки 9° . С точки зрения безопасности такой угол атаки является наиболее приемлемым, так как при этом остается еще запас 3° по углу тангажа и обеспечивается большой коэффициент подъемной силы при отрыве.

После отрыва угол тангажа не меняется и с этим углом самолет плавно отходит от земли, постепенно увеличивая скорость и скороподъемность.

Участок выдерживания самолета у земли отсутствует, так как мощные силовые установки обеспечивают возможность увеличения скорости с одновременным набором высоты. На безопасной скорости на высоте не менее 5 м убираются шасси. На меньшей высоте шасси убирать нельзя.

Перед уборкой шасси надо затормозить колеса. При уборке шасси на несколько секунд открываются створки гондол, сопротивление резко увеличивается, происходит торможение самолета и при неблагоприятных условиях (порывы воздушных масс) самолет может дать просадку и зацепить

фюзеляжем за землю. Уборка шасси не вносит заметных изменений в балансировку самолета.

После отрыва самолета, в связи с тем что исчезает момент сил трения колес, самолет приобретает стремление отклониться вправо. Это стремление необходимо парировать отклонением руля направления. После уборки шасси следует продолжать набор высоты с увеличением скорости.

На высоте не менее 100 м над препятствиями и при скорости 230—250 км/ч убираются закрылки ввиду нецелесообразности их дальнейшего использования.

Если взлет выполняется по методике с уменьшением шума на местности, то по достижении скорости 250 км/ч закрылки не убираются и набор высоты до 400 м выполняется на этой скорости с отклоненными закрылками на 15°. В этом случае самолет подходит к населенному пункту по курсу взлета позже и на большей высоте, чем при обычном взлете и, следовательно, с меньшим шумом.

Уборка закрылков вызовет уменьшение коэффициента c_{x0} , что приведет к уменьшению угла подъема без изменений балансировки самолета. Кроме того, после уборки закрылков лобовое сопротивление самолета уменьшится, избыток тяги увеличится и самолет быстро начнет набирать скорость и высоту.

При достижении минимально допустимой скорости рейсового полета (330—320 км/ч) двигатели плавно переводятся на номинальный режим, самолет балансируется триммерами. С изменением условий взлета взлетные характеристики самолета изменяются.

3. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Силы, действующие на самолет на разбеге, показаны на рис. 98. Самолет при взлете способен увеличивать скорость за счет ускоряющей силы ΔP :

$$\Delta P = P_r - (Q + F_0 + F_{\text{п}}), \quad (1)$$

где P_r — горизонтальная составляющая силы тяги; Q — сила лобового сопротивления самолета.

В процессе разбега силы трения основных колес (F_0) и переднего колеса ($F_{\text{п}}$) уменьшаются за счет разгрузки их подъемной силой самолета.

После отделения колес от земли указанные силы исчезают, а за счет этого начинает увеличиваться ускоряющая сила ΔP . Ускорение самолета определяется по формуле

$$j = 9,81 \frac{\Delta P}{G}, \quad (2)$$

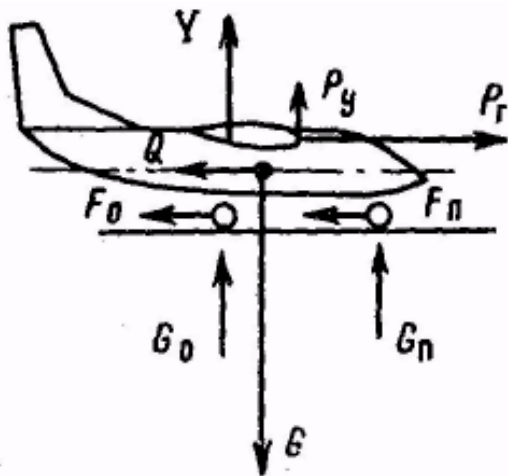


Рис. 98. Силы, действующие на самолет при разбеге

момента отрыва самолета; $l_{\text{разг}}$ — дистанция разгона скорости до 210 км/ч; l_{h15} — дистанция набора высоты 15 м.

Главное влияние на величину взлетной дистанции оказывает длина разбега. Приблизительно длина взлетной дистанции определяется по формуле

$$L_{\text{в.д}} = 1,2 - 1,7 l_{\text{разб.}}$$

Коэффициенты берутся: 1,2 — при взлете без отклоненных закрылков; 1,7 — с отклоненными закрылками.

Анализируя формулы (1—5), рассмотрим влияние на взлетные характеристики отдельных факторов.

1. Чем больше величина ускоряющей силы самолета ΔP , тем быстрее (на меньшей дистанции разбега) самолет приобретает скорость отрыва от ВПП. Для получения максимальной силы ΔP взлет выполняется на взлетном режиме работы двигателей. Их вывод на этот режим осуществляется при удерживании тормозами самолета на месте или на 20—30-метровой дистанции разбега.

2. Чем больше взлетный вес самолета, тем больше должна быть скорость отрыва, при которой будет создана подъемная сила, равная весу самолета.

При большем весе самолета на разбеге будут большими и силы трения колеса, а ускоряющая сила ΔP будет меньше. Чем меньше сила ΔP и чем больше масса самолета, тем меньше ускорение самолета и тем большую дистанцию он должен пробежать до приобретения скорости отрыва. Длина взлетной дистанции с увеличением взлетного веса самолета увеличивается.

В табл. 10 приведены основные взлетные данные самолета Ан-24 при различном взлетном весе для взлета с бетонной ВПП в стандартных условиях.

Из табл. 10 видно, что уменьшение взлетного веса на 100 кг при прочих равных условиях взлета с отклоненными закрылками на 15° уменьшает длину разбега и длину взлетной дистанции на 8—15 м соответственно.

Скорость отрыва определяется по формуле

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{\text{отр}}} \rho S}} \quad (3)$$

Длина разбега определяется по формуле

$$l_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{ср}}} \quad (4)$$

где $j_{\text{ср}}$ — среднее ускорение на разбеге. Длина взлетной дистанции определяется по формуле

$$L_{\text{в.д}} = l_{\text{разб}} + l_{\text{разг}} + l_{h15} \quad (5)$$

где $l_{\text{разб}}$ — дистанция разбега до

Таблица 10

Взлетный вес, кг	Положение закрылков, град	Скорость отрыва, км/ч	Длина разбега, м	Длина взлет- ной (до 15 м) дистанции, м	Взлетный вес, кг	Положение закрылков, град	Скорость отрыва, км/ч	Длина разбега, м	Длина взлет- ной (до 15 м) дистанции, м
18 000	15	170	420	800	20 000	15	180	550	1100
	0	210	950	1050		0	230	1200	1300
19 000	15	175	500	1000	21 000	15	185	635	1300
	0	225	1100	1250		0	235	1300	1450

Предельный допустимый взлетный вес самолета рассчитывается по специальной инструкции из условий обеспечения безопасного прекращения и продолжения взлета с учетом атмосферных условий при взлете и фактической длины летного поля (ВПП+КПБ).

3. При увеличении угла атаки отрыва увеличивается подъемная сила самолета, за счет этого уменьшается сила трения колес о ВПП при разбеге. Это благоприятно сказывается на увеличении ускоряющей силы на отрыве и казалось бы, что при этом потребуются меньшая длина разбега. Но с увеличением угла атаки увеличивается коэффициент лобового сопротивления самолета, что вызывает уменьшение ускоряющей силы ΔP на заключительном этапе разбега перед отрывом самолета от ВПП, вследствие чего удлиняется дистанция разбега. Поэтому для каждого самолета рассчитывается оптимальное значение угла атаки отрыва. При этом учитывается и такой важный фактор, как обеспечение безопасности создания взлетного положения самолета перед отрывом и в момент отрыва. Это делается для того, чтобы не допустить выход самолета на угол атаки, близкий к критическому.

Исходя из сказанного для самолета Ан-24 угол атаки отрыва предусмотрен в пределах 6—11°. Практически рекомендуется взлетать на самолете Ан-24 с углом атаки отрыва 8—10°. Каждому углу атаки отрыва на данной ВПП соответствует определенная скорость отрыва и дистанция разбега.

Следует отметить, что при взлете с большим взлетным весом, а также при взлете в усложненных условиях (при высоких температурах воздуха, при боковом ветре) угол атаки отрыва надо создавать меньше на 2—3° по сравнению с взлетом в нормальных условиях. Это делается для того, чтобы иметь запас угла атаки на отрыве и получить большую скорость на земле до отрыва.

4. Влияние отклонения закрылков. Для уменьшения скорости отрыва и сокращения длины разбега взлет на самолете Ан-24 выполняется, как правило, с отклоненными закрылками на 15°. Полное отклонение закрылков до 38° не рекомендуется, хотя скорость отрыва и длина разбега при таком отклонении уменьшаются. Полное отклонение закрылков вызывает значительное увеличение коэффициента лобового сопротивления самолета, снижает интенсивность увеличения скорости после отрыва и вертикальную

скорость набора высоты, понижает эффективность рулей при уменьшенной скорости отрыва и, самое главное, исключает возможность продолжения взлета в случае отказа одного двигателя при взлете, (даже если при этом винт автоматически зафлюгируется).

Отклонение закрылков на 15° увеличивает коэффициент подъемной силы, за счет чего скорость отрыва и длина разбега уменьшаются (см. табл. 9).

Для определения длины разбега самолета пользуются специальными графиками.

Скорости отрыва для самолета со взлетным весом 20 000 кг при различных углах атаки отрыва в стандартных атмосферных условиях взлета с твердого грунта с неотклоненными закрылками (числитель) и с отклоненными на 15° (знаменатель) следующие:

$\alpha_{\text{отр}}, \text{град}$	6	9	11
$V_{\text{отр}} \text{ км/ч}$	270/200	225/180	205/165

Чем больше скорость отрыва, тем меньше дистанция разгона скорости до безопасной. Если скорость отрыва больше безопасной скорости полета, то набор высоты 15 м производится без разгона. 5. Влияние состояния поверхности ВПП характеризуется коэффициентом трения колес о поверхность ВПП при разбеге (примерные значения):

Бетонированная дорожка	0,02—0,04
Твердый грунт	0,05—0,06
Мягкий песчаный грунт	0,12—0,30
Размокший грунт	0,25—0,35
Рыхлый мокрый снег	0,25—0,30

Чем больше коэффициент трения, тем меньшую ускоряющую силу будет иметь самолет на разбеге, а это значит, что самолет будет медленнее увеличивать скорость.

Длина разбега и длина взлетной дистанции при взлете с бетонированной ВПП меньше, чем при взлете самолета с грунтовой ВПП при прочих равных условиях. Степень устойчивости самолета при разбеге на бетонной ВПП будет выше, чем на других ВПП. В связи с тем что грунтовые

Таблица 11

Показатель взлета	Отклонение закрылков, град	Взлет с бетонированной ВПП	Взлет с грунтовой ВПП	
		$f = 0,02$	$f = 0,06$	$f = 0,12$
Разбег, м	0	1200	1240	1680
	15	550	700	950
Взлетная дистанция, м	0	1300	1430	1850
	15	1100	1140	1250

полосы имеют неровности, во избежание излишних нагрузок переднее колесо шасси на взлете необходимо поднимать несколько раньше — на скорости 140—145 км/ч.

Влияние коэффициента трения f на длину разбега и взлетную дистанцию для самолета со взлетным весом 20 000 кг при взлете в стандартных атмосферных условиях показано в табл. 11.

6. Наличие уклона ВПП (рис. 99) приводит к уменьшению или увеличению ускоряющей силы за счет составляющей силы веса самолета G_2 , которая вычитается из ускоряющей силы или складывается с ней, создавая отрицательное или положительное приращение ускорения, равное $g \sin \varphi$. Так как практически угол наклона ВПП φ мал, то можно считать, что наклон ВПП на скорость отрыва не влияет, а влияет только на длину разбега за счет изменения ускорения.

При взлете на уклон длина разбега увеличивается почти в 2 раза больше, чем она уменьшается при взлете под уклон той же величины. В среднем можно считать, что при взлете под уклон каждый 1° уклона ВПП, при прочих равных условиях, уменьшает длину разбега на 35 м.

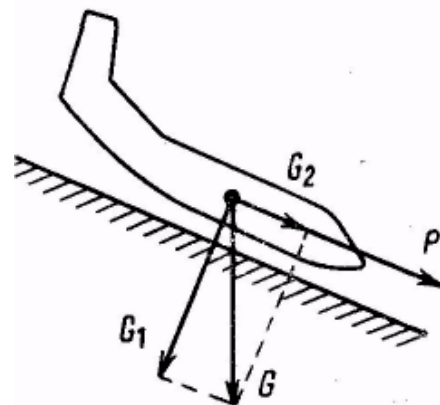
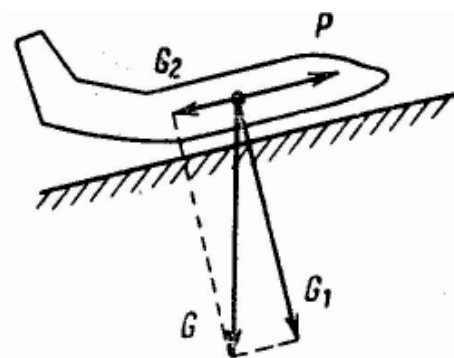


Рис. 99. Влияние уклона ВПП на взлетные характеристики самолета

Особенности взлета с размокшего грунта и рыхлых снежных полос

Взлет с размокшего грунта разрешается производить с боковой составляющей ветра не более 8 м/сек. Эта величина допустимой силы ветра по сравнению со взлетом с бетонной ВПП (до 12 м/сек) объясняется тем, что на размокшем грунте стабилизирующий эффект переднего колеса уменьшается. При взлете с размокшего грунта тормоза малоэффективны. Вследствие наличия больших сил торможения движению самолета при вязком грунте взлет может оказаться невозможным. Поэтому перед началом разбега необходимо наметить точку прекращения взлета приблизительно на удалении 500 м от конца ВПП. Во избежание разворотов увеличивать режим работы двигателей до взлетного надо в процессе разбега, не допуская резкой дачи РУД.

Несмотря на нежелательность раннего отделения переднего колеса (из соображений обеспечения устойчивости самолета на разбеге), для уменьшения сил сопротивления трения колес при взлете с размокшего грунта их выгодно отделять все же раньше. Кроме того, создание большого угла атаки вследствие отделения переднего колеса вызывает увеличение подъемной силы крыла и уменьшение нагрузки на основные колеса, что также уменьшит сопротивление движению самолета по размокшему грунту.

При разбеге для подъема переднего колеса штурвал отклоняется до отказа на себя с момента вывода двигателей на взлетный режим. А для того, чтобы самолет имел запас по углу тангажа и меньший коэффициент лобового сопротивления на разбеге, необходимо после отрыва переднего колеса от земли установить угол тангажа несколько меньше взлетного (на 1—2°). В таком положении самолет разгоняется до скорости 150 км/ч. По достижении этой скорости следует создать взлетное положение самолета и продолжать разбег до отрыва.

Если скорость 150 км/ч до намеченной точки прекращения взлета не будет достигнута, то взлет будет невозможен и разбег необходимо прекратить.

Техника выполнения взлета с полос, покрытых рыхлым мокрым снегом, аналогична взлету с размокшего грунта. При взлете с полосы, покрытой мокрым снегом (жижа) толщиной 25—30 мм, длина разбега увеличивается на 150—200 м, а при большей толщине такого слоя взлет может оказаться невозможным.

Укатанный мокрый снег можно сравнить с мягким грунтом. Чем тверже укатан снег, тем труднее будет выдерживать направление на разбеге, и переднее колесо потребует отделять позже перед отрывом самолета.

Особенности взлета с ВПП, имеющей каменные включения в грунте

При наличии в грунте ВПП щебня, гравия камешки при взлете будут отбрасываться в стороны и повреждать фюзеляж и винты.

С целью предотвращения повреждения фюзеляжа и винтов переднее колесо следует отделять от земли на меньшей скорости, чем при нормальном взлете. По этой же причине РУД следует выводить до взлетного положения в процессе разбега на дистанции 20—30 м.

Для отделения переднего колеса штурвал отклоняется полностью на себя с момента установления РУД во взлетное положение. При этом переднее колесо следует отделять от ВПП на скорости 120—130 км/ч.

Не следует сразу создавать взлетное положение самолету. Угол тангажа целесообразно иметь на разбеге на 1—2° меньше взлетного и взлетный угол тангажа создавать по достижении скорости на 10—5 км/ч меньше скорости отрыва.

Особенности взлета при высоких температурах воздуха

При увеличении температуры окружающего воздуха уменьшается мощность двигателей, избыток тяги и мощности.

Уменьшение плотности воздуха при увеличении температуры вызывает увеличение истинной скорости отрыва самолета от ВПП.

Примечание. Скорости по прибору на взлете при различных температурах надо иметь такие же, как и при взлете в стандартных атмосферных условиях, так как указатель скорости замеряет скоростной напор.

Чтобы достичь большей скорости отрыва, самолету потребуется больше времени и более длинная дистанция разбега. При взлете в условиях работы двигателей в зоне I и IIa повышение температуры на каждые 5° свыше +15° увеличивают длину разбега до 35 м, а в зоне IIб — до 70 м. Кроме того, из-за уменьшения избытка мощности уменьшается вертикальная скорость подъема самолета после отрыва, уменьшаются возможности продолжения взлета в случае отказа одного двигателя на взлете. Поэтому взлетный вес самолета с увеличением температуры окружающего воздуха должен быть уменьшен. Взлет со взлетным весом 21000 кг возможен только при атмосферных условиях не хуже стандартных. И практически для самолета Ан-24 ведут расчет не длины разбега, а взлетного веса самолета перед каждым полетом с учетом конкретных условий старта.

Для улучшения взлетных характеристик самолета при высокой температуре воздуха применяется впрыск воды в двигатель.

Сравнительные данные самолета со взлетным весом 20 000 кг при взлете со скоростью отрыва 190 км/ч следующие:

	Без впрыска	С впрыском
	воды	воды
Температура окружающего воздуха, °С.	+38	+38
Атмосферное давление ммрт.ст	741	741
Длина разбега, м	1000	850
„ взлетной дистанции, м	1820	1520

Впрыск воды в двигатель позволяет увеличить взлетный вес самолета при высоких температурах воздуха на 1—1,5 г.

Особенностью взлета самолета в условиях высоких температур наружного воздуха является:

а) отделение переднего колеса от ВПП надо производить на большей скорости (150—160 км/ч по прибору) до создания угла тангажа 2—3°.

б) взлетный угол создавать плавным взятием штурвала на Себя на скорости 170—180 км/ч;

в) отрыв самолета производить в зависимости от взлетного веса самолета на скорости по прибору 180—200 км/ч при угле тангажа 5—6° по УУТ.

Для полной выработки воды самолет набирает высоту 700—800 м. Балансировка самолета при переходе от полета с впрыском к полету без впрыска (симметрично и несимметрично) практически не нарушается.

Кроме температуры окружающего воздуха, существенное влияние на взлетные характеристики оказывает атмосферное давление и высота расположения аэродрома.

Чем меньше давление, тем меньше сила тяги, создаваемая силовыми установками, тем меньше сила ускорения.

При уменьшении атмосферного давления увеличивается скорость отрыва и длина разбега и уменьшается величина максимально допустимого взлетного веса самолета.

Высота расположения аэродрома оказывает влияние на взлетные характеристики через изменение давления и температуры воздуха. При условии, что температура и давление воздуха изменяются соответственно стандартной атмосфере — уменьшение атмосферного давления ниже *760 мм рт. ст.* на каждые *10 мм* или увеличение высоты над уровнем моря на каждые *100 м* увеличивают длину разбега на *15 м*.

Особенности взлета при ветре

Встречный ветер сокращает разбег и взлетную дистанцию самолета. Скорость воздуха, набегающего на самолет, за счет которой создается подъемная сила, складывается из скорости движения самолета относительно земли и скорости встречного ветра. Чем больше встречный ветер, тем раньше самолет сможет оторваться от земли. При взлете со встречным ветром траектория подъема самолета будет круче, самолет позже окажется над границей аэродрома, чем при безветрии, а поэтому и на большей высоте.

При взлете с попутным ветром будет обратное явление — дистанция разбега и взлетная дистанция увеличатся, самолет окажется над границей аэродрома на меньшей высоте. Поэтому взлет всегда целесообразно выполнять со встречным ветром.

Взлет допускается при встречном ветре до *30 м/сек*, при попутном — до *5 м/сек*, а при ветре под углом 90° к направлению взлета — до *12 м/сек*. Взлетать с попутным ветром разрешается только при крайней необходимости, так как на каждый *1 м/сек* попутного ветра требуется уменьшить допустимый взлетный вес на *250 кг*. При взлете с боковым ветром создается путевой момент, стремящийся развернуть самолет как флюгер носом против ветра. При боковом ветре самолет обдувается несимметричным потоком. Подъемная сила на подветренном полукрыле будет больше, чем на затененном, поэтому и колесо под крылом со стороны ветра будет разгружаться подъемной силой больше, чем под крылом с обратной стороны.

В связи с этим создаются неодинаковые величины сил трения колес о ВПП и возникает путевой момент, действующий в противоположную сторону моменту, вызванному давлением ветра на вертикальное оперение. Однако преобладающим будет момент, разворачивающий самолет вправо.

Сила трения, создаваемая передним колесом, будет препятствовать развороту самолета.

Угол тангажа на отрыве (для обеспечения большей эффективности рулей после отрыва) необходимо создавать на $2\text{—}3^\circ$ меньше, чем на взлете при безветрии, так как отрыв самолета от ВПП в этом случае произойдет на большей скорости, близкой к безопасной скорости взлета.

Стремление самолета к крену и развороту на разбеге следует парировать отклонением переднего колеса и элеронов, используя при

необходимости и торможение основных колес. Стремление самолета к развороту вправо при боковом ветре справа парируется отклонением руля направления влево (левой ногой). При этом аэродинамическая сила руля направления будет направлена противоположно силе давления ветра на боковую поверхность самолета справа. Поэтому самолет будет сноситься с полосы влево под действием разности указанных сил.

При боковом ветре слева пилот отклоняет руль направления влево, но уже на меньшую величину, так как в этом случае стремление самолета к развороту вправо уменьшается. Самолет будет сноситься с полосы вправо под действием суммы сил: от руля направления и давления ветра на боковую поверхность самолета слева. Поэтому следует иметь в виду, что при взлете с боковым ветром справа легче удержать самолет по курсу взлета, чем при боковом ветре слева.

Чтобы использовать стабилизирующее действие переднего колеса и предотвратить разворот самолета и стаскивание его с полосы, необходимо подъем переднего колеса выполнять при скорости на 10—15 км/ч больше, чем при нормальном взлете.

Длина разбега при этом будет больше, чем при взлете без бокового ветра. Снос после отрыва самолета от ВПП необходимо парировать изменением курса.

Длину разбега с учетом составляющей скорости ветра по оси взлета определяют по формуле

$$l_W = l_{шт} \left(1 \pm \frac{W}{V_{отр}} \right)^2$$

где $l_{шт}$ — длина разбега в штилевых условиях; W — скорость ветра по оси взлета.

Приближенно можно принимать, что каждый 1 м/сек ветра (составляющей) по оси взлета изменяет длину разбега на 20 м.

4. ОШИБКИ НА ВЗЛЕТЕ И ИХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Характерные ошибки, которые встречаются у пилотов в процессе обучения на самолете Ан-24, следующие:

- отделение самолета от ВПП с сильно поднятым передним колесом;
- отделение с трех точек;
- невыдерживание направления взлета.

Один из ответственных моментов выполнения взлета — это своевременно задержать и отклонить штурвал от себя, чтобы спарировать стремление самолета поднимать нос после отделения переднего колеса от ВПП. Если этого не сделать, то сильно увеличится угол тангажа и соответственно угол атаки. Самолет при этом отделится на большом угле атаки на малой скорости с высоко поднятым передним колесом. Такой взлет опасен, так как при угле тангажа более 9° самолет коснется подфюзеляжным гребнем о ВПП и произойдет поломка самолета, а также могут создаться

условия сваливания самолета на крыло. Нормальное взлетное положение самолета можно проконтролировать по проекции линии естественного горизонта на $\frac{1}{4}$ высоты переднего стекла кабины от нижнего его обреза или по показаниям прибора УУТ.

Если пилот в момент отрыва заметит, что создан большой угол тангажа, и резким движением штурвала от себя попытается исправить положение, то самолет приобретет продольную раскачку и возможно повторное касание колесами о ВПП после отрыва. Чтобы этого избежать, необходимо своевременной задержкой, а затем отклонением штурвала после отделения переднего колеса создать нормальный угол тангажа отрыва самолета не более 9° по УУТ.

Бывают случаи, когда пилот резким движением штурвала на себя осуществляет взлет «с подрывом». Такой взлет опасен и, как правило, кончается летным происшествием. При созданном большом угле атаки подъемная сила на мгновение становится достаточной, чтобы оторвать самолет от земли. Но одновременно увеличивается лобовое сопротивление самолета, он теряет скорость и может свалиться на крыло. Такие случаи иногда наблюдаются у неопытных пилотов. Например, самолет выкатывается одним колесом с ВПП и попадает в снег или на размокший грунт, или происходит прокол покрышки одного колеса. В этих случаях следует прекратить взлет.

Другой вид ошибки на взлете — это отделение самолета от ВПП с трех точек в том случае, когда пилот запаздывает поднимать переднее колесо: самолет совершает разбег вплоть до отрыва от ВПП, имея почти стояночный угол тангажа. В этом случае отрыв произойдет на большой скорости с трех точек. При таком взлете может не хватить взлетной полосы для безопасного взлета.

Следующий вид ошибки — это невыдерживание направления взлета. Если пилот легко парирует стремление самолета разворачиваться вправо до поднятия переднего колеса, то часто допускается уклонение от направления взлета именно в момент отделения переднего колеса. Необходимо это своевременно заметить и спарировать рулем направления.

Глава XI

ПОСАДКА САМОЛЕТА И УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОЙ ПОСАДКИ

Траектория посадки

Посадкой самолета называется движение самолета с высоты начала выравнивания до приземления.

Для самолета Ан-24 с посадочным весом 19 000 кг при нормальной посадке на бетонную ВПП ($\alpha_{\text{пос}}=9^\circ$; $\delta_3=38^\circ$) траектория посадки с основными посадочными данными приведена на рис. 100.

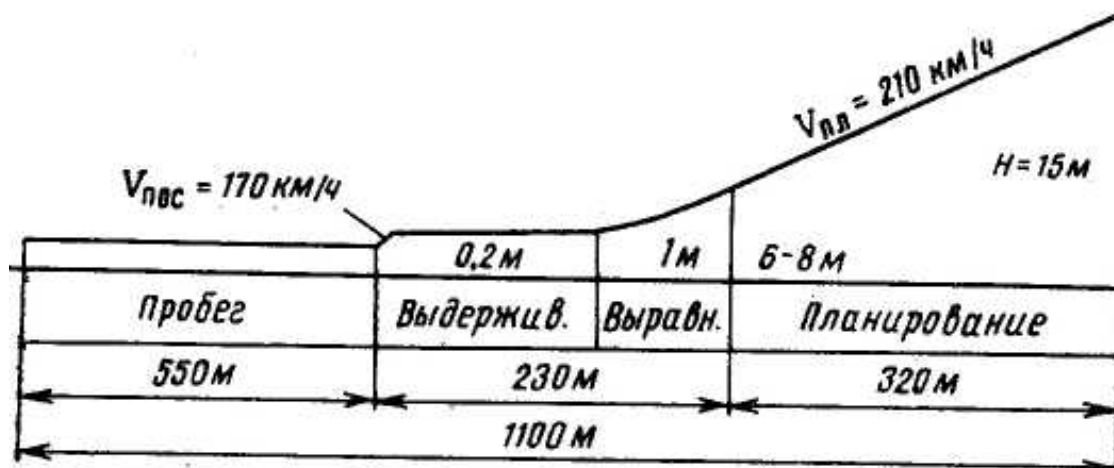


Рис. 100. Схема посадки самолета

Траектория посадки самолета состоит из участков: предпосадочного снижения с высоты 15 м до высоты начала выравнивания, выравнивания, выдерживания, приземления и пробега.

Самолет Ан-24 обладает хорошими посадочными свойствами, которые обеспечиваются:

достаточной эффективностью рулей на малых скоростях;

наличием закрылков;

наличием трехстоечной схемы шасси и управляемым передним колесом;

эффективными тормозами основных колес с автоматом юза; возможностью использования на пробеге для торможения самолета действия отрицательной тяги силовых установок.

Заход на посадку и предпосадочное снижение

В связи с ограничением допускаемых скоростей для выпуска шасси и закрылков по достижении высоты прямоугольного маршрута 400 м постепенно уменьшается скорость полета по прибору до 300 км/ч и на траверзе ДПРМ выпускаются шасси.

Чтобы обеспечить наличие положительной или нулевой тяги на соответствующих участках посадки, необходимо до третьего разворота установить проходную защелку полетного малого газа в положение, соответствующее температуре воздуха на аэродроме посадки.

Закрылки выпускаются на посадочный угол в два приема. Между третьим и четвертым разворотами они выпускаются на 15° при скорости по прибору 260—250 км/ч. Проявляющаяся при этом тенденция самолета к «вспуханию» парируется отклонением штурвала от себя с таким расчетом, чтобы стрелка вариометра сохранялась на нуле.

Четвертый разворот выполняется с креном не более 15° на скорости по прибору 250 км/ч, когда угол между линией продольной оси ВПП и линией визирования будет составлять 15—20°.

Чтобы получить возможность снижаться с небольшой вертикальной скоростью и при малой скорости по траектории, а также обеспечить и приземление на меньшей скорости, необходимо после четвертого разворота на скорости 220—230 км/ч, до входа в глиссаду снижения, выпустить закрылки на угол 38°. При этом тенденция самолета к «вспуханию» менее выражена, чем при выпуске их на 15°, и парируется оно также небольшим отклонением штурвала от себя.

При снижении самолета с отклоненными закрылками на 38° необходимо выдерживать скорость в зависимости от полетного веса 200—210 км/ч, чтобы не допустить срыва потока с горизонтального оперения. По этой же причине скорость самолета на предпосадочном планировании при необходимости следует увеличивать за счет повышения мощности двигателей, а не за счет снижения. При увеличении скорости за счет снижения приходится увеличивать угол снижения, а этим нарушается траектория снижения.

Вращение самолета вокруг поперечной оси вызывает также увеличение отрицательного угла атаки стабилизатора. Следовательно, в определенных условиях не исключена возможность выхода стабилизатора на закритические углы атаки с последующим «клевком» самолета, для устранения которого высоты может оказаться недостаточно. Вместе с этим ТВД имеют плохую приемистость. Поэтому для обеспечения быстрого перехода на взлетный режим в случае ухода на второй круг двигатели при снижении полностью не дросселируются, а РУД находится в положении 12—28° по УПРТ и силовые установки создают положительную тягу 380—500 кг, что уменьшает вертикальную скорость снижения. Одновременно такое положение РУД дает возможность своевременного подтягивания самолета, если оно потребуется.

Величина тяги (положение РУД) определяется в каждом случае полета в зависимости от условий и полетного веса самолета. Характерным для самолета является то, что при уборке РУД на планировании скорость будет уменьшаться быстрее, чем на поршневых самолетах. Движение РУД в сторону уменьшения подачи топлива на всех этапах (во избежание создания условий образования отрицательной тяги) посадки должно быть плавным, без удара. Угол планирования $\theta_{пл}$ и вертикальная скорость снижения V_y определяются по формулам:

$$\operatorname{tg} \theta_{пл} = \frac{Q - P}{Y} = \frac{1}{K} - \frac{P}{Y}; \quad (1)$$

$$V_y = V_{пл} \sin \theta_{пл}. \quad (2)$$

Угол планирования следует устанавливать такой, чтобы глиссада снижения была направлена в точку начала выравнивания, а вертикальная скорость снижения была бы 3—4 м/сек. Точка начала выравнивания для штилевых условий выбирается за 300 м от посадочных знаков.

Дальность планирования l_{h15} с высоты $h=15$ м до высоты начала выравнивания $h_{\text{выр}}$ определяется по формуле

$$l_{h15} = K_{\text{эф}}(h - h_{\text{выр}}), \quad (3)$$

где $K_{\text{эф}}$ — эффективное аэродинамическое качество самолета при наличии тяги равно

$$\frac{G}{Q - P}.$$

Высота начала выравнивания определяется по формуле

$$h_{\text{выр}} = \frac{V_y^2}{2h\Delta n_y} + h_{\text{выд}}$$

где Δn_y — увеличение перегрузки при выравнивании (для Ан-24 нормально $\Delta n_y = 0,13—0,16$); $h_{\text{выр}}$ — высота конца выравнивания (начала выдерживания).

Из приведенных уравнений (1, 2, 3, и 4) следует, что с изменением угла и скорости планирования изменяется и высота начала выравнивания.

При планировании с неработающими двигателями угол планирования должен быть больше обычного, следовательно, и высота начала выравнивания будет несколько увеличена.

Излишнее увеличение скорости на планировании не может быть рекомендовано из-за опасности вывода стабилизатора на критический угол атаки, а также потому, что при увеличении скорости планирования увеличивается вертикальная скорость снижения (уравнение 2), а это потребует большой высоты начала выравнивания и значительно увеличит длину воздушного участка посадочной дистанции.

Выравнивание

Выравнивание имеет целью уменьшить угол наклона траектории, перевести самолет почти в горизонтальное положение и уменьшить вертикальную скорость снижения до нуля.

Выравнивание начинается на высоте 6—8 м и заканчивается на 0,5—1 м. В процессе выравнивания пилот плавно убирает РУД с таким расчетом, чтобы в конце выравнивания довести РУД до упора проходной защелки.

При выравнивании пилот плавным движением штурвала на себя увеличивает угол атаки и выводит самолет из планирования почти в горизонтальный полет.

Искривление траектории в процессе выравнивания является следствием действия возникающего избытка подъемной силы за счет увеличения угла атаки крыла при отклонении штурвала на себя.

Движение самолета на выравнивании будет замедленным, так как по мере увеличения угла атаки лобовое сопротивление возрастает, а к концу выравнивания тяга силовых установок уменьшается из-за перевода РУД до проходной защелки.

Выдерживание и приземление

Выдерживание производится с постепенным снижением и с таким расчетом, чтобы приземление самолета произошло на основные колеса на посадочной скорости без заметного парашютирования и толчка.

На выдерживании скорость самолета непрерывно уменьшается. В процессе выдерживания пилот плавным движением штурвала на себя переводит самолет на все большие углы атаки, вплоть до посадочного, соразмеряя это движение со скоростью самолета. Подъемная сила в этом случае практически равна силе веса самолета. Вследствие уменьшения скорости полета она уменьшается и для поддержания равенства сил $Y=G$ пилот должен все время отклонять штурвал на себя для увеличения коэффициента c_y .

Длина дистанции выдерживания зависит от того, насколько скорость в начале выдерживания превышает посадочную. Приземление следует производить с незначительно поднятым передним колесом при угле тангажа 3—4°.

Скорость приземления при посадочном весе самолета 19 000 кг и угле атаки 9° равна 170 км/ч. Выдерживание посадочной скорости весьма важно, так как завышение ее может привести к значительному увеличению дистанции пробега. Посадочная скорость определяется по формуле

$$V_{\text{пос}} = 0,95 \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{\text{пос}}} \rho S}}, \quad (5)$$

где 0,95 — коэффициент, учитывающий влияние парашютирования самолета перед приземлением; $c_{y_{\text{пос}}}$ — коэффициент подъемной силы на посадочном угле атаки.

Как следует из формулы (5), на величину посадочной скорости влияют: угол атаки на посадке, посадочный вес самолета и атмосферные условия.

Для уменьшения посадочной скорости можно полностью использовать возможности увеличения угла атаки самолета на посадке, так как перед приземлением не требуется такой запас угла атаки, как при отрыве.

Для самолета Ан-24 посадочный угол атаки равен 6—11°, но при посадке, как и при взлете, нельзя допускать увеличения угла тангажа самолета более 9°, так как это приведет к касанию хвостом ВПП. Благодаря тому, что центр тяжести самолета находится впереди осей основных колес шасси, самолет не имеет выраженной тенденции к подпрыгиванию после касания колесами ВПП, но все же, чтобы уменьшить вероятность такого подпрыгивания, надо после касания колесами ВПП и опускания переднего колеса перевести РУД до нуля по УПРТ.

Пробег

Чтобы наиболее быстро уменьшалась скорость после приземления, необходимо на пробеге создать такое положение самолета, при котором он имел бы наибольшую силу сопротивления, складывающуюся из аэродинамического сопротивления, сил трения колес и отрицательной тяги силовых установок.

Аэродинамическое сопротивление на пробеге будет большим, если создать самолету возможно больший угол тангажа. Сопротивление трению колес будет больше, если раньше (на большей скорости) начать применение тормозов основных колес. Оно будет большим, когда угол тангажа станет минимальным, т. е. когда подъемная сила будет меньше, а давление на колеса — больше.

Сила торможения отрицательной тягой будет тем больше, чем на большей скорости будет переведен РУД до нуля по УПРТ и сняты винты с упора.

Применять тормоза можно только после опускания переднего колеса во избежание создания ударных нагрузок на переднюю ногу. При этом угол тангажа будет равен нулю.

Таким образом, если ВПП сухая, то после приземления переднее колесо следует опустить раньше, чтобы лучше использовать тормоза и отрицательную тягу для торможения самолета. После опускания переднего колеса и перевода РУД на 0° по УПРТ надо для увеличения отрицательной тяги и исключения перегрева турбин снять винты с упора.

Торможение основных колес рекомендуется начинать на скорости 120—115 км/ч и только после опускания переднего колеса.

Если полоса мокрая (наличие воды, мокрого снега или размокший грунт), т. е. когда большие силы трения не могут быть получены, надо максимально использовать аэродинамическое сопротивление самолета. Поэтому выгодно пробег выполнять с поднятым передним колесом по возможности дольше. Необходимо после приземления задержать штурвал и удерживать его в положении «на себя», пока переднее колесо опустится. После начала пробега на трех точках во избежание разворота самолета снимать винты с упора следует на меньшей скорости, чем при посадке на сухую ВПП.

На пробеге самолета большое сопротивление движению создают отклоненные закрылки. Поэтому по достижении безопасной скорости руления их следует убрать. Направление на пробеге необходимо выдерживать отклонением педалей, сблокированных со взлетно-посадочным управлением, а при необходимости — тормозами.

Благодаря наличию шасси трехстоечной схемы самолет на пробеге имеет хорошую устойчивость пути.

2. ДЛИНА ПРОБЕГА

Длина пробега самолета при посадочном весе 19 000 кг на бетонной ВПП равна 550 м. Она может быть выражена приближенной формулой

$$l_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{x_{\text{ср}}}} \quad (6)$$

где $j_{x_{\text{ср}}}$ — среднее ускорение торможения (замедление на пробеге).

Для увеличения величины ускорения j_x , т. е. для более быстрого погашения скорости на пробеге, необходимо наличие наибольшего сопротивления движению самолета, величина которого зависит от посадочной скорости и от использования средств торможения «а пробеге».

Как следует из формулы (6), на длину пробега влияют все факторы, влияющие на величину посадочной скорости, и главным образом выдерживание посадочной скорости. Завышение посадочной скорости вызывает увеличение длины пробега, которое в этом случае можно приближенно определять по формуле

$$\Delta l_{\text{пр}} = 2l_{0 \text{ пр}} \frac{\Delta V_{\text{пос}}}{V_{0 \text{ пос}}}, \quad (7)$$

где $l_{0 \text{ пр}}$ — длина пробега, соответствующая расчетной посадочной скорости; $\Delta V_{\text{пос}}$ — отклонение от расчетной посадочной скорости; $V_{0 \text{ пос}}$ — заданная посадочная скорость. Увеличение посадочной скорости на 10 км/ч увеличивает длину пробега на 60—70 м.

Длина пробега зависит также от использования тормозов на пробеге, так как чем раньше будут применены тормоза, тем больше будет замедление на пробеге. Ориентировочно зависимость длины пробега от посадочной скорости и скорости включения тормозов в стандартных атмосферных условиях при посадке на бетонированную ВПП для самолета с посадочным весом 19 000 кг и при отклоненных закрылках на 38° приведены на рис. 101.

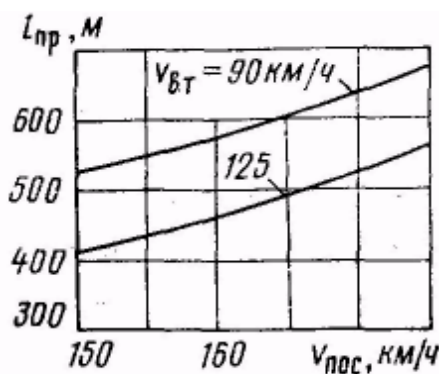


Рис. 101. Влияние запаздывания включения тормозов на длину пробега

Если тормоза не используются, длина пробега увеличивается на 200—300 м.

Длина пробега зависит от посадочного веса самолета. Для практического расчета можно принять, что она прямо пропорциональна весу самолета, т. е.

$$l_{2 \text{ пр}} = l_{1 \text{ пр}} \frac{G_{2 \text{ пос}}}{G_{1 \text{ пос}}}. \quad (8)$$

Уменьшение посадочного веса на 1000 кг уменьшает длину пробега на 50 м. Повышение температуры, уменьшение давления и плотности окружающего воздуха вызывает

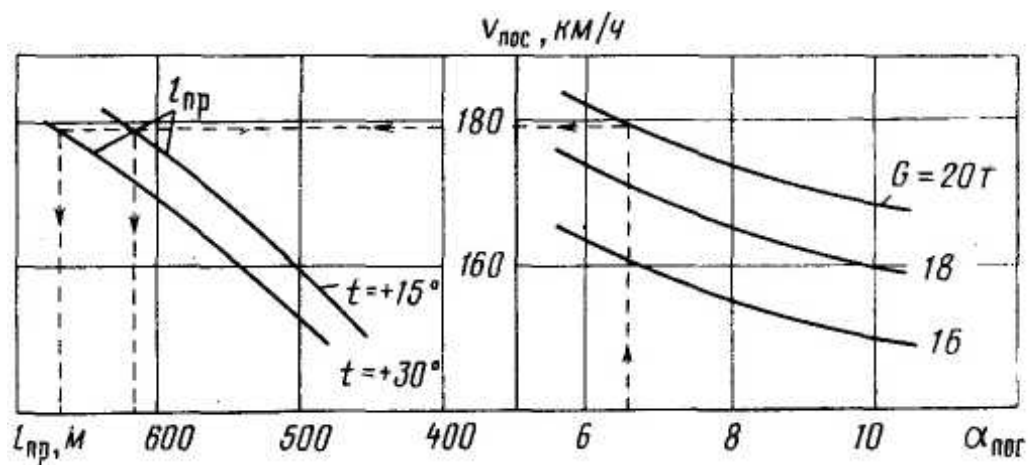


Рис. 102. График зависимости длины пробега от взлетного веса самолета, угла тангажа и скорости приземления при посадке на бетонную ВПП

увеличение посадочной скорости самолета и, следовательно, длины пробега. Для самолета Ан-24 при повышении температуры воздуха длина пробега на каждые $+5^\circ$ C (выше $+15^\circ$) увеличивается на 20 м. Это означает, что если в стандартных атмосферных условиях для самолета с посадочным весом 19 000 кг длина пробега на бетонной ВПП равна 550 м, то при температуре окружающего воздуха $+45^\circ$ C длина пробега составит 670 м.

С увеличением высоты атмосферное давление уменьшается, а соответственно уменьшается и плотность воздуха. Поэтому при посадке на высокогорном аэродроме посадочная скорость и длина пробега будут больше. Так, на аэродроме, расположенном на высоте 1000 м над уровнем моря, длина пробега будет больше примерно на 10% по сравнению с длиной пробега на аэродроме, расположенном на уровне моря. Однако надо иметь в виду, что плотность воздуха не влияет на величину ускорения пробега, так как изменение плотности компенсируется изменением скорости, и скоростной напор остается неизменным. Отсюда вывод: длина пробега изменяется прямо пропорционально абсолютной температуре воздуха и обратно пропорциональна его плотности (давлению) вследствие увеличения истинной посадочной скорости.

Длина участка пробега зависит также от состояния поверхности ВПП, на которую производится посадка, и от степени износа покрышек колес.

Таблица 12

Показатель	Посадочный вес, кг								
	16 000			18 000			20 000		
Положение закрылков, град	0	15	38	0	15	38	0	15	38
Длина пробега, м	836	613	450	940	687	510	1045	765	580
Длина посадочной дистанции, м.	1400	1210	950	1500	1240	1050	1600	1340	1170

Известно, что при посадке на сухую бетонную полосу применение тормозов колес дает больший эффект, чем при посадке на полосу, покрытую слоем воды или мокрым снегом (жижей). При посадке на мокрую полосу пробег увеличивается на 50—70%. Особенно будет заметно увеличение дистанции пробега при наличии: слоя воды или слоя снежной жижи, а также при посадке в ливневый дождь. Это объясняется проявлением так называемого эффекта «глиссирования», который заключается в том, что при большой скорости движения самолета (более 150 км/ч) между поверхностью покрышек и ВПП вклинивается слой воды. Вода в данном случае будет действовать как смазка и тормоза будут неэффективны.

Отклонение закрылков на посадке до 38° сокращает дистанцию пробега почти в 2 раза за счет увеличения лобового сопротивления самолета и за счет уменьшения посадочной скорости.

В табл. 12 приводится длина пробега и длина посадочной дистанции для самолетов с различным посадочным весом при посадке на бетон с углом атаки 9° в зависимости от использования закрылков в условиях МСА.

Торможение самолета при посадке винтами сокращает длину пробега до 40%. Для определения основных посадочных характеристик при посадке самолета на бетонную ВПП можно воспользоваться графиком, представленным на рис. 102.

3. ДЛИНА ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ

Длиной посадочной дистанции называется путь, проходимый самолетом относительно земли от высоты 15 м до полной остановки самолета.

Длина посадочной дистанции складывается из длины участков: снижения с высоты 15 м

$$l_{h\ 15} = K_{эф}(H - h_{выр});$$

выравнивания

$$l_{выр} = \frac{V_{сн}^2}{g} \cdot \frac{1}{K_{эф}} \cdot \frac{1}{n_y - 1};$$

выдерживания

$$l_{выд} = \frac{1}{2g} \cdot \frac{V_{сн}^2 - V_{пос}^2}{n_{x\ ср}}$$

где $n_{x\ ср}$ — среднее значение перегрузки по оси x — x ; пробега после приземления

$$l_{пр} = \frac{V_{пос}^2}{2j_{x\ ср}}$$

где $j_{x\ ср}$ — замедление скорости.

Из сказанного следует, что длина посадочной дистанции

$$L_{п.д} = l_{в.уч} + l_{пр.}$$

Длина посадочной дистанции зависит от условий, при которых выполняется посадка, от посадочного веса самолета и от использования средств торможения на посадке. С повышением температуры окружающего воздуха и уменьшением его плотности длина посадочной дистанции увеличивается. Приблизительно можно считать, что каждые $+5^\circ$ свыше $+15^\circ$ температуры окружающего воздуха увеличивают посадочную дистанцию на 60 м.

Длина посадочной дистанции сильно зависит от выдерживания скорости начала выравнивания, так как завышение последней на 10 км/ч увеличивает длину воздушного участка на 180—200 м.

Поскольку длина пробега с изменением полетного веса будет изменяться (см. формулу 8), то соответственно для самолета с большим полетным весом длина посадочной дистанции будет больше (см. табл. 12).

Длина участков посадки в значительной степени зависит также от того, производится ли посадка с убранными или выпущенными закрылками. При отклоненных закрылках за счет роста коэффициента лобового сопротивления (по мере отклонения штурвала на себя) быстрее уменьшается скорость до посадочной на выдерживании. Кроме того, наличие большого коэффициента подъемной силы при отклоненных закрылках уменьшает посадочную скорость, а уменьшение посадочной скорости за счет отклонения закрылков значительно сокращает длину пробега.

4. ПОСАДКА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

Посадка с убранными закрылками выполняется только в особых случаях или в учебных целях. Заход на посадку производится аналогично заходу при нормальной посадке. После четвертого разворота скорость снижения по сравнению со снижением при отклоненных закрылках должна быть больше, так как в этом случае коэффициент подъемной силы самолета будет меньше. Для Ан-24 эта скорость равна 230—240 км/ч по прибору в зависимости от полетного веса самолета.

Напомним, что указанная скорость снижения соответствует снижению на втором режиме. Поэтому остается малый запас коэффициента подъемной силы для выравнивания, что требует более плавного движения штурвала на себя при выравнивании и большей высоты начала выравнивания.

Приземление самолета происходит также на большей скорости — 210—220 км/ч.

Таким образом, длина пробега по сравнению с посадкой при отклоненных закрылках на 38° увеличивается почти в 2 раза, а длина посадочной дистанции — более чем в 2 раза.

5. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ ПРИ ВЕТРЕ

При посадке предельно допустимая скорость ветра такая же, как и при взлете.

При заходе на посадку с боковым ветром W бороться со сносом следует только углом упреждения. После четвертого разворота самолет выводится не на посадочный курс, который должен быть при отсутствии бокового ветра, а на курс, измененный на угол упреждения φ так, чтобы центр тяжести самолета перемещался по оси ВПП. При этом продольная ось самолета не должна совпадать с направлением его движения, а руль направления должен стоять в нейтральном положении.

Схема движения самолета вплоть до начала пробега показана на рис. 103.

Чтобы центр тяжести самолета перемещался вдоль оси ВПП, необходимо, чтобы поперечная составляющая скорость $V \sin \varphi$ была равна скорости бокового ветра W . А из этого условия можно определить угол упреждения φ

$$\sin \varphi = \frac{W}{V}. \quad (9)$$

Если скорость при снижении равна 210 км/ч, а скорость бокового ветра 12 м/сек, то угол упреждения

$$\sin \varphi = \frac{12 \times 3,6}{210} = 0,205 \quad \text{или} \quad \varphi = 11^\circ 30'.$$

Угол упреждения, рассчитанный по скорости снижения, не может обеспечить движение самолета без сноса на всех этапах посадки. Так, на выравнивании и выдерживании скорость полета будет уменьшаться, а вследствие этого будет (нарушаться и равенство (9): угол упреждения будет

мал, и самолет будет сносить с посадочной полосы.

Во избежание такого сноса рекомендуется самолет вести так, чтобы он двигался не строго вдоль ВПП, а под некоторым углом, смещаясь навстречу ветру. Выравнивание самолета следует начинать несколько ниже, чем обычно, и подводить самолет к земле, сохраняя необходимый угол упреждения.

Если выполнять приземление с имеющимся углом упреждения, то в момент приземления на шасси будет действовать большая боковая сила.

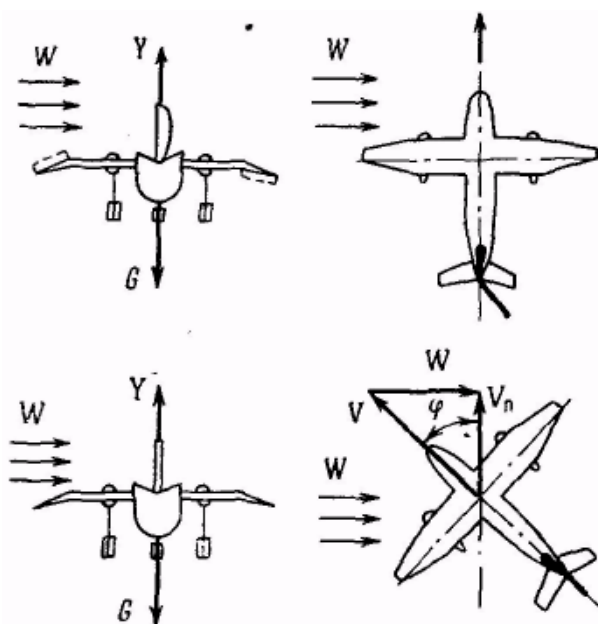


Рис. 103. Схема движения самолета при наличии бокового ветра

Для уменьшения этой силы рекомендуется перед касанием колесами ВПП отклонить руль направления по сносу (по ветру), развернув самолет по оси ВПП. Угол упреждения целесообразно оставлять 2—3°. Преждевременное устранение угла упреждения ведет к посадке со сносом.

Вместе с этим надо не забывать, что, отклоняя руль направления, можно быстро повернуть самолет, в то время как линия полета будет поворачиваться с запаздыванием, т. е. самолет будет идти со скольжением и крениться в сторону, обратную скольжению. В этом случае необходимо крен парировать элеронами.

Для обеспечения лучшей эффективности рулей и предотвращения разворота скорость приземления должна быть на 10 км/ч больше, чем при посадке в безветрие. После опускания переднего колеса необходимо РУД перевести на 0° по УПРТ. Снятие с упора следует производить несколько позже, чем при посадке в нормальных условиях.

Направление на пробеге следует выдерживать отклонением педалей, а при необходимости — торможением колес.

Переднее колесо после приземления следует опускать раньше нерезким отклонением штурвала от себя. Это надо для того, чтобы использовать его стабилизирующее действие на пробеге.

Наличие попутного ветра до 5 м/сек не усложняет технику посадки. На каждый 1 м/сек скорости попутного ветра длина пробега увеличивается примерно на 25 м.

6. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ НА РАЗМОКШИЙ ГРУНТ

Посадку на размокший грунт разрешается производить с боковой составляющей ветра не более 8 м/сек. Такие ограничения вследствие юза обусловлены снижением эффективности тормозов и управляемого переднего колеса. Вместе с этим на размокшем грунте будет образовываться глубокая колея и сильное торможение движению самолета.

По сравнению с посадкой на сухую ВПП продольный момент сил трения увеличивается, и самолет приобретает стремление раньше опустить переднее колесо. Чтобы задержать опускание переднего колеса и не допускать создания больших нагрузок на переднюю стойку шасси, штурвал надо удерживать в положении-«На себя». Тогда сохранение большего угла тангажа будет за счет подъемной силы разгружать основные колеса, уменьшать глубину колеи и способствовать предотвращению ударного опускания переднего колеса. Кроме того, будет обеспечиваться большое лобовое сопротивление самолета, что очень важно в этих условиях, так как на пробеге невозможно получить достаточную величину сил сопротивления за счет использования тормозов.

Все элементы посадки выполняются как и при посадке на бетон, только винты с упора следует снимать несколько позже — после начала устойчивого пробега на трех точках.

7. ПОСАДКА НА ВПП, ИМЕЮЩЕЙ КАМЕННЫЕ ВКЛЮЧЕНИЯ В ГРУНТЕ

При посадке на щебеночную ВПП на самолетах, не имеющих специальных защитных устройств, для предотвращения повреждения фюзеляжа и винтов камешками, выбрасываемыми из-под переднего колеса, его следует опускать на ВПП на возможно меньшей скорости. Поэтому после приземления необходимо штурвал удерживать в положении «На себя».

Чтобы уменьшить разброс камешков (гальки) винтами, снятие их с упора следует производить несколько позже. По тем же соображениям и скорость руления должна быть умеренной.

8. ПОСАДКА ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

О наличии несимметричной тяги двигателей пилот судит по показаниям ИКМ при одинаковом положении РУД обоих двигателей. Несимметрия тяги на режиме полетного малого газа оказывает влияние на путевой момент, разворачивающий самолет в сторону двигателя с меньшей тягой. Это особо ощутимо на этапах посадки, когда РУД убирается до проходной защелки (в конце выравнивания, на выдерживании). Такая несимметрия тяги затрудняет выполнение посадки.

Если асимметрия показаний ИКМ более 15 кг/см^2 , заход на посадку следует выполнять нормально, а в процессе выравнивания на высоте 3—4 м стоп-краном выключить двигатель с повышенным показанием ИКМ.

После выключения двигателя самолет имеет стремление развернуться и наклониться в сторону выключенного двигателя, это стремление необходимо парировать рулем направления и элеронами.

Как показала практика, самолет не имеет стремления к проваливанию. В зависимости от посадочного веса приземление происходит плавно на скорости 165—175 км/ч.

Выключать двигатель на большей высоте опасно, так как винт за 5—7 сек перейдет в режим авторотации, когда самолет будет еще далеко от земли и войдет в неуправляемый разворот. Посадка в этом случае произойдет ненормально. Выключать двигатель позже тоже нельзя, потому что будет оставаться излишняя тяга двигателя, препятствующая приземлению самолета.

9. ТОРМОЖЕНИЕ ВИНТАМИ ПРИ ПОСАДКЕ

Для сокращения длины пробега после посадки используется действие отрицательной тяги винтов.

При переводе РУД до нуля по УПРТ и снятии винтов с упора регулятор оборотов переводит лопасти винта на угол $\varphi_{\min}=8^\circ$, при этом создается отрицательная тяга, тормозящая движение самолета.

Чем на большей скорости будет снят винт с упора, тем большая получится отрицательная тяга. Чтобы исключить создание ударной нагрузки на переднюю стойку шасси, эту операцию надо выполнять не раньше, как после опускания переднего колеса. Отрицательная тяга по мере уменьшения скорости на пробеге будет уменьшаться и по достижении скорости 70 км/ч совсем исчезнет. Когда на пробеге горит красная лампа в кнопке КФЛ-37, нельзя переводить РУД в положение более 24° по УПРТ, так как это приведет к автоматическому флюгированию винта.

Использование отрицательной тяги для исправления ошибки расчета на посадку недопустимо. Может быть случай, когда винт одного двигателя на пробеге не снимется с упора, и самолет будет разворачиваться в сторону двигателя, винт которого снялся с упора. В этом случае необходимо двигатель, винт которого не снялся с упора, выключить стоп-краном.

10. ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ

Характерными ошибками, допускаемыми пилотами в процессе обучения, являются: высокое выравнивание, взмывание, низкий подвод и отклонение штурвала на себя в момент касания самолетом земли, а также повышенная скорость приземления и выкатывание самолета за пределы ВПП.

Высокое выравнивание получается при неправильном определении высоты выравнивания или выполнении выравнивания несоразмерно большими движениями штурвала на себя. В результате этих ошибок выравнивание заканчивается на большой высоте (более 1 м). В этом случае штурвал необходимо задержать на месте, дать самолету-снизиться до высоты 0,5—0,75 м и далее совершить нормальное выдерживание.

Если на этапе выдерживания несоразмерно уменьшению скорости отклонить штурвал на себя, то вследствие появившегося прироста подъемной силы произойдет «взмывание» самолета. В таком случае надо задержать самолет на той высоте, на которую он вышел. Дать ему возможность снизиться, а по мере подхода самолета к земле создать ему нормальное посадочное положение и совершить посадку.

Если будут допущены ошибки: низкий подвод и отклонение штурвала на себя в момент касания самолетом земли или приземление с опережающим касанием ВПП передними колесами, то в таких случаях происходит частое (через 1—2 сек) отделение самолета от земли после приземления. Этому способствует мощная амортизация передней стойки шасси.

Отделение может быть нескоростным и скоростным, непрогрессирующим и прогрессирующим. Высота первого нескоростного отделения не превышает 1—2 м, при скоростном отделении — до 6 м.

Если пилот, неправильно действуя штурвалом, попытается исправить допущенную ошибку, то это может вызвать серию прогрессирующих отделений. Высота отделений будет увеличиваться прогрессивно и после третьего-четвертого отделения может достигнуть 10—14 м и более.

Исправлять отделения самолета от земли необходимо следующим образом:

а) при первом отделении до высоты 1—2 м необходимо зафиксировать штурвал в этом же положении, убрать РУД на 0° по УПРТ и посадить самолет.

б) при скоростном или при прогрессирующем отделении выше 2 м необходимо придержать штурвалом отход самолета от земли и после снижения самолета до высоты 1 м энергичным взятием штурвала на себя посадить самолет, в момент касания самолетом земли РУД убрать на 0° по УПРТ.

Если после опускания переднего колеса снять винты с упора и РУД окажется неперевернутым до 0° по УПРТ, то эффекта торможения за счет отрицательной тяги не получится и самолет может выкатиться за пределы ВПП. Чтобы этого не случилось, не следует забывать своевременно убирать РУД на 0° по УПРТ и снять винты с упора.

11. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Приемистость двигателей и наличие большого избытка мощности позволяют выполнять уход на второй круг при двух работающих двигателях с выпущенным шасси и отклоненными закрылками на 38° с любой высоты вплоть до высоты начала выравнивания.

Несмотря на это, необходимо готовиться к полету так, чтобы уход на второй круг был крайней мерой, вызванной обстановкой на земле, а не необходимостью, вызванной ошибкой расчета на посадку. Успешный уход на второй круг может быть обеспечен:

- своевременным принятием решения об уходе на второй круг;
- своевременным переводом двигателей на взлетный режим;
- своевременным переводом самолета в горизонтальный полет и затем в набор высоты;
- выдерживанием направления полета;
- сохранением пространственного положения самолета и слаженностью взаимодействия экипажа.

При выводе самолета из снижения самолет имеет малый запас коэффициента подъемной силы. Поэтому нельзя допускать несоразмерно скорости резкого отклонения штурвала на себя. Следует перевести двигатели на взлетный режим и убрать немедленно шасси.

Можно считать, что время приемистости двигателей при переходе от режима полетного малого газа до взлетного будет равно 10 сек. В это время (за 2—4 сек) самолет необходимо вывести в горизонтальный полет и перевести в набор, обеспечивая при этом скорость 200—210 км/ч.

Через 5—6 сек после выхода двигателей на взлетный режим произойдет уборка шасси, а к этому времени самолет успеет набрать высоту 10—15 м. Скорость полета в течение этого времени остается постоянной. Потеря высоты на выравнивании составит 4—6 м в зависимости от полетного веса самолета.

Изменение вертикальной скорости самолета V_y по времени x при уходе на второй круг показано на рис. 104.

После уборки шасси самолет постепенно начнет увеличивать скорость и набирать

высоту. На высоте не менее 100 м, на скорости 230—250 км/ч необходимо убрать закрылки. При этом за счет значительного уменьшения коэффициента подъемной силы будет ощущаться просадка самолета, которую следует парировать незначительным отклонением штурвала на себя.

Следует помнить, что при переводе РУД до 100° (по УПРТ самолет приобретает стремление поднять нос, развернуться вправо и наклониться на правое крыло, что потребует незначительного отклонения рулей для парирования).

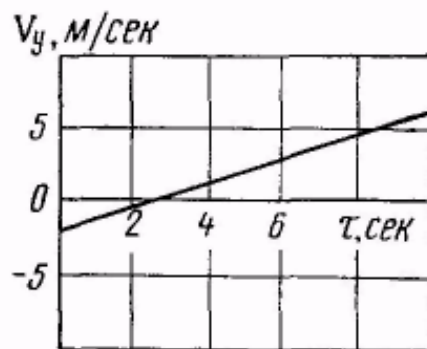


Рис. 104. Изменение вертикальной скорости по времени при уходе на второй круг

Глава XII

ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Из всех видов полета, пожалуй, самым сложным, таящим в себе наибольшую опасность, является полет с одним неработающим двигателем. Такой полет всегда вызывает большое физическое и психическое напряжение, а потому является весьма утомительным. Особенно сложно пилотировать самолет в момент неожиданного-выключения двигателя. В этот момент нарушается как продольное, так и боковое равновесие самолета, самолет разворачивается и кренится в сторону выключенного двигателя. Если винт выключенного двигателя автоматически не зафлюгируется, то в его сторону будет сильный бросок самолета. При этом возможно возникновение тряски самолета с подергиванием педалей, а затем следует и уменьшение скорости.

В момент наступившего возмущенного движения самолета первейшая задача — не допустить образования опасного крена и потери скорости.

При выключении правого двигателя самолет пилотировать труднее, так как струя от винта левого двигателя не проходит через хвостовое оперение. Поэтому все приведенные ниже цифровые данные относятся к случаю выключения правого двигателя.

1. ВОЗНИКНОВЕНИЕ СКОЛЬЖЕНИЯ

В установившемся полете тяга силовых установок и сила лобового сопротивления распределяются симметрично по размаху самолета слева и справа от центра тяжести.

В момент выключения двигателя симметрия действия сил нарушается и самолет под действием момента силы тяги P работающего двигателя и момента силы сопротивления (отрицательной тяги) винта P_B остановившегося двигателя начинает вращаться вокруг вертикальной оси y — y с угловой скоростью ω_y .

Наличие же инерции массы самолета искривляет траекторию полета с некоторым запаздыванием относительно изменения положения оси симметрии, вследствие чего возникает скольжение β на крыле с работающим двигателем (рис. 105).

Величина угла скольжения зависит от величины путевых моментов, возникающих после выключения двигателя. Эти путевые моменты, как указывалось выше, создаются силами P и P_B на плече a .

Момент силы тяги винта работающего двигателя $M_p = Pa$.

Как известно, располагаемая тяга P с увеличением скорости уменьшается, а с повышением режима работы двигателя увеличивается. Поэтому чем меньше скорость полета и чем выше режим работы двигателя, тем больший разворачивающий момент создает работающий двигатель.

Момент силы сопротивления (отрицательной тяги) винта выключенного двигателя выражен следующим уравнением:

$$M_{P_B} = P_B a.$$

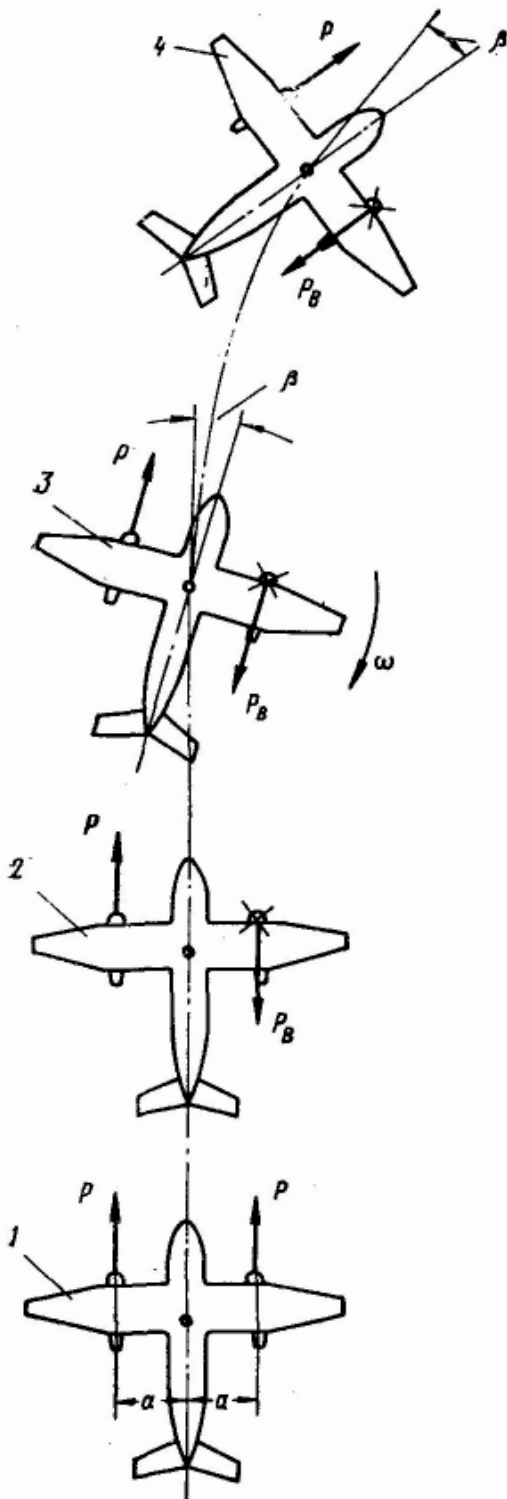


Рис. 105. Схема движения самолета после выключения одного двигателя:

1 — прямой полет, оба двигателя работают; 2 — один двигатель выключен, путевые моменты разворачивают самолет; 3 — самолет под действием моментов M_p и M_{P_B} вращается с угловой скоростью ω и по инерции двигается в прежнем направлении, создается скольжение β ; 4 — траектория движения искривляется вслед за разворотом носа самолета, но скольжение остается

Если винт автоматически флюгируется, то сила P_v при большей скорости будет больше. Если винт авторотирует, то сила P_v будет представлять собой отрицательную тягу. Характер изменения отрицательной тяги по скорости будет зависеть от того, в какой зоне произошло выключение двигателя: в зоне больших или в зоне малых скоростей.

Если винт выключенного двигателя зафлюгирован, путевой момент, разворачивающий самолет в сторону выключенного двигателя, возникает значительно меньший, чем в случае, когда винт авторотирует. Поэтому за одинаковое время после выключения двигателя угол скольжения при зафлюгированном винте образуется значительно меньше, чем в случае, когда винт выключенного-двигателя авторотирует.

На рис. 106 представлен график изменения угла скольжения β по времени τ после выключения правого двигателя на взлете при скорости самолета 180 км/ч со взлетным весом 19 200 кг, с отклоненными закрылками на 15° и зажатым управлением.

Как видно из рисунка, максимальный угол скольжения самолет приобретает через 2,5—3,5 сек после выключения двигателя. Если пилот не вмешивается в управление, то угол скольжения через 2,5—3,5 сек начнет уменьшаться с последующим переходом самолета в обратное скольжение вследствие накренения самолета.

На рис. 107 показано изменение угла скольжения β по времени τ после выключения правого двигателя на разных скоростях в горизонтальном полете на высотах 6000 м с неотклоненными закрылками.

Режим работы двигателей в момент выключения — номинальный, управление освобождено. При зажатом управлении величина угла скольжения соответственно будет меньше в 2 раза.

Из рис. 106 и 107 видно, что в тех случаях, когда винт не зафлюгировался, скольжение развивается более интенсивно и углы скольжения β образуются значительно больше. Это объясняется тем, что на самолет будет действовать дополнительно большой разворачивающий момент отрицательной силы тяги авторотирующего винта выключенного двигателя. Однако несмотря на такой характер развития скольжения, если закрылки не отклонены на 38°, путевая управляемость самолета сохраняется, но, разумеется, усилия на педали для парирования скольжения требуются большие (50—70 кг). Обтекание

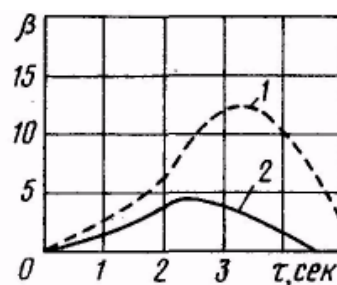


Рис. 106. Изменение угла скольжения по времени после выключения одного двигателя на взлете:

1 — винт авторотирует; 2 — винт флюгируется автоматически

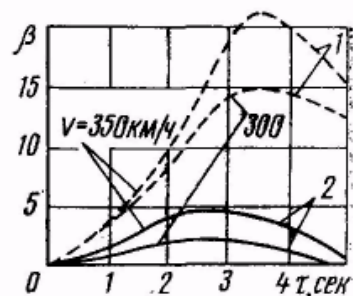


Рис. 107. Изменение угла скольжения по времени после выключения одного двигателя в горизонтальном полете:

1 — винт авторотирует; 2 — винт автоматически флюгируется

вертикального оперения и крыла сохраняется безотрывное.

Практически получается так: если даже пилот не вмешивается в управление самолетом после выключения двигателя, то траектория полета искривляется вслед за поворотом носа самолета и угол скольжения, достигнув значения $5\text{--}10^\circ$, начнет уменьшаться за счет развившегося крена на крыло с выключенным двигателем. Стало быть, скольжение само по себе неопасно. Но скольжение опасно как причина, вызывающая наклонение самолета в сторону выключенного двигателя.

2. КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА И БОРЬБА С КРЕНОМ

При выключении одного двигателя, кроме скольжения, возникает интенсивное кренение самолета в сторону выключенного двигателя, обусловленное тем, что на крыле с работающим двигателем будет создаваться большая подъемная сила, чем на крыле с выключенным двигателем. Это вызывается следующими причинами.

1. В момент выключения двигателя самолет приобретает угловую скорость относительно нормальной оси в сторону выключенного двигателя. При таком вращении крыло с работающим двигателем будет двигаться навстречу потоку, набегающему на крыло, а крыло с неработающим двигателем будет уходить от набегающего потока. Поэтому местная скорость потока, обтекающего крыло с работающим двигателем, будет больше местной скорости потока, обтекающего крыло с выключенным двигателем, и подъемная сила, создаваемая на крыле с работающим двигателем, будет больше, чем на крыле с выключенным двигателем.

2. При выключении двигателя исчезает обдувка крыла винтом. Поэтому местная скорость потока, обтекающего крыло с работающим двигателем, будет больше скорости потока, обтекающего крыло с выключенным двигателем. За счет этого на крыле с работающим двигателем подъемная сила будет создаваться больше, чем на крыле с неработающим двигателем.

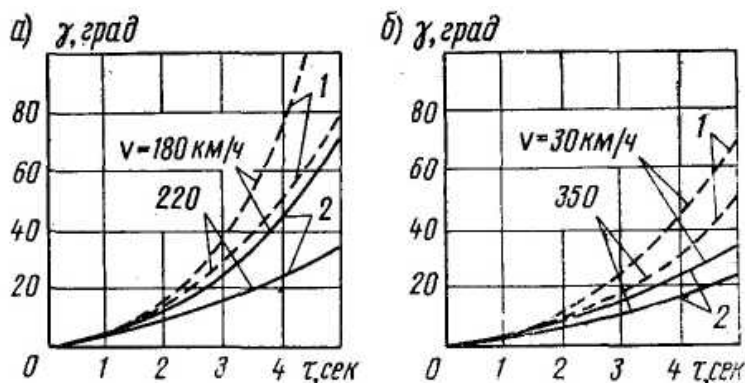
3. В момент выключения двигателя скольжение происходит на крыле с работающим двигателем. За счет скольжения на этом крыле создается подъемная сила больше, чем на затененном крыле с неработающим двигателем.

4. На крыле с неработающим двигателем отсутствует вертикальная составляющая силы тяги P_v , а на крыле с работающим двигателем составляющая P_y сохраняется. Она складывается с подъемной силой крыла, делая ее больше, чем у крыла с выключенным двигателем.

Изменение величины угла крена по времени после выключения одного двигателя зависит от режима работы двигателей и скорости полета в момент выключения двигателя.

На рис. 108, а представлен график изменения угла крена γ по времени t после выключения правого двигателя на взлете самолета со взлетным весом

Рис. 108. Изменение угла крена по времени после выключения двигателя, если пилот не вмешивается в управление:
 а — на взлете; б — в горизонтальном полете:
 1 — винт авторотирует; 2 — винт автоматически флюгируется



19 000 кг и отклоненными закрылками на 15° при зажатом управлении для случаев, когда винт автоматически флюгируется и не флюгируется. На рис. 108,6 дан аналогичный график для горизонтального полета при освобожденном управлении.

Анализ приведенных графиков показывает, что угол крена увеличивается тем интенсивнее, чем выше режим работы двигателей и чем меньше скорость полета в момент выключения двигателя. При наличии отрицательной тяги винта выключенного двигателя крен быстро увеличивается, достигая опасных значений. Так, например, после выключения двигателя на взлете, если винт автоматически флюгируется, угол крена через 3 сек будет $18\text{--}22^\circ$, а если винт не зафлюгируется, то угол крена за это время достигнет $30\text{--}40^\circ$. Поведение и управляемость самолета при выводе из кренов до 60° на скорости по прибору $300\text{--}350 \text{ км/ч}$ приемлемые.

Наиболее важной причиной, определяющей интенсивность накренения самолета, является наличие скольжения и степень поперечной устойчивости самолета. В гл. V указывалось, что чем выше степень поперечной устойчивости самолета, тем интенсивнее будет развиваться кренение самолета при возникновении скольжения.

Скольжение является первопричиной крена. В полете, чтобы бороться с креном, надо бороться со скольжением. Поэтому при внезапном выключении одного из двигателей надо энергично и одновременно отклонить педаль и штурвал в сторону, противоположную крену, чтобы погасить или по крайней мере существенно уменьшить скольжение.

3. ИЗМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

При выключении одного двигателя аэродинамические характеристики самолета ухудшаются. Ухудшение их заключается в уменьшении коэффициента подъемной силы, увеличении коэффициента лобового сопротивления и в уменьшении аэродинамического качества.

Уменьшение коэффициента c_y происходит вследствие исчезновения обдувки крыла винтом, исчезновения вертикальной составляющей

силы тяги, а также вследствие нарушения симметрии обтекания крыла при скольжении.

Увеличение коэффициента c_x происходит вследствие возникновения сопротивления винта выключенного двигателя, вынужденного увеличения угла атаки крыла, отклонения руля направления, отклонения элеронов, скольжения и внутреннего сопротивления газового тракта двигателя.

Критический угол атаки при выключении двигателя уменьшается на $1-2^\circ$. Максимальное аэродинамическое качество $K_{\max} = 15,5$ с зафлюгированным винтом выключенного двигателя будет при убранном шасси и неотклоненных закрылках на угле атаки 8° ; при отклоненных закрылках на 15° , выпущенном шасси и угле атаки 6° $K_{\max} = 13$.

4. ИЗМЕНЕНИЕ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

При выключении одного из двигателей летные характеристики самолета резко ухудшаются вследствие уменьшения располагаемой мощности и увеличения потребной мощности. Располагаемая мощность силовых установок уменьшается вдвое. Степень увеличения потребной мощности будет зависеть от того, зафлюгируется ли винт после выключения

двигателя или винт будет авторотировать, а также от величины отклонения рулей и элеронов и от скорости полета.

На рис. 109 схематически представлены кривые располагаемых и потребных мощностей N для полета с одним и двумя двигателями.

Соответственно изменению величины отрицательной тяги по скорости V в зонах малых и больших скоростей имеем и вид кривой изменения потребных мощностей. Точка A соответствует скорости с наибольшей отрицательной тягой авторотирующего винта.

В полете с одним выключенным двигателем минимальные потребные скорости увеличиваются, а максимальные возможные скорости и диапазон скоростей уменьшаются; избыток мощности на всех режимах резко уменьшается. Скорости сваливания практически остаются такие, как при двухдвигательном полете.

Если винт выключенного двигателя зафлюгируется, то обеспечится возможность продолжения горизонтального полета на высотах от теоретического потолка для

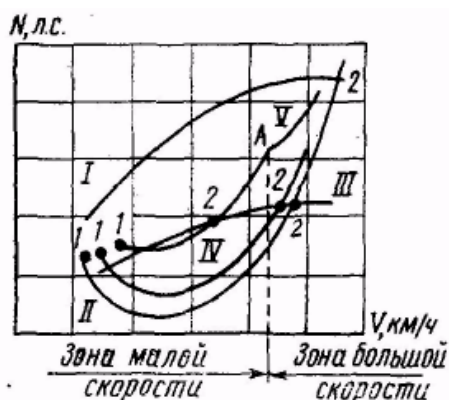


Рис. 109. Вариант вида кривых Жуковского для самолета с одним неработающим двигателем:

I, II — кривые располагаемых и потребных мощностей в полете с двумя работающими двигателями; III — кривая располагаемой мощности одного двигателя; IV — кривая потребных мощностей в полете с одним выключенным двигателем, винт которого автоматически зафлюгировался; V — кривая потребных мощностей в полете с одним выключенным двигателем, винт которого авторотирует:

1 — минимальная скорость горизонтального полета; 2 — максимально возможная скорость горизонтального полета

однодвигательного полета и ниже. Если винт выключенного двигателя не зафлюгируется, то продолжение полета будет возможно только с вынужденным снижением до земли.

5. СПОСОБЫ ПИЛОТИРОВАНИЯ

Общие положения

После устранения крена, возникшего в момент выключения двигателя, перед пилотом стоит задача — продолжать установившийся полет. Для продолжения полета необходимо увеличить режим работающего двигателя, а это вызовет увеличение заворачивающего момента несимметричной силы тяги. Но потребная мощность может оказаться больше располагаемой мощности на данной высоте и полет придется выполнять со снижением.

С точки зрения пилота, наиболее заметные бросающиеся в глаза особенности управления самолетом в полете с одним неработающим двигателем заключаются, прежде всего, в большем отклонении руля направления, потребном для парирования разворота, а также в соответственно больших усилиях, прикладываемых к педалям. Кроме того, парирование крена требует соответствующего отклонения элеронов, что также заметно ввиду непривычного положения штурвала управления.

Все эти особенности проявляются неодинаково при различных способах пилотирования самолета в установившемся полете. Кроме того, применение различных приемов пилотирования в этом случае может заметно повлиять на величину аэродинамического сопротивления самолета, а значит, и на летные характеристики его: диапазон скоростей, скороподъемность, потолок.

В практике эксплуатации самолета Ан-24 применяются два способа пилотирования самолета при полете с одним работающим двигателем: без крена со скольжением в сторону выключенного двигателя и без скольжения с креном в сторону работающего двигателя.

Полет без крена со скольжением в сторону выключенного двигателя

На рис. 110 представлена схема сил, действующих на самолет в полете без крена со скольжением на крыло с неработающим двигателем.

Для того чтобы парировать разворот самолета, вызванный действием момента тяги работающего двигателя ($M_p = Pa$) и момента силы сопротивления винта выключенного двигателя ($M_{дв} = P_{в}a$), пилот вынужден отклонить руль направления в сторону работающего двигателя, чтобы создать момент $M_{Z_{р.н}} = Z_{р.н}l_{в.о}$, который равен по величине сумме моментов $M_p + M_{дв}$ и обратно им направлен.

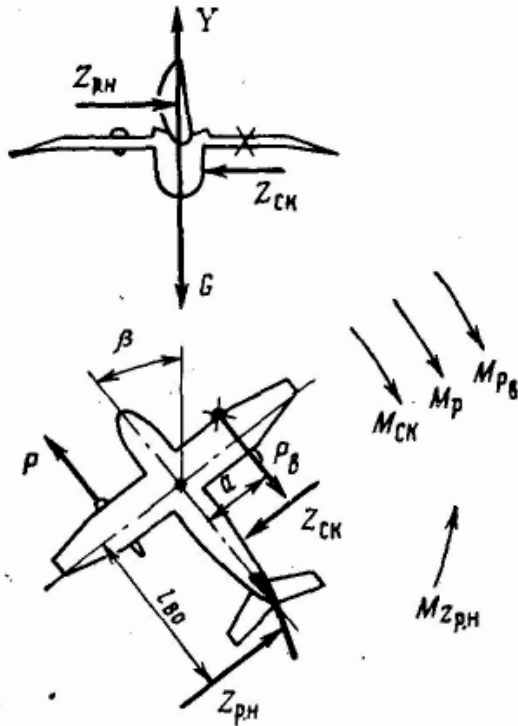


Рис. 110. Схема сил, действующих на самолет в полете без крена со скольжением на крыло в сторону с выключенным двигателем

Однако созданием равенства моментов $M_{Z_{p.н}} = M_p + M_{p_B}$

обеспечивается только их взаимное уравнивание, а сила $Z_{p.н}$ действующая на самолет, остается неуравновешенной. Под действием этой силы самолет начнет двигаться хотя и без крена, но со скольжением в сторону выключенного двигателя.

Вследствие скольжения возникает боковая сила $Z_{ск}$; она будет увеличиваться до тех пор, пока не сравняется по величине с боковой силой $Z_{p.н}$, вызванной отклонением руля направления. Однако поскольку боковая сила $Z_{ск}$ приложена позади центра тяжести самолета, она создает попутный момент $M_{Z_{ск}}$ стремящийся устранить скольжение. Для парирования этого дополнительного момента потребуется отклонить руль направления еще больше.

Таким образом, условия прямолинейности полета самолета при

полете без крена со скольжением следует записать так:

$$M_{Z_{p.н}} = M_p + M_{p_B} + M_{Z_{ск}} \quad \text{и} \quad Z_{ск} = Z_{p.н}$$

При таком полете отклонение руля направления, элеронов, и соответственно усилия, которые должен прилагать пилот, получаются значительными. Например, для балансировки самолета с выключенным правым двигателем и авторотирующим винтом на угле $\varphi_{уп} = 19^\circ$ при скорости 300 км/ч и режиме работающего двигателя 100° по УПРТ требуется отклонить руль направления на 15° и приложить усилия к педали 52 кГ (отклонение элеронов — 6° , усилия на штурвале от элеронов — 9 кГ).

Если режим работающего двигателя — полетный малый газ, то отклонение рулей и усилия от них примерно на 25% будут меньше. Для балансировки самолета с зафлюгированным винтом выключенного двигателя при таких же условиях полета отклонение рулей и усилия на педаль и штурвал составят примерно половину указанных для полета с авторотирующим винтом.

Чем меньше скорость полета, тем больше усилия требуется приложить к педали для удержания самолета в установившемся полете с заданным углом скольжения.

Недостаток способа пилотирования самолета при полете без крена со скольжением состоит в том, что за счет скольжения и отклонения руля направления аэродинамическое сопротивление самолета возрастает, а это приводит к дополнительному уменьшению и без того малого избытка

мощности. Кроме того, требуется большее отклонение руля направления и приложение больших усилий на педаль. Однако такой способ пилотирования хорош тем, что пилотирование с обычным горизонтальным положением приборов менее утомительно в длительном полете.

Пилотирование без крена применяется при выполнении горизонтального полета и захода на посадку в сложных метеорологических условиях и ночью. При этом надо иметь в виду, что в установившемся полете без крена со скольжением в сторону выключенного двигателя шарик указателя скольжения будет находиться в центре, так как на него не действуют неуравновешенные силы.

Полет без скольжения с креном в сторону работающего двигателя

При полете с креном сила веса самолета G уравнивается результирующей подъемной силы крыла R и аэродинамической силы $Z_{p.n}$, полученной за счет отклонения руля направления (рис. 111). Учитывая данные этого рисунка, можно написать условия прямолинейности полета с креном:

$$M_{Z_{p.n}} = M_p + M_{pB} \text{ и } F = Z_{p.n}$$

Поскольку в данном случае нет скольжения, то сила лобового сопротивления Q окажется меньше, чем в рассмотренном первом случае. Лобовое сопротивление уменьшится также вследствие уменьшения требуемого отклонения руля направления, так как в этом случае нет момента $M_{Z_{ск}}$ который надо было бы парировать в полете со скольжением. В результате уменьшения лобового сопротивления самолета при полете с креном получается большой избыток мощности на всех углах атаки по сравнению с полетом со скольжением.

По сравнению с полетом со скольжением при полете с креном увеличивается диапазон скоростей: скорость по траектории на 10—15 км/ч, а вертикальная скорость подъема на 0,3—0,5 м/сек. Величина угла крена, требуемого для полета с одним выключенным двигателем, равна: с зафлюгированным винтом — 2,5—5°, с авторотирующим — 6—15°. Крен 3—5° в сторону работающего двигателя

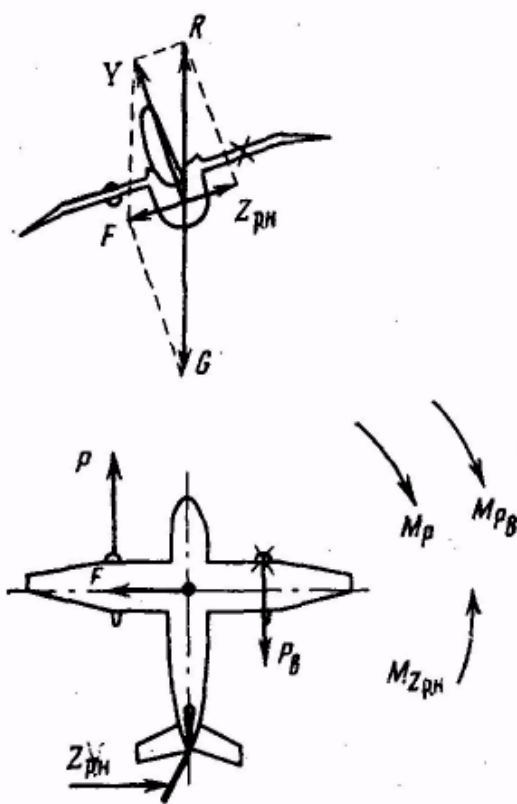


Рис. 111. Схема сил, действующих на самолет в полете без скольжения с креном на крыло с работающим двигателем

соответствует режиму полета с максимальной скороподъемностью. Усилия на командных рычагах будут примерно на 25% меньше, чем при первом способе пилотирования и одинаковых условиях полета.

Пилотирование самолета с креном применяется при длительном наборе высоты и при заходе на посадку визуально, если винт зафлюгирован, а с авторотирующим винтом отказавшего двигателя — при всех видах полета.

Недостаток способа пилотирования самолета при полете с креном заключается в том, что полет с малым углом крена трудно выдержать по приборам, и он утомителен для пилота.

При полете с креном без скольжения шарик указателя скольжения отклонится в сторону крена под действием силы собственного веса примерно на $\frac{1}{2}$ своего диаметра.

6. ВЫПОЛНЕНИЕ РАЗВОРОТОВ В ПОЛЕТЕ

В полете с одним неработающим двигателем можно свободно выбирать направление разворота в каждом конкретном случае в зависимости от положения самолета относительно нужного направления, наличия препятствий, а также обзора из кабины в левую и правую стороны. Однако в связи с тем что располагаемая мощность при полете на одном двигателе уменьшилась, крен на разворотах допускается не более 15° . Скорость следует выдерживать 250 км/ч, развороты выполнять только координированные.

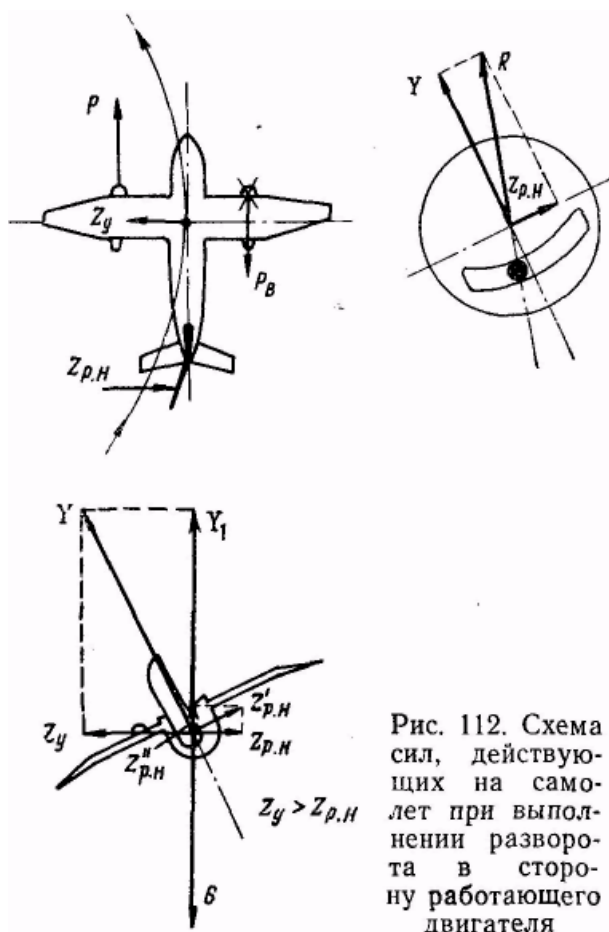


Рис. 112. Схема сил, действующих на самолет при выполнении разворота в сторону работающего двигателя

Разворот в сторону работающего двигателя

Возьмем за исходное положение самолета прямолинейный полет без крена со скольжением в сторону выключенного двигателя.

Для выполнения координированного разворота в сторону неработающего двигателя необходимо сначала установить режим горизонтального полета без скольжения за счет создания крена в сторону работающего двигателя (рис. 112).

Напомним, шарик указателя скольжения при этом отклонится от оси прибора в сторону работающего двигателя примерно на половину своего диаметра.

Далее для создания разворота надо несколько увеличить крен в

сторону работающего двигателя элеронами и одновременно увеличить отклонение руля направления в ту же сторону. При таком положении самолета на него будут действовать силы: Y — подъемная сила, G — сила веса самолета, Z_y — составляющая подъемной силы, лежащая в горизонтальной плоскости; $Z'_{p.n}$ — сила, возникающая на вертикальном оперении при отклонении руля направления, $Z_{p.n}$ — составляющая сила, лежащая в горизонтальной плоскости.

Для того чтобы самолет не вращался относительно оси, надо обеспечить равенство моментов $M_{Z_{p.n}} = M_P + M_{Pв}$.

Для совершения самолетом разворота необходимо, чтобы сила Z_y была больше $Z_{p.n}$. Разность сил $Z_y - Z_{p.n} = \Delta Z$ приложена в центре тяжести самолета, она и будет той неуравновешенной силой, которая начнет искривлять траекторию полета самолета.

Выполнение координированного разворота необходимо контролировать по положению шарика указателя скольжения. Шарик указателя скольжения всегда располагается на оси равнодействующей всех аэродинамических сил, действующих на самолет. В полете с одним двигателем шарик указателя скольжения при выполнении правильного виража и всех разворотов без скольжения остается в том положении (отклоненном от оси прибора), в котором он находился в прямолинейном полете без скольжения. В данном случае шарик будет отклонен примерно наполовину своего диаметра от оси прибора.

Следует помнить, что для расчета $R_{вир}$ и $t_{вир}$ отсчитывать угол крена придется не от нуля, а от угла, который уже имел место при полете по прямой, без скольжения.

Разворот в сторону неработающего двигателя

Совершать разворот без скольжения в сторону неработающего двигателя можно и без накренения самолета в сторону разворота. При этом надо только уменьшить отклонение руля направления в сторону работающего двигателя. Но практически развороты всегда выполняются с креном в сторону неработающего двигателя. При этом отклонение руля направления в сторону работающего двигателя необходимо уменьшить.

Схема сил, действующих на самолет при развороте в сторону неработающего двигателя, показана на рис. 113. В этом случае неуравновешенной силой, разворачивающей самолет, будет сумма сил $Z_y + Z_{p.n}$, так как обе силы направлены в сторону разворота.

Результирующая сил Y и $Z_{p.n}$ также будет проходить через центр шарика указателя скольжения. В этом случае шарик указателя скольжения будет отклонен от оси прибора в противоположную сторону крена примерно наполовину своего диаметра.

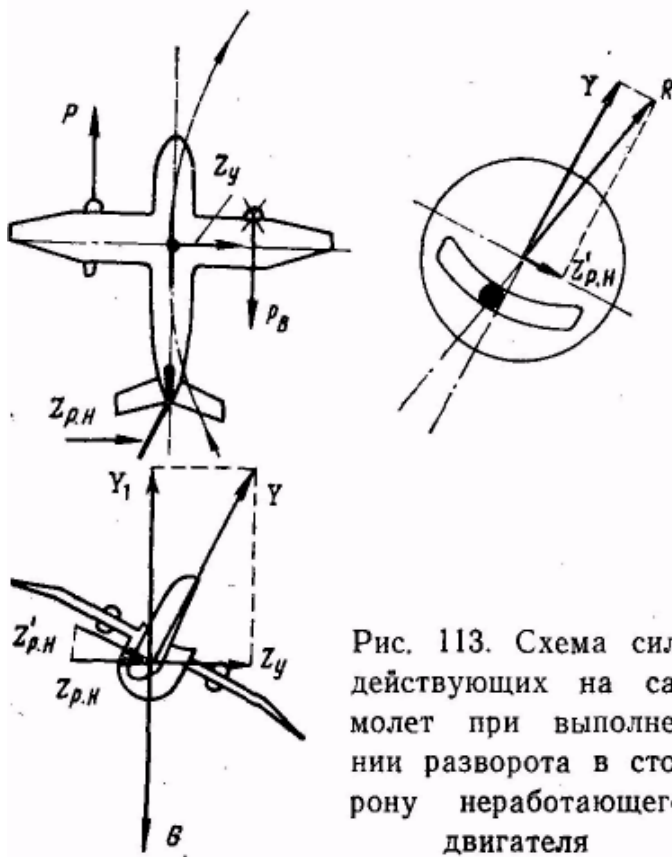


Рис. 113. Схема сил, действующих на самолет при выполнении разворота в сторону неработающего двигателя

То обстоятельство, что неуравновешенная аэродинамическая сила равна сумме сил $Z_y + Z_{p.n}$, обуславливает при одинаковых углах крена по авигоризонту и прочих условиях более быстрый разворот самолета по сравнению с разворотом в сторону работающего двигателя, при котором неуравновешенная сила ΔZ равна разности сил Z_y $Z_{p.n}$.

7. ОТКАЗ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

Отказ двигателя на взлете вызывает трудности в пилотировании самолета, так как при этом скорость еще мала, вертикальная скорость подъема резко уменьшается,

характеристики устойчивости и управляемости ухудшаются.

Для самолета Ан-24 при отказе одного двигателя до отрыва от ВПП надо прекратить взлет. При этом следует опустить самолет на переднее колесо, РУД перевести до нуля по УПРТ, снять вины с упора и по мере необходимости использовать тормоза колес. Направление необходимо выдерживать, используя тормоза колес и управление передним колесом шасси при помощи педалей.

В стандартных условиях длина дистанции прерванного взлета самолета со взлетным весом 21 000 кг при отказе одного двигателя на скорости отрыва 185 км/ч, с использованием на пробеге тормозов колес и отрицательной тяги винта работающего двигателя составляет 1600 м.

При отказе двигателя после отрыва самолета (с любым взлетным весом) взлет может быть продолжен, но с учетом конкретных условий взлета.

Для продолжения взлета необходимо отклонением штурвала и педали в сторону работающего двигателя удерживать самолет от развития опасного скольжения и крена и создать крен в сторону работающего двигателя до 3—5°. Затем следует выдержать самолет у земли до достижения скорости по прибору 215 км/ч. Усилия на ногу для парирования разворота, если винт флюгируется, будут 30—40 кг. Если винт не зафлюгировался от автоматической системы и высота полета позволяет, надо попытаться зафлюгировать его от ручной системы.

По достижении скорости по прибору 195—205 км/ч на высоте не менее 5 м убираются шасси, что дает увеличение избытка мощности и вертикальной скорости подъема. Затем самолет переводится в набор высоты с выдерживанием скорости по прибору 210—220 км/ч.

После преодоления препятствий на высоте не менее 100—120 м необходимо увеличить скорость до 240 км/ч и на этой скорости в несколько приемов убрать закрылки (15—10—5—0°). Уборка закрылков вызывает стремление самолета к просадке, которое легко устраняется незначительным отклонением штурвала на себя.

Общая дистанция взлета (от старта до набора высоты 10 м) при отказе двигателя на скорости 185 км/ч по прибору (с автоматическим флюгированием винта) для самолета со взлетным весом 21000 кг составляет 3300 м. При этом вертикальная скорость подъема на участке набора высоты после достижения скорости 210—220 км/ч с убранными шасси равна 1,2—1,4 м/сек.

По достижении высоты 400 м необходимо перевести работающий двигатель на номинальный режим работы и сбалансировать самолет триммерами.

Если по обстановке требуется увеличение высоты полета, то набор производить на скорости по прибору 240—255 км/ч.

На взлетные характеристики самолета при отказе двигателя влияют такие факторы, как запаздывание вмешательства пилота в управление самолетом, взлетный вес самолета, атмосферные условия взлета и использование впрыска воды в двигатель.

Вмешательство пилота в управление должно быть немедленным. При запаздывании этого вмешательства самолет успеет уйти от исходного положения и приобрести большую угловую скорость вращения. Тогда для балансировки самолета потребуются значительно большие усилия. Быстрый ввод винта во флюгерное положение значительно облегчит пилотирование самолета.

Взлетный вес оказывает большое влияние на взлетные характеристики самолета. Так, при уменьшении взлетного веса на 100 кг вертикальная скорость подъема на взлете увеличивается на 0,5—0,7 м/сек, а дистанция (продолженного взлета) сокращается примерно на 110 м.

Повышение температуры и уменьшение давления наружного воздуха сильно ухудшают взлетные характеристики самолета из-за уменьшения располагаемой мощности. При увеличении температуры выше стандартной длина дистанции взлета самолета с одним работающим двигателем увеличивается . примерно на 200 м на каждые +5°С (свыше стандартной). При температуре окружающего воздуха выше +25° С вертикальная скорость подъема уменьшается на 0,3 м/сек на каждые +5° С.

Учитывая большую чувствительность двигателей к изменениям температуры, для обеспечения безопасности взлета в случае отказа одного двигателя и предусмотрено выполнение расчета допустимого взлетного веса самолета.

Таблица 13

Взлетный вес самолета, кг	Вертикальная скорость подъема, м/сек	
	с впрыском воды	без впрыска воды
20000	1,1	0,6
19 500	1,4	0,9
19000	1,7	1,3

Для создания возможности взлета самолета с большим взлетным весом в жарких условиях и обеспечения при этом безопасности продолжения взлета в случае отказа одного двигателя применяется впрыск воды в двигатель.

В табл. 13 приводятся сравнительные данные значения вертикальной скорости подъема самолета после отказа одного двигателя на взлете на скорости 210 км/ч при температуре окружающего воздуха 35° С и атмосферном давлении 740 мм рт. ст.

При наборе высоты после взлета с одним отказавшим двигателем (винт зафлюгирован) к моменту полной выработки воды из бака самолет успевает набрать высоту 180—200 м. При этом усилия на командных рычагах составляют: на педаль 50—60 кг, на штурвал от элеронов—14—12 кг. Однако эти усилия могут быть полностью сняты триммером.

8. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПОЛЕТЕ

Отказ двигателя при наборе высоты

Характеристики набора высоты на одном двигателе, работающем на номинальном режиме при зафлюгированном винте отказавшего двигателя, для самолета с полетным весом 20 т приведены в табл. 14.

Таблица 14

Высота, м	Приборная скорость набора высоты по траектории, км/ч	Вертикальная скорость подъема, м/сек	Время набора высоты, мин	Высота, м	Приборная скорость набора высоты по траектории, км/ч	Вертикальная скорость подъема, м/сек	Время набора высоты, мин
У земли	250	1,3	0	2000	240	0,8	28,2
1000	245	1,0	12,5	3000	235	0,5	50,3

Для самолета с указанным взлетным весом практический потолок—3000 м, а теоретический — 3750 м.

В случае отказа одного двигателя при наборе высоты стремление самолета к развороту и крену парируется рулем направления и элеронами.

Если винт отказавшего двигателя не зафлюгировался автоматически, следует попытаться зафлюгировать его от ручной системы, а для продолжения полета установить работающему двигателю потребный режим

(вплоть до взлетного) и сбалансировать самолет триммерами.

При внезапном отказе двигателя в установившемся полете на номинальном режиме (когда винт авторотирует) для балансировки самолета потребуется приложить усилия на педаль 40—50 кг. Меньшие величины усилий соответствуют максимальной крейсерской скорости, а большие — скорости полета 260 км/ч. При этом усилия на штурвале от элеронов будут 5—10 кг.

Все усилия могут быть полностью сняты триммерами. Вертикальная скорость V_y и практический потолок зависят от полетного веса самолета G (рис. 114).

При необходимости увеличения скороподъемности разрешается применять взлетный режим работающего двигателя до полутора часов.

Отказ двигателя в горизонтальном полете

Если в полете отказ одного двигателя произойдет на высоте ниже потолка однодвигательного полета самолета, то полет исходя из условий безопасности можно продолжать на той же высоте, выдерживая скорость по прибору 240—250 км/ч. Если отказ одного двигателя произойдет на высоте выше потолка, то необходимо снизиться до высоты потолка самолета с данным полетным весом и далее продолжать полет по горизонту со скоростью по прибору 240—250 км/ч.

Следует иметь в виду, что потолок самолета зависит от атмосферных условий, обуславливающих величину располагаемой мощности двигателя. При температуре окружающего воздуха выше стандартной теоретический потолок самолета уменьшается примерно на 700 м на каждые +5° свыше стандартной. Поэтому если температура воздуха на высоте значительно выше стандартной (на 15—20° С), то высота потолка однодвигательного полета уменьшится до 1500—2000 м. (Максимально возможная скорость горизонтального полета на высоте потолка — 230—240 км/ч, у земли — 350 км/ч).

Вызванное необходимостью (вследствие отказа двигателя) снижение до высоты потолка называется вынужденным снижением.

Само по себе вынужденное снижение не представляет опасности. Однако оно может быть причиной существенных затруднений. Например, если отказ двигателя произойдет над облаками, самолет при вынужденном снижении может попасть в сложные метеорологические условия. Вынужденное снижение необходимо выполнять, выдерживая скорость по

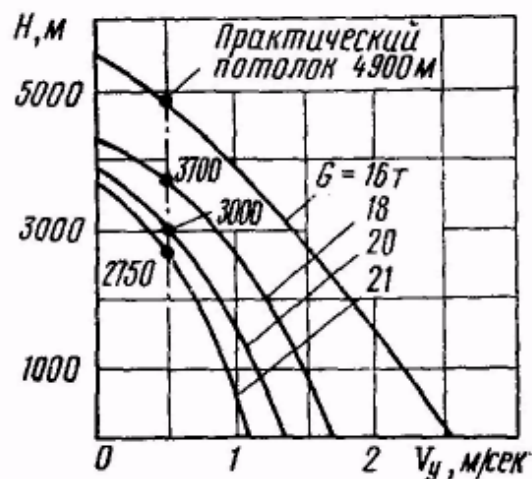


Рис. 114. Характеристики скороподъемности самолета в полете с зафлюгированным винтом одного двигателя на номинальном режиме работающего двигателя, закрылки и шасси убраны, условия МСА

прибору 240-250 км/ч. Меньше скорость допускать нельзя из-за опасности попадания во второй режим полета

Если пилот подошел в процессе снижения к предполагаемому потолку и оказалось, что на скорости 240-250 км/ч самолет на этой высоте лететь в горизонтальном полете не может, необходимо без дальнейшего торможения снизиться на 400-800 м, поддерживая постоянную скорость 240-250 км/ч, и попытаться перейти в горизонтальный полет без уменьшения скорости.

Километровый расход топлива в указанных условиях полета примерно будет равен расходу в полете с двумя двигателями на данной высоте. Чтобы не нарушалась весовая симметрия самолета в полете, необходимо следить за равномерной выработкой топлива из левой и правой групп баков.

Для балансировки самолета в первый момент отказа двигателя потребуется приложить усилие на педаль 40—50 кг, а после флюгирования винта отказавшего двигателя эти усилия уменьшатся до 16—30 кг. При необходимости для завершения полета разрешается использовать режим 100° по УПРТ на работающем двигателе. В этом случае полет с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя обеспечивается без снижения на высотах не ниже 1400 м.

Отказ двигателя при снижении

При снижении самолета тяга силовых установок, как правило меньше, чем в горизонтальном полете. Поэтому бросок самолета в момент отказа двигателя при снижении будет несколько слабее чем в горизонтальном полете.

Сила броска кроме того, зависит от скорости и высоты полета. На снижении РУД чаще находится в положении менее 26° по УПРТ поэтому автоматического флюгирования винта отказавшего двигателя не произойдет и образуется отрицательная тяга. Величина отрицательной тяги, а следовательно, и сила броска тем больше чем меньше высота полета, а скорость полета ближе к скорости контролируемой регулятором.

Восприняв бросок, необходимо удержать самолет от развития опасного крена, зафлюгировать как можно быстрее винт отказавшего двигателя и уменьшить угол снижения отклонением штурвала на себя, не допуская при этом уменьшения скорости менее 250 км/ч по прибору. Снижение с высоты эшелона следует продолжать при использовании до 0,85 номинальной мощности работающего двигателя, выдерживая скорость по прибору не более 460 км/ч.

Более сложным случаем для продолжения полета будет случай отказа двигателя на предпосадочном снижении, когда высота менее 400 м. В этом случае винт автоматически не зафлюгируется, лопасти винта отстанутся на промежуточном упоре 19°, возникнет большая отрицательная тяга и большие усилия на рычагах управления. При этом закрылки будут отклонены на 38°, шасси выпущено, вертикальная скорость снижения — 6—7 м/сек. У самолета появится большое лобовое сопротивление и даже взлетной мощности не

хватит для предотвращения проваливания самолета, а эффективности рулей будет недостаточно для удержания самолета от входа в неуправляемый крен.

Характеристики вынужденного снижения самолета с авторотирующим винтом отказавшего двигателя приведены на рис. 115.

Характеристики даны для самолета с полетным весом 19 000 кг шасси выпущено, высота полета 1000 м, условия МСА.

При отказе двигателя на высотах полета более 10 м во всех случаях целесообразно зафлюгировать его винт и создать крен 10—15 в сторону работающего двигателя. Кроме того, для облегчения пилотирования самолета и при наличии возможности необходимо снять винт отказавшего двигателя с промежуточного упора. Снятие винта с упора на предпосадочном снижении возможно на высоте не менее 200 м и на скорости по прибору не менее 210 км/ч при отклоненных закрылках на 15°, так как этот процесс сопровождается перебалансировкой самолета с потерей высоты до 50—60 м. Если же закрылки в момент отказа двигателя отклонены на 38° то уборка их до 15 (она необходима) вызовет дополнительно потерю высоты до 150 м и самолет отклонится от глиссады.

Если закрылки останутся отклоненными на 38°, то при увеличении режима работающего двигателя боковая управляемость самолета в этих условиях оказывается недостаточной. Поэтому увеличивать режим работающему двигателю до уменьшения угла отклонения закрылков нельзя. При снижении с авторотирующим винтом отказавшего двигателя не следует допускать уменьшения скорости по прибору менее 180 км/ч, а продолжать снижение на скорости, близкой к ней, чтобы иметь минимальную вертикальную скорость снижения. Если отказ двигателя произойдет на высоте менее 10 м, то флюгировать винт нецелесообразно; он переходит в режим ветряка за 5—7 сек, а за это время самолет уже приземлится.

9. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С ЗАФЛЮГИРОВАННЫМ ВИНТОМ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ

Особенности пилотирования самолета при заходе на посадку и на посадке с одним неработающим двигателем, винт которого зафлюгирован, обусловлены наличием несимметричной тяги силовых установок,

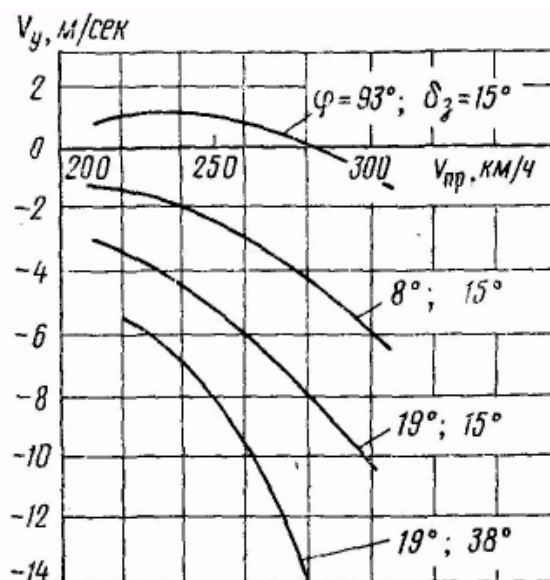


Рис. 115. Примерные характеристики вынужденного снижения при работающем левом двигателе на номинальном режиме, различных положениях закрылков и лопастей винта неработающего двигателя

необычным положением штурвала и педалей, отклонение которых потребовалось для балансировки самолета. Самолет будет с большим запаздыванием реагировать на увеличение подачи топлива ввиду меньшей располагаемой тяги при том же положении РУД, а отклонения руля направления и элеронов частично уже произведены для балансировки самолета. Поэтому для облегчения поддержания самолета на пробеге триммеры руля направления и элеронов следует поставить нейтрально перед заходом на посадку.

Четвертый разворот следует выполнять на скорости не менее 250 км/ч при крене не более 15°. Разворот можно выполнять как в сторону работающего, так и в сторону отказавшего двигателя.

После четвертого разворота до входа на глиссаду планирования необходимо выпустить шасси и закрылки на 15°. Положение РУД должно обеспечить скорость на предпосадочном снижении 220—230 км/ч. Выравнивание и выдерживание самолета должно быть со скольжением на крыло с отказавшим двигателем без крена.

При переводе РУД в сторону увеличения подачи топлива самолет проявляет стремление развернуться и накрениться в сторону отказавшего двигателя.

После приземления, чтобы получить возможность использовать переднее колесо для выдерживания направления, его следует быстрее опустить. Снимать винт с упора и переводить РУД до нуля надо тогда, когда самолет устойчиво начнет пробег на трех точках.

При переводе РУД до нуля по УПРТ и снятии винтов с упора возникает разворачивающий момент в сторону работающего двигателя, который надо парировать отклонением переднего колеса и торможением основных колес.

После исчезновения отрицательной тяги (на скорости менее 70 км/ч) самолет будет стремиться разворачиваться в сторожу отказавшего двигателя, для парирования этого стремления переднее колесо надо отклонить уже в сторону работающего двигателя. На сухих дорожках самолет рулит хорошо и при одном работающем двигателе, а на скользких — требуется применить буксировку.

10. ПОЛЕТ И ПОСАДКА С АВТОРОТИРУЮЩИМ ВИНТОМ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ

Если после отказа двигателя винт его зафлюгировать не удалось, то полет будет продолжаться с авторотирующим винтом, создающим большую отрицательную тягу. Винт отказавшего двигателя надо обязательно снять с упора после восприятия броска. Это уменьшит отрицательную тягу авторотирующего винта, а соответственно и усилия на педаль почти в 2 раза.

Особенность такого полета обусловлена недостатком располагаемой тяги одного работающего двигателя для удержания самолета в горизонтальном полете даже при использовании взлетного режима. Поэтому полет с авторотирующим винтом возможен только со снижением. Как

указывалось в гл. III, продолжать полет выгодно со снятым винтом с упора, с креном 6—8° в сторону работающего двигателя. Скорость по прибору необходимо при этом сохранять 240—250 км/ч. Это будет соответствовать снижению с наименьшей вертикальной скоростью, которая для самолета с полетным весом 20 500 кг, убранными шасси и закрылками в стандартных условиях составляет: 1,9—2,2 м/сек при номинальном режиме и 0,2—0,6 м/сек при взлетном режиме работающего двигателя.

Увеличение приборной скорости по траектории вызовет увеличение вертикальной скорости снижения.

Максимальная дальность снижения самолета будет зависеть от полетного веса самолета и высоты начала снижения. В табл. 15 приведены максимальные дальности снижения самолета при скорости 230 км/ч по прибору в полете на одном двигателе с авторотирующим винтом и при использовании номинальной мощности работающего двигателя, неотклоненных закрылках и убранном шасси.

Таблица 15

Показатель	Высота снижения, м					
	1000	2000	3000	4000	5000	6000
Максимальная дальность снижения, км:						
С полетным весом самолета 18000, кг	60	118	150	180	200	230
То же, с полетным весом самолета 20000, кг	40	70	100	120	140	160

С увеличением температуры окружающего воздуха вертикальная скорость снижения будет увеличиваться, а дальность снижения — уменьшаться.

При заходе на посадку с авторотирующим винтом, снятым с упора, самолет не может выполнять полет без снижения, а кроме того, не будет резерва тяги для того, чтобы произвести подтягивание для исправления ошибки при расчете на посадку. Поэтому, если есть возможность, необходимо выйти на аэродром на высоте 1800—2000 м и с этой высоты построить прямоугольный маршрут для захода на посадку при номинальном режиме работы двигателя. Далее, выдерживая скорость по прибору 250 км/ч на высоте 800—1000 м и на удалении 8—9 км от начала ВПП, необходимо выполнить четвертый разворот, а после этого выпустить шасси и на 15° закрыть. Снижение следует производить на скорости 220—230 км/ч с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ на высоте 400 м, а БПРМ на высоте 120 м. Дальнейшие действия — как и при посадке с зафлюгированным винтом.

11. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ПРИ РАБОТЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Наличие располагаемой тяги одного работающего двигателя при использовании взлетного режима позволяет осуществить уход на второй круг с высоты не менее 50 м и на скорости не менее 210 км/ч только в том случае, когда винт отказавшего двигателя зафлюгирован, шасси выпущено, закрылки выпущены на угол не более 15°.

Траектория ухода на второй круг состоит из следующих участков.

Первый участок. На высоте не менее 50 м РУД переводится до 100° по УПРТ (приемистость двигателя 10 сек). За время 7-8 сек с потерей высоты 14—17 м самолет прекращает снижение и начинает набирать высоту. Скорость при этом сохраняется постоянной, не менее 210 км/ч.

К моменту выхода двигателя на взлетный режим самолет успевает набрать высоту 2—3 м, вертикальная скорость при снижении уменьшится до нуля, а при подъеме к концу первого участка будет 1,2—1,4 м/сек.

Второй участок предшествует началу уборки шасси после выхода двигателя на взлетный режим. Продолжительность участка — 2 сек. Этот участок самолет проходит с постоянной скоростью не менее 220 км/ч на взлетной мощности работающего двигателя и набирает высоту еще 2—3 м.

Третий участок — уборка шасси после перехода двигателя на взлетный режим. Время его — 5 сек. Скорость на этом участке остается постоянной, не менее 220 км/ч. За 5 сек самолет наберет высоту 7—9 м. На высоте не менее 100 м над препятствием убираются закрылки с увеличением скорости до 230—240 км/ч.

В момент перевода РУД работающего двигателя до 100° по УПРТ за счет увеличения тяги будут возникать дополнительные разворачивающий и кренящий моменты, которые надо парировать отклонением руля направления и элеронов, создавая крен 3—5° в сторону работающего двигателя. При этом возникнут давящие усилия на педаль 30—50 кг, а на штурвал от элеронов — 2—10 кг.

Уход на второй круг с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя и с отклоненными закрылками на 38° невозможен. Он будет возможен только с подборкой закрылков до 15° в момент ухода, причем просадка будет около 40 м.

Глава XIII

ПОЛЕТ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

1. ИЗМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Обледенением самолета называется возникновение льдообразования на различных его частях во время полета. Оно происходит главным образом при полете в облаках, тумане, переохлажденном дожде или мокром снеге.

В большинстве случаев обледенение происходит в наборе высоты и при снижении на высотах ниже 5000 м. Раньше всего лед отлагается на передней кромке крыла оперения и закрылках, на центральном лобовом стекле, на лопастях винта и на входных кромках воздухозаборников двигателей, а также на лопатках направляющего аппарата и первой ступени компрессора.

Наиболее опасным является обледенение входных кромок воздухозаборников двигателей, лопаток направляющего аппарата и первой ступени компрессора. Отложение льда, а затем срыв и попадание его на лопатки компрессора приводят к разрушению компрессора и выходу двигателя из строя.

Вследствие отложения льда на передних кромках несущих поверхностей профиль их сильно искажается. Искажение профиля крыла и оперения вызывает нарушение плавности обтекания несущих поверхностей. Турбулизация потока, возникающая вследствие искажения профиля несущих поверхностей, вызывает уменьшение коэффициента подъемной силы крыла и горизонтального оперения, а также увеличение коэффициента лобового сопротивления самолета. Критический угол атаки крыла и горизонтального оперения, а вместе с этим и аэродинамическое качество при обледенении самолета уменьшаются.

Отложение льда на лопастях винта приводит к уменьшению к. п. д. винта, а во входных каналах двигателей — к уменьшению подачи воздуха в двигатели и, следовательно, к снижению их мощности.

Кроме того, вследствие роста коэффициента лобового сопротивления необходимая мощность увеличивается, а вследствие падения к. п. д. винта и уменьшения эффективной мощности двигателей располагаемая мощность двигателей и ее избыток также уменьшаются.

Для того же полетного веса самолета минимальная скорость горизонтального полета увеличивается, а максимальная скорость уменьшается.

Степень влияния обледенения на аэродинамические и летные характеристики самолета зависит от интенсивности обледенения, которая определяется толщиной отлагаемого льда на кромке крыла за единицу времени, *мм/мин*:

Слабая..... до 0,5

Средняя.....0,5—1

Сильная.....более 1

Признаками сильной интенсивности обледенения самолета Ан-24 (более 1 *мм/мин*) являются:

а) быстрое нарастание льда на стеклоочистителе и центральном лобовом стекле;

б) удары по обшивке фюзеляжа льда, срывающегося с лопастей винта;

в) падение скорости полета при неизменной подаче топлива на 10—15 *км/ч* за 5 *мин*.

При работающих сигнализаторах обледенения заметно будет частое мигание их сигнальных лампочек.

2. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

Самолет имеет надежную защиту несущих поверхностей и силовых установок от обледенения. При полете в условиях обледенения слабой и средней интенсивности противообледенительная система крыла и оперения может работать непрерывно.

В условиях большой интенсивности обледенения включать противообледенительную систему крыла и оперения надо периодически на 3—4 мин через каждые 8—10 мин, контролируя визуально сброс льда. Так надо делать для того, чтобы предотвратить образование «барьерного льда» за обогреваемой зоной носков крыла и оперения.

Необходимо знать, что включение противообледенительной системы крыла и оперения означает для двигателя значительный расход воздуха, отбираемого от компрессора. Это приводит к немедленному уменьшению мощности двигателей до 10 ед. по ИКМ, вследствие чего происходит уменьшение скорости по прибору на 10—15 км/ч при неизменной подаче топлива в двигатели.

Отбор воздуха на обогрев крыла и оперения при работе двигателя на взлетном режиме не вызывает нарушения равновесного режима работы системы компрессор-турбина. Выключать системы обогрева крыла и оперения, если двигатель работает на взлетном режиме, например при взлете или уходе на второй круг, разрешается.

В полете с одним неработающим двигателем противообледенительная система работает от одного двигателя. Включение этой системы вызывает уменьшение располагаемой мощности и как следствие уменьшает вертикальную скорость набора высоты на 1 м/сек. Практический потолок на одном двигателе уменьшается до 1200—1700 м.

Как указывалось выше, отложение льда на крыле и на оперении сильно искажает профили, нарушает геометрическую симметрию несущих поверхностей. Следует отметить, что все формы обледенения одинаково опасны и никакой из них нельзя игнорировать.

Особую опасность представляет наличие льда на поверхности крыла, на носке закрылка и оперения на взлете. Дело в том, что при искажении формы крыла и всего самолета поток, обтекающий самолет, становится турбулентным. Это вызывает увеличение в несколько раз сопротивления самолета, а коэффициент подъемной силы самолета при тех же углах атаки оказывается меньшим. Поэтому подъемная сила самолета в условиях обледенения при том же угле тангажа и той же скорости движения будет меньше, чем у самолета без обледенения. В результате на разбеге сила давления на колеса и силы трения колес о ВПП возникают больше. Все это уменьшает силу ускорения самолета на разбеге, а это в свою очередь вызывает увеличение длины разбега.

Кроме того, скорость отрыва должна быть больше при том же угле тангажа, который создавался при взлете на необледеневшем самолете, так как прежней скорости не хватит для создания равенства сил $Y=G$ вследствие уменьшения коэффициента c_y . Чтобы обеспечить отрыв самолета на привычной скорости, понадобится увеличить угол атаки, создать больший угол тангажа, а это может привести к касанию подфюзеляжным гребнем ВПП в момент отрыва.

После отрыва разгон до безопасной скорости будет более длительным, траектория взлета более пологая, и создастся опасность столкновения с препятствиями на взлете. Поэтому, стремясь увеличить угол подъема, пилот может увеличить угол атаки до критического, а это может привести самолет к сваливанию. Учитывая это, а также и то, что эффективность органов управления вследствие малых скоростей и ухудшения условий обтекания самолета снижается, взлет на обледеневшем самолете запрещен.

В наборе высоты и в горизонтальном полете действуют все эти факторы. Поэтому для полета в условиях обледенения устанавливается оптимальная скорость в пределах 340—350 км/ч. Большая скорость способствует большей степени обледенения, а малые скорости опасны из-за малой эффективности рулей и ухудшения устойчивости самолета.

Особую осторожность в условиях обледенения самолета необходимо соблюдать при заходе на посадку и уходе на второй круг.

Известно, что при отклонении закрылков увеличивается отрицательный угол атаки горизонтального оперения за счет скоса потока. Критический угол атаки необледеневшего горизонтального оперения равен 16° , а при отложении на нем даже небольшого слоя льда он резко уменьшается. В связи с этим при отклонении закрылков до 38° стабилизатор может оказаться на закритическом угле атаки, произойдет полный срыв потока со стабилизатора, подъемная сила его, направленная вниз, резко уменьшится, и самолет сделает «клевок» на нос. Перед клевком может появиться и незначительная тряска самолета. Поэтому если при выпущенных закрылках в условиях обледенения появится тряска, необходимо немедленно уменьшить угол отклонения закрылков.

При отказе противообледенительной системы крыла или оперения (при наличии льда на них), а также после полета в условиях обледенения большой интенсивности, чтобы не создавать «клевка», посадку необходимо производить с закрылками, отклоненными на угол не более 15° . При отложении льда на носке и в щелях закрылка запас угла атаки также уменьшается. Поэтому при уходе на второй круг возникает заметная срывная тряска самолета. При обнаружении такой тряски надо немедленно прекратить увеличение угла атаки, убрать закрылки до 15° и плавно, по мере нарастания скорости, перевести самолет в набор высоты для последующего захода на посадку. Если крыло обледенеет, то произойдет резкое ухудшение поперечной управляемости. Поэтому для обеспечения благополучной посадки потребуется держать скорость на планировании 280—290 км/ч. При

этом скорость приземления будет 240—250 км/ч при закрылках, отклоненных на 15°.

При отложении льда на передней кромке киля характеристики боковой устойчивости и управляемости ухудшаются по сравнению с килем, не имеющим обледенения.

В полете со скольжением при отклонении руля направления свыше 15° усилия на педалях резко уменьшаются и меняют знак. Для обеспечения безопасности полетов в условиях обледенения на скорости менее 300 км/ч по прибору не следует допускать скольжение более одного диаметра шарика по указателю скольжения.

Глава XIV

НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ О ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА И ПОЛЕТЕ В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ан-24 по своему назначению является неманеврированным. В расчете прочности приняты следующие значения скоростных напоров:

1) максимальный скоростной напор горизонтального полета $q_{\max} = 1020 \text{ кг/м}^2$, что соответствует максимально-допустимой скорости по прибору в горизонтальном полете 460 км/ч;

2) предельный расчетный скоростной напор $q_{\max \max} = 1400 \text{ кг/м}^2$, что обеспечивает возможность экстренного снижения самолета до высоты, безопасной для жизни экипажа и пассажиров, и соответствует максимально-допустимой скорости по прибору при экстренном снижении 540 км/ч с ограниченным маневрированием.

В расчете на прочность принято:

а) скорость полета, при которой допускается выпуск закрылков, а также полет с отклоненными закрылками: на угол 15° $V_{\text{приб}} = 300 \text{ км/ч}$, на угол 38° $V_{\text{приб}} = 250 \text{ км/ч}$;

б) скорость полета по прибору, на которой допускается выпуск и уборка шасси, — 300 км/ч;

в) скорость полета по прибору с выпущенными шасси — 450 км/ч.

Прочность герметической кабины обеспечивает в кабине избыточное давление 0,3 кг/см².

2. КОЭФФИЦИЕНТ ПЕРЕГРУЗКИ И КОЭФФИЦИЕНТ БЕЗОПАСНОСТИ

На самолете в общем случае действуют следующие внешние силы; сила веса G , полная аэродинамическая сила R и сила тяги силовых установок P .

Отношение величины равнодействующей всех внешних сил, кроме силы веса, действующих на самолет, к величине силы веса самолета называется перегрузкой.

В установившемся полете все силы, действующие на самолет, взаимно уравновешены. Так, в горизонтальном полете сила тяги уравновешивает аэродинамическую силу лобового сопротивления самолета ($P - Q$); сила веса самолета уравновешивается подъемной силой ($Y - G$), поэтому для изменения режима полета необходимо изменить соотношение сил. Например, для увеличения скорости полета надо увеличивать силу тяги, для искривления траектории полета (ввод в пикирование, перевод самолета в набор высоты) необходимо уменьшить или увеличить величину подъемной силы.

Изменения величины внешних сил, действующих на самолет, вызывают ускорение или замедление движения самолета в направлении действия сил. Самолет испытывает изменение перегрузки в направлении изменения сил. Перегрузка — это вектор, направленный против силы, ее вызвавшей.

В общем случае пространственного движения центра тяжести самолета перегрузка раскладывается на составляющие по осям самолета. Соответственно осям действия нагрузок перегрузки называются:

продольная — параллельная вектору скорости

$$n_x = \frac{P - Q}{G}$$

боковая — в направлении оси z — z

$$n_z = \frac{Z}{G}$$

В полете внешние нагрузки, действующие по оси x — x и z — z , невелики (во много раз меньше силы веса самолета) и перегрузки n_x , n_z практически оказываются малы.

По оси y — y действует подъемная сила, перегрузка в направлении оси y — y называется нормальной перегрузкой n_y . Перегрузка n_y будет рассмотрена, так как она представляет практический интерес.

Нормальной нагрузкой называется отношение подъемной силы, развиваемой самолетом в данный момент, к силе веса самолета

$$n_y = \frac{Y}{G}$$

В установившемся горизонтальном полете подъемная сила самолета (Y) равна силе веса самолета (G) и перегрузка равна единице.

Если подъемная сила Y станет больше силы веса G на величину ΔY , например, за счет отклонения колонки штурвала на себя, то возникает положительное приращение перегрузки

$$\Delta n = \frac{\Delta Y}{G}$$

Если сила Y станет меньше силы G , например, за счет отклонения штурвала от себя, то возникнет отрицательное приращение

$$\Delta n = \frac{\Delta Y}{G}$$

Знак приращения перегрузки совпадает со знаком приращения подъемной силы. Приращение подъемной силы ΔY неуравновешено, поэтому вызывает центростремительное ускорение j в направлении приращения ΔY , т. е. искривляет траекторию полета:

$$j = \frac{9.81 \Delta Y}{G}$$

Зная приращение перегрузки, можно определить величину центростремительного ускорения, направленного по радиусу кривизны траектории.

Приращения перегрузки в полете могут быть созданы в следующих случаях:

- а) при отклонении рычагов управления (нормальная перегрузка в горизонтальном полете станет больше единицы, если отклонить штурвал на себя, и меньше единицы, если отклонить от себя);
- б) при изменении положения закрылков;
- в) при изменении режима силовых установок;
- г) при воздействии порывов беспокойного воздуха.

Во всех этих случаях перегрузка самолета равна перегрузке исходного режима плюс приращения перегрузки.

Если за исходный режим взять установившийся режим горизонтального полета, то фактическая перегрузка с учетом приращения Δn будет: $n_{\text{ф}} = 1 + \Delta n$.

Перегрузка, которую возможно создать в полете, определяется возможным изменением величины коэффициента c_y от исходного режима до вывода самолета на критический угол атаки $c_{y \text{ max}}$ и ограничением прочности конструкции.

Отношение величины коэффициента $c_{y \text{ max}}$ к величине коэффициента $c_{y \text{ исх}}$ исходного режима называется располагаемой перегрузкой

$$n_{\text{расп}} = \frac{c_{y \text{ max}}}{c_{y \text{ исх}}}$$

Очевидно, наибольшая располагаемая перегрузка будет при полете на максимальной скорости, когда коэффициент подъемной силы минимален. Наименьшая располагаемая перегрузка будет при полете на критическом угле атаки, когда коэффициент c_y максимален.

Величина приращения перегрузки Δn , необходимая для вывода самолета на критический угол атаки, называется запасом перегрузки

$$\Delta n_{\text{зап}} = \frac{c_{y_{\text{max}}}}{c_{y_{\text{исх}}}} - 1.$$

Если запас перегрузки в полете станет равным нулю, значит самолет выведен на критический угол атаки, при котором и произойдет его сваливание на любой скорости полета.

Практически пилот может определить запас перегрузки в полете из соотношения скоростей

$$\Delta n_{\text{зап}} = \frac{V_{\text{зад}}^2}{V_{\text{теор. min}}^2} - 1.$$

где $V_{\text{зад}}$ — скорость заданного режима полета; $V_{\text{теор. min}}$ — теоретическая минимальная скорость горизонтального полета. Чем на меньшей скорости совершается полет (чем ближе по величине $c_{y_{\text{исх}}}$ и $c_{y_{\text{max}}}$), тем меньшая перегрузка будет создана при полном отклонении штурвала на себя и раньше произойдет сваливание самолета.

Таким образом, первым ограничением перегрузки в полете является запас перегрузки или запас по коэффициенту подъемной силы.

Вторым ограничением, как уже сказано, является прочность конструкции. Элементы конструкции самолета рассчитываются на прочность по разрушающим нагрузкам. Величина разрушающей нагрузки для расчетов берется в определенном соотношении к весу самолета.

Отношение разрушающей нагрузки к весу самолета называется коэффициентом разрушающей перегрузки или коэффициентом запаса прочности:

$$n_{\text{разр}} = \frac{Y_{\text{разр}}}{G}$$

В полете допускать величину нагрузки, равную расчетной (разрушающей), нельзя. Конструктор назначает величину допускаемой в полете перегрузки с таким расчетом, чтобы самолет не разрушился и не получил недопустимых деформаций.

Допускаемая перегрузка в полете называется эксплуатационной перегрузкой $n_э$, ей соответствует максимальная допустимая в эксплуатации нагрузка

$$n_э = \frac{Y_э}{G}$$

Чем больше загружен самолет, тем меньше при прочих равных условиях предельно допустимая эксплуатационная перегрузка. Величина превышения разрушающей перегрузки по отношению к максимально-эксплуатационной устанавливается по нормам прочности так называемым коэффициентом безопасности f (для самолета Ан-24 $f=1,5$). Запас прочности $n_{\text{разр}} = f n_э$.

Ан-24 при расчете прочности приняты следующие максимально-допустимые эксплуатационные перегрузки $n_э$:

Полетный вес, $кГ$	17 000	18 000	19000	21000
Перегрузка $n_{э \max}$	3,05	2,99	2,92	2,77
" $n_{э \min}$	—1,64	—1,61	—1,50	—1,52

Разрушающая перегрузка для самолета с полетным весом 21 000 $кГ$ будет $2,77 \times 1,5 = 4,15$.

При положительной перегрузке (на горке) пилот прижат к сиденью, при отрицательной перегрузке (ввод в пике) пилот отделяется от сиденья.

Расчетная величина разрушающей перегрузки определена в результате проведения неоднократных испытаний по непосредственному измерению перегрузок при полетах транспортных самолетов. Замер перегрузки в полете производится прибором акселерометром или самописцем, фиксирующим перегрузки по скорости.

3. ПЕРЕГРУЗКА САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

Перегрузки в спокойной атмосфере

Наибольшие перегрузки в полете могут быть созданы резким отклонением штурвала на себя и доведением угла атаки до критического.

При полете на крейсерских скоростях полет происходит на больших углах атаки, при малом запасе перегрузки и при резком отклонении штурвала на себя самолет свалится на крыло прежде, чем будет достигнута опасная перегрузка, т. е. вступит в силу фактор ограничения по запасу перегрузки. При полете на максимальной скорости, если резко увеличить угол атаки до критического, можно создать опасную перегрузку. Но для этого потребуются приложить к штурвалу очень большое усилие. Например, для самолета Ан-24 с полетным весом 18 200 $кГ$ при центровке 23% САХ, чтобы создать перегрузку, равную 3,1 на скорости полета 460 $км/ч$, надо приложить усилие к штурвалу около 130 $кГ$, что практически очень трудно.

Необходимо указать, что самолет Ан-24 по своей прочности не рассчитан на возможность выхода из режима максимальной скорости на критический угол атаки.

Перегрузка, создаваемая за счет отклонения руля высоты, называется маневренной перегрузкой. Величина маневренной перегрузки зависит от параметров самолета (весовых, геометрических и аэродинамических), от внешних условий выполнения маневра и от квалификации пилота.

Величина маневренной перегрузки n_m может быть определена по эмпирической формуле, приведенной в нормах прочности,

$$n_m = 1 + \frac{N}{\sqrt{\kappa_a V G}}$$

где N и κ_a — постоянные коэффициенты, зависящие от класса самолета.

Из приведенной формулы видно: чем больше скорость, тем больше n_m . Для большего веса самолета величина n_m будет меньше. Это объясняется тем, что чем больше вес самолета, тем он инертнее выходит на перегрузку.

Перегрузка в неспокойном воздухе

Изменение углов атаки и скорости в полете будет происходить при вхождении самолета в порывы неспокойного воздуха, при этом будет возникать перегрузка.

Пример 1. Самолет летит со скоростью по прибору 340 км/ч (95 м/сек), входит в восходящий порыв воздуха W , скорость которого равна 15 м/сек. Определить величину фактической перегрузки в момент входа в порыв воздуха.

Решение. 1. Зная скорость полета по прибору из формулы $V_{г.п.} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}$

определим коэффициент $c_{y_{исх}}$, а по рис. 17 определим исходный угол атаки.

Произведя вычисления, получим $c_{y_{исх}} = 0,45$; $\alpha_{исх} = 4^\circ 30'$.

2. Сложим векторы скоростей: горизонтальную скорость полета и вертикальную скорость порыва воздуха (рис. 116). Полученный угол $\Delta\alpha$ между вектором начальной скорости $V_{исх}$ и вектором результирующей скорости $V_{рез}$ представляет собой приращение угла атаки $\Delta\alpha$ вследствие действия порыва воздуха. Величина этого угла определяется так:

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha = W/V_{исх} \quad \operatorname{tg} \Delta\alpha = 15/95 = 0,158.$$

По таблицам находим угол $\Delta\alpha$, он будет равен 9° .

3. Определим фактический угол атаки в момент воздействия; порыва воздуха $\alpha_\phi = \alpha_{исх} + \Delta\alpha$, или $\alpha_\phi = 4^\circ 30' + 9 = 13^\circ 30'$.

4. Из рис. 17 находим значение коэффициента c_{y_ϕ} соответствующее $\alpha_\phi = 13^\circ 30'$. Коэффициент $c_{y_\phi} = 1,25$.

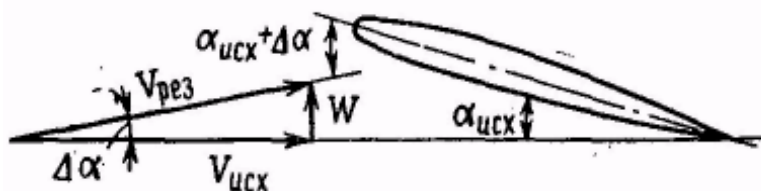


Рис. 116. Изменение угла атаки при восходящем порыве воздуха

5. Определим фактическую перегрузку в момент порыва воздуха

$$n_{\phi} = c_{y\phi} / c_{y\text{исх}} = 1,25 / 0,45 = 2,8$$

Рассмотрим теперь, какие перегрузки будет испытывать самолет при воздействии порывов горизонтального ветра.

Пример 2. Какая возникает перегрузка на самолете при воздействии горизонтального порыва воздуха со скоростью 15 м/сек. Вес и скорость полета самолета такие же, как и в примере 1.

Решение. 1. Скорость самолета при вхождении в горизонтальный порыв $V_{\text{рез}} = V_1 + W = 95 + 15 = 110$ м/сек.

2. Величина подъемной силы, соответствующая начальной (исходной) и результирующей скоростям, $Y_{\text{исх}} = G$, тогда

$$Y_{\phi} = c_y \frac{\rho V_{\text{рез}}^2}{2} S$$

3. Перегрузка при действии горизонтального порыва воздуха

$$n_{\phi} = \frac{V_{\text{рез}}^2}{V_{\text{исх}}^2} = \frac{110^2}{95^2} = 1,34$$

Из решенных примеров видно, что при вхождении самолета в вертикальный порыв воздуха создается перегрузка больше, чем при вхождении в горизонтальный порыв такой же скорости. Кроме того, воздействие восходящего порыва воздуха значительно изменило угол атаки. Поэтому можно сказать, что скорость вертикального порыва определяет величину перегрузки n_y и вероятность выхода на режимы сваливания. Однако при решении этих примеров не были учтены такие факторы, как параметры самолета, изменение скорости при воздействии вертикального порыва и т. п.

При полетном весе 21 т значения эффективных вертикальных порывов ветра, которые приводят к возникновению эксплуатационно допустимых перегрузок при индикаторной скорости 340 и 460 км/ч, будут 21,5 и 14,25 м/сек соответственно. При тех же скоростях тоже делают боковые порывы ветра силой 17 и 12 м/сек соответственно.

Максимальная эксплуатационная перегрузка самолета в беспокойном воздухе (перегрузка при болтанке самолета n_6) определяется по формуле

$$n_6 = 1 + \frac{1}{2} \kappa \frac{\Delta c_y}{\Delta \alpha} \rho \frac{VW}{G} S$$

где κ — постоянный коэффициент; $\frac{\Delta c_y}{\Delta \alpha}$ — приращение Δc_y за счет изменения угла атаки на 1°; VW — произведение скорости полета на скорость

порыва воздуха; G — полетный вес самолета; S — площадь крыла.

Так как n_6 пропорциональна величине ρVW , то чем меньше высота полета, больше скорость полета и скорость восходящего порыва воздуха, тем большие перегрузки будут возникать при попадании самолета в этот порыв.

Величины максимальных эксплуатационных перегрузок болтанки самолета Ан-24 в зависимости от полетного веса самолета следующие: при весе 20 т перегрузка равна 2,45, при весе 18 т — 2,57, при весе 16 т — 2,78.

Максимальная эксплуатационная перегрузка выбирается как большая из двух возможных значений n_m и n_6 . Для самолета Ан-24 большей оказывается n_m и расчетным является маневр перегрузки $n_{m1 \max}$.

На рис. 117 приведен график зависимости перегрузок, выводящих самолет на режим сваливания, от скорости горизонтального полета (полетный вес самолета 19 000 кг, закрылки убраны).

Графики указывают ограничение по перегрузке при вертикальном маневре ($n_3=3,05$) и дают запасы по перегрузке в зависимости от высоты H , скорости полета V и скорости порыва воздуха W .

Как видно, из рисунка, перегрузки, выводящие самолет на режим сваливания, намного меньше допускаемых перегрузок по условиям прочности.

Для полета в условиях неспокойного воздуха конструктором рассчитываются оптимальные скорости полета. Эти скорости определяются исходя из уровня обеспечения безопасности как по условию прочности, так и по условию сваливания самолета.

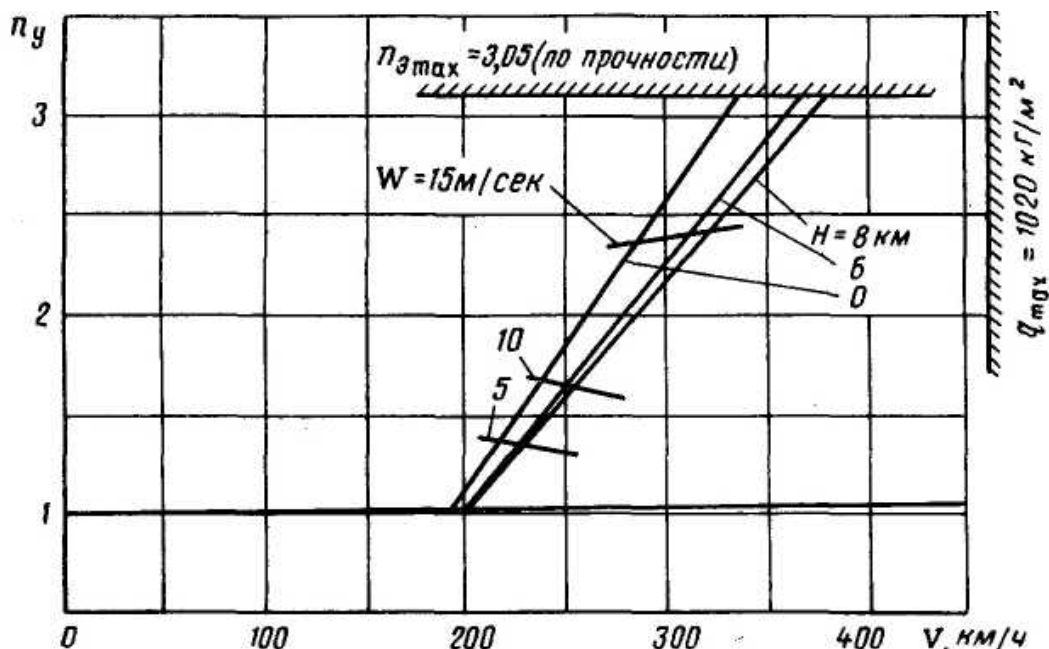


Рис. 117. Зависимость перегрузок, выводящих самолет на режим сваливания, от скорости горизонтального полета

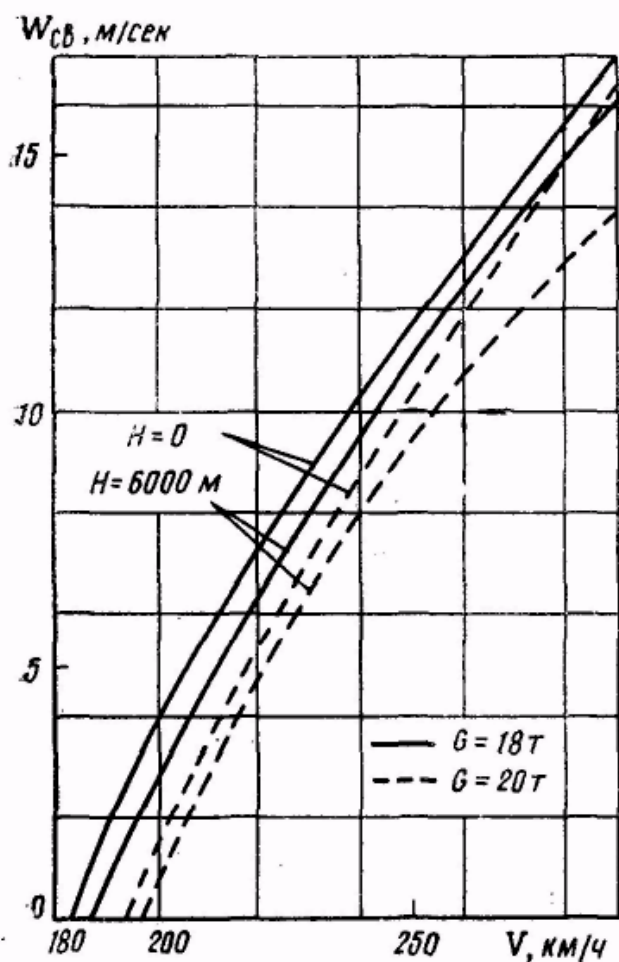


Рис. 118. Максимальные скорости вертикального порыва воздуха, выводящие самолет к сваливанию, в зависимости от скорости горизонтального полета

На рис. 118 представлен график максимальных скоростей вертикального порыва воздуха W_{CB} , приводящих самолет Ан-24 к сваливанию, в зависимости от скорости полета с неотклоненными закрылками.

Графики даны для полетного веса самолета 18 и 20 т при полете у земли и на высоте 6 000 м.

Из приведенных графиков видно, что чем меньше скорость полета, тем меньшей силы вертикальный порыв воздуха способен вывести самолет на режим сваливания.

Кроме того, чем больше высота полета и чем больше полетный вес самолета, тем при меньшем вертикальном порыве воздуха самолет выходит на режим сваливания. Из этого следует, что увеличение полетного веса самолета при полете в неспокойном воздухе снижает безопасность полета.

Полет на большой высоте проходит в условиях малых запасов перегрузки, и сильные порывы ветра приводят к сваливанию самолета. Поэтому как скорость, так и высоту полета следует подбирать с учетом этих факторов.

Для самолета Ан-24 при попадании в зону болтанки или грозовой деятельности, где действуют мощные порывы воздуха, чтобы не допустить сваливания самолета скорость по прибору должна быть не меньше 320 км/ч, а высота полета — не более 7000 м. В сторону увеличения от этой скорости самолет ограничений не имеет вплоть до максимальной скорости.

Если на приборной доске нет указателя перегрузок, то пилот вынужден судить о величине перегрузки по своему личному опыту и субъективному ощущению. Чаше пилот судит о величине маневренной перегрузки по усилиям, прикладываемым к штурвалу для осуществления маневра.

Градиент усилий по перегрузке для самолета Ан-24 составляет 20—70 кг на единицу перегрузки в зависимости от центровки, веса самолета и скорости полета. Чем более задней будет центровка, тем меньшее усилие надо приложить к штурвалу для создания единицы перегрузки, или можно

Характеристика болтанки самолета	Описание поведения самолета	Величина изменения перегрузки от единичной
Слабая	Самолет слегка покачивает. Слабы отдельные толчки	До $\pm 0,2$
Умеренная	Покачивание усиливается. Толчки более частые и сильные	До $\pm 0,5$
Сильная	Самолет иногда проваливается Сильные толчки: то прижимает к сиденью, то подбрасывает	До ± 1
Штормовая	Самолет непрерывно бросает	Более ± 1

сказать так: с приложением к штурвалу одинакового усилия при задней центровке перегрузка создается больше, чем при передней. Последнее обстоятельство приводит к тому, что пилот, реагируя на возмущенное движение самолета, вызванного порывом воздуха, может легче допустить ошибку и создать большую перегрузку на самолете с более задней центровкой.

Величина перегрузки, возникающая при полете в беспокойном воздухе, является характеристикой интенсивности болтанки (табл. 16).

4. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ БОЛТАНКИ

Явление болтанки самолета представляет собой неупорядоченные колебания самолета в вертикальной плоскости или из стороны в сторону, вызванные условиями погоды. Она наблюдается на высотах вследствие неравномерного нагрева поверхности земли, на границах теплых и холодных фронтов, в кучевой или мощно-кучевой облачности.

При полете в условиях болтанки будут возникать, кроме маневренной перегрузки, еще и перегрузки болтанки. Поэтому, чтобы уменьшить суммарную перегрузку, необходимо по возможности избегать маневренных перегрузок, а чтобы не допустить выхода самолета на критический угол атаки, нельзя допускать резких движений штурвала при отклонении руля высоты.

Средний период действия перегрузки в болтанку составляет 0,5—1,5 сек при скорости полета около 500 км/ч. За это время происходит изменение угла атаки. Самолет, хотя и устойчивый, за такое короткое время не успевает уменьшить угол атаки за счет изменения угла тангажа и будет испытывать перегрузку, вызванную порывом ветра. Пилот реагирует на действие перегрузки с запаздыванием и, вмешиваясь в управление, вместо уменьшения перегрузки может отклонить рули на увеличение. За счет этого суммарная перегрузка увеличится.

Исходя из сказанного, при полете в условиях болтанки отклонять рули следует плавно и по возможности на меньший угол. Не нужно стремиться парировать все отклонения от исходного режима полета под воздействием кратких порывов. Исправлять скорость, высоту, угол крена следует тогда, когда они заметно отклоняются от исходных значений.

Особенно осторожно следует выполнять развороты. Разворот с определенным углом крена на определенном угле атаки обеспечивается наличием строго определенной мощности двигателей. Если в момент разворота подействует вертикальный порыв воздуха, то это может привести к значительному изменению угла атаки; мощности силовых установок для продолжения разворота без снижения не хватит и возникнет предпосылка сваливания самолета на крыло. Кроме того, выполняя разворот, пилот создает маневренную перегрузку. Поэтому при необходимости вывода на новый курс разворот следует производить в момент уменьшения порывов последовательными короткими координированными доворотами самолета с креном не более 10° .

При воздействии вертикальных порывов воздуха угол атаки может стать больше 15° , будут происходить срывы потока и на самолете возникает заметная тряска. Для предотвращения полного срыва потока с крыла и уменьшения угла атаки необходимо немедленно отдать штурвал от себя, а если тряска появилась на развороте, то надо выйти из разворота.

Пилотирование в зоне болтанки может осуществляться вручную и при помощи автопилота. Как показывают летные испытания, наибольшая повторяемость повышенных нагрузок на элементы конструкции наблюдается при пилотировании вручную. Поэтому при полете в условиях слабой, умеренной и сильной болтанки выгоднее пилотировать самолет с помощью автопилота. В этом случае уменьшаются динамические нагрузки конструкции самолета и уменьшается вероятность выхода на режим сваливания по сравнению с ручным управлением.

При штормовой болтанке автопилот следует отключить во избежание создания опасных перегрузок.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава I. Конструктивно-аэродинамические особенности самолета Ан-24	
1. Аэродинамическая компоновка	3
2. Крыло	5
3. Фюзеляж	10
4. Оперение	10
5. Шасси	13
6. Силовые установки	14
Глава II. Аэродинамические характеристики самолета	
1. Аэродинамические силы и их коэффициенты	14
2. Поляры самолета	17
3. Аэродинамическое качество	22
Глава III. Силовые установки	
1. Характеристики силовой установки	25
2. Тяга и мощность силовой установки, к. п. д. винта	34
3. Работа воздушного винта АВ-72	39
4. Возникновение отрицательной тяги	42
Глава IV. Расчет центровки самолета	
1. Исходные данные для расчета центровки	52
2. Средняя аэродинамическая хорда крыла	54
3. Центровка самолета	54
Глава V. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета	
1. Общие понятия и определения	62
2. Продольное равновесие	65
3. Продольная устойчивость	69
4. Продольная управляемость	77
5. Путевое равновесие	81
6. Поперечное равновесие	82
7. Боковое равновесие	83
8. Путевая устойчивость и управляемость	83
9. Поперечная устойчивость и управляемость	87
10. Боковая устойчивость и управляемость	92
Глава VI. Горизонтальный полет	
1. Условия установившегося горизонтального полета	93
2. Потребная скорость горизонтального полета	94
3. Потребная тяга горизонтального полета	96
4. Потребная мощность горизонтального полета	98
5. Влияние веса самолета и высоты полета на характеристики горизонтального полета	100
6. Наивыгоднейшие режимы и ограничение скоростей горизонтального полета	104

Глава VII. Набор высоты	
1. Потребная скорость набора высоты	107
2. Угол и вертикальная скорость подъем	108
3. Режимы подъема	109
4. Набор высоты в рейсовых полетах	111
5. Потолок самолета	112
6. Влияние ветра на характеристики подъема	113
Глава VIII. Снижение самолета	
1. Условия установившегося планирования	114
2. Потребная скорость планирования	114
3. Угол и вертикальная скорость планирования	115
4. Время планирования	118
5. Дальность планирования	119
6. Влияние ветра на дальность планирования	119
7. Выполнение нормального снижения в рейсовых полетах	121
8. Экстренное снижение	122
Глава IX. Развороты в горизонтальной плоскости	
1. Правильный вираж	123
2. Условия выполнения правильного виража	124
3. Перегрузка на вираже	124
4. Скорость, тяга и мощность, потребные для виража	125
5. Радиус и время виража	126
6. Предельный вираж	128
7. Рекомендации по выполнению виража	124
Глава X. Руление и взлет самолета	
1. Руление	132
2. Нормальный взлет	133
3. Факторы, влияющие на взлетные характеристики	137
4. Ошибки на взлете и их предупреждение	145
Глава XI. Посадка самолета и уход на второй круг	
1. Выполнение нормальной посадки	146
2. Длина пробега	152
3. Длина посадочной дистанции	154
4. Посадка с убранными закрылками	155
5. Особенности посадки при ветре	156
6. Особенности посадки на размокший грунт	157
7. Посадка на ВПП, имеющей каменные включения в грунте	158
8. Посадка при несимметричной тяге двигателей	158
9. Торможение винтами при посадке	158
10. Ошибки при выполнении посадки	159
11. Уход на второй круг	160
Глава XII. Полет с одним неработающим двигателем	
1. Возникновение скольжения	162
2. Кренение самолета и борьба с креном	164
3. Изменение аэродинамических характеристик	165
4. Изменение летных характеристик	166
5. Способы пилотирования	167
6. Выполнение разворотов в полете	170
7. Отказ одного двигателя на взлете	172
8. Отказ двигателя в установившемся полете	174
9. Заход на посадку и посадка с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя	178

10. Полет и посадка с авторотирующим винтом отказавшего двигателя	178
11. Уход на второй круг при работе одного двигателя	180
Глава XIII. Полет самолета в условиях обледенения	
1. Изменение аэродинамических и летных характеристик	180
2. Выполнение полета	182
Глава XIV. Некоторые сведения о прочности самолета и полете в беспокойном воздухе	
1. Общие сведения	184
2. Коэффициент перегрузки и коэффициент безопасности	184
3. Перегрузки самолета в полете	188
4. Пилотирование самолета в условиях болтанки	193



ЛЕОНИД ЕМЕЛЬЯНОВИЧ БОГОСЛАВСКИЙ
ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Ан-24

Редактор *М. И. ЧЕШОКОВ*

Техн. редактор *Т. А. ГУСЕВА*

Корректоры *А. П. НОВИКОВА* и *В. Я. КИНАРЕЕВСКАЯ*

Сдано в набор 2/III 1972 г. Подписано в печать 10/XI 1972 г.
Формат бумаги 60X90¹/₁₆ Печ. л. 12,5 Уч.-изд. л. 12,78 Тираж 7000.
Заказ типографии 893. Цена 56 коп. Т-19301. Изд. № 1к—1—2/14. № 5239.

Изд-во «Транспорт», Москва, Басманный туп., 6а

Ленинградская тип. № 12 им. М. И. Лоханкова Главполиграфпрома
Государственного комитета Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Ленинград, ул. Правды, 15.