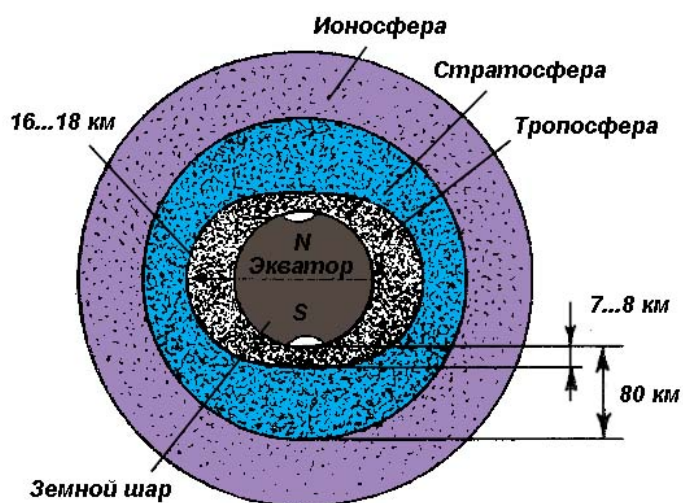


Аэродинамика и динамика полета.

Тема №1 «Основные сведения по аэродинамике»

Строение атмосферы Земли. Температура, давление и плотность воздуха. Зависимость плотности воздуха от давления и температуры. Международная стандартная атмосфера. Движение воздушного потока. Уравнение Бернулли и уравнение неразрывности для несжимаемого газа. Обтекание тел воздушными потоками. Ламинарное и турбулентное течение воздуха в пограничном слое. Лобовое сопротивление. Сопротивление трения и сопротивление давления. Несимметричное обтекание тел. Аэродинамический спектр обтекания. Принцип обратимости движения. Аэродинамические трубы, их типы и принципы работы.

Строение атмосферы Земли



Атмосферой называется газовая оболочка, окружающая земной шар. Газ, составляющий эту оболочку, называется воздухом.

Высота газовой оболочки Земли велика и составляет более 2000 км. Точно определить границу атмосферы трудно, так как переход от земной атмосферы к межпланетному пространству совершается плавно и на больших высотах плотность воздуха очень мала. Можно только отметить, что в пределах околоземного пространства до высоты 20 км находится около 95% всей массы атмосферного воздуха.

Атмосфера разделяется на тропосферу, стратосферу и ионосферу. Такое разделение основано на физических свойствах этих слоев и характере их изменения с подъемом на высоту. Давление и плотность воздуха с увеличением высоты во всех трех слоях атмосферы уменьшается.

Тропосферой (только ее состояние в настоящий момент представляет интерес для планеристов) называется нижний слой атмосферы. Толщина ее над полюсами 7...8 км, над экватором 16...18 км, высота верхней границы изменяется в зависимости от характера поверхности Земли, атмосферных процессов, теплового состояния воздуха, а также от суточных и годовых изменений. Температура воздуха в тропосфере с подъемом на высоту падает (6,5° на каждые 1000 м), так как нагрев воздуха обуславливается в основном отраженными от земной поверхности солнечными лучами. Изменение температуры воздуха с высотой приводит к перемещению воздушных масс, холодные верхние слои опускаются, а теплые поднимаются. Вследствие этого образуются облака, выпадают осадки, дуют ветры. Из-за перемещения воздушных масс состав воздуха тропосферы практически постоянен. В нем содержится 78%

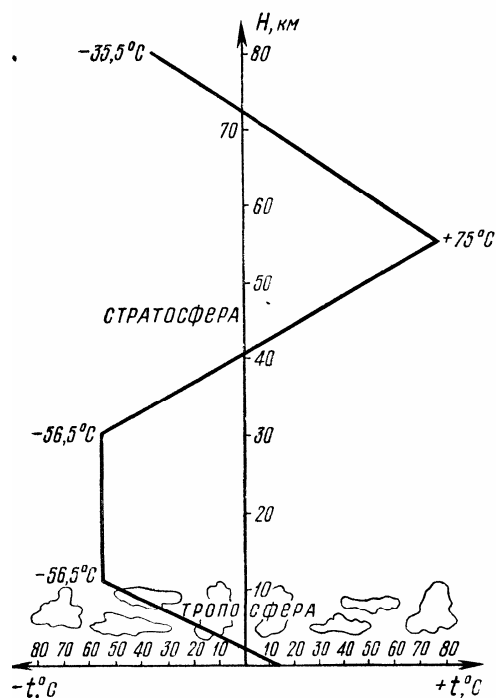
азота, 21% кислорода и около 1% других газов (аргон, углекислый газ, водород, неон, гелий). Кроме указанных газов в тропосфере сосредоточен почти весь водяной пар, находящийся в непрерывном кругообороте (испарение — конденсация и кристаллизация с облакообразованием — осадки). В нижних слоях тропосферы множество различных примесей в виде мельчайших твердых частиц (пыль). Содержание в воздухе тропосферы водяного пара и пыли приводит к ухудшению видимости.

Стратосфера — слой воздуха, лежащий непосредственно над воздушными слоями тропосферы. В ней наблюдается полное отсутствие облаков и наличие сильных ветров, дующих с большой скоростью и в одном направлении. Вертикальные перемещения воздушных масс отсутствуют. В стратосфере с высоты:

на экваторе — 17 км, полюсе — 8 км, средней широте — 11 км и до высоты в среднем 25...30 км температура

постоянна и составляет -56°C . С высоты 30 км и до 55 км температура воздуха повышается до $+75^{\circ}\text{C}$ вследствие повышенного содержания озона, который обладает способностью поглощать ультрафиолетовое излучение. С высоты 55 км и до 80 км температура воздуха понижается в среднем на 4°C на каждые 1000 м из-за уменьшения процентного содержания озона в воздухе. На высоте 82...83 км температура воздуха составляет -35°C .

Ионосфера — слой воздуха, лежащий непосредственно над воздушным слоем стратосферы. Высоты ионосферы от 85 до 500 км. Из-за наличия в ионосфере огромного количества ионов (заряженных молекул и атомов атмосферных газов, движущихся с большими скоростями) ее воздух сильно нагревается. Воздух ионосферы также характеризуется высокой проводимостью, преломлением, отражением, поглощением и поляризацией радиоволн. В ионосфере из-за вышеуказанных свойств наблюдаются свечения ночного неба, полярные сияния, магнитные бури.



Изменение температуры воздуха по высотам для стандартных условий средней широты

Температура—величина, характеризующая степень теплового состояния тела (газа) или скорость хаотического движения молекул (чем выше температура, тем больше скорость их движения, и наоборот).

Температуру воздуха можно измерять по двум шкалам:

Цельсия и абсолютной шкале Кельвина. За нуль градусов по шкале Цельсия принято считать температуру таяния льда, а за 100° —температуру кипения воды при атмосферном давлении, равном 760 мм рт. ст.

Если известна температура воздуха у земли, то можно определить температуру воздуха в тропосфере на любой высоте по формуле

$$t_H = t_0 - 6.5H$$

где t_H —температура воздуха на определяемой высоте; t_0 —температура воздуха у земли; H — заданная высота, км.

Давление—это сила, действующая на единицу площади перпендикулярно к ней. Всякое тело, находящееся в неподвижном воздухе, испытывает со стороны последнего давление, одинаковое со всех сторон (закон Паскаля). Атмосферное давление объясняется тем, что воздух подобно всем другим веществам обладает весом и притягивается землей.

Атмосферным давлением называется давление, вызываемое весом вышележащих слоев воздуха и ударами его хаотически движущихся молекул. За единицу давления принята техническая атмосфера (атм)—давление, равное одному килограмму силы на один квадратный сантиметр ($\text{кгс}/\text{см}^2$). Давление обозначается буквой P , на уровне моря — P_0 .

По международной системе СИ давление измеряется в паскалях, т. е. ньютонах на квадратный метр ($\text{Н}/\text{м}^2$).

Барометрическое давление—это давление, измеренное в миллиметрах ртутного столба (мм рт. ст.). Обозначается буквой B , на уровне моря — B_0 .

Стандартным барометрическим давлением называется давление на уровне моря в мм рт.ст. Оно в зависимости от температуры и влажности колеблется от 700 до 800 мм рт. ст. и в среднем равно 760 мм рт. ст.

Давление по международной системе единиц СИ определяется по формуле

$$P = \frac{F}{S}$$

где P — давление, $\text{кгс}/\text{см}^2$; F — сила, с которой давит 1 м^3 воздуха. S — площадь, см^2 .

Плотность воздуха - важный фактор, влияющим на величину аэродинамических сил, является. Различают весовую и массовую плотности.

Весовой плотностью или удельным весом γ воздуха называется вес его в объеме одного кубического метра, т. е.

$$\gamma = \frac{G}{V} (\text{кг} / \text{м}^3)$$

где G —вес воздуха в кг;
 V —его объем в м^3 .

С изменением давления и температуры воздуха удельный вес изменяется прямо пропорционально изменению давления и обратно пропорционально изменению абсолютной температуры. Следовательно, удельный вес меняется и с высотой. На уровне моря при $B_0=760$ мм рт. ст. и $t=+15^\circ\text{C}$ весовая плотность равна $\gamma_0=1,225 \text{ кг/м}^3$, а с поднятием на высоту она уменьшается.

Массовой плотностью (или просто плотностью) воздуха называется масса воздуха, содержащаяся в единице объема (в 1 м^3). Она обозначается буквой ρ и подсчитывается как

$$\rho = \frac{\gamma}{g} \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \right)$$

На уровне моря при $B_0=760$ мм рт.ст. массовая плотность равна

$$\rho_0 = \frac{\gamma}{g} = \frac{1,225}{9,81} = 0,125 = \frac{1}{8} \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \right)$$

Плотность воздуха, так же как и удельный вес его, зависит от давления и температуры и при любых их значениях определяется по формуле

$$\rho_2 = \rho_1 \left(\frac{B_2}{B_1} \right) \left(\frac{T_1}{T_2} \right) \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \right),$$

где B_1 —начальное давление;
 B_2 —новое давление в мм рт. ст.;
 T_1 —начальная температура воздуха;
 T_2 —новая температура воздуха.

Подставляя в формулу значения $\rho_1 = \rho_0 = 0,125$; $B_1=B_0=760$; $T_1=T_0=288^\circ$ и $T_2=273 \pm t$, получим на уровне моря

$$\rho = 0,125 \left(\frac{B}{760} \cdot \frac{288}{273 \pm t} \right) = 0,0473 \frac{B}{273 \pm t} \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \right).$$

С поднятием на высоту массовая плотность быстро уменьшается и на высоте 6500 м она примерно в 2 раза меньше, чем у земли.

МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА

Изменение основных параметров воздуха (давления, температуры и плотности) влияет на величину сил, возникающих при движении самолета в воздушном потоке. Поэтому при полетах в разных метеорологических и климатических условиях изменяются летные и аэродинамические характеристики самолетов.

Чтобы охарактеризовать летные и аэродинамические данные самолетов при одинаковых параметрах воздуха, всеми странами принята единая Международная стандартная атмосфера (МСА). Таблица МСА составлена на основании среднегодовых условий средних широт (широта около 45°) на уровне моря при влажности нуль процентов и следующих параметрах воздуха:

барометрическое давление $B=760$ мм рт. ст. ($P_0=10\,330 \text{ кгс/м}^2$);
 температура $t=+15^\circ\text{C}$ ($T_0=288 \text{ К}$);
 массовая плотность $\rho_0=0,125 \text{ кгс/м}^3$;
 удельный вес $\gamma=1,225 \text{ кгс/м}^3$.

Согласно МСА температура воздуха в тропосфере падает на $6,5^\circ\text{C}$ на каждые 1000 м. В данном учебнике приводится часть таблицы МСА до высоты 5 км (см. табл.).

Высота Н, м	Давление В, мм рт. ст.	Температура t, °С	Весовая плотность, кгс/м ³	Массовая плотность, кгс·с ² /м ⁴
-1000	854,6	+21,50	1,3476	0,1374
- 500	806,2	18,25	1,2854	0,1311
0	760,0	15,00	1,2250	0,1250
500	715,9	11,75	1,1677	0,1191
1000	674,1	8,50	1,1110	0,1134
1500	634,2	5,25	1,0580	0,1079
2000	596,1	2,00	1,0060	0,1027
2500	560,0	- 1,25	0,9567	0,0976
3000	525,7	- 4,50	0,9093	0,0927
3500	493,1	- 7,75	0,8630	0,0881
4000	462,2	-11,00	0,8193	0,0836
4500	432,8	-14,25	0,7766	0,0792
5000	405,0	-17,50	0,7362	0,0751

Международная стандартная атмосфера используется при градуировании пилотажно-навигационных и других приборов, при инженерных и конструкторских расчетах.

Движение воздуха.

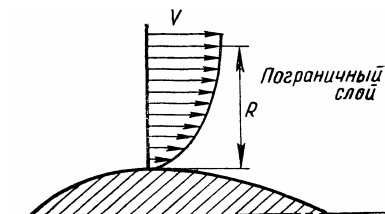
Установившимся воздушным потоком называется такое течение воздуха, при котором скорость потока в любой точке, а также основные параметры (давление, температура и плотность) не изменяются с течением времени. То есть, если через определенные промежутки времени мы в одной и той же точке будем измерять скорость и другие параметры воздуха и при всех измерениях величины параметров одинаковы, то этот воздушный поток установившийся. Если же измеряемые величины меняются, то поток—неустановившийся. В аэродинамике рассматривают только установившийся воздушный поток. Основным понятием аэродинамики является понятие элементарной струйки воздуха.

Элементарная струйка — это мысленно выделенный поток (небольшой замкнутый контур в виде трубки), через боковую поверхность которого воздух протекать не может ни вовнутрь, ни наружу.

Ламинарный — это воздушный поток, в котором струйки воздуха движутся в одном направлении и параллельны друг другу. При увеличении скорости до определенной величины струйки воздушного потока кроме поступательной скорости также приобретают быстро меняющиеся скорости, перпендикулярные к направлению поступательного движения. Образуется поток, который называется турбулентным, т. е. беспорядочным.

Пограничный слой — это слой, в котором скорость воздуха изменяется от нуля до величины, близкой к местной скорости воздушного потока.

При обтекании тела воздушным потоком частицы воздуха не скользят по поверхности тела, а тормозятся, и скорость воздуха у поверхности тела становится равной нулю. При удалении от поверхности тела скорость воздуха возрастает от нуля до скорости течения воздушного потока.

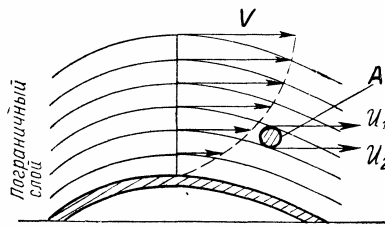


Толщина пограничного слоя измеряется в миллиметрах и зависит от вязкости и давления воздуха, от профиля тела, состояния его поверхности и положения тела в воздушном потоке. Толщина пограничного слоя постепенно увеличивается от передней к задней кромке. В пограничном слое характер движения частиц воздуха отличается от характера движения вне его.

Для иллюстрации **обтекания тел воздушным потоком** и торможения потока в пограничном слое, рассмотрим частицу воздуха А, которая находится между струйками воздуха со скоростями U_1 и U_2 , за счет разности этих скоростей, приложенных к противоположным точкам частицы, она вращается и тем больше, чем ближе находится эта частица к поверхности тела (где разность скоростей наибольшая). При удалении от поверхности тела вращательное движение частицы замедляется и становится равным нулю ввиду равенства скорости воздушного

потока и скорости воздуха пограничного слоя.

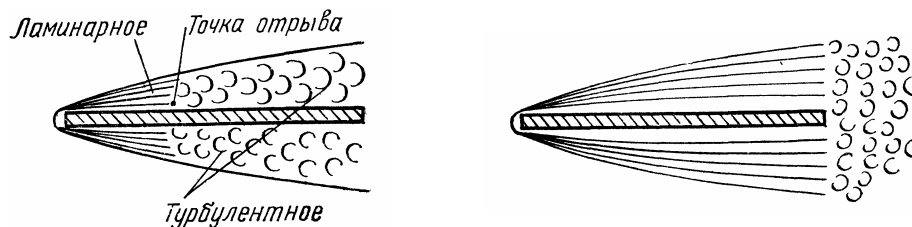
Позади тела пограничный слой переходит в спутную струю, которая по мере удаления от тела размывается и исчезает. Завихрения в спутной струе попадают на хвостовое оперение самолета и снижают его эффективность, вызывают тряску (явление Бафтинга).



Обтекая тело, воздушный поток подвергается деформации, при этом изменяется плотность, давление, скорость и температура в струйках воздушного потока. Изменение давления на разных участках тела приводит к возникновению аэродинамических сил и моментов. Величины и направления сил и моментов зависят от характера обтекания тела воздушным потоком, формы тела и его положения в этом потоке.

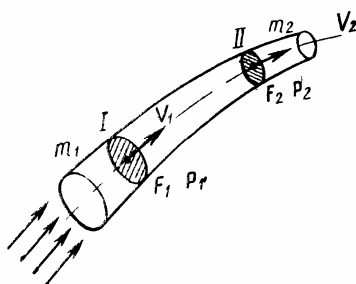
Пограничный слой разделяют на ламинарный и турбулентный. При установившемся ламинарном течении пограничного слоя проявляются только силы внутреннего трения, обусловленные вязкостью воздуха, поэтому сопротивление воздуха в ламинарном слое мало.

В турбулентном пограничном слое наблюдается непрерывное перемещение струек воздуха во всех направлениях, что требует большего количества энергии для поддержания беспорядочного вихревого движения и, как следствие этого, создается большее по величине сопротивление воздуха движущемуся телу.



УРАВНЕНИЕ НЕРАЗРЫВНОСТИ СТРУИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

Уравнение неразрывности струи воздушного потока (постоянства расхода воздуха) — это уравнение аэродинамики, вытекающее из основных законов физики — сохранения массы и инерции — и устанавливающее взаимосвязь между плотностью, скоростью и площадью поперечного сечения струи воздушного потока.



При рассмотрении его принимают условие, что изучаемый воздух не обладает свойством сжимаемости.

В струйке переменного сечения через сечение I протекает за определенный промежуток времени секундный объем воздуха, этот объем равен произведению скорости воздушного потока на поперечное сечение F.

Секундный массовый расход воздуха m равен произведению секундного расхода воздуха на плотность ρ воздушного потока струйки. Согласно закону сохранения энергии, масса воздушного потока струйки m_1 , протекающего через сечение I (F_1), равна массе m_2 данного потока, протекающего через сечение II (F_2), при условии, если воздушный поток установившийся:

$$m_1 = m_2 = \text{const}$$

$$m_1 F_1 V_1 = m_2 F_2 V_2 = \text{const.}$$

Это выражение и называется уравнением неразрывности струи воздушного потока струйки

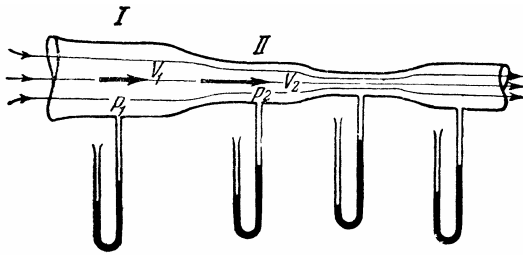
В несжимаемом воздушном потоке, где плотности струи $\rho_1 = \rho_2 = \text{const}$, то уравнение можно записать в следующем виде:

$$F_1 V_1 = F_2 V_2 = \text{const} \quad \text{или} \quad \frac{F_1}{F_2} = \frac{V_2}{V_1} = \text{const}$$

т.е.: скорость воздушного потока струи обратно пропорциональна площади поперечного сечения струи и наоборот.

УРАВНЕНИЕ БЕРНУЛЛИ

Второе важнейшее уравнение аэрогидродинамики, открытое русским академиком Д. Бернулли, устанавливает связь между давлением в струе и скоростью движения жидкости. Проследим эту связь сначала на опыте.



При сужении струи давление (статическое) уменьшается

Вы видите, что на рис. к трубке переменного сечения присоединены вертикальные трубки с открытыми концами. Эти трубки играют роль манометров. Когда краны закрыты и вода не течет по трубе, в манометрах вода стоит на том же уровне, что и в резервуаре (как в сообщающихся сосудах). Но лишь только вода потечет по трубе, уровень воды в манометрах понизится. Это говорит, очевидно, о том, что давление в струе (статическое) меньше, чем в покоящейся жидкости. Мы заметим далее, что уровень воды понизится больше всего в том манометре, который присоединен к самому узкому сечению, и меньше всего в том, который присоединен к наиболее широкому сечению. Это показывает, что *при сужении струи, т. е. при увеличении скорости жидкости, статическое давление уменьшается.*

Когда воздух движется по трубке (без трения), он не производит никакой работы и поэтому *общий запас энергии остается постоянным.*

Когда скорость струи в узком сечении увеличивается, то увеличивается и кинетическая энергия струи в этом месте. Но если общая энергия струи не меняется, то *увеличение кинетической энергии может произойти только за счет уменьшения потенциальной энергии, т. е. статического давления.*

Кинетическая энергия струи (потока) проявляет себя динамическим давлением или, как его чаще называют, скоростным напором. Величину скоростного напора можно оценить, если измерить давление струи на поверхность, перпендикулярную линиям тока.

Запас энергии струи воздуха (потенциальной плюс кинетической), если отсутствуют потери, остается неизменным во всех сечениях трубки. Это означает также и то, что сумма статического давления и скоростного напора в каком-нибудь сечении трубки равна сумме статического давления и скоростного напора в любом другом сечении, т. е. постоянна по всей длине трубки. Если обозначить действующее в произвольном сечении I трубки статическое давление через p_1 и скорость воздуха через V_1 и, соответственно, также в произвольном сечении II — через p_2 и V_2 то можно написать:

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2}$$

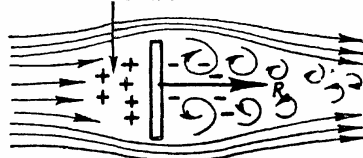
или, так как выбор сечений совершенно произволен, можно написать проще:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}$$

Это уравнение представляет одну из возможных математических формулировок закона, открытого Д. Бернулли (**Уравнение Бернулли**), и читается так: *сумма статического давления и скоростного напора для любого сечения струи есть величина постоянная.* Эта сумма называется полным давлением, или полным напором.

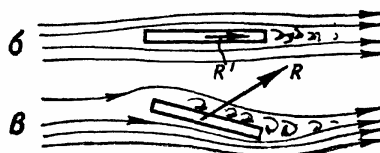
Тело движущееся в воздухе, или тело, обдуваемое движущимся потоком воздуха, подвергается с его стороны воздействию аэродинамической силы. Эту силу называют сопротивлением воздуха.

Область повышенного давления



Характер обтекания плоской пластинки, поставленной перпендикулярно потоку воздуха

При симметричном обтекании сила сопротивления, направленная против движения тела, всегда параллельна набегающему потоку.

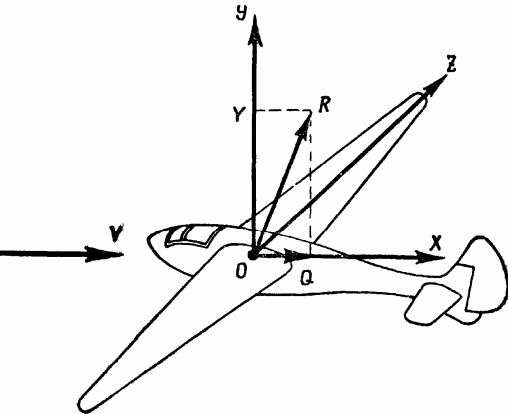


При несимметричном обтекании поток отклоняется в

Характер обтекания плоской пластинки, поставленной по потоку

какую-либо одну сторону и изменяет направление действия силы R , которая теперь не только тормозит движение, но и стремится переместить пластинку перпендикулярно движению. Пользуясь этим, силу R представляют как бы состоящей из двух „составляющих“ сил, действующих на тело под углом друг к другу.

При несимметричном обтекании тела силу R можно разложить по трем взаимно перпендикулярным направлениям, используя для этого так называемую поточную систему осей, в которой ось ox (лобового сопротивления) имеет направление, параллельное движению потока, ось oy (подъемной силы) располагается в плоскости симметрии тела перпендикулярно оси ox и ось oz (боковых сил) направлена перпендикулярно первым двум осям.



Соответственно составляющие полной аэродинамической силы R носят название: Q —силы лобового сопротивления; Y — подъемной силы и Z — боковой силы.

Величина силы сопротивления может изменяться у различных тел в значительных пределах. Основными причинами этого являются изменения формы тела, гладкости его поверхности, положения тела в потоке воздуха, плотности воздуха, площади тела и скорости движения.

Поточная система осей

Удобообтекаемые тела каплевидной формы имеют при прочих равных условиях в 25—30 раз меньшее сопротивление, чем у плоской пластинки, поставленной перпендикулярно к потоку. У таких тел доля сопротивления трения составляет до 70% общего сопротивления тела. Поэтому, чтобы еще больше уменьшить сопротивление, их поверхность полируют до зеркального блеска. Положение тела в потоке воздуха изменяет характер его обтекания, интенсивность вихреобразования и тем самым влияет на величину силы R . Величина силы R прямо пропорциональна плотности воздуха и размерам тела, который характеризуется площадью „миделева сечения“ (наибольшего сечения, перпендикулярного потоку), или площадью в плане для плоских тел (крыла, стабилизатора, рулей).

Для скоростей, при которых можно пренебречь сжимаемостью воздуха, величина силы R прямо пропорциональна квадрату скорости движения. При скоростях же, приближающихся к скорости звука и больших, сопротивление резко возрастает вследствие влияния сжимаемости воздуха.

Полная аэродинамическая сила подсчитывается по формуле

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S = c_R \cdot q \cdot S$$

где c_R —коэффициент силы, безразмерное число, характеризующее удобообтекаемость тела, обработку его поверхности и положение тела в потоке;

ρ —массовая плотность воздуха в $\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}$;

V —скорость движения тела относительно воздуха в м/сек;

S —площадь „миделева сечения“ или площадь в плане в м^2 .

Разложив силу R по правилу параллелограмма на составляющие подъемную силу Y и лобовое сопротивление Q , величины составляющих определяем по аналогичным формулам:

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \text{ и } Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S$$

Здесь аэродинамические коэффициенты имеют индексы своих сил и называются: c_y —коэффициент подъемной силы и c_x —коэффициент лобового сопротивления.

При симметричном обтекании, когда направление потока параллельно плоскости симметрии и боковая сила равна нулю, между силами и их коэффициентами существует такая зависимость:

$$R^2 = Y^2 + Q^2; R = \sqrt{Y^2 + Q^2}; c_R = \sqrt{c_y^2 + c_x^2}$$

Сопротивление давления — вызывается разностью давлений перед и за крылом. Разность давлений зависит от формы профиля, т.е. от его относительной толщины и относительной кривизны. При срыве потока сопротивление давления значительно возрастает.

Сопротивление трения — возникает благодаря проявлению вязкости воздуха в пограничном слое, величина его зависит от структуры пограничного слоя и состояния поверхности обтекаемого тела. Для уменьшения

сопротивления трения применяют ламинарные профили.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА

Явления, возникающие при движении самолета в воздухе, можно изучать двумя способами: передвигая самолет в воздушном потоке или же обдувая неподвижный самолет воздушным потоком.

В современной аэродинамике чаще всего исследуют силы, действующие на самолет, путем обдува воздушным потоком неподвижного самолета или его копии. Скорость воздушного потока равна скорости самолета. *Этот принцип изучения в аэродинамике называется принципом обратимости* и в ряде случаев удобен при теоретических рассуждениях и при опытах в аэродинамических трубах.

Аэродинамическая труба — сооружение, позволяющее создавать искусственно поток воздуха с необходимой скоростью для изучения аэродинамических сил.

Силы, действующие на модель самолета, измеряются аэродинамическими весами. Скорость потока в аэродинамической трубе измеряется ртутными манометрами, которые установлены в различных частях трубы. Сравнивая значения барометрического давления, показываемые манометрами, с атмосферным давлением, получают разности давлений, которые соответствуют определенным скоростям воздушного потока. Такой метод определения величин аэродинамических сил в аэродинамической трубе называется продувкой.

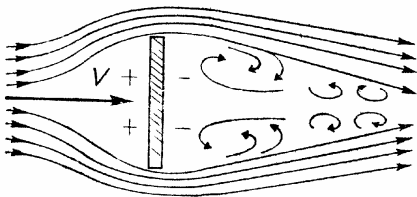
В настоящее время существуют аэродинамические трубы различных конструкций, позволяющие испытывать как небольшие копии летательных аппаратов, так и их модели в натуральную величину.

В зависимости от назначения аэродинамические трубы подразделяются на дозвуковые и сверхзвуковые. В сверхзвуковых трубах воздушный поток разгоняется до скорости, превышающей скорость звука в несколько раз.

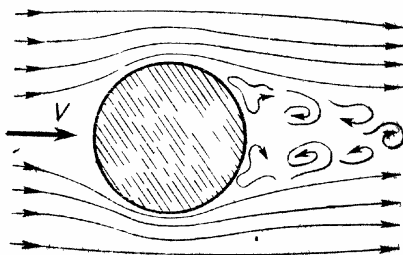
Если тело поместить в аэродинамическую трубу, а поток воздуха подкрашивать дымом, то можно увидеть картину обтекания тела воздухом. Такая картина называется **аэродинамическим спектром**. Для наглядности обтекания тела воздухом используют шелковинки, которые наклеивают на поверхность тела в определенных местах вдоль обтекающих тело струек воздуха.

У каждого тела существует свой спектр обтекания воздушным потоком.

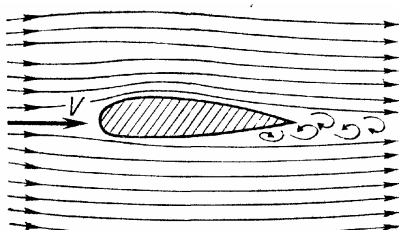
Рассмотрим аэродинамические спектры плоской пластины, шара и удобообтекаемого тела.



Плоская пластина. Воздушный поток резко тормозится и изменяет свое направление у поверхности пластины. Струйки воздуха поджимаются. За краями пластины они создают разрежение и вихри, которые заполняют всю область за пластиной, и наблюдается заметная спутная струя. Давление перед пластиной больше, чем в невозмущенной зоне воздушного потока, где оно уменьшается.



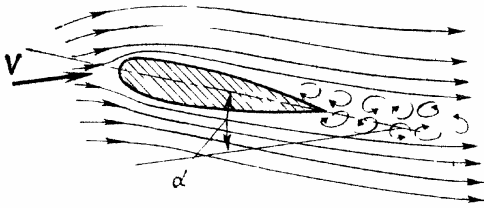
Шар. Имеет более плавное обтекание как в передней, так и в задней (хвостовой) части. Аэродинамический спектр показывает места наибольшего поджатия струек воздуха. В хвостовой части образуются вихревые потоки, создающие спутную струю. Чем дальше от тела удаляется воздушный поток, тем больше затухание спутной струи.



Удобообтекаемое несимметричное тело. Характер его обтекания близок к удобообтекаемому симметричному телу, но отличается величиной деформации струек в верхней и нижней частях тела.

Наибольшая величина деформации струек воздуха возникает в местах наибольшей кривизны тела. Струйки воздуха поджимаются. Там,

где меньше кривизна поверхности тела, меньше поджатие струек воздуха.



Если поместить симметричное тело под некоторым углом к вектору скорости, набегающего воздушного потока, то получим характер обтекания с аэродинамическим спектром несимметричного удобообтекаемого тела. Так как в разных частях обтекаемой поверхности возникают разные силы давления, являющиеся фактором появления аэродинамических сил, то результирующая сила будет отличаться от нуля.

Аэродинамика и динамика полета.

Тема №2 «Аэродинамические характеристики крыла и летательного аппарата в целом»

Крыло летательного аппарата (ЛА) и его геометрические характеристики. Угол атаки крыла. Аэродинамические силы, возникающие на крыле. Анализ формулы подъемной силы крыла. Анализ функции $C_y=f(\alpha)$ крыла. Факторы, влияющие на $C_{y\max}$. Механизация крыла и ее назначение. Подъемная сила ЛА в целом. Лобовое сопротивление крыла. Формула лобового сопротивления и ее анализ. Коэффициент лобового сопротивления крыла. Составляющие лобового сопротивления крыла. Индуктивное сопротивление и его физическая сущность. Формула индуктивного сопротивления. Вредное сопротивление частей ЛА. Лобовое сопротивление ЛА в целом. Аэродинамическое качество крыла и ЛА в целом. Поляра крыла и принцип ее построения. Поляра ЛА с применением механизации. Поляра эксплуатируемого ЛА и ее анализ. Тактико-технические данные современных планеров. Поляры планеров и их сравнение. Аэродинамическое качество — основной критерий при сравнении планеров. Классификация планеров.

Аэродинамическая компоновка эксплуатируемого ЛА. Интерференция частей ЛА. Скольжение ЛА, боковая сила. Зависимость C_y и C_x от угла скольжения.

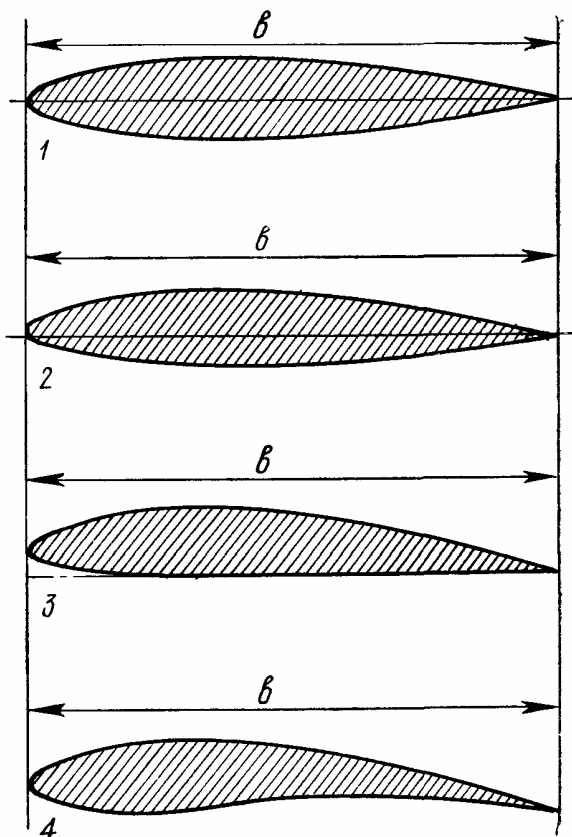
Крыло летательного аппарата предназначено для создания подъемной силы, необходимой для поддержки ЛА в воздухе.

Аэродинамическое качество крыла тем больше, чем больше подъемная сила и меньше лобовое сопротивление.

Подъемная сила и лобовое сопротивление крыла зависят от геометрических характеристик крыла. Геометрические характеристики крыла в основном сводятся к характеристикам крыла в плане и характеристикам профиля крыла.

Геометрические характеристики профиля крыла

1. Профиль крыла – форма его поперечного сечения. Может быть симметричным(1) и несимметричным, который в свою очередь может быть двояковыпуклым(2), плосковыпуклым(3), вогнутовыпуклым(4) и S-образным.



2. Хорда профиля – отрезок прямой соединяющий две наиболее удаленные точки профиля.
3. Относительная толщина профиля – отношение max толщины к хорде, выраженное в % длины хорды

$$\bar{C} = \frac{C_{\max}}{b} \cdot 100\%$$

4. Средняя линия профиля – линия делящая профиль пополам по высоте.
5. Относительная кривизна профиля – расстояние между хордой и средней линией профиля, выраженное в % длины хорды.

Геометрические характеристики крыла в плане.

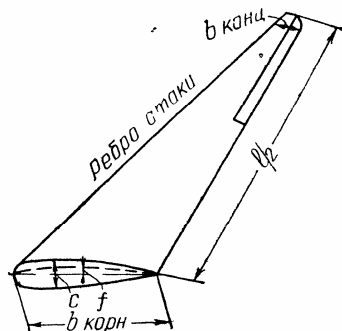
1. По форме в плане крылья бывают: эллиптические, прямоугольные, трапециевидные, стреловидные, треугольные и с изменяемой формой крыла в полете.
2. Размах – расстояние между концами крыла, измеренное по перпендикуляру к центральной хорде крыла.
3. Площадь крыла – площадь проекции крыла на плоскость.
4. Удлинение – отношение размаха крыла к средней хорде.
5. Сужение – отношение длины корневой хорды к длине концевой хорды.
6. Угол стреловидности – угол между поперечной осью ЛА(летательного аппарата) и передней кромкой крыла.

И просто геометрические характеристики:

7. Угол поперечного $V_{\text{крыла}}$ – угол между поперечной осью ЛА и нижней поверхностью крыла.
8. Угол атаки крыла α – угол между хордой крыла и направлением набегающего воздушного потока. Угол атаки летчик может изменять в полете отклонением руля высоты вниз, вверх.

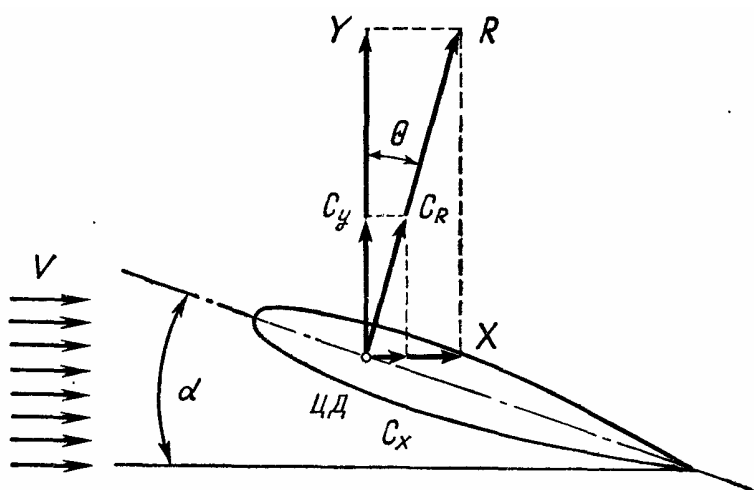
Размах L , хорда b , удлинение λ и площадь S (рис. 1).

Рис. 1. Характерные размеры крыла



Величина хорды крыла может изменяться по размаху, от корневой $b_{\text{корн}}$ до концевой $b_{\text{конц}}$ хорды.

Раньше наибольшее применение для планеров находили крылья трапецевидной формы с округленными концами, но в последнее время оч. активно разрабатываются планера у которых крылья имеют многоступенчатую стреловидную переднюю кромку.



Аэродинамические силы крыла и их коэффициенты

Еще раз вернемся к полной аэродинамической силе (см. Тема №1):

$$R = C_R \frac{\rho V^2}{2} S$$

где C_R – коэффициент силы, безразмерное число, характеризующее удобообтекаемость тела, обработку его поверхности и положение тела в потоке.

Возникает вследствие несимметричного обтекания крыла воздушным потоком. При положительном α скорость обтекания в верхней части крыла больше чем в нижней, поэтому давление над крылом ниже чем под крылом, что и является одной из основных причин образования силы R .

Точка приложения силы R считается пересечение линии действующей силы с хордой крыла. Эта точка называется **центром давления (ЦД)**.

Раскладывая полную аэродинамическую силу на две составляющие – перпендикулярно потоку и по потоку, получим подъемную силу крыла и силу лобового сопротивления.

$$\text{Подъемная сила: } Y = C_Y \frac{\rho V^2}{2} S; \quad \text{Сила лобового сопротивления: } X = C_X \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Причиной возникновения **подъемной силы** крыла является образование в полете разности между давлением под крылом (повышенное) и над крылом (пониженное). При обтекании несимметричного профиля струйки воздуха благодаря большей выпуклости верхней поверхности крыла суживаются и располагаются теснее над крылом, чем под ним. Подъемная сила будет равна произведению разности средних избыточных давлений под крылом и над ним, на площадь крыла S .

$$Y = (P_{\text{избн}} - P_{\text{избв}}) S.$$

Выразив $P_{\text{изб}}$ через коэффициент давлений

$$\overline{P_{изб}} = \frac{P_{изб}}{\rho V^2 / 2}, \text{ получим } Y = (P_H - P_B) \left(\frac{\rho V^2}{2} \right) S.$$

Разность средних коэффициентов давлений ($P_H - P_B$) под крылом и над ним называют коэффициентом подъемной силы, заменив разность на C_Y получаем, уже указанную выше формулу

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

Наблюдения показывают, что при плавном обтекании крыла количество воздуха, набегающего на ребро атаки крыла, равно количеству воздуха, сбегаящего с ребра обтекания. Это возможно лишь в том случае, если скорость движения воздуха над крылом больше, чем под крылом.

Применяя к струйке воздуха, обтекающего крыло, закон Бернулли, заключаем, что это различие скоростей должно сопровождаться снижением давления, причем над крылом давление получается меньше, чем под крылом.

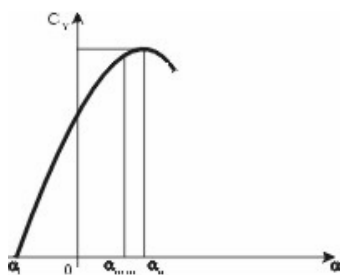
$$C_Y = \frac{2Y}{\rho S V^2} - \text{коэффициент подъемной силы крыла, величина безразмерная.}$$

C_Y – показывает насколько полно используется скоростной напор воздушного потока для создания подъемной силы, т.е. характеризует несущую способность крыла. Значение $\max C_Y$ зависит от формы профиля (его кривизны и относительной толщины).

Увеличение кривизны профиля увеличивает $C_{Y\max}$. С увеличением толщины до 10% происходит быстрый рост $C_{Y\max}$. При дальнейшем увеличении толщины (до 14%) рост C_Y замедляется, а затем начинает уменьшаться.

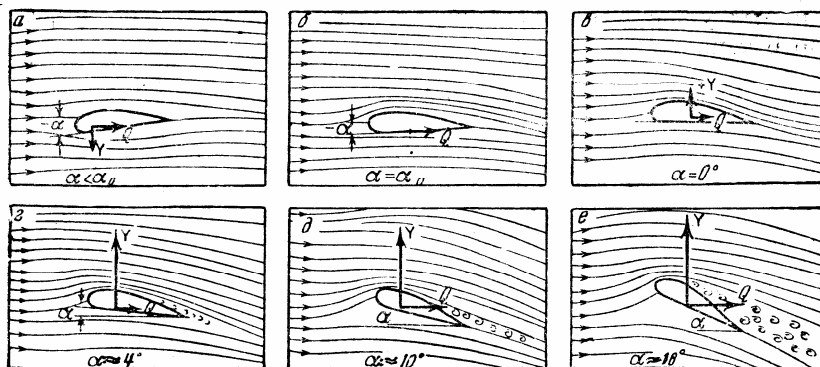
Для увеличения C_Y в полете применяют механизированные крылья с предкрылками и закрылками.

Кроме того C_Y может быть увеличен за счет увеличения угла атаки α



При увеличении α местные скорости потока на верхней поверхности крыла увеличиваются, а давление падает, что приводит к росту C_Y по линейному закону.

За 2-3° до $\alpha_{кр}$ (критическое) срыв потока зарождается у задней кромки крыла. При дальнейшем увеличении α ($\alpha_{тряски}$) он распространяется вперед и охватывает все крыло, отсюда и название «тряски». Тряска это не критическая, просто планер начинает дрожать, а в общем эта тряска проявляется по разному на разных типах ЛА, есть такие где она вообще практически не заметна, есть такие где она достаточно неприятна. С начала срыва потока рост C_Y замедляется, но продолжает расти до $\alpha_{кр}$, после чего начинает уменьшаться.

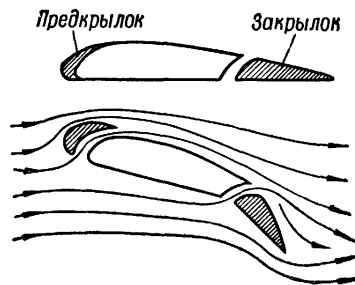


Изменение подъемной силы и лобового сопротивления при изменении угла атаки

Механизацией крыла называют те устройства на крыле, которые меняют аэродинамические характеристики крыла в полете, к ним обычно относят предкрылки (в некоторых конструкциях самолетов предкрылки устанавливаются фиксировано, т.е. в целом меняют аэродинамические характеристики крыла, но не делают этого в

полете), закрылки, интерцепторы. На планерах предкрылки не устанавливаются, так же есть классы планеров где не используются закрылки, но интерцепторы есть всегда, иначе планеру с его высокими (по сравнению с самолетом) аэродинамическими характеристиками для посадки требовались бы полосы как для больших пассажирских самолетов.

Необходимость применения механизированных крыльев впервые была показана известным русским ученым, учеником профессора Жуковского академиком Сергеем Алексеевичем Чаплыгиным.



Крыло с предкрылком и закрылком

Предкрылком называется небольшое крылышко, расположенное впереди крыла, которое выдвигается особым механизмом (напоминаю не всегда...) вперед и образует профилированную щель, суживающуюся в верхней части.

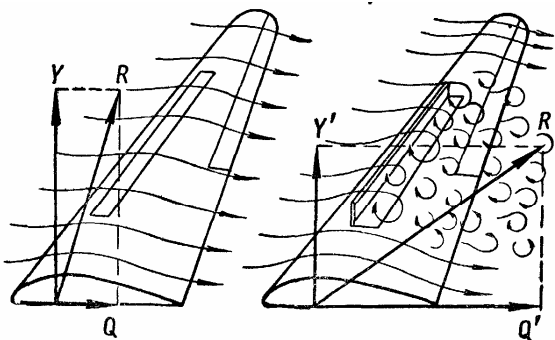
Скорость струи воздуха, проходящей через эту щель, увеличивается. Струя, выходя из-под предкрылка, помогает пограничному слою, идущему спереди назад, преодолеть движение пограничного слоя, идущего от задней кромки крыла вперед. Это приводит к упорядочению потока над крылом и отодвигает начало срыва на большие углы атаки. Кроме того, предкрылок развивает собственную подъемную силу, в результате чего крыло с предкрылком, расположенным вдоль всего размаха, увеличивает $C_{y_{max}}$ на 0,6 — 0,8 или в среднем на 30 — 50% по сравнению с обычным профилем.

Закрылком называется небольшая по сравнению с крылом поверхность, находящаяся в задней части исходного профиля. В некоторых случаях закрылок является просто частью крыла. Он в отличие от элерона отклоняется только вниз. Сущность работы опущенного закрылка заключается в том, что он увеличивает кривизну профиля, делая его более вогнутым. Это повышает давление под крылом и уменьшает давление над закрылком. Вызванное этим понижение давления в задней части крыла препятствует движению пограничного слоя вперед и появлению срыва. Закрылки, составляющие обычно 50—60% размаха крыла, увеличивают $C_{y_{max}}$ приблизительно на 40—50% от исходного значения.

Крыло с интерцептором

Интерцептор является устройством, уменьшающим подъемную силу и увеличивающим лобовое сопротивление планера, что ведет к более резкому уменьшению аэродинамического качества, чем при отклонении закрылков.

Интерцептор (перехватчик) представляет узкую пластину, шарнирно закрепленную своей передней кромкой на верхней поверхности крыла вблизи ребра атаки.



Интерцептор и его влияние на обтекание крыла

Имея управление из кабины пилота, интерцептор может быть повернут и установлен под углом 45—90° к поверхности крыла. Это вызывает преждевременный срыв потока на верхней поверхности крыла, что уменьшает подъемную силу, увеличивает лобовое сопротивление и снижает аэродинамическое качество крыла.

Эффективность действия интерцепторов зависит от их длины и ширины, места расположения на крыле и угла открытия.

Подъемная сила планера (ЛА) складывается из подъемных сил, создаваемых его отдельными частями (крыла, фюзеляжа, горизонтальной части хвостового оперения)

$$Y_{\text{планера}} = Y_{\text{крыла}} + Y_{\text{фюзеляжа}} + Y_{\text{оперения}}$$

В виду того, что подъемная сила возникающая на других частях ЛА мала по сравнению с подъемной силой на крыле, для приближенных расчетов принимают

$$Y_{\text{планера}} = Y_{\text{крыла}}$$

ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

Лобовое сопротивление X (в некоторых источниках Q) — это сопротивление движению крыла самолета в воздухе. Оно складывается из профильного, индуктивного и волнового сопротивлений:

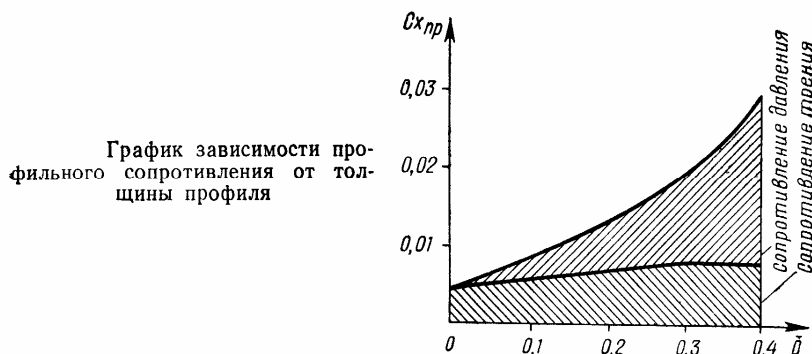
$$X_{кр} = X_{пр} + X_{инд} + X_{в}.$$

Волновое сопротивление рассматриваться не будет, так как возникает на скоростях полета свыше 450 км/ч.

Профильное сопротивление складывается из сопротивления давления и сопротивления трения:

$$X_{пр} = X_{д} + X_{тр}.$$

Сопротивление давления — это разность давлений перед и за крылом. Чем больше эта разность, тем больше сопротивление давления. Разность давлений зависит от формы профиля, его относительной толщины и кривизны



Чем больше относительная толщина δ профиля, тем больше повышается давление перед крылом и больше уменьшается за крылом, на его задней кромке. В результате увеличивается разность давлений и, как следствие, увеличивается сопротивление давления.

При обтекании профиля крыла воздушным потоком на углах атаки, близких к критическому, сопротивление давления значительно возрастает. При этом размеры завихренной спутной струи и самих вихрей резко увеличиваются.

Сопротивление трения возникает вследствие проявления вязкости воздуха в пограничном слое обтекающего профиля крыла. Величина сил трения зависит от структуры пограничного слоя и состояния обтекаемой поверхности крыла (его шероховатости). В ламинарном пограничном слое воздуха сопротивление трения меньше, чем в турбулентном пограничном слое. Следовательно, чем большую часть поверхности крыла обтекает ламинарный пограничный слой воздушного потока, тем меньше сопротивление трения.

На величину сопротивления трения влияют: скорость самолета; шероховатость поверхности; форма крыла. Чем больше скорость полета, с худшим качеством обработана поверхность крыла и толще профиль крыла, тем больше сопротивление трения.

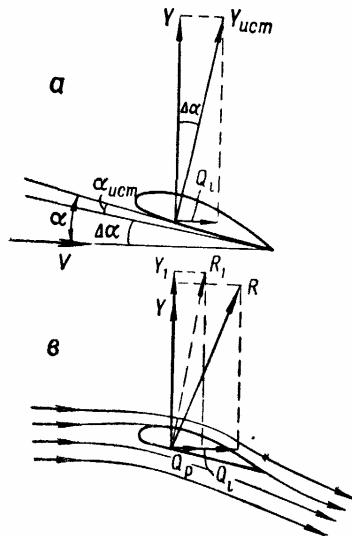
Для уменьшения сопротивления трения при подготовке планеров к полету необходимо сохранять гладкость поверхности крыла и частей самолета, особенно носка крыла. Изменение углов атаки на величину сопротивления трения практически не влияет.

Соотношение между сопротивлением трения и сопротивлением давления в большой степени зависит от толщины профиля

Индуктивное сопротивление — это прирост лобового сопротивления, связанный с образованием подъемной силы крыла. При обтекании крыла невозмущенным воздушным потоком возникает разность давлений над крылом и под ним. В результате часть воздуха на концах крыльев перетекает из зоны большего давления в зону меньшего давления (именно борьбой с индуктивным сопротивлением мы обязаны появлению на современных самолетах законцовок крыльев загнутых вверх. На планерах их так же применяют).

Поток воздуха перетекает с нижней поверхности крыла на верхнюю, накладывается на воздушный поток, набегающий на верхнюю часть крыла, что приводит к образованию завихрений массы воздуха за задней кромкой, т. е. образуется вихревой жгут. Воздух в вихревом жгуте вращается. Скорость вращения: вихревого жгута различна, в центре она наибольшая, а по мере удаления от оси вихря — уменьшается. Так как воздух обладает вязкостью, то вращающийся воздух в жгуте увлекает за собой окружающий воздух. Вихревые жгуты левого и правого полукрыльев (когда говорят крыло ЛА, то имеют ввиду все его крылья) вращаются в разные стороны таким образом, что в пределах крыла движение воздушных масс направлено сверху вниз. Такое движение воздушных масс сообщает воздушному потоку, обтекающему крыло, дополнительную скорость, направленную вниз.

Поток отклоняется на некоторый угол $\Delta\alpha$. Этот угол называют углом скоса потока, величина которого зависит от удлинения крыла, величины подъемной силы и от формы крыла в плане.



Профильное и индуктивное сопротивления крыла

$$X_{ind} = C_{X_{ind}} \frac{\rho V^2}{\lambda} S, \text{ где } C_{X_{ind}} = \frac{C_y^2}{\lambda}$$

При этом любая часть воздуха, обтекающая крыло со скоростью V , отклоняется вниз со скоростью U . Величина этой скорости обратно пропорциональна расстоянию точки от оси вихревого жгута, т. е. в конечном счете от удлинения крыла, от разности давлений над и под крылом и от формы крыла в плане.

Лобовое сопротивление несущих частей планера

Планер, как и любой другой летательный аппарат тяжелее воздуха, имеет несущие части, создающие подъемную силу, и несущие, создающие лобовое сопротивление. К последним относятся фюзеляж, шасси. К ним относят также и хвостовое оперение ввиду создаваемой им незначительной подъемной силы.

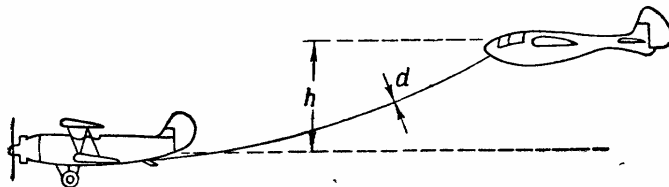
Лобовое сопротивление несущих частей определяется по формулам вида

$$X_{\phi} = C_{X_{\phi}} \frac{\rho V^2}{2} S_{\phi}$$

Эта формула написана для фюзеляжа.

Здесь $C_{X_{\phi}}$ — коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа;

S_{ϕ} — площадь миделева сечения фюзеляжа.



К определению лобового сопротивления буксировочного троса

Аналогично определяется лобовое сопротивление колеса, буксировочного троса планерного поезда и т. п.

При определении лобового сопротивления буксировочного троса площадь его миделева сечения ($S_{мид}$) определяется как произведение диаметра троса (d) на величину превышения планера в полете над самолетом (h).

Лобовое сопротивление всего ЛА (планера в том числе) будет складываться из сопротивлений отдельных частей, находящихся в потоке воздуха:

$$X = X_{кр} + X_{\phi} + X_{во} + X_{го} \dots$$

Сопротивление всех частей ЛА обозначается $X_{вр}$ и называется вредным, тогда полное будет выглядеть как

$$X = X_{кр} + X_{вр}, \text{ или в коэффициентах } C_X = C_{X_{вр}} + C_{X_{кр}}.$$

Вредное сопротивление постоянно и не зависит от углов атаки вплоть до критических, когда срыв охватывает все крыло и захватывает фюзеляж. Значительную долю вредного сопротивления составляет фюзеляж (20-25%).

Аэродинамическое качество

Чем меньше лобовое сопротивление при одной и той же подъемной силе имеет крыло, тем выгоднее оно в полете. Эта выгодность обычно характеризуется поэтому отношением подъемной силы к сопротивлению при одном и том же угле атаки. Это отношение называется аэродинамическим качеством крыла, обозначается буквой K и показывает, во сколько раз подъемная сила больше лобового сопротивления. Так как отношение сил равно отношению их коэффициентов, то качество крыла подсчитывают по формуле

$$K = C_y / C_x$$

Качество крыла зависит от тех же факторов, от которых зависит C_y и C_x . Крылья эллиптической формы в плане, а также трапециевидные с округленными концами имеют большее аэродинамическое качество, нежели прямоугольные. С увеличением удлинения аэродинамическое качество увеличивается из-за уменьшения индуктивного, а значит и всего лобового сопротивления крыла.

С увеличением углов атаки аэродинамическое качество увеличивается и достигает максимального значения на наивыгоднейшем угле атаки, а далее, с ростом углов атаки α , аэродинамическое качество уменьшается.

Из формулы видно, что аэродинамическое качество крыла выше чем всего ЛА, т.е. учитывается вредное сопротивление

$$K = C_y / C_x = C_y / (C_{x_{BP}} + C_{x_{KP}})$$

У планера так же существует такая характеристика, как угол качества – угол (Θ) между векторами подъемной силы и полной аэродинамической силы

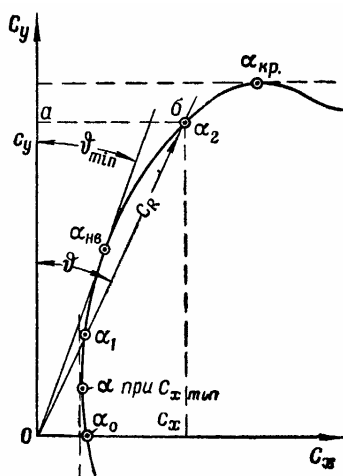
$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{1}{K}$$

Чем больше качество, тем меньше угол качества и наоборот.

Поляра крыла

Полученные в результате продувки C_y и C_x в зависимости от α можно объединить в одну аэродинамическую характеристику крыла—так называемую поляру крыла.

Поляра строится в прямоугольной системе координат, по вертикали (оси ординат) отложены значения C_y , а по горизонтали (оси абсцисс)—значения C_x . Углы атаки α размечаются на самой кривой. Обычно вследствие малых значений C_y по сравнению с C_x , чтобы сделать поляру более удобной для пользования, масштаб для C_y берется в 5—10 раз крупнее.



Поляра крыла

Рассматривая поляру, можно определить характерные углы атаки и другие величины, характеризующие аэродинамические свойства профиля:

— угол нулевой подъемной силы α_0 , находящийся в точке пересечения поляры с осью C_y , соответствует $C_y=0$;

— критический угол атаки $\alpha_{кр}$ при котором C_y находится в точке касания поляры с горизонталью;

— наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв}$ соответствующий K_{max} и находящийся в точке касания поляры с прямой (а), проведенной из начала координат;

— два угла атаки α_1 и α_2 с одинаковым аэродинамическим качеством и одинаковыми углами качества, находящиеся в точках пересечения поляры секущей Ob , проведенной произвольно из начала координат;

— величину угла качества для различных углов атаки (только по поляре в одинаковых масштабах);

— числовые значения C_y и C_x для любых углов атаки и величину C_R т. е.

$$C_R = \sqrt{C_y^2 + C_x^2}$$

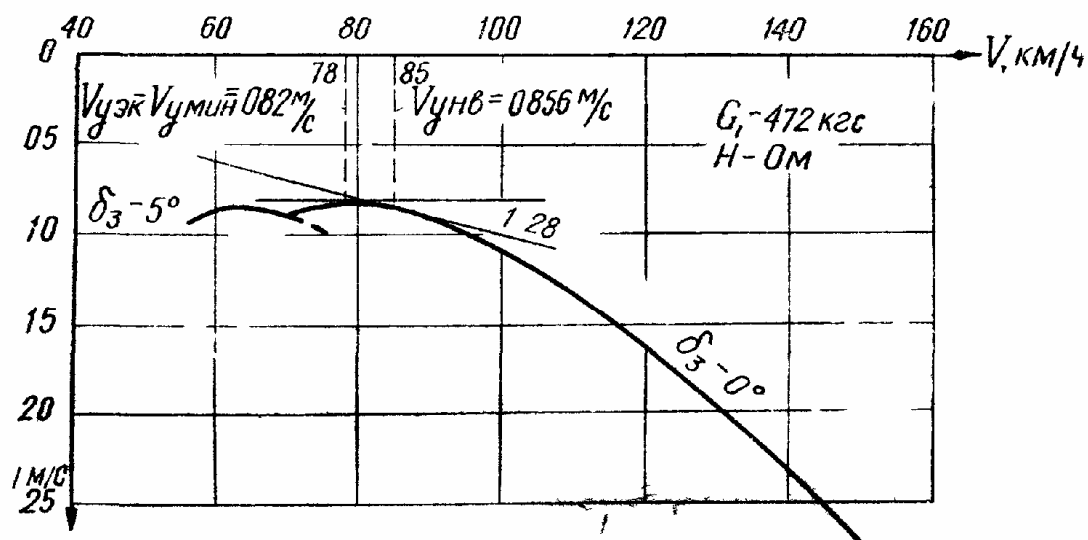
Каждый профиль крыла имеет свою поляру, характеризующую его аэродинамические свойства.

Применение механизации меняет поляру, схематически это выглядит так:



Имея поляру крыла, можно определять подъемную силу и лобовое сопротивление крыла на любом угле атаки.

Практически поляру строят откладывая по оси X – горизонтальную скорость (скорость планирования в км/час), а по оси Y – вертикальную скорость (скорость снижения в м/с). На приведенной ниже поляре скорость снижения указана в дециметрах в секунду.



Поляра планера Л-13 «Бланик»

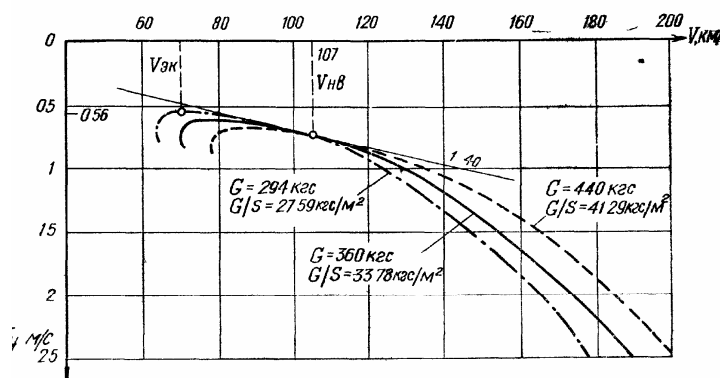
Подход к анализу поляры в таком виде такой же как и при анализе поляры в координатах C_x и C_y . Касательная к поляре проведенная из начала координат к поляре даст скорость качества (или наивыгоднейшую скорость) – 85 км/час (качество при этом 1:28), касательная проведенная параллельно оси X, даст скорость с минимальным снижением (т.н. экономическая скорость) – 78 км/час. Это для голого крыла без закрылков (т.е. угол выдвижения закрылков – 0°), выпущенным закрылкам соответствует поляра, начало которой расположено слева (угол 5°).

Тактико-технические данные современных планеров далеко ушли от данных планера «Бланик», причем и на момент выпуска этот планер не предназначался для серьезных спортивных достижений, его назначение было быть учебным и тренировочным планером для молодых планеристов, послушным в управлении, прощающим грубые ошибки в пилотировании (вплоть до того, что при хорошей погоде Бланик будет летать сам ☺, как это происходит могу рассказать желающим лично). К разряду более-менее современных планеров может быть отнесен планер «Янтарь-Стандарт» (тем кто достаточно освоится с полетами на планере «Бланик» предстоит затем переселиться на этот планер).

Планер «Янтарь-Стандарт» не имеет закрылков, но конструктивно в планере заложена возможность изменения поляры в полете... В планере предусмотрен водобалласт, в настоящее время водобалласт есть во всех спортивных планерах.

Характеристики планеров можно прочитать в книге «Эксплуатация и техника пилотирования серийных планеров» (считается, что книга уже слита вами с сайтов [«Уголок неба»](#) или [«Планерный спорт Украины»](#))

Основным критерием при сравнении двух планеров будет их аэродинамическое качество, хотя существует еще масса критериев. Если же сравнивать два планера с одинаковым качеством, то предпочтительнее будет смотреться тот у которого больше скорость качества.



Поляра планера «Янтарь-Стандарт»

Современные планера классифицируются следующим образом:

Стандартный класс — размах крыльев 15м, закрылки отсутствуют;

15-ти метровый (гоночный класс) — размах крыльев 15м, закрылки присутствуют;

Открытый класс — размах крыльев не ограничен, закрылки есть.

Также существует еще два класса, которые обычно не принимают участия в Чемпионатах Мира и Европы, но тем не менее в них проводится соревнования:

18-ти метровый класс — размах крыльев до 18-ти метров, закрылки есть (обычно такой размах крыльев конструктивно организуется установкой на планера 15-ти метрового класса законцовок по 1,5м на каждое крыло);

мировой (world) класс — класс одного планера PW5/6, идея зарождения данного класса в том что бы дать возможность выяснить кто же сильнее из планеристов выступающих в разных классах, но ввиду того что планерок получился так себе, на нем не торопятся выступить именитые спортсмены.

Соревнования на планерах двух последних классов обычно проводятся в рамках авиационных олимпийских игр.

Но так же существует еще масса планеров, которые не вписываются в данную классификацию, ввиду того что были сконструированы раньше, часть из них можно назвать, к примеру, учебно-тренировочными.

Длина крыльев существенно влияет на качество планера, так у современных планеров с размахом крыла в 15-ть метров качество колеблется в диапазоне 40-44, а у планеров открытого класса где размахи достигают 25-ти метров, качество приближается к 60.

Аэродинамическая компоновка планера — взаимное расположение частей планера, их форма и размеры, обеспечивающие устойчивость, управляемость и максимальное аэродинамическое качество.

Для планера «Бланик» аэродинамическая компоновка звучит так: планер свободно несущий, с высоко расположенным крылом, крыло трапецевидной горизонтальной проекции с обратной стреловидностью (обратная стреловидность для обеспечения управляемости). Профиль крыла не симметричный (обеспечение подъемной силы). Для обеспечения поперечной устойчивости полукрылья имеют положительный угол поперечного V. Профиль хвостового оперения симметричный, на руле высоты установлен аэродинамический триммер (для снятия нагрузки с ручки управления).

Интерференция частей планера — взаимное влияние частей планера на обтекающий их поток воздуха. Может быть как положительной, так и отрицательной.

Опытами установлено, что тела, близко расположенные друг к другу в воздушном потоке, оказывают взаимное влияние на характер их обтекания воздушным потоком.

При этом картина обтекания меняется, изменяется также распределение сил давления и трения на поверхности тел, а следовательно, аэродинамических сил.

Такое взаимное влияние частей ЛА друг на друга называется аэродинамической интерференцией. В одних случаях, за счет увеличения подъемной силы, она положительная, в других, за счет увеличения лобового сопротивления, отрицательная. Поэтому общее лобовое сопротивление ЛА рассматривается с учетом интерференции.

Наибольшее взаимное влияние оказывают друг на друга фюзеляж и крыло ЛА в местах стыковки, где возникает значительный прирост лобового сопротивления. Влияние фюзеляжа обуславливает изменение характера распределения подъемной силы по всему размаху крыла, что, в свою очередь, влияет на величину индуктивного сопротивления.

Другой причиной, увеличивающей лобовое сопротивление комбинации крыло — фюзеляж, является утолщение и преждевременный срыв пограничного слоя в стыке между крылом и фюзеляжем

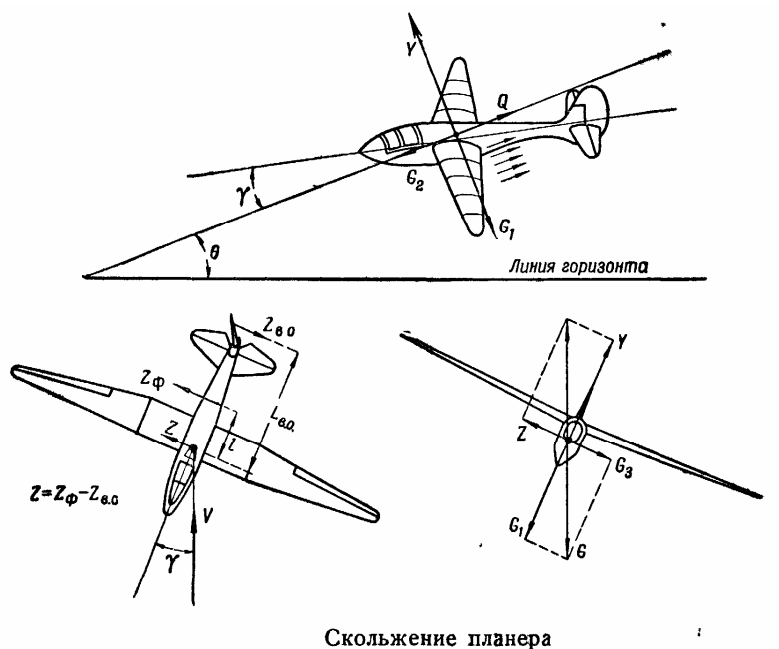
Величина сопротивления зависит от формы фюзеляжа и положения крыла относительно него (низкоплан, среднеплан, высокоплан).

Неправильное сопряжение крыла и фюзеляжа может вызвать вибрацию хвостового оперения и других частей ЛА вследствие образования вихревого воздушного потока (одна из причин по которым практически все современные планера производятся с Т-образным хвостовым оперением).

Скольжение планера

Скольжением называется такое движение планера, когда направление движения потока воздуха не совпадает с плоскостью симметрии планера

Скольжение при планировании применяется как средство уменьшения дальности планирования за счет крутого и быстрого снижения планера без увеличения скорости. Боковое обтекание при скольжении при сохранении одной и той же подъемной силы увеличивает лобовое сопротивление планера и уменьшает его аэродинамическое качество, вследствие чего угол планирования и вертикальная скорость возрастают, а дальность планирования уменьшается.



Для ввода в скольжение с помощью руля направления нос планера отводят на небольшой угол в сторону, противоположную желаемому скольжению. В результате этого возникает боковая сила давления на фюзеляж Z_ϕ . При достижении равенства моментов $Z_\phi \cdot l = Z_{B.O.} \cdot L_{B.O.}$ угол скольжения γ устанавливается, но приложенная в ЦТ(центр тяжести) планера разность сил $Z = Z_\phi - Z_{B.O.}$ начнет искривлять линию полета планера. Для уравнивания силы Z и достижения прямолинейности снижения требуется создать небольшой крен на выдвинувшееся вперед крыло, тогда составляющая веса планера G_3 уравнивает силу Z .

Для каждого угла скольжения можно подобрать соответствующий угол крена. Постоянство угла планирования обеспечивается равенством $Y = G_1$ а постоянство скорости по траектории скольжения равенством $Q = G_2$ (напоминаю $Q = X$), где G_1 и G_2 — составляющие веса планера.

В практике скорость при скольжении несколько увеличивают по сравнению с наивыгоднейшей. Это делается для предохранения планера от сваливания на крыло при случайном отклонении ручки на себя. Скольжение характерно тем, что при нем изменяется распределение давления по размаху крыла и увеличивается подъемная сила у крыла, выдвинутого вперед, а на крыле, сдвинутом назад, начинается преждевременный срыв потока, что сопровождается падением подъемной силы на больших, докритических углах атаки.

Это обязывает летчика-планериста при выполнении скольжения сохранять установленную скорость, держать ручку отклоненной в сторону скольжения для сохранения крена и удерживать планер от разворота нажатием ногой на педаль, противоположную скольжению, не отклоняя чрезмерно ручку из-за опасности срыва.

Скольжение вызывает увеличение подъемной силы того полукрыла в сторону которого скользит ЛА (по сравнению с другим полукрылом).

При скольжении так же имеет место несимметричное обтекание фюзеляжа и других частей ЛА, а это ведет естественно к увеличению коэффициента C_x , а тем самым и лобового сопротивления ЛА.

При скольжении качество планера (ЛА) уменьшается, коэффициент C_y — уменьшается, а C_x — увеличивается.

Аэродинамика и динамика полета.

Тема № 3. Горизонтальный полет самолета (моторного планера)

Определение горизонтального полета. Условия равновесия сил в горизонтальном полете. Скорость, необходимая для горизонтального полета. Влияние угла атаки на необходимую скорость. Мощность, необходимая для горизонтального полета, и ее зависимость от скорости полета. Кривые Жуковского. Кривая Жуковского для необходимой тяги, ее расчет и построение. Анализ графика $P=f(V)$. Кривые по мощности. Располагаемая мощность. Потребная и располагаемая мощности и их изменение с высотой полета, анализ кривых Жуковского. Диапазон скоростей самолета. Первый и второй режимы полета. Характерные скорости горизонтального полета и их изменение с высотой.

Полет планера от взлета до посадки представляет собой сочетание различных видов движения. Наиболее продолжительным видом движения является прямолинейный полет.

Установившимся прямолинейным полетом называется такое движение планера, при котором скорость движения с течением времени не изменяется по величине и направлению.

К установившемуся прямолинейному полету относятся горизонтальный полет, подъем и снижение (планирование).

Определение горизонтального полета.

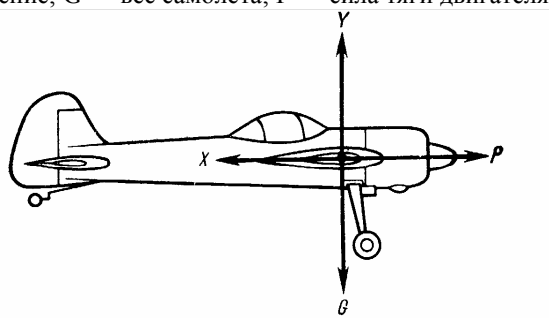
Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейный полет с постоянной скоростью без набора высоты и снижения.

Исходя из данного определения горизонтальный полет для планера не возможен, так как планер постоянно снижается (планирует), поэтому горизонтальный полет будем рассматривать на примере самолета (или моторного планера), считая что горизонтальный полет для планера возможен лишь кратковременно. Горизонтальный полет для планера так же возможен в составе аэропоезда, но ввиду того, что там накладывается еще влияние других факторов, все-таки будем рассматривать горизонтальный полет на примере самолета.

Условия равновесия сил в горизонтальном полете.

На рис. показаны силы, действующие на самолет в горизонтальном полете без скольжения, где Y — подъемная сила; X — лобовое сопротивление; G — вес самолета; P — сила тяги двигателя.

Схема действующих сил на самолет в установившемся полете



Все эти силы необходимо считать приложенными к центру тяжести самолета, так как его прямолинейный полет возможен лишь при условии, что сумма всех сил и их моментов относительно центра тяжести равна нулю (см 1-й закон Ньютона).

Необходимое равновесие моментов летчик создает соответствующим отклонением рулей управления.

Из рисунка видно, что вес самолета G уравнивается подъемная сила самолета Y , а лобовое сопротивление X — сила тяги P .

Для установившегося горизонтального полета необходимы два условия:

$$Y - G = 0 \text{ (условие постоянства высоты } H = \text{const);}$$

$$P - X = 0 \text{ (условие постоянства скорости } V = \text{const).}$$

Эти равенства называются уравнениями движения для установившегося горизонтального полета. При нарушении этих равенств движение самолета станет криволинейным и неравномерным.

Пользуясь этими равенствами, можно определить скорость, коэффициент подъемной силы, тягу и мощность, необходимые для горизонтального полета.

Скорость, необходимая для горизонтального полета.

Потребной скоростью для горизонтального полета называется скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной весу самолета, при заданном коэффициенте C_y .

Подъемная сила Y должна быть равна весу самолета G , следовательно,

$$G = Y = C_{Y_{г.л.}} \frac{\rho V_{г.л.}^2}{2} S$$

Из этого уравнения находим, чему равна потребная скорость для горизонтального полета

$$V_{г.л.} = \sqrt{\frac{2G}{C_{Y_{г.л.}} \rho S}}$$

Из формулы видно, что на потребную скорость влияют: коэффициент подъемной силы C_Y (иначе говоря, угол атаки крыла), удельная нагрузка на крыло $p = \frac{G}{S}$, плотность воздуха ρ (высота полета).

Влияние угла атаки на потребную скорость.

Рассмотрим горизонтальный полет одного и того же самолета при разных углах атаки, считая высоту полета и нагрузку неизменными.

Предположим, что летчик уменьшил угол атаки, желая, однако, продолжать горизонтальный полет. При этом коэффициент C_Y также уменьшится и, следовательно, уменьшится и подъемная сила. Но этого допустить нельзя, так как в горизонтальном полете, подъемная сила должна быть равна весу самолета; поэтому, *уменьшив угол атаки, летчик должен одновременно увеличить скорость* так, чтобы подъемная сила осталась равной весу самолета. При большей скорости возрастет сопротивление, поэтому для увеличения скорости придется увеличить тягу винта, прибавив газ.

* При увеличении угла атаки скорость, наоборот, должна быть уменьшена (*уменьшен газ*).

В справедливости сказанного легко убедиться, если взглянуть внимательно на формулу потребной скорости. Так как коэффициент подъемной силы находится в знаменателе, то ясно, что при уменьшении коэффициента (при уменьшении угла атаки) правая часть уравнения увеличится, следовательно, увеличится и потребная скорость. Наоборот, при увеличении коэффициента подъемной силы (при увеличении угла атаки) скорость уменьшится.

Из найденных положений следует:

1. Горизонтальный полет может быть осуществлен с разными скоростями, но для этого надо менять угол атаки.
2. В горизонтальном полете *каждому углу атаки (каждому C_Y) соответствует вполне определенная скорость* (у данного самолета).
3. Чем меньше угол атаки, тем больше должна быть скорость и наоборот.

Мощность, потребная для горизонтального полета, и ее зависимость от скорости полета.

Потребной тягой для горизонтального полета называется тяга, необходимая для установившегося горизонтального полета, т. е. для уравновешивания лобового сопротивления самолета на данном угле атаки ($R_p = X$).

В горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета $Y = G$, тогда, разделив первое равенство на второе, получим

$$\frac{Y}{X} = \frac{G}{P_{п}} = K ; P_{п} = \frac{G}{K}.$$

Формула показывает, что, чем меньше вес самолета и чем больше его качество K , тем меньшая тяга потребуется для горизонтального полета. Но качество самолета зависит от угла атаки, следовательно, при изменении угла атаки меняется и потребная тяга.

Потребная мощность. Для горизонтального полета потребной мощностью называется мощность, необходимая для обеспечения установившегося горизонтального полета на данном угле атаки и обозначается $N_{п.}$

Если при полете со скоростью $V_{г.л.}$ требуется тяга $R_{п.}$, то, потребная мощность определяется по формуле

$$N_{п.} = \frac{P_{п.} V_{г.л.}}{75}.$$

Эта формула показывает, что потребная мощность зависит от тех же факторов, от которых зависят потребная тяга и скорость полета. Подставив в формулу вместо $P_{п.}$ и $V_{г.л.}$, их развернутые выражения, получим развернутую формулу потребной мощности

$$N_{п.} = \frac{\frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{C_Y \rho S}}}{75}$$

Из формулы видно, что потребная мощность зависит: от высоты полета самолета (плотность воздуха); от веса самолета и удельной нагрузки на крыло; от аэродинамического качества самолета и коэффициента подъемной

силы.

Следовательно, потребная мощность тем больше, чем больше вес самолета, меньше плотность воздуха и хуже качество самолета.

При условии $G=\text{const}$ и $H=\text{const}$ потребная мощность зависит только от угла атаки и, как следствие, от скорости полета.

В горизонтальном полете потребная тяга равна лобовому сопротивлению $P_n=X$. тогда формула потребной мощности будет иметь следующий вид:

$$N_{II} = \frac{XV}{75}$$

Если в формулу подставить развернутое выражение лобового сопротивления, то получим

$$N_{II} = \frac{C_x \frac{\rho V^3}{2} S}{75}.$$

Формула показывает, что мощность, потребная для горизонтального полета, пропорциональна кубу скорости (потребная тяга пропорциональна квадрату скорости).

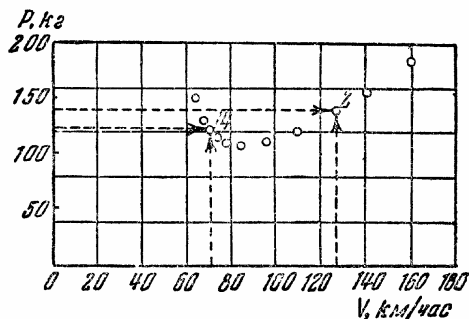
Таким образом, чтобы увеличить скорость полета в 2 раза, мощность необходимо увеличить в 8 раз.

Кривые Жуковского.

Как уже было выяснено, что потребная для горизонтального полета тяга зависит от скорости полета, от нее же зависит и потребная мощность. Графическое изображение этих зависимостей, носят название кривых потребных тяг и мощностей, или кривых Жуковского.

Кривая Жуковского для потребной тяги, ее расчет и построение.

Метод построения кривой потребных тяг вкратце заключается в следующем. Пользуясь формулами для V и P_{II} , вычисляют скорости и тяги, потребные для горизонтального полета данного самолета при различных углах атаки. По полученным результатам строят кривую; для этого на горизонтальной оси координат (точнее—оси абсцисс) откладывают в произвольном масштабе скорости, а на вертикальной оси (точнее—оси ординат) потребные тяги; затем восстанавливают к осям перпендикуляры и около точек их пересечения надписывают соответствующие углы атаки.

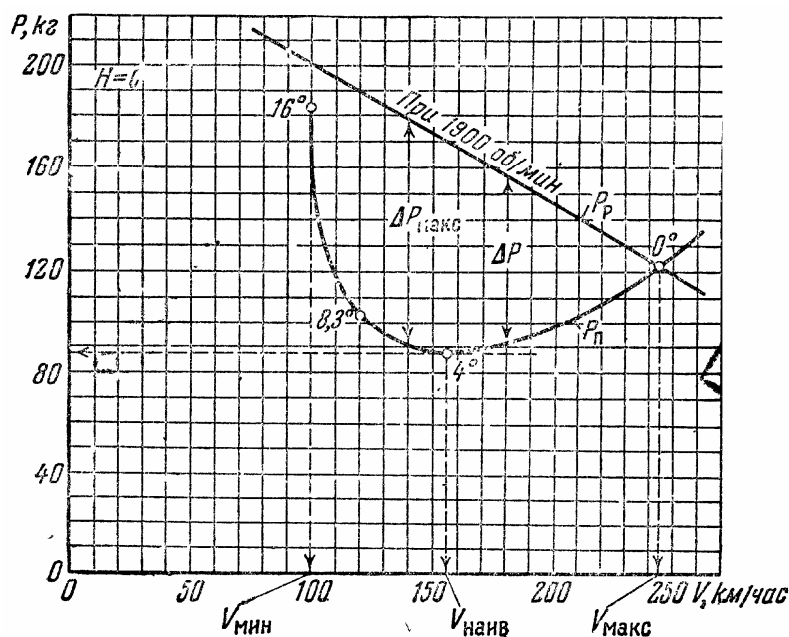


Анализ графика $P=f(V)$.

Потребные и располагаемые тяги. Чтобы определить, при каких скоростях возможен горизонтальный полет данного самолета, на кривую потребных тяг наносят кривую тяги данной ВМГ по скорости полета (характеристику ВМГ по тяге). Тягу ВМГ называют располагаемой тягой (P_p). Располагаемая тяга зависит от высоты полета, и ее надо брать для той высоты, для которой задано определить летные свойства данного самолета в горизонтальном полете. На рис. кривая P_p взята для полета у земли ($H=0$).

Точки пересечения кривых получаются как на малых скоростях, так и на больших. Если взять кривую P_p при полном газе, то получим точку пересечения, соответствующую максимальной скорости горизонтального полета. Угол атаки (и C_y) получается

Соединив полученные точки плавной линией, получают искомую кривую, на рис. дана такая кривая P_{II} для самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом изменяемого шага В-501-Д81 при полетном весе самолета $G=1\,050$ кг.



самым малым на этой скорости (в горизонтальном полете); у самолета Як-18 он близок к 0° , а развиваемая при этом угле атаки скорость $V_{\text{макс}} \approx 244 \text{ км/час}$.

С уменьшением скорости и увеличением угла атаки потребная тяга уменьшается. Минимальную потребную тягу (минимальное лобовое сопротивление) получим, проведя касательную к кривой, параллельную оси скоростей; точка касания отметит наивыгоднейший угол атаки, которому соответствует наивыгоднейшая скорость; у самолета Як-18 скорость $V_{\text{наив}} \approx 155 \text{ км/час}$.

При дальнейшем уменьшении скорости потребная тяга растет (вследствие уменьшения качества самолета).

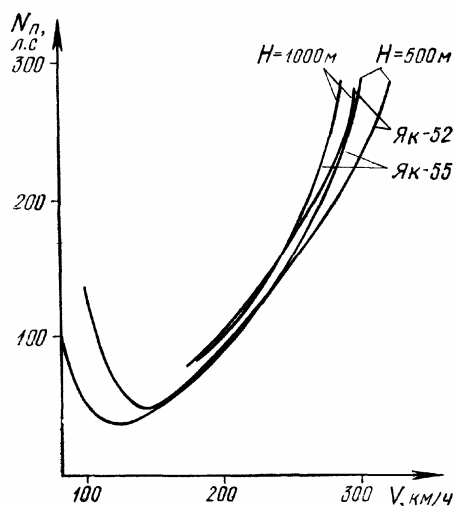
Итак, в горизонтальном полете при максимальной скорости потребная тяга равна располагаемой на полном газе, на меньших же скоростях требуется меньшая тяга. Поэтому на скоростях, *меньших максимальной*, летчик должен уменьшать располагаемую тягу до величины потребной, дросселируя мотор. При неполном открытии дросселя кривая располагаемой тяги должна проходить ниже так, чтобы точка пересечения ее с кривой потребных тяг получалась на нужной скорости.

Таким образом, на всех скоростях, кроме максимальной, тяга, которую способна развить ВМГ на полном газе, больше потребной. Разность между ними при той или иной скорости называют избытком, или запасом, тяги (обозначают Д.Р). На графике избыток тяги выражается расстоянием по вертикали между кривыми; величину его в каждом случае нетрудно определить по вертикальной шкале графика. При максимальной скорости избыток тяги, очевидно, равен нулю. Максимальный избыток тяги ($\Delta P_{\text{макс}}$) бывает при скорости несколько меньшей, чем наивыгоднейшая. Чтобы получился горизонтальный полет, избыток тяги на данной скорости надо «убирать» путем дросселирования мотора.

Избыток тяги может быть использован для разгона самолета или для набора высоты.

Кривые по мощности.

Построение кривых мощности такое же как и построение кривых потребной тяги. В зависимости от высоты полета эти кривые меняют свою форму. На рисунке представлены кривые мощностей для самолетов Як-52 и 55, и высот полета 1000м и 500м.



Располагаемая мощность.

Располагаемой тягой (мощностью) принято называть наибольшую тягу(мощность), которую может развивать силовая установка на данной высоте и скорости полета.

Потребная и располагаемая мощности и их изменение с высотой полета.

В горизонтальном полете подъемная сила равна весу, т. е.

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

С увеличением высоты плотность воздуха ρ уменьшается; следовательно, если оставить скорость V прежней, то уменьшится и подъемная, сила Y . Но допустить этого нельзя, поскольку в горизонтальном полете подъемная сила должна быть равна весу. Так как по условию коэффициент C_Y и вес G постоянны, то, чтобы компенсировать уменьшение плотности воздуха ρ , мы должны увеличить скорость V настолько, чтобы

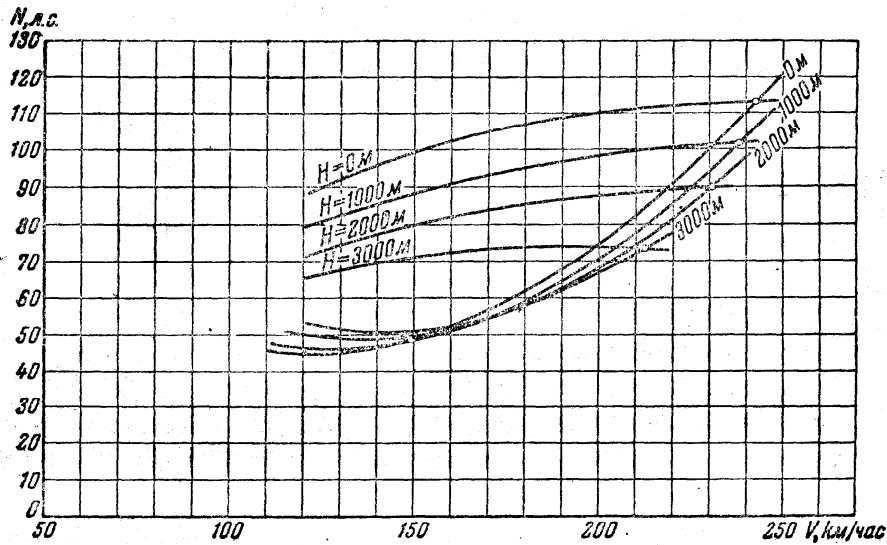
скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ остался неизменным, а тем самым осталась *неизменной и* подъемная сила Y .

Таким образом, с увеличением высоты (если угол атаки остается без изменения) *потребная для горизонтального полета скорость увеличивается*.

Так же обстоит дело с потребной мощностью, которая равна произведению потребной тяги на скорость

$$N_{\text{п}} = \frac{P_{\text{п}} V_{\text{г.п.}}}{75},$$

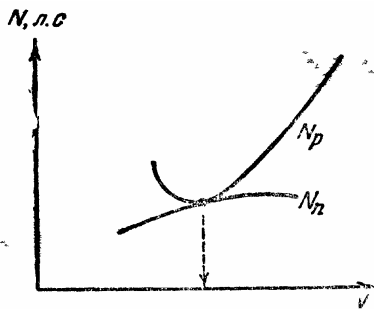
так как потребная тяга не меняется с высотой, а скорость увеличивается, то потребная мощность будет увеличиваться во столько же раз во сколько увеличивается скорость.



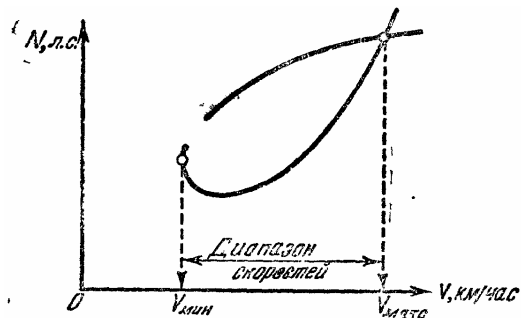
Кривые потребных и располагаемых мощностей самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д81 для разных высот ($G=1\ 050\ кг$)

Графики наглядно показывают следующее:

1. С увеличением высоты потребная мощность возрастает, располагаемая же мощность, наоборот, уменьшается.
2. С увеличением высоты избыток (запас) мощности, оцениваемый расстоянием между точками кривых на одной вертикали, уменьшается и на некоторой высоте становится равным нулю. В самом деле, расстояния между кривыми N_p и N_r для одной и той же высоты становятся все меньше, и на некоторой высоте кривая N_p уже будет только касаться кривой N_r .



Примерный график потребной и располагаемой мощности на теоретическом потолке самолета (избыток мощности равен нулю)



Диапазон скоростей горизонтального полета

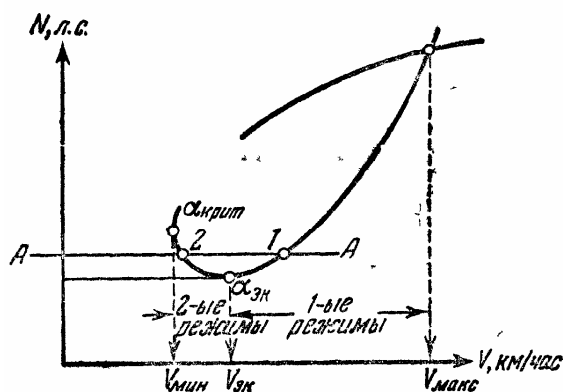
Высота, на которой максимальный избыток мощности, несмотря на полный газ, становится равным нулю (высота соответствующая касанию кривых), называется теоретическим потолком самолета.

Диапазон скоростей самолета.

Диапазон скоростей горизонтального полета—это все скорости от максимальной до минимальной, при которых осуществим горизонтальный полет данного самолета. Диапазон скоростей тем больше, чем больше V_{\max} и чем

меньше V_{\min} . Иногда для сравнения самолетов диапазоном скоростей называют отношение $\frac{V_{\max}}{V_{\min}}$, т. е. число, показывающее, во сколько раз максимальная скорость самолета больше его минимальной скорости.

Первый и второй режимы полета.



Первые и вторые режимы горизонтального полета

Если на графике кривой потребной мощности провести секущую (AA'), параллельную оси скоростей, то она пересечет кривую в двух точках. Это означает, что одна и та же мощность требуется для полета на двух различных углах атаки и с двумя различными скоростями. Так как секущих можно провести бесконечное количество, то, очевидно, имеются области первых и вторых режимов горизонтального полета. Область первых режимов — это все скорости больше экономической. Область вторых режимов — это все скорости меньше экономической.

Границей между первыми и вторыми режимами является экономическая скорость.

Полет на вторых режимах происходит на больших углах атаки и относительно меньших скоростях, что связано с понижением эффективности элеронов и

рулей, и ухудшением поперечной устойчивости. Поэтому *летать на вторых режимах не рекомендуется*. К ним прибегают лишь при некоторых тренировочных полетах, а главным образом на посадке (точнее — на последних этапах посадки).

Характерные скорости горизонтального полета и их изменение с высотой.

Скорость	Определение	Изменение с высотой
Максимальная	наибольшая скорость при очень малом угле атаки, развивается самолетом в горизонтальном полете на определенной высоте при полной мощности двигателя	уменьшается
Крейсерская	так как при полете на максимальной скорости перегружается двигатель, то на практике чаще летают на несколько меньшей скорости, т.е. это скорость оптимального соотношения скорости и нагрузки на двигатель	уменьшается
Наивыгоднейшая	скорость наивыгоднейшего угла атаки, т.е. когда качество будет максимальным.	несколько увеличивается
Экономическая	определяется проведением касательной к кривой потребных мощностей, параллельной оси скоростей, т.е. теоретически это скорость наибольшей продолжительности полета (практически поправку вносят потери в винтомоторной группе)	несколько увеличивается
Минимальная (теоретически)	наименьшая скорость с которой можно совершать горизонтальный полет, на скорости меньше минимальной летать нельзя	С высотой увеличивается
Практически минимальная	несколько больше теоретической минимальной скорости	С высотой увеличивается

В конце концов на "потолке" самолета диапазон скоростей становится равным нулю, так что горизонтальный полет возможен только на одной скорости. Скорость эта близка к экономической.

Кроме того существуют еще понятия скоростей связанных с работой указателя скорости : приборная, индикаторная и истинная скорости полета.

Аэродинамика и динамика полета.

Т е м а № 4. Режимы планирования и подъема летательного аппарата.

Режим планирования. Схема сил на планировании. Условия равновесия на планировании. Потребная скорость планирования. Угол планирования. Вертикальная скорость снижения. Дальность планирования. Влияние ветра на дальность планирования. Указательница траектории планирования. Механизация крыла и ее влияние на угол и дальность планирования.

Подъем ЛА. Схема сил, действующих при подъеме. Условия равновесия сил на подъеме. Скорость, потребная для подъема.

Техника выполнения подъема планера на буксире за самолетом.

Режим планирования.

Планер, не имеющий собственного источника тяги, для набора высоты и горизонтального полета должен буксироваться самолетом. После отцепки от самолета-буксировщика планер обычно начинает снижаться и переходит к свободному полету—планированию.

Планированием называется прямолинейный и равномерный полет вниз по наклонной траектории.

Схема сил на планировании.

Как рассматривалось в теме №3, такой полет возможен при равновесии сил, действующих на планер. Следовательно, действующие на планер полная аэродинамическая сила R и сила веса G должны быть в равновесии

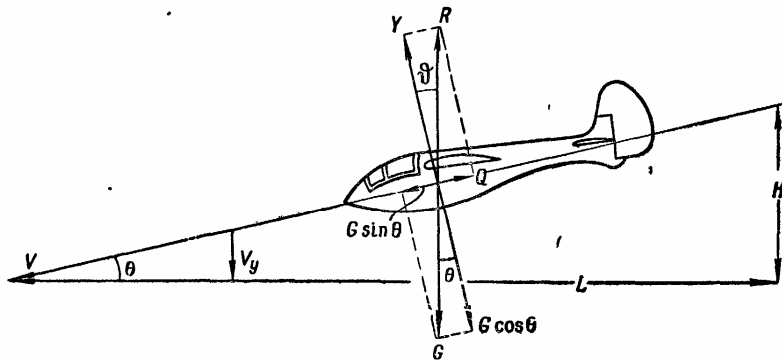


Схема сил, действующих на планер при планировании

На данной схеме сила лобового сопротивления X , обозначена буквой Q .

Условия равновесия на планировании.

И так: $R = G$

Раскладывая эти силы перпендикулярно к направлению движения и параллельно ему, заключаем, что прямолинейность планирования или неизменность угла наклона траектории θ обеспечивается равенством

$$Y = G \cos \theta,$$

а постоянство скорости планирования по траектории, т. е. равномерность движения, достигается вторым условием

$$X = G \sin \theta.$$

Два последних уравнения, как это видно из вывода их, заменяют одно первое уравнение

$$R = G$$

Равновесие сил для данного режима планирования достигается поддержанием постоянного угла атаки с помощью рулей высоты. При этом получаются вполне определенные скорость и угол наклона траектории.

С изменением угла атаки изменяется и режим планирования, его скорость и наклон траектории.

Потребная скорость планирования.

Скорость по траектории при планировании определяем из следующего основного уравнения:

$$R = G = C_R \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Отсюда

$$V^2 = \frac{2G}{C_R \rho S}, \text{ или } V = \sqrt{\frac{2G}{C_R \rho S}}.$$

Следовательно, с увеличением веса планера G , удельной нагрузки на крыло $\frac{G}{S}$ и высоты полета (т. е. уменьшения ρ) скорость планирования при неизменном угле атаки увеличивается. Изменение углов атаки изменяет C_R при постоянных G, S и ρ , и позволяет изменять скорость планирования. С ростом C_R скорость планирования уменьшается, достигая своего минимального значения при угле атаки, близком к критическому, когда C_R получается наибольшим.

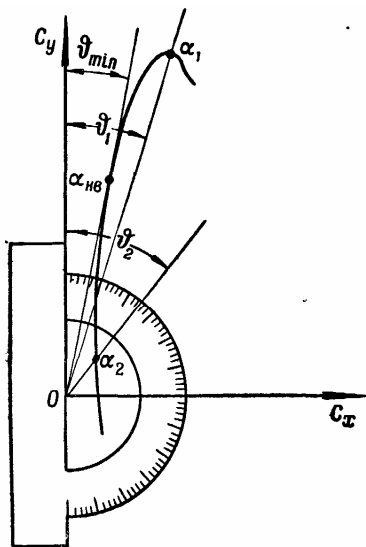
Скорость планирования можно определить еще и так. Если записать величину подъемной силы Y развернуто, можно получить

$$Y = G \cos \theta = C_Y \frac{\rho V^2}{2} S, \text{ откуда } V = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{C_Y \rho S}}.$$

На небольших углах планирования θ величина $\sqrt{\cos \theta}$ близка к единице, поэтому для приближенного расчета скорости планирования можно принять

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

Характерными скоростями планирования являются наивыгоднейшая и экономическая, соответствующие углам атаки $\alpha_{нв}$ и $\alpha_{эк}$. Зная эти углы атаки и соответствующие им значения C_Y , можно легко подсчитать наивыгоднейшую и экономическую скорости планирования.



Углы планирования на поляре

Угол планирования.

Углом планирования называется угол θ между траекторией планирования и линией горизонта, который определяется по поляре планера.

Из схемы сил, действующих на планер при планировании, видно, что угол планирования θ равен углу качества ϑ (см. тему №2), т. е. углу между силами R и Y , величину которого можно измерить с помощью транспортира непосредственно на поляре, построенной в одинаковых масштабах. Из самого способа определения этого угла вытекает, что наиболее пологое планирование получается на наивыгоднейшем угле атаки, при котором качество максимальное.

Планирование на угле атаки большем или меньшем (α_1 и α_2) наивыгоднейшего будет более крутое.

Вертикальная скорость снижения.

При планировании потеря высоты в единицу времени определяется вертикальной скоростью. Ее показывает прибор—вариометр.

Величина вертикальной скорости планера характеризует его парящие свойства: хороший планер-паритель имеет очень маленькие вертикальные скорости при планировании. Такой планер при попадании в восходящие потоки воздуха быстро набирает высоту.

Вертикальную скорость планера можно определить из треугольника скоростей (см. "Схему сил..."), если известны скорость V и угол θ планирования, по следующей формуле:

$$V_Y = V \sin \theta$$

Из этой формулы следует, что с увеличением скорости планирования и угла снижения вертикальная скорость увеличивается. При пологом планировании, когда θ не превосходит $6-8^\circ$, можно считать, что

$$\sin \theta \approx \operatorname{tg} \theta, \text{ но } \operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K},$$

$$\text{тогда } V_Y = V \sin \theta \approx V \operatorname{tg} \theta \approx V \frac{1}{K}, \text{ или } V_Y = \frac{V}{K}$$

Из формулы видно, что с увеличением качества вертикальная скорость планирования уменьшается. Однако при $\alpha_{нв}$ которому соответствует максимальное качество, величина V_Y не будет минимальной за счет относительно большей наивыгоднейшей скорости планирования.

Чтобы показать это, подставим в формулу для V_Y развернутые выражения значений для V и K . Получим

$$V_Y = \frac{\sqrt{\frac{2G}{C_Y \rho S}}}{C_Y / C_X} = \frac{\sqrt{\frac{2G}{\rho S}}}{\frac{C_Y \sqrt{C_Y}}{C_X}}.$$

Следовательно, минимальная вертикальная скорость планирования на данной высоте будет на том угле атаки, для которого величина $\frac{C_Y \sqrt{C_Y}}{C_X}$ окажется максимальной. Это может быть только на экономическом угле атаки.

Планирование на экономическом режиме с данной высоты позволяет достичь большей продолжительности, чем на наивыгоднейшем угле атаки, хотя при этом планер и снижается по более крутой траектории.

Дальность планирования.

Дальностью планирования называется то расстояние L , которое планер пролетит по горизонтали при планировании с данной высоты H .

Из подобных треугольников на "Схеме сил..." находим

$$\frac{L}{H} = \frac{Y}{Q} = K, \text{ откуда } L = H \cdot K.$$

Следовательно, при отсутствии ветра дальность планирования прямо пропорциональна высоте и аэродинамическому качеству планера.

В большинстве случаев интересуются наибольшей дальностью полета, которая обычно получается при наиболее пологом планировании (с углом θ_{\min}), т. е. на наивыгоднейшей скорости планирования.

Эта дальность получится при выдерживании наивыгоднейшей скорости. На всех других скоростях (углах атаки) аэродинамическое качество будет меньше, а значит и дальность получится меньшей.

С увеличением полетного веса (если аэродинамические формы и характер обтекания планера при этом не меняются) при неизменных углах атаки возрастут скорость планирования и вертикальная скорость, но дальность планирования не изменится.

С увеличением веса на тех же углах атаки новая скорости планирования будет равна

$$V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}}$$

где V_1 —скорость планирования при новом весе G_1 (в том же отношении изменится и вертикальная скорость).

Таким образом, для достижения одинаковой дальности при большем весе планер должен иметь также и большую скорость, чем легкий, для сохранения одинаковых углов атаки, а следовательно, и одинаковых значений аэродинамического качества. Если же летчик-планерист на утяжеленном планере не увеличит скорость планирования, то планер будет иметь угол атаки больше наивыгоднейшего и аэродинамическое качество ниже максимального, что приведет к более крутому снижению и уменьшению дальности по сравнению с легким планером.

Влияние ветра на дальность планирования.

При наличии ветра дальность планирования будет зависеть также и от полетного веса планера. Изменение дальности планирования при ветре произойдет из-за изменения величины скорости планирования относительно земли: при горизонтально-встречном ветре она уменьшится, а при горизонтально-попутном увеличится. Это можно показать так.

Если путь, пройденный планером при ветре, представить как сумму пути в безветрие (НК) и пути, пройденного вместе с ветром ($\pm Wt$) то можно записать

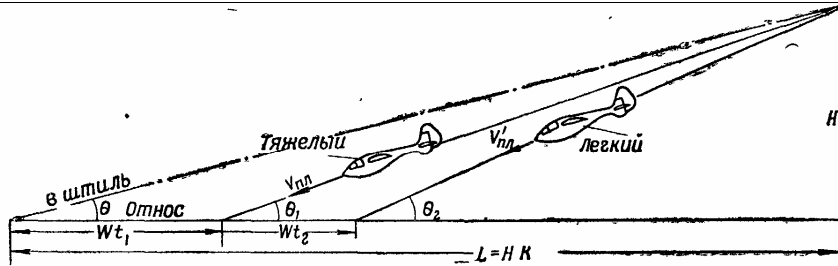
$$L = HK \pm Wt,$$

где W —скорость горизонтального ветра;

t —время планирования с заданной высоты H .

Знак минус ставится при встречном ветре, плюс—при попутном.

Тяжелый планер за счет больших вертикальных скоростей имеет всегда меньшее время планирования, а следовательно, и меньший относительный за счет ветра, определяемый произведением Wt , чем легкий планер. Тогда при встречном ветре загруженный планер пропланирует дальше легкого на одних и тех же углах атаки и при одном и том же наклоне фюзеляжа относительно горизонта, так как $Wt_1 < Wt_2$.



Влияние веса на дальность планирования при встречном ветре

При попутном же ветре дальность будет большей у легкого планера за счет большего отношения. Отсюда, между прочим, вытекает, что любой планер для достижения наибольшей дальности при встречном ветре должен планировать на несколько больших скоростях, чем его наивыгоднейшая скорость, а при попутном ветре, наоборот, уменьшать скорость планирования с целью продержаться в воздухе возможно большее время.

Дальность планирования с учетом горизонтального ветра получим, обозначая в формуле время планирования с данной высоты через $t = \frac{H}{V_y}$, тогда

$$L = H \left(K \pm \frac{W}{V_y} \right).$$

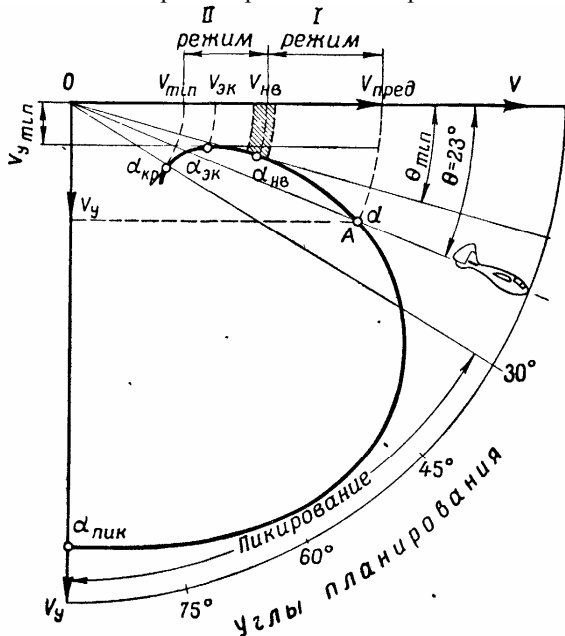
Указательница траектории планирования.

При планировании с изменением углов атаки изменяются и характеристики режима планирования (скорость V и угол планирования θ).

Проф. Н. Е. Жуковский в своих трудах привел график, который наглядно показывает связь между V и θ , и позволяет находить также и V_y . Такой график носит название **указательницы скоростей планирования**.

Для построения этого графика нужно для всех углов атаки высчитать по приведенным выше формулам значения θ и V .

Затем, проведя горизонтальную ось V и разметив ее, проводим из начала координат лучи под найденными углами планирования. По каждому из этих лучей откладываем скорости, соответствующие им, и помечаем точками концы отрезков. Соединив эти точки плавной кривой, получаем указательницу скоростей планирования. На ней можно показать разные режимы планирования.



Указательница скоростей планирования

Так, касательная, проведенная к указательнице из начала координат, определяет наивыгоднейший угол атаки и соответствующую ему скорость V_{nb} , при которых угол наклона траектории θ минимален. Горизонтальная касательная определяет экономический режим или планирование с минимальной вертикальной скоростью, т. е. режим V_{ymin} .

Наконец, переходя к планированию с большими углами атаки, найдем режим минимальной скорости.

Минимальная скорость планирования соответствует критическим углам, на которых планер неустойчив и может легко свалиться на крыло с последующим переходом в штопор (что такое штопор будет рассмотрено в дальнейшем).

Практически используемый диапазон скоростей планирования в сторону их увеличения ограничивается предельно допустимой скоростью. Каждый планер в зависимости от его прочности имеет свою предельную скорость планирования. Пикирование или крутое планирование на больших скоростях опасно тем, что при выводе из него, от возникающей чрезмерно большой перегрузки, планер может разрушиться.

Перегрузка определяется как отношение подъемной силы, действующей в данный момент, к подъемной силе в горизонтальном полете. Так как последняя равна весу планера, то перегрузка, для данного планера, будет равна

$$n = \frac{Y}{G}$$

Прочность планера характеризуется запасом прочности, показывающим, во сколько раз нагрузка, разрушающая планер, больше нормальной или веса планера, т. е. $n_{\text{разр}} = \frac{Y_{\text{разр}}}{G}$. Такая перегрузка

в полете не допускается.

Эксплуатационной, или максимально допустимой в полете, является перегрузка, не вызывающая остаточных деформаций у частей планера.

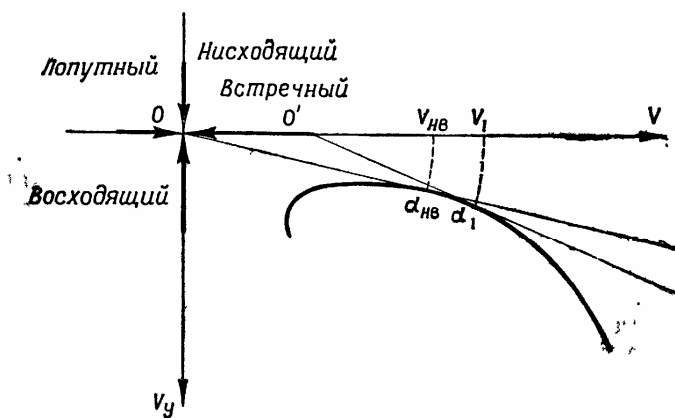
Эта перегрузка должна быть в полтора-два раза меньше разрушающей, что учитывается коэффициентом безопасности, принятым в авиации равным 1,5—2.

Вертикальная скорость планирования (V_y) читается для каждого угла атаки на вертикальной оси графика, если вертикальная и горизонтальная оси размечены в одинаковых масштабах. Однако, так как вертикальные скорости хороших планеров обычно невелики, то вместо указательницы скоростей чертят кривую V_y по V и применяют для оси V_y более крупный масштаб. Тогда на подобных графиках уже нельзя находить углы путем проведения лучей.

И еще раз вернемся к влиянию ветра на полет планера. Встречный ветер может быть восходящим или нисходящим. В восходящем потоке воздуха планер может выполнять парящий полет. Парением называется полет без потери или с набором высоты. Такой полет возможен при условии, если вертикальная скорость восходящего воздушного потока больше или равна вертикальной скорости полета планера в спокойном воздухе.

Восходящие воздушные потоки изменяют характеристики планирования, уменьшая угол θ и вертикальную скорость. При этом дальность и продолжительность полета могут сильно вырасти, а при мощных восходящих воздушных потоках вертикальная скорость планера относительно земли может уменьшиться до нуля или даже планер будет набирать высоту.

Для достижения условий наивыгоднейшего парения в восходящих потоках воздуха угол атаки крыла планера следует увеличивать до значения экономического, что обеспечит как парение, так и наиболее быстрый набор высоты. Для достижения же наиболее крутого подъема (при достаточно большой скорости восходящего потока) скорость может быть даже меньше экономической, но при этом следует пилотировать внимательно, чтобы планер не потерял скорости и не свалился в штопор.



Влияние ветра на планирование

Новые наивыгоднейшие режимы планирования в вертикальных потоках воздуха проще всего определить с помощью указательницы скоростей планирования, как это показано на рисунке для встречного ветра.

Например, если известна скорость встречного ветра, то начало координат O переносим вправо на отрезок, равный в принятом масштабе скорости ветра (в точку O'), откуда проводим касательную к поляре и находим новый угол атаки и новую скорость $\alpha_1 V_1$, соответствующие наиболее пологому планированию при ветре.

Аналогично скорость попутного ветра откладываем по масштабу влево от начала координат: восходящего вниз и нисходящего — вверх.

Механизация крыла и ее влияние на угол и дальность планирования.

Большое аэродинамическое качество планера не всегда является выгодным или желательным. Так, например, высококачественный планер, несмотря на свою малую посадочную скорость, не может произвести посадку на площадку ограниченных размеров, имеющую высокие препятствия на границах. Также он не может планировать без расцепки в составе поезда за самолетом, имеющим меньшее аэродинамическое качество.

Чтобы уменьшить качество, применяется закрылки и интерцепторы. Закрылки, назначение которых — уменьшать посадочную скорость за счет увеличения C_x , обладают ценным свойством увеличивать C_x и, следовательно, уменьшать аэродинамическое качество. Но это их не единственное назначение, они так же уменьшают скорость отрыва на взлете, что особенно важно при взлете с площадки ограниченных размеров, а так же за счет снижения скорости и увеличения C_y , позволяют планеристу в потоке лететь по спирали с малым радиусом и тем самым обеспечивать большую скороподъемность в потоке (это и есть самое замечательное отличие планеров 15-ти метрового (гоночного) класса от планеров стандартного класса, которые не имеют закрылков, см. Тему №1)

Открытые закрылки на тех же углах атаки крыла (как и с убранными закрылками) уменьшают скорость V , что

сокращает посадочную дистанцию планера, и увеличивают угол планирования θ , а это позволяет использовать площадки, закрытые высокими препятствиями на границах. Интерцепторы сильно уменьшают дальность планирования, помогают при исправлении и уточнении расчета на посадку, а также увеличивают скорость снижения и позволяют произвести более точную посадку.

Наиболее резкого ухудшения аэродинамического качества у планеров можно достигнуть с помощью интерцепторов. Они работают, как воздушные тормоза, увеличивая лобовое сопротивление, и одновременно уменьшают подъемную силу на тех же углах атаки. В практике интерцепторами пользуются для уточнения расчета после 4-го разворота.

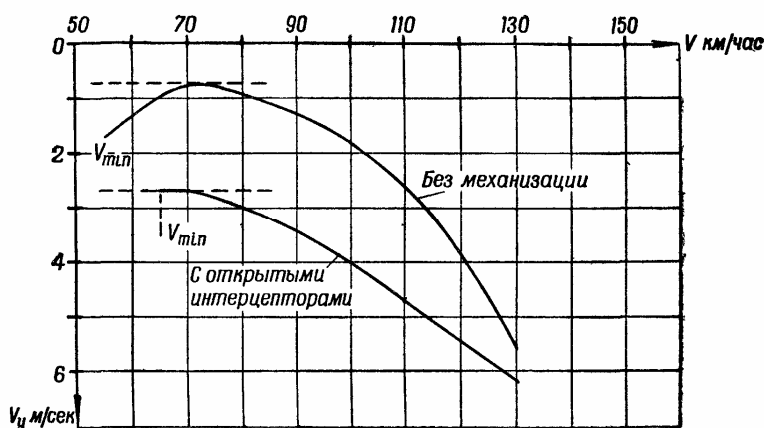
Расчет на посадку обычно выполняется с некоторым запасом высоты, и тогда на расчетной прямой летчик-планерист в случае необходимости может быстро потерять высоту, открыв интерцепторы.

Интерцепторы, уменьшая значение $C_{y_{max}}$, увеличивают минимальную и посадочную скорости планера.

Следовательно, в момент приземления интерцепторы должны быть закрыты: их открывают на пробеге; происходящие при этом одновременное падение C_y и рост C_x оказывают сильное тормозящее действие планеру и уменьшают длину его пробега.

За счет уменьшения $C_{y_{max}}$ увеличивается минимальная скорость планирования и растет склонность планера к сваливанию на крыло, так как интерцепторы вызывают срыв потока (отсюда запрет на использование интерцепторов в разворотах).

В качестве иллюстрации влияния интерцепторов может служить следующий график:



Из графиков видно, что открытые интерцепторы оказывают наибольшее влияние на режиме малых скоростей и слабее влияют на больших скоростях планирования.

Подъем ЛА.

Как уже говорилось ранее самостоятельный подъем планера не возможен, но для дальнейшего изучения теории данная тема требует рассмотрения и рассматриваться она будет на примере самолета (моторного планера).

Установившимся подъемом самолета называется прямолинейный равномерный полет самолета с набором высоты. Угол, заключенный между траекторией подъема и горизонтом, называется углом наклона траектории и обозначается буквой θ

Схема сил, действующих при подъеме.

При установившемся подъеме на самолет действуют те же силы, что и в горизонтальном полете.

На рис. показана схема сил, действующих на самолет при подъеме.

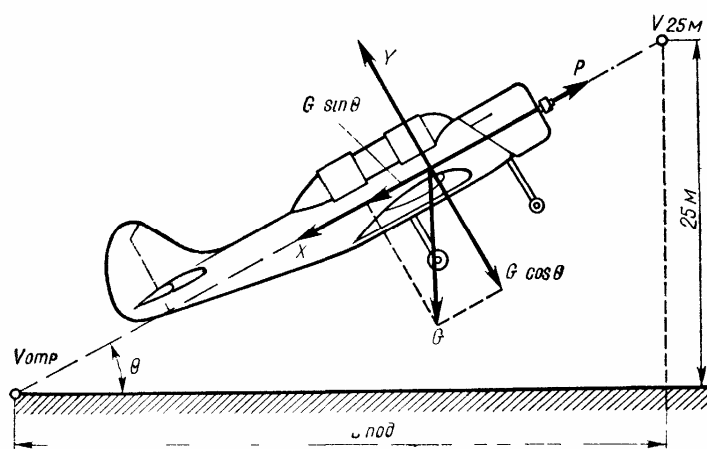


Схема сил, действующих на самолет при подъеме

Условия равновесия сил на подъеме.

Подъемная сила Y , перпендикулярная траектории подъема, уравнивает нормальную составляющую силы веса $G \cos \theta$, чем объясняется прямолинейность полета при подъеме. Сила тяги P уравнивает силу лобового сопротивления X и составляющую веса самолета $G \sin \theta$, чем объясняется постоянство угла набора. Из рисунка также видно, что чем больше величина угла подъема θ , тем меньшую часть веса уравнивает подъемная сила крыла и тем большую часть веса берет на себя тяга воздушного винта. Когда самолет выполняет полет вертикально вверх, то вся сила веса уравнивается тягой воздушного винта.

Уравнения движения самолета при установившемся подъеме имеют следующий вид:

$$P - X - G \sin \theta = 0 \text{ (условие } V = \text{const)}$$

$$Y - G \cos \theta = 0 \text{ (условие } \theta = \text{const)}$$

Скорость, необходимая для подъема.

Потребной скоростью установившегося подъема $V_{\text{под}}$ называется скорость по восходящей траектории, необходимая для создания подъемной силы, равной нормальной составляющей веса $G \cos \theta$ самолета на данном угле атаки.

Как уже говорилось, при установившемся подъеме подъемная сила равна составляющей силы веса $G \cos \theta$, откуда

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

Следовательно,

$$V_{\text{под}} = \sqrt{\frac{2G}{C_Y \rho S} \cos \theta} = V_{z.n.} \sqrt{\cos \theta}, \text{ откуда } V_{\text{под}} = V_{z.n.} \sqrt{\cos \theta}$$

Так как $\cos \theta$ всегда меньше единицы, то потребная скорость на подъеме всегда меньше потребной скорости горизонтального полета на том же угле атаки.

Техника выполнения подъема планера на буксире за самолетом.

Техника полета на планере (в т.ч. и подъем) имеет ряд особенностей и существенно отличается от техники полета на летательных аппаратах, имеющих двигатель (самолет, вертолет и т. д.). При полете на буксире планеристу приходится «копировать» полет самолета-буксировщика, что требует от него повышенного внимания. Отклонения планера в буксировочном полете ограничены буксировочным фалом; большие отклонения затрудняют полет самолета-буксировщика и даже могут привести к обрыву фала и вынужденной посадке планера. После отцепки от самолета планерист также не должен допускать каких-либо грубых ошибок, особенно в расчете на посадку и при посадке, так как допущенную ошибку нельзя исправить уходом на второй круг. Поэтому техника пилотирования планериста должна быть отработана до такого уровня, чтобы были исключены, какие бы то ни было ошибки.

Это может быть достигнуто только в том случае, если планерист будет отлично знать теорию и технику буксировочного и свободного полета, без чего невозможна грамотная эксплуатация планера в воздухе.

Отработка техники пилотирования на планерах должна проводиться по принципу «от простого к сложному». Это значит, что сначала отрабатываются простые элементы полета и только после этого можно переходить к отработке более сложных элементов.

Аэродинамика и динамика полета.

Тема № 6. Указательница глиссад прямолинейного планирования

Угол и вертикальная скорость снижения планера. Расчет и построение указательницы глиссад планирования $V_y = f(V_{пл})$. Характерные скорости и углы планирования. Использование указательницы глиссад планирования в парящих полетах. Расчет дальности планирования на различных режимах полета.

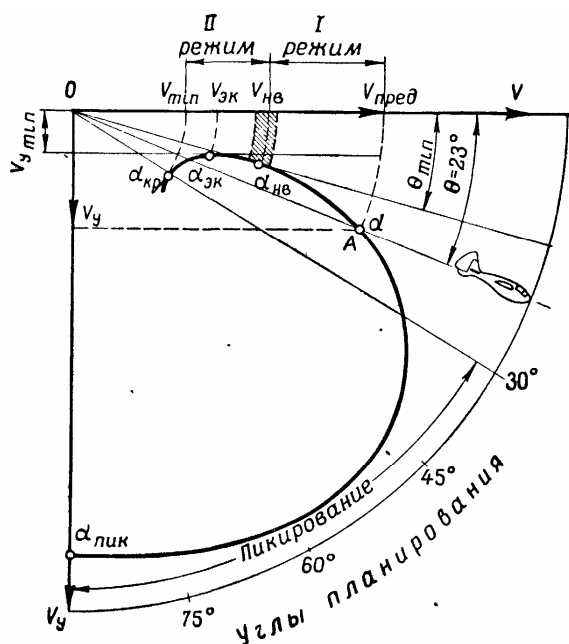
Данная тема повторяет отдельные вопросы из ранее рассмотренных тем, перед следующей большой темой.

Итак прежде всего:

Указательница глиссад прямолинейного планирования (график скоростей планирования) – график показывающий зависимость вертикальной скорости снижения от скорости планирования на различных углах атаки.

Глиссада в авиации (франц. glissade, буквально - скольжение), прямолинейная траектория планирования (снижения) летательного аппарата. Если следовать данному определению, то мы имеем дело с некоторой тавтологией (Указательница прямолинейных траекторий планирования прямолинейного планирования), ничего не поделаешь, во время становления авиации не особо задумывались о значении слов иностранного происхождения, так что будем иметь дело с исторически сложившимся определением (понимая, что глиссады криволинейного планирования не существует).

Данную кривую мы уже рассматривали в теме №4, называя ее Указательница траектории планирования (указательницы скоростей планирования), что ни коим образом не меняет ни внешнего вида кривой, ни ее назначения



Указательница скоростей планирования

Угол и вертикальная скорость снижения планера.

Когда рассматривается Указательница... в том виде как указано выше, мы отдаем себе отчет, что имеем дело с чистой теорией, на практике кривая выглядит несколько иначе.

Вот например рассмотренная ранее поляра планера Бланик L-13

Вертикальную скорость планера можно определить (если известны скорость V и угол θ планирования), по следующей формуле:

$$V_y = V \sin \theta$$

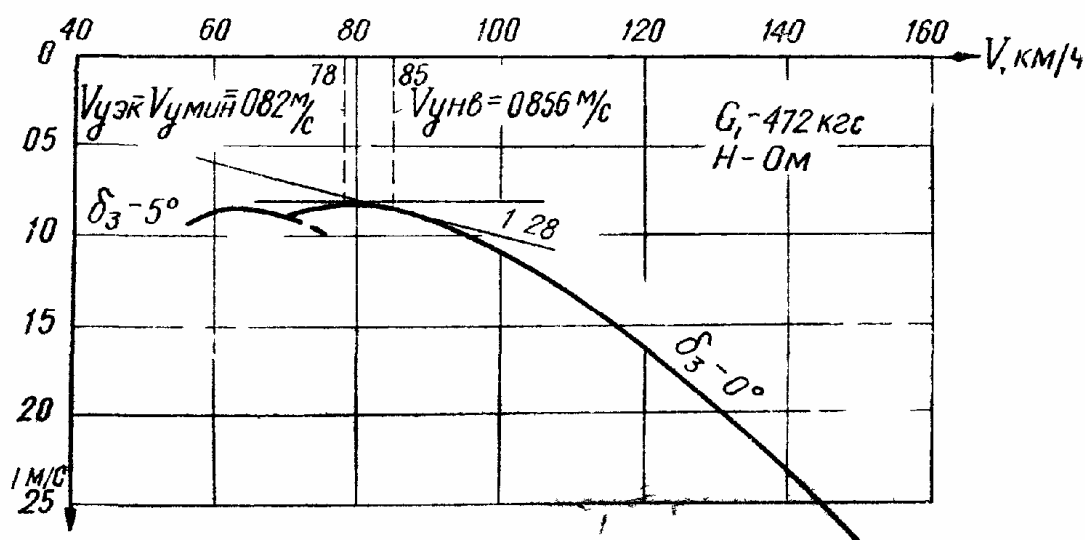
Из этой формулы следует, что с увеличением скорости планирования и угла снижения вертикальная скорость увеличивается.

Расчет и построение указательницы глиссад планирования $V_y = f(V_{пл})$.

Для построения графика нужно для всех углов атаки высчитать по приведенной формуле V_y .

Затем проведя горизонтальную ось V и разметив ее, проводим из начала координат лучи под найденными углами планирования. По каждому из этих лучей откладываем скорости, соответствующие им, и помечаем точками концы отрезков. Соединив эти точки плавной кривой, получаем указательницу скоростей планирования. На ней можно показать разные режимы планирования.

Зная V и V_y можно построить саму глиссаду. Скажем если нам известна высота h , то можно рассчитать какое расстояние S пролетит планер с данной высоты, если будет выдерживать данную скорость:



Поляра планера Л-13 «Бланик»

$$S = \frac{h}{V_y \cdot 3600} V$$

h – метры;
 V_y – метры в секунду;
 V – километры в час;
 S – километры.

Характерные скорости и углы планирования.

Каждому углу планирования соответствует своя скорость, к характерным углам относят:

$\alpha_{кр}$ – характеризует критическую скорость при которой еще сохраняется подъемная сила на крыле ЛА, при уменьшении скорости происходит срыв ЛА в штопор. На графике определяется как ближайшая точка к началу координат

$\alpha_{э}$ – характеризует экономическую скорость, скорость при которой ЛА(планер) летит с минимальным снижением, определяется проведением касательной к кривой, параллельной оси X.

$\alpha_{нв}$ – характеризует наивыгоднейшую скорость (или скорость качества), при полете с данным углом планирования и на данной скорости, планер пролетит наибольшее расстояние, определяется проведением касательной из начала координат к кривой.

также при рассмотрении углов планирования рассматривают α_1 и α_2 , когда секущая из начала координат пересекает кривую в двух точках, при этом мы получаем полет по глиссаде с одним и тем же углом планирования но на разных скоростях, это так называемые углы первого и второго режимов планирования.

Второму режиму планирования свойственны ухудшение устойчивости и управляемости ЛА, особенно при приближении к критическому углу атаки. Наиболее неприятной особенностью является изменение управления ЛА, состоящее в том, что при взятии ручки управления на себя угол планирования не уменьшается, а наоборот, увеличивается (так же и увеличивается вертикальная скорость).

Когда угол атаки приближается к критическому, вертикальная скорость нарастает и ЛА, как бы «проваливается». Такое планирование называется «парашютированием». Устойчивое парашютирование выполнить трудно, так как ЛА стремится свалиться на крыло.

На этих углах особенно часто ошибки допускают молодые пилоты, путая режимы полета и не контролируя полет планера визуально, а только по приборам, желая уменьшить скорость снижения, начинают «добирать» ручку на себя, и причем начинают это делать энергично, так как скорость снижения увеличивается, выводят планер в закритические углы атаки и происходит срыв в штопор.

Очень критично когда это происходит на малых высотах, особенно на парении... когда пилот не уделяет внимание тому что происходит вокруг, а старается по вариометру удержаться в слабом потоке, при это

перетягивает ручку на себя, а учитывая то что планер уже летит с креном, то срыв в штопор происходит очень быстро, иногда даже без предупредительного подрагивания. Учитывая что за один виток штопора планер теряет 70-120 м высоты, времени на вывод может не остаться.

Из сказанного выше, можно сделать следующие важные выводы:

1. На малой высоте (ниже 500м) не следует планировать на вторых режимах, т.е. на скоростях близких к экономической скорости полета.
2. Недостаточно опытным летчикам-планеристам не рекомендуется на малой скорости планировать даже на наивыгоднейшей скорости. Для предохранения от возможной ошибки в результате которой может последовать сваливание на крыло, рекомендуется ниже безопасной высоты держать скорость, превышающую наивыгоднейшую. Так например скорость полета по кругу на Бланике выдерживают 90 км/час, при том что наивыгоднейшая его скорость 85 км/час.

Использование указательницы глассад планирования в парящих полетах.

В парящих полетах, особенно когда стиль полета – классический, т.е. чередуются наборы высоты в спирали в восходящем потоке и прямолинейное планирование к следующему потоку



Зная высоту на которой мы прекращаем набор высоты, а так же высоту на которой следует начинать набор высоты (порядок определения «рабочей высоты» потока будет изучаться в курсе Теории и Тактики парящих полетов), мы определяем ту высоту на которую будем снижаться, затем определяем какое расстояние и на какой скорости мы пролетим. Проводя такие не сложные расчеты в уме можно определять достаточен ли у нас запас высоты для полета к следующему облаку, если не достаточен, то возможно следует уменьшить скорость потока и т.п.

Расчет дальности планирования на различных режимах полета

Расчет дальности производится по формуле которая уже упоминалась:

$$S = \frac{h}{V_y \cdot 3600} V$$

h – метры;

V_y – метры в секунду;

V – километры в час;

S – километры.

Тема № 7. Взлет и посадка летательного аппарата(ЛА), часть 1

Взлет самолета (мотороланера). Силы, действующие на самолет (мотороланер) при взлете. Этапы взлета. Ускорение при разбеге. Скорость отрыва. Длина разбега. Зависимость длины разбега от различных факторов. Взлетная дистанция. Взлет с боковым ветром. Техника выполнения взлета.

Посадка самолета (мотороланера). Силы, действующие на самолет (мотороланер) при посадке. Этапы посадки. Расчет на посадку. Планирование, выравнивание, приземление и пробег. Посадочная скорость и ее зависимость от различных факторов. Длина пробега и ее зависимость от различных факторов. Влияние ветра на посадку. Посадка с боковым ветром. Ошибки, допускаемые при посадке.

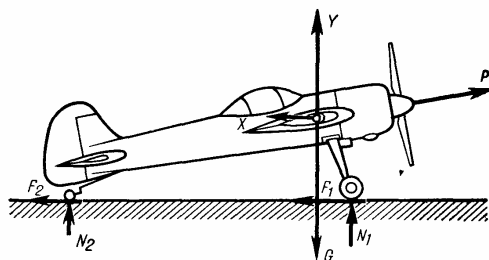
Взлет самолета (мотороланера).

В данной теме рассматривается взлет ЛА, не путать с подъемом ЛА (Тема №4), хотя в теме №4 мы уже несколько закосили в перед и дали определение как взлету, так и отдельным его этапам. Повторим:

Взлет - ускоренное движение ЛА от начала разбега до набора высоты 25(10 – обычно для случаев взлета с площадки ограниченных размеров)м. При этом все этапы взлета - неустановившиеся режимы полета, которые характеризуются наличием неуравновешенных сил и положительного ускорения (что и отличает взлет от подъема, который представляет из себя установившееся движение по наклонной траектории при равновесии сил).

Силы, действующие на самолет (мотороланер) при взлете.

Схему сил действующую на ЛА при взлете будем рассматривать на примере самолета Як-55, так как расположение его шасси сходно с расположением шасси у планеров (т.е. хвостовое колесо).



Когда ЛА находится еще на земле то на него действуют следующие аэродинамические силы:

Y – подъемная сила крыла;

X – сила лобового сопротивления;

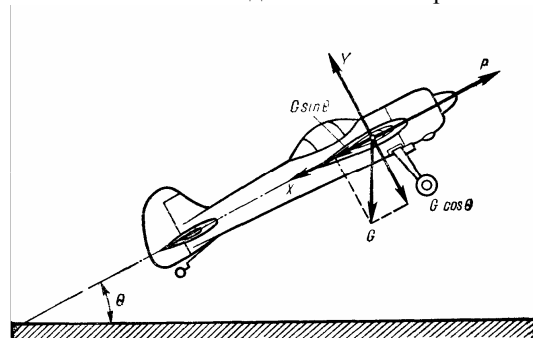
G – вес ЛА;

P – сила тяги силовой установки;

$N=N_1+N_2$ - нормальная реакция земли;

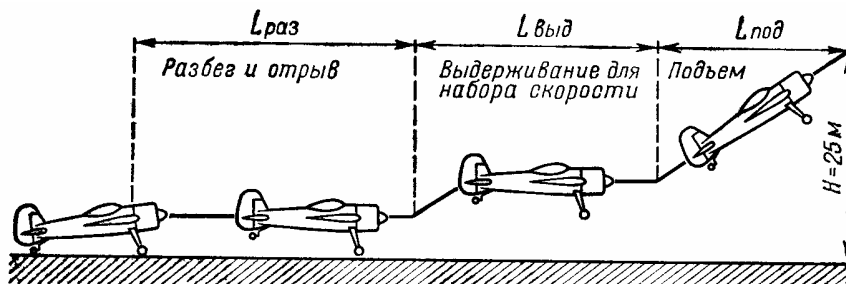
$F=F_1+F_2$ – сила трения колес о земную поверхность.

После того как ЛА отделяется от поверхности земли, на него перестают действовать N и F .



Этапы взлета.

Этапы взлета - разбег, отрыв, выдерживание, переход в набор высоты(подъем).



Разбег - начальный этап, необходимый для набора скорости при которой Y станет равна весу G , $Y=G$ (до того момента пока ЛА передвигается по земле $G>Y$, т.к. есть еще N и полное уравнение будет выглядеть как $G=Y+N$), т.е. скорость при которой крыло создает подъемную силу, обеспечивающую безопасное отделение ЛА от земли, т.е. ЛА будет разгоняться двигаясь по земле и $P>X+F$.

Минимальная скорость безопасного отделения ЛА от ВПП (взлетно-посадочной полосы) называется скоростью отрыва $V_{отр}$.

Отрыв - точка в которой Y становится равной G , хотя на самом деле отрыв производят чуть позже когда уже $Y>G$. Обычно это происходит на скорости, близкой к экономической. Движение при этом продолжает происходить с ускорением, т.е. $P>X$.

Выдерживание - этап необходимый для набора скорости перехода в набор высоты. Экономическая скорость не дает быстрого подъема, кроме того, она является границей между интервалами первых и вторых режимов, поэтому подъем с этой скоростью на малой высоте опасен. Следовательно сразу же после отрыва от земли начинать подъем не следует, а необходимо предварительно набрать скорость, т.е. необходимо выдерживание для дальнейшего разгона скорости. $Y=G$, $P>X$

Переход в набор высоты (Подъем) - переход на режимы полета с углом соответствующим набору высоты с дальнейшим разгоном скорости. Скорость набирается до какого-то значения, после которого ее уже не увеличивают (Для Бланика скорость не более 140 км/час). $Y=G\cos\theta$, $P>X+G\sin\theta$, до тех пор пока не станет $P=X+G\sin\theta$.

Взлет можно считать выполненным когда ЛА переходит в установившиеся режимы полета, тогда силы действующие на ЛА уравниваются.

Ускорение при разбеге.

Ускоряющей силой при разбеге является разность между тягой и суммой лобового сопротивления самолета и трения колес:

$$P_{уск} = P - (X + F)$$

Продольное ускорение при разбеге равно

$$j_x = g \left(\frac{P}{G} - \frac{X + F}{G} \right)$$

где $F=Nf$ (в свою очередь f - коэф. трения колес при разбеге).

В процессе разбега постепенно уменьшается сила N и, как следствие, сила F . Лобовое сопротивление X увеличивается. Суммарная сила сопротивления изменяется незначительно и остается практически постоянной величиной. Следовательно, ускорение при разбеге сохраняется постоянным $j_x = \text{const}$, т.е. разбег является равноускоренным движением.

Обозначим выражение $\frac{X + F_{CP}}{G}$ буквой f_{cp} (среднее значение величины коэффициента трения), которое изменяется в зависимости от состояния ВПП.

Для бетонной ВПП $f_{cp} = 0,06$; для твердого грунта $f_{cp} = 0,08$; для грунта средней прочности $f_{cp} = 0,11$; для сырого, влажного грунта $f_{cp} = 0,21 \dots 0,26$.

Таким образом, при расчете разбега можно пользоваться формулой усредненного значения ускорения

$$j_{x_{cp}} = \frac{P_{CP}}{G} - f_{cp}$$

Из формулы видно, что величина среднего ускорения зависит от тяговооруженности самолета P_{cp} (чем она больше, тем больше величина среднего ускорения) и состояния ВПП.

Скорость отрыва.

Скорость, которую ЛА должен иметь для обеспечения безопасного отделения от земли, называется скоростью отрыва.

Скорость, при которой ЛА уже может лететь, есть минимальная скорость, соответствующая критическому углу атаки. Вследствие того, что ЛА на данной скорости неустойчив и плохо управляется, отрыв производится на скорости больше минимальной приблизительно на 15%.

В момент отрыва нормальная реакция земли будет равна нулю, поэтому условие отрыва будет иметь вид

$$G = Y = C_{Y_{отр}} \frac{\rho V_{отр}^2}{2} S \quad (S - \text{площадь крыла}),$$

откуда

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_{Y_{отр}} S}}.$$

Из формулы видно, что скорость отрыва тем больше, чем больше удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S}$ и чем меньше плотность воздуха и коэффициент подъемной силы при отрыве. На плотность воздуха влияет высота расположения аэродрома над уровнем моря и температура воздуха.

Из выше сказанного следует учитывать, что с увеличением температуры воздуха увеличивается скорость отрыва, так же конструкция современных спортивных планеров развивается в том числе и по пути увеличения удельной нагрузки на крыло и при пересадке с учебного планера на спортивный следует помнить, что скорость отрыва у спортивного планера больше.

Длина разбега.

Длиной разбега называется путь, проходимый ЛА от старта до точки отрыва от земли.

Длина разбега является основной из главных характеристик ЛА, по которой определяют необходимый размер ВПП.

Временем разбега называется временной интервал от старта до отрыва ЛА от земли.

Пользуясь определенными значениями ускорения при разбеге, можно определить время и длину разбега ЛА по формулам равноускоренного движения (для безветрия).

$$t_{разб} = \frac{V_{отр}}{j_{x_{cp}}},$$

$$L_{разб} = V_{cp} t_{cp} = \frac{V_{отр}^2}{2 j_{x_{отр}}},$$

где $L_{разб}$ – длина разбега, м;

$t_{разб}$ – время разбега, с

Зависимость длины разбега от различных факторов.

Если помнить, что $j_{x_{cp}} = \frac{P_{cp}}{G} - f_{cp}$, где в свою очередь $P = KN$,

Где N – мощность двигателя, выраженная в л.с. или Вт;

K – коэффициент тяги, зависящий от параметров двигательной установки ЛА (от параметров винта в т.ч.)

Из этих формул можно уже судить как влияют отдельные параметры на длину и время разбега:

-вес ЛА, с увеличением веса растет длина разбега и время разбега, так как увеличивается скорость отрыва, возрастает требуемая подъемная сила и уменьшается среднее ускорение при разбеге;

-состояние поверхности ВПП, чем мягче грунт, тем больше он деформируется под колесами самолета, что ведет к увеличению коэффициента трения;

-тяга двигателя ЛА, с увеличением тяги длина и время разбега сокращаются, увеличивается ускоряющая сила, а следовательно, увеличивается ускорение. Так же увеличение силы тяги приводит к уменьшению скорости отрыва у ряда поршневых самолетов, так как воздушный поток отбрасываемый винтом, обтекая часть крыла, создает дополнительную подъемную силу;

-температура и давление воздуха, с ростом температуры давление воздуха уменьшается, растет длина разбега и время разбега. В среднем изменение температуры воздуха на 10% приводит к изменению длины разбега на 10%. Длина разбега в жаркое лето при $t=+30^\circ\text{C}$ по сравнению с зимней температурой $t=-30^\circ\text{C}$ увеличивается почти

вдвое. По давлению в среднем для самолетов можно считать, что изменение давления на 10 мм.рт.ст. при взлете с твердой ВПП приводит к увеличению длины разбега на 5%;

-ветер, встречный ветер сокращает взлетную дистанцию и облегчает управление ЛА, поэтому взлет выполняется как правило против ветра, попутный ветер создает обратный эффект, это делает взлет по ветру непригодным, а иногда и опасным.

Взлетная дистанция.

Длина взлетной дистанции определяется как сумма длин разбега, выдерживания и подъема:

$$L_{взл} = L_{разб} + L_{выд} + L_{под}$$

Длина выдерживания – путь, проходимый ЛА для набора скорости от $V_{отр}$ до $V_{наб}$, увеличение скорости происходит за время, называемое время выдерживания.

$$L_{выд} = \frac{V_{отр}^2 - V_{наб}^2}{2j_{x_{ср}}}$$

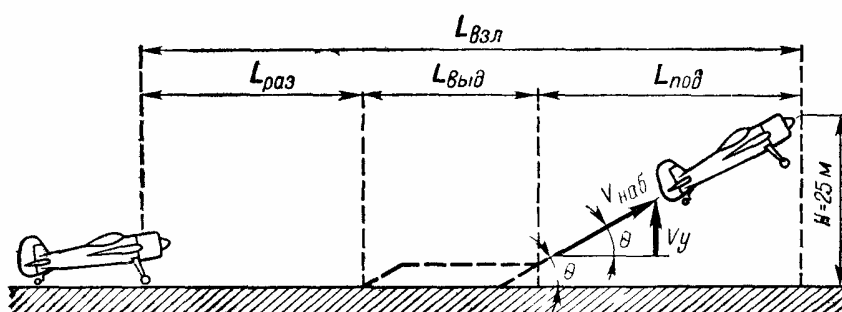


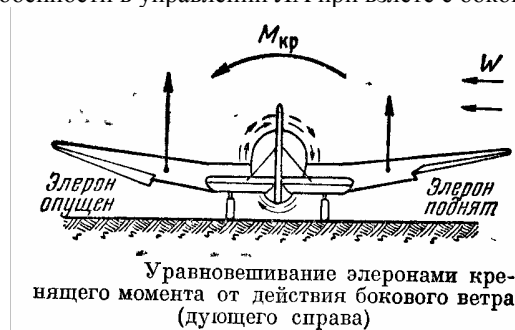
Схема расчета взлетной дистанции

Длину подъема до высоты 25м можно например определять из прямоугольного треугольника на рисунке.

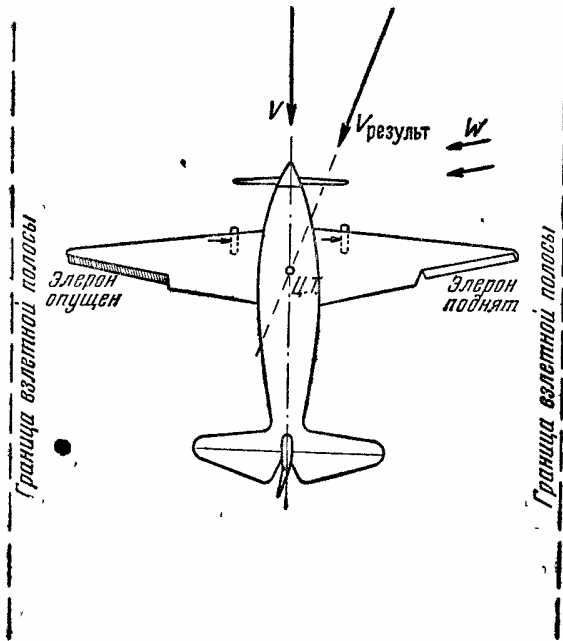
Взлет с боковым ветром.

При боковом ветре ЛА еще на старте испытывает некоторое боковое давление. Во время разбега скорость ветра, складываясь со скоростью движения, дает результирующий поток, который имеет большую скорость и направлен под углом к плоскости симметрии самолета. Естественно, что от увеличения скорости потока боковая сила возрастет. В результате бокового давления получается снос, которому мешает трение колес о землю, постепенно уменьшающееся к концу разбега.

Косое обдувание самолета, наличие боковой силы и бокового давления на колеса создают следующие особенности в управлении ЛА при взлете с боковым ветром.



На ЛА действует кренящий момент от крыла $M_{кр}$, поскольку движение происходит со скольжением (косое обдувание). Пока скольжение существует, этот момент приходится уравновешивать элеронами, т. е. даем ручку управления в сторону, откуда дует ветер. Тем самым мы не допустим крена и сохраним ровную нагрузку на оба колеса. В начале разбега, когда скорость еще мала и действие элеронов мало эффективно, давать ручку управления в сторону, откуда дует ветер, надо несколько больше, а по мере нарастания скорости и усиления действия элеронов постепенно убирать ее к нейтральному положению.



Уравновешивание элеронами и рулем направления кренящего и заворачивающего моментов при взлете с боковым ветром

погашать снос, — не больше, иначе самолет может зацепиться о землю крылом. Крен надо сохранять как на всем этапе выдерживания, так и на этапе подъема.

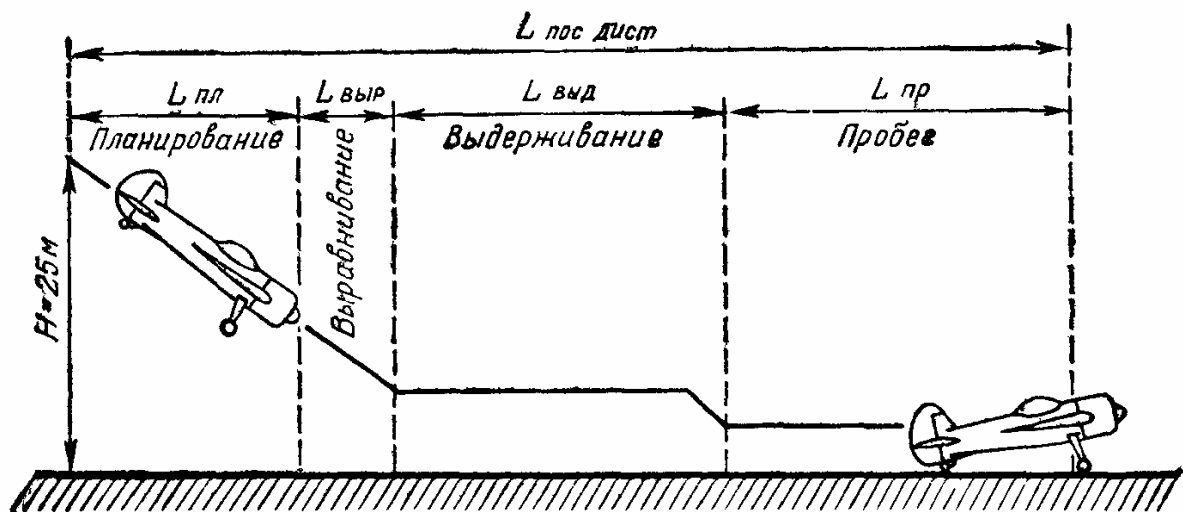
Обратим внимание еще на одно обстоятельство, которое надо учитывать при взлете с боковым ветром, для самолетов. Скажем для мотопланеров подобный эффект будет иметь гораздо меньшее значение, так как место расположения двигателя на современных мотопланерах делает разворачивающий момент незначительным.

Рассматривая заворачивающий момент при разбеге, возникающий от действия бокового ветра, мы не оговаривали, каким винтом снабжен самолет—правого или левого вращения. А это не безразлично, поскольку работа винта, вызывает при разбеге тоже заворачивающий момент, направление которого зависит от направления вращения винта. Следовательно, этот момент будет либо усиливать, либо ослаблять заворачивающий момент от действия бокового ветра.

Подробнее технику взлета рассмотрим ниже, непосредственно для планера.

Посадка самолета (мотопланера).

Посадкой называется замедленное движение ЛА с высоты 25м до полной остановки ЛА на земле.



Посадка самолета, этапы посадки, посадочная дистанция

Расчет на посадку.

Расчетом на посадку называют маневр (по вертикали и горизонтали) для приземления ЛА на заданное или намеченное самим летчиком место.

Различаются следующие основные виды расчета:

- 1) с прямой,
- 2) с разворотом на 90° ,
- 3) с разворотом на 180° .

Силы, действующие на самолет (моторпланер) при посадке.

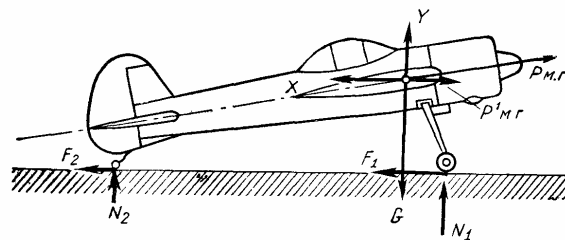
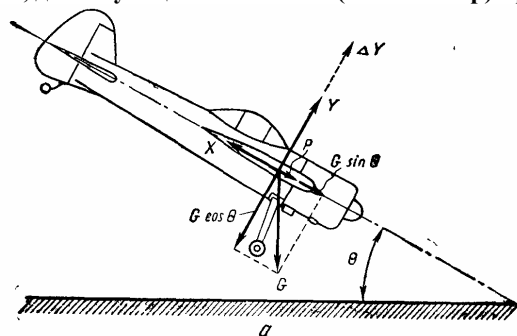


Схема сил, действующих на самолет при пробеге

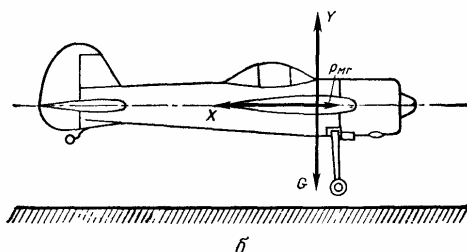


Схема сил, действующих на самолет при планировании (а) и при выдерживании (б)

Этапы посадки.

Планирование производится с целью приближения самолета к земле. Скорость планирования выбирается из соображений безопасности и простоты посадки и указывается в инструкции летчику. Так для самолета Як-55 эта скорость составляет 170 км/ч. На самолете планирование осуществляется с выпущенными щитками и шасси, что значительно снижает качество, увеличивает угол и вертикальную скорость снижения.

Угол планирования остается практически постоянным. Чтобы выдерживать постоянную скорость планирования, увеличивают или уменьшают тягу двигателя и незначительно угол планирования.

Выравнивание — это процесс перехода от прямолинейного-равномерного снижения к траектории горизонтального полета. При подходе к точке выравнивания на высоте 6...5 м летчик отклоняет ручку управления на себя, увеличивая тем самым угол атаки самолета, при этом создается дополнительная подъемная сила, которая искривляет траекторию. Увеличение угла атаки приводит к увеличению лобового сопротивления, вследствие чего происходит уменьшение скорости. Другой причиной уменьшения скорости является уменьшение составляющей $G \sin \theta$ из-за уменьшения угла планирования θ .

Выравнивание самолета происходит с таким расчетом, что бы вертикальная скорость была погашена на высоте 0,73...1 м. В процессе выравнивания обороты двигателя убираются полностью.

Выдерживание представляет собой торможение самолета в горизонтальном полете для уменьшения скорости до величины посадочной. При этом сохраняется равновесие $Y=G$, а лобовое сопротивление больше силы тяги, двигателя, что приводит к торможению движения. Для поддержания высоты по мере уменьшения скорости летчик отклоняет ручку управления на себя, что позволяет сохранить подъемную силу, равной весу самолета.

Приземление. В процессе движения самолет снижается до высоты 0,15...0,25 м. В момент, когда угол атаки становится равным посадочному, дальнейшее его увеличение прекращают. После этого самолет плавно приземляется на посадочную полосу.

Пробег самолета—это заключительный этап посадки, когда скорость самолета изменяется от $V_{\text{пос}}$ до нуля (до

полной остановки самолета).

Расчет на посадку. Планирование, выравнивание, приземление и пробег.

Предпосадочное планирование является установившимся движением.

Угол наклона траектории полета θ , скорость $V_{пл}$ и угол атаки α выбираются из соображения простоты и безопасности посадки. Увеличение указанных параметров ведет к увеличению вертикальной скорости снижения V_y . Уменьшение угла планирования приводит к затруднению определения точки приземления.

Уравнения движения при планировании с учетом тяги двигателя имеют вид:

условие постоянства скорости:

$$P + G \sin \theta - X = 0;$$

условие постоянства угла планирования:

$$Y - G \cos \theta = 0.$$

Угол планирования определяется по формуле

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X - P}{Y}$$

Выравнивание начинается на высоте 6...5 м и заканчивается на высоте 0,75...1 м.

Уравнения движения имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P + G \sin \theta - X < 0$$

условие искривления траектории

$$Y' - G \cos \theta = \frac{mV^2}{r}, \text{ где } Y' = (Y_{г.л} + \Delta Y) \text{ (см. схему сил действующих на}$$

самолет при планировании)

Силой, искривляющей траекторию движения при выравнивании, является разность между подъемной силой и составляющей веса самолета ($Y' - G \cos \theta$).

В процессе выравнивания происходит уменьшение скорости по траектории, так как непрерывно увеличивается угол атаки, а продольная составляющая веса самолета, направленная вперед, постоянно уменьшается и в конце выравнивания исчезнет. Тяга двигателя также уменьшается до величины оборотов малого газа в конце выравнивания. В конце выравнивания скорость имеет еще большую величину. Если сразу подвести самолет к земле, то приземление будет затруднено, так как касание колес самолета о неровности аэродрома будет приводить к отделению самолета от земли на повышенной скорости. Поэтому после выравнивания следует горизонтальный участок—выдерживание.

Выдерживание производится с постепенным снижением самолета до высоты 0,15...0,25 м. Уравнения движения имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P_{м.г} - X < 0$$

условие прямолинейности движения

$$Y - G = 0$$

Торможение самолета происходит под действием неуравновешенной силы лобового сопротивления. Подъемная сила и сила тяжести находятся в равновесии до тех пор, пока все возрастающий угол атаки не достигнет посадочного. После создания посадочного положения скорость продолжает падать, равновесие подъемной силы и силы веса самолета нарушается и происходит приземление самолета.

Пробег — это последний этап посадки, представляет собой замедленное движение самолета по земле до полной остановки последнего.

Уравнения движения имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P_{м.г} - X - F < 0$$

условие прямолинейности пробега

$$Y + N - G = 0, \text{ где } N = N_1 + N_2 \text{ (см. схему сил на пробеге)}$$

В процессе торможения самолета при пробеге лобовое сопротивление уменьшается, а сила трения возрастает.

Посадочная скорость и ее зависимость от различных факторов.

Посадочная скорость—это минимальная скорость безопасного приземления. Величину посадочной скорости можно определить из равенства $Y=G$. В конце выдерживания

$$Y = G = C_{y_{\text{пос}}} \frac{\rho V_{\text{пос}}^2}{2}, \text{ откуда } V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}}$$

Чем меньше посадочная скорость, тем проще и безопаснее посадка и тем меньше потребная длина ВПП, при прочих равных условиях.

Из формулы видно, что посадочная скорость тем меньше, чем меньше посадочный вес и чем больше плотность воздуха и коэффициент $C_{y_{\text{пос}}}$. Величина $C_{y_{\text{пос}}}$ определяется с учетом механизации крыла и влияния земной поверхности (напр. на самолете Як-52 для увеличения $C_{y_{\text{пос}}}$ перед посадкой выпускаются посадочные щитки, которые имеют угол отклонения 45°).

Посадочная скорость изменяется в зависимости от изменения давления и температуры воздуха.

Длина пробега и ее зависимость от различных факторов.

Тормозящей силой при пробеге является сумма сил лобового сопротивления и трения колес. Движение самолета на пробеге является равнозамедленным с некоторым средним значением $j_{\text{ср}}$.

По формулам равнозамедленного движения длина и время пробега при безветрии равны

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср}}}, \quad t_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}}{j_{\text{ср}}}$$

Величина продольного ускорения при пробеге определяется по формуле

$$j_x = -\frac{g}{G} [X + f(G - Y)].$$

Среднее ускорение при пробеге определяется как полусумма ускорений в начале и конце пробега:

$$j_{x_{\text{ср}}} = -g \frac{X + fG}{2G}.$$

Теперь можно судить что и как влияет на посадку и на пробег в частности.

Посадочный вес. При изменении посадочного веса посадочная скорость изменяется пропорционально \sqrt{G} , а ускорение пробега от изменения посадочного веса практически не изменяется, так как с увеличением веса растет не только масса, но и тормозящая сила. Поэтому при уменьшении веса самолета на 10% длина пробега уменьшается также на 10%.

Состояние поверхности ВПП в основном влияет на коэффициент торможения f . При выполнении посадки на неровную грунтовую ВПП необходимо учитывать, что возможны разворачивающие моменты M_y вследствие разности сил трения F колес. При этом самолет может резко развернуться в сторону зарывающегося колеса, что, в свою очередь, приведет к возникновению излишних высоких перегрузок на стойки шасси.

При изменении температуры и давления воздуха изменяется плотность воздуха и, как следствие,— посадочная скорость:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}}.$$

Длина пробега изменяется обратно пропорционально плотности воздуха, т. е. обратно пропорционально давлению и прямо пропорционально абсолютной температуре, так как ускорение от изменения атмосферных условий практически не зависит. Следует учитывать, что влияние атмосферных условий на длину пробега проявляется слабее, примерно в три раза, по сравнению с их влиянием на длину разбега.

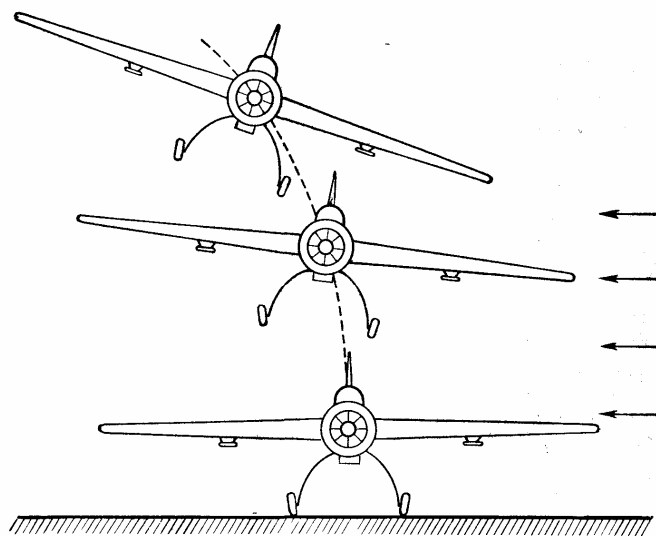
Влияние ветра на посадку.

Посадку выполняют, как правило, против ветра, так же, как и взлет. Встречный ветер уменьшает скорость самолета относительно земли во время выдерживания и в момент приземления, а также и на пробеге. Следовательно, посадочная скорость относительно земли уменьшается. Уменьшается скорость на пробеге, а значит и длина пробега. При посадке по ветру будет наблюдаться обратная картина. Кроме того, на пробеге встречный ветер делает самолет более управляемым и устойчивым, так как крылья и рули вплоть до полной остановки самолета обдуваются встречным воздушным потоком.

При посадке по ветру посадочная скорость относительно земли увеличивается. Кроме того, примерно на середине пробега сильно ухудшается устойчивость и управляемость самолета, а к концу пробега, когда скорость самолета относительно земли уменьшается до скорости ветра (относительно воздушного потока — до нуля), самолет становится неуправляемым рулями. Все вышеуказанные факторы затрудняют выполнение посадки, делают ее небезопасной, а при сильном ветре — невозможной.

Посадка с боковым ветром.

При боковом ветре самолет летит со сносом относительно земли. Поэтому, планируя по прямой к намеченному месту посадки, необходимо устранять снос, так как в противном случае самолет за время планирования будет снесен от намеченного места посадки (от направления посадочной полосы), что приведет к невозможности выполнения посадки.



Посадка с боковым ветром — устранение сноса путем скольжения

Инструкцией летчику самолетов Як-52 и Як-55 рекомендуется образующийся снос самолета устранять скольжением.

Для устранения сноса скольжением следует создать крен в сторону, откуда дует ветер, удерживая самолет от разворота рулем направления (нажатием на обратную педаль), отклоняя руль в противоположную сторону. Чем больше сила бокового ветра, тем больше необходимо создавать скольжение. Соответственно расход рулей больше.

Крен сохраняется при выравнивании и выдерживании самолета, достигая этим прямолинейность посадки. Крен создается при помощи отклонения руля направления.

К концу выдерживания самолета ручку управления следует постепенно убирать к нейтральному положению так, чтобы к моменту приземления самолета крен был убран. По мере уменьшения крена постепенно ослаблять нажим на педаль.

В конце выдерживания может вновь появиться снос, при этом исправлять его созданием крена не следует, так как произойдет посадка на одно колесо, а также возможно касание земной поверхности крылом. Поэтому необходимо непосредственно перед приземлением плавным нажимом на педаль в сторону сноса повернуть самолет в направлении посадки и тем самым смягчить боковую нагрузку на шасси.

При пробеге накренение самолета парировать отклонением элеронов, а стремление самолета развернуться против ветра — отклонением руля направления и действием тормозами колес.

Ошибки, допускаемые при посадке, и способы их исправления.

При посадке допускаются следующие ошибки:

высокое выравнивание;

взмывание;

«козел».

Все ошибки как правило характеризуются общими причинами:

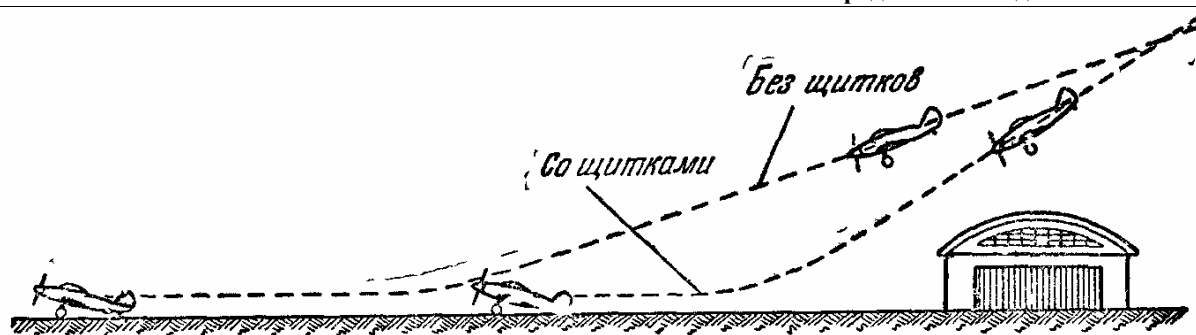
неправильное направление взгляда на землю;

неумение определять расстояние до земли;

несоразмерные движения ручкой управления;

планирование на повышенной скорости.

Более подробно об ошибках будет идти речь при рассмотрении посадки планера, а так же о способах их устранения, тем более, что в некоторых случаях действия для самолета и планера отличаются, в силу отсутствия у планера силовой установки.



Планирование при подходе к земле с отклоненными щитками и без щитков

С целью увеличения угла планирования без увеличения скорости применяют щитки-закрылки. Напомним, что при значительном отклонении щитков одновременно с увеличением коэффициента подъемной силы C_y еще больше увеличивается коэффициент лобового сопротивления C_x , в результате чего качество ЛА уменьшается, что ведет к увеличению угла планирования. Увеличение угла планирования не сопровождается увеличением скорости. Это упрощает расчет посадки и, кроме того, позволяет пользоваться аэродромом меньшей величины. Выпуская щитки, мы ухудшаем качество ЛА и увеличиваем угол планирования, т. е. уменьшаем дальность планирования. Поэтому при вынужденной посадке, когда дальность планирования часто играет решающую роль для выбора места посадки, планировать следует без щитков почти до границы выбранной площадки и только тогда выпустить щитки.

Тема № 7. Взлет и посадка летательного аппарата(ЛА), часть2

Взлет планера на буксире за самолетом. Схема сил на разбеге и на выдерживании. Скорость отрыва планера. Длина разбега и взлетной дистанции. Факторы, влияющие на длину взлетной дистанции. Влияние ветра на взлет. Взлет аэропоезда с площадки ограниченных размеров. Техника выполнения взлета на буксире за самолетом. Ошибки при взлете.

Взлет планера на буксире за самолетом.

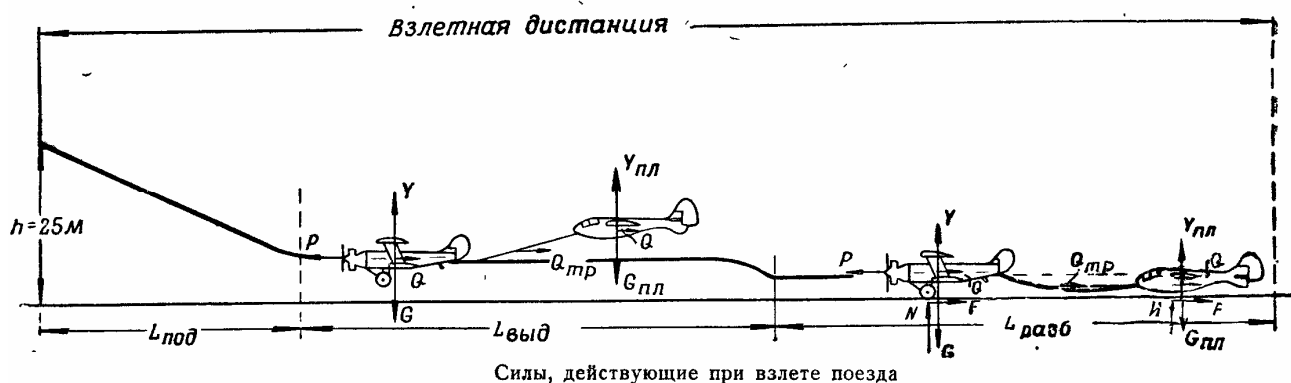
Взлет планерного поезда начинается с разбега самолета и буксируемого планера по земле. Разбег кончается отрывом от земли. Обычно планер имеет меньшую нагрузку на крыло и отрывается раньше самолета. За разбегом следует разгон и подъем поезда до определенной высоты. Все эти этапы взлета получаются более длинными у самолета, поэтому размеры взлетных дистанций берутся, совершаемые самолетом, а не планером.

Движение поезда при взлете является ускоренным и происходит под действием избытка тяги, который на разбеге и разгоне увеличивает с каждой секундой скорость планерного поезда.

Минимальная скорость отрыва, которая принимается на 10—15% больше, чем минимальная скорость горизонтального полета, недостаточна для нормального (устойчивого) полета, поэтому после отрыва переходят к выдерживанию—горизонтальному разгону на небольшой высоте. Это делается также и для достижения скорости, соответствующей наиболее быстрому набору высоты.

Схема сил на разбеге и на выдерживании.

Траектория нормального взлета планерного поезда, если ее упростить, состоит из следующих этапов :



- разбега, необходимого для разгона до скорости отрыва на длине $L_{разб}$;
- выдерживания или разгона от скорости отрыва до взлетной скорости на длине $L_{выд}$;
- подъема до высоты, достаточной для преодоления препятствий на границе аэродрома, обычно до $H=25$ м, на длине $L_{под}$.

На самолет и планер, подготовленные для взлета, будут действовать силы веса G и $G_{пл}$, направленные вертикально вниз, и силы реакции земли N и $N_{пл}$. Если нет ветра и двигатель самолета не работает, то других сил не будет.

С началом работы двигателя и появлением тяги P появятся и силы трения колес о землю— F .

Для того, чтобы началось движение планерного поезда, тяга винта должна превысить сумму сил трения самолета и планера. Желая вызвать движение поезда, летчик путем дачи газа увеличивает тягу винта, в результате чего появляется избыток силы тяги над силами сопротивления трения. Под действием этого избытка тяги планерный поезд трогается с места и движется с ускорением, увеличивая постепенно скорость.

Чем больше избыток силы тяги, тем больше ускорение и тем быстрее самолет и планер достигнут своих скоростей отрыва.

С увеличением скорости движения появляются и растут лобовые сопротивления Q и $Q_{пл}$ и подъемные силы Y и $Y_{пл}$. Последние, уменьшая нагрузку на колеса, уменьшают и силы трения.

Таким образом, на разбеге только силы веса остаются постоянными, все же остальные силы, включая и силу тяги винта самолета-буксировщика, в процессе разбега изменяются. Сила тяги винта с увеличением скорости уменьшается.

Лобовые сопротивления самолета, планера и буксировочного троса с ростом скорости увеличиваются, в то время как силы трения колес уменьшаются, так как растущие подъемные силы уравнивают все большую долю весов самолета и планера и уменьшают давление колес на землю.

Следовательно, при разбеге планерного поезда силы, действующие на самолет и планер, находятся в

следующем соотношении:

$$Y < G_c,$$

$$Y_{nl} < G_{nl},$$

$$P > Q + F + Q_{nl} + F_{nl} + Q_{mp}.$$

Осуществление последнего неравенства и обеспечивает при разбеге нарастание скорости.

Скорость отрыва планера. Длина разбега и взлетной дистанции.

По достижении скорости отрыва самолета летчик слегка увеличивает угол атаки, вследствие чего подъемная сила становится немного больше полетного веса, и планер, а затем и самолет плавно отделяются от земли.

Тяга на этом этапе остается значительно большей, чем лобовое сопротивление поезда, а реакция N и N_{nl} , и силы трения колес в момент отрыва пропадают.

Скорость отрыва будет

$$V_{OTP} = (1,10 \div 1,15) V_{\min} = (1,10 \div 1,15) \sqrt{\frac{2G}{\rho S c'_{Y \max}}}$$

Планер, имея обычно меньшую, чем у самолета, удельную нагрузку на крыло, отрывается раньше самолета и переходит к выдерживанию, в то время как самолет еще совершает разбег по земле.

Преждевременный отрыв самолета (или планера) при скорости меньше V_{omp} может быть вызван увеличением C_y до величины, большей, чем C_{yomp} (который на 20—30% меньше $C_{y \max}$). Однако такой отрыв не рекомендуется, так как самолет (или планер) на больших углах атаки неустойчив и плохо управляем.

После отрыва самолета наступает период выдерживания, который представляет собой ускоренный горизонтальный полет самолета и планера на небольшой высоте над землей. В процессе выдерживания летчик, по мере увеличения скорости, плавно отжимая ручку от себя, уменьшает угол атаки так, чтобы сохранять все время равенство сил $Y = G$, необходимое для горизонтального полета.

Таким образом, на выдерживании подъемные силы самолета и планера равняются соответственно их полетным весам, т. е.

$$Y = G \text{ и } Y_{пл} = G_{пл}$$

Тяга же винта самолета-буксировщика попрежнему превышает сумму лобовых сопротивлений самолета, планера и троса, т.е.

$$P > Q + Q_{пл} + Q_{тр},$$

благодаря чему и происходит разгон.

Конец выдерживания планерного поезда определяется моментом достижения самолетом-буксировщиком скорости, необходимой для набора высоты.

Планерист, сохраняя положение планера относительно самолета, одновременно с переходом самолета в набор переводит свой планер также на подъем.

Планерный поезд набирает высоту с постоянной скоростью, так как избыток силы тяги, вызывающий ускорение на выдерживании, как известно, расходуется при наборе высоты на уравнивание составляющих весов самолета и планера.

Этот этап подъема интересуют нас при взлете потому, что он необходим для преодоления препятствий на границах аэродрома. Его длина всегда учитывается при расчете размеров взлетной дистанции, потребной для нормального взлета планерного аэропоезда.

Взлетной дистанцией поезда $L_{взл}$ называется сумма длин участков разбега, выдерживания и проекции длины участка подъема до высоты 25 м, т. е.

$$L_{взл} = L_{разб} + L_{выд} + L_{под}$$

Взлетная дистанция позволяет определить возможность взлета поезда с данного аэродрома.

Длиной разбега планерного поезда называется расстояние от места старта до точки отрыва самолета-буксировщика от земли.

Разбег аэропоезда характеризуется длиной и временем разбега самолета-буксировщика: чем они меньше, тем меньший аэродром потребует для взлета планерного поезда.

Длина и время разбега аэропоезда зависят от скорости отрыва самолета-буксировщика от земли и от величины ускорения, с которым будет разбегаться аэропоезд.

Очевидно, чем с большим ускорением будет разбегаться аэропоезд, тем быстрее он наберет скорость отрыва и тем меньше окажутся длина и время разбега.

Скорость отрыва в свою очередь зависит от полетного веса, массовой плотности воздуха и коэффициента подъемной силы.

Ускорение на разбеге зависит от величины избытка силы тяги, т. е. от разности между силой тяги винта и силами сопротивления. Следовательно, ускорение будет тем больше, чем больше величина силы тяги и чем меньше сумма лобовых сопротивлений самолета и планера и сил трения колес или лыж о землю.

Силы трения в свою очередь зависят от удельной нагрузки на колеса и состояния поверхности аэродрома.

Конец разбега, как указывалось выше, определяется величиной скорости отрыва. Чем большую скорость отрыва имеют самолет и планер, тем длиннее и продолжительнее будет разбег.

Величина скорости отрыва может быть определена по формуле

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{C_{Y_{отр}} \rho S}}$$

где $C_{Y_{отр}}$ — коэффициент подъемной силы при отрыве.

Из приведенной формулы особенно важно уяснить зависимость скорости отрыва от веса планерного поезда. Более тяжелый самолет и планер для своего отрыва требуют и большей подъемной силы, что при одних и тех же α и $C_{Y_{отр}}$ можно получить только за счет увеличения скорости. Производя взлет с различными полетными весами, это обстоятельство всегда надо учитывать, чтобы не допустить преждевременного отрыва. Приблизительно увеличение полетного веса на 10% требует увеличения скорости отрыва на 5%.

Большая нагрузка самолета (или планера), кроме большей скорости отрыва, резко уменьшает также и величину ускорения на разбеге из-за увеличения массы самолета и сил трения.

Сильно перегруженная машина в некоторых случаях может даже совершенно не взлететь, так как ей не хватит длины аэродрома. Из этого следует, что размеры аэродрома ограничивают грузоподъемность планерного поезда.

Увеличивая угол атаки на разбеге, а вместе с ним и коэффициент C_y , получим при одной и той же скорости движения большую подъемную силу и как следствие меньшее трение. Это обстоятельство содействует сокращению длины разбега, так как увеличивает ускорение. Но увеличение угла атаки одновременно сопровождается ростом сопротивления C_x , что уменьшает ускорение и удлиняет разбег.

Выбирать угол атаки надо так, чтобы сумма лобового сопротивления и сил трения была наименьшей. Это достигается, в частности, тем, что в зависимости от состояния и характера поверхности аэродрома на разбеге поддерживают различные углы атаки. Так, в случае разбега по вязкому и топкому аэродрому или по глубокому снегу на лыжах разбег производят с полуопущенным хвостом, т. е. на достаточно больших углах атаки. Наоборот, при взлете с бетонированной дорожки совершают разбег на малых углах атаки, что уменьшает сопротивление и длину разбега при взлете.

Самолеты и планеры, снабженные щитками или закрылками, имеют меньшую скорость отрыва, а следовательно, и длину разбега. На взлете отклонение щитков или закрылков обычно не превышает 15—20°. При больших углах открытия одновременно с ростом C_y резко увеличивается C_x , что вызывает уменьшение избытка силы тяги, а следовательно, ускорения и увеличивает длину разбега при взлете.

Факторы, влияющие на длину взлетной дистанции.

Влияние мощности двигателя на длину разбега

Как указывалось выше, длина и время разбега зависят от величины ускорения: чем оно больше, тем быстрее можно набрать необходимую скорость отрыва и тем меньше будет длина и время разбега. Для создания ускорения требуется наличие избытка тяги над сопротивлениями.

При разбеге планерного поезда избыток тяги равен

$$\Delta P = P - (Q + F + Q_{nl} + F_{пл} + Q_{тр})$$

Из механики известно, что $\Delta P = mj$. Следовательно, ускорение

$$j = \frac{\Delta P}{m} = 9,8 \frac{\Delta P}{G}$$

Формула подтверждает, что ускорение будет тем больше, чем больше избыток тяги и меньше вес. Это видно хорошо из формулы для подсчета ускорения в развернутом виде. Для аэропоезда, подставляя в j выражение для ΔP , получим

$$j = 9,8 \frac{\Delta P}{m} = 9,8 \frac{P - (Q + F + Q_{nl} + F_{пл} + Q_{тр})}{G + G_{пл}}$$

Отсюда видно, что ускорение аэропоезда на разбеге будет тем больше, чем больше величина силы тяги винта самолета-буксировщика и меньше нагрузка аэропоезда и величина его сопротивления.

Величина силы тяги винта увеличивается с повышением мощности двигателя.

Увеличение мощности двигателя на 10% дает увеличение среднего ускорения примерно на 4—6%. Поэтому для сокращения длины разбега разрешается кратковременно применять повышение (форсирование) мощности двигателя.

Таким образом, чем большую мощность может развить на взлете двигатель самолета-буксировщика, тем быстрее и короче при прочих равных условиях получается разбег аэропоезда. Очевидно, что все причины, снижающие мощность двигателя, ведут к ухудшению взлета.

Влияние состояния поверхности аэродрома на взлет

Длина и время разбега зависят от величины силы трения колес (лыж) и костыля о землю: чем меньше сила трения, тем больше избыток силы тяги, больше ускорение и меньше длина разбега.

Сила же трения зависит от характера и состояния поверхности аэродрома. При твердом покрове трение меньше, при мягком — больше. Трение сильно возрастает при разбеге по грязи, сырой глине, высокой и мокрой траве, по мокрому снегу и т. п.

В некоторых случаях, при взлете по талому липкому снегу, для разбега не хватает даже всей длины аэродрома, и взлет оказывается невозможным.

Влияние ветра на взлет.

Взлет планерного поезда, как правило, производится против ветра. Встречный ветер значительно уменьшает время и длину разбега.

Выше уже было установлено, что ветер не влияет на воздушную скорость, определяющую величину подъемной силы или лобового сопротивления, но влияет на скорость самолета и планера относительно земли, т. е. на путевую скорость планерного поезда.

При встречном ветре планер, двигаясь на разбеге медленно относительно земли, имеет заметно большую скорость относительно воздуха и, следовательно, быстрее отделяется от земли.

Сильный ветер, обтекая крыло легкого и тихоходного планера, стоящего на земле с большим посадочным углом атаки, может создать подъемную силу, превышающую полетный вес, и планер без движения вперед отделится от земли.

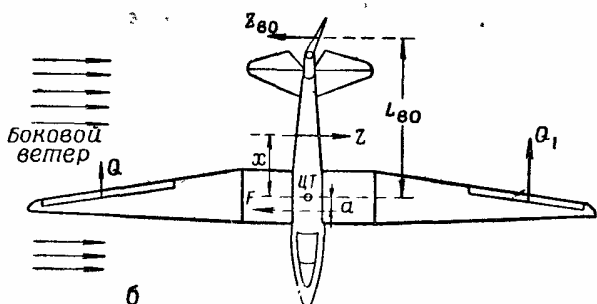
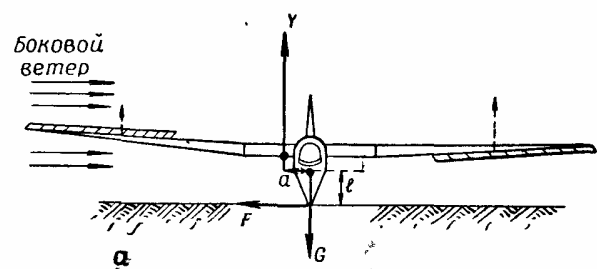
Встречный ветер, кроме уменьшения длины разбега при взлете, дает еще и то преимущество, что повышает устойчивость и управляемость планера в начале движения.

При взлете с попутным ветром длина разбега, естественно, сильно возрастает.

Взлет с боковым ветром применяется в тех случаях, когда длина аэродрома недостаточна для нормального взлета против ветра или взлетная площадка не имеет свободных подходов в направлении ветра. При этом планер имеет снос, стремление повернуть нос навстречу ветру и накрениться, подымая крыло, со стороны которого дует ветер.

Снос планера по ветру получается в результате давления воздуха на боковую стенку фюзеляжа. Этот снос особенно недопустим при взлете планерного поезда.

Накренение планера или поднятие крыла, со стороны которого дует ветер, объясняется следующим. Боковой ветер, создавая несимметричное обтекание крыла, равносильное движению планера со скольжением, смещает центр давления (ЦД) в сторону скольжения и создает тем самым кренящий момент, равный $Y \cdot a$ (фиг. а).



Управление планером при взлете с боковым ветром

Другой кренящий момент, действующий в ту же сторону, возникает за счет того, что шасси планера находятся много ниже центра тяжести планера и силы трения, действующие на шасси, образуют момент $F \cdot l$.

Для противодействия кренящим моментам летчик-планерист на взлете должен отклонить ручку навстречу ветру и отклонением элеронов уравновесить кренящие моменты, не допуская накренения планера на протяжении всего разбега.

Разворот планера при боковом ветре объясняется действием также нескольких моментов:

— бокового момента $Z \cdot x$, возникшего за счет силы давления воздуха на фюзеляж и вертикальное хвостовое оперение, обычно стремящегося повернуть планер навстречу набегающему потоку;

— момента от сил трения, действующих на шасси $F \cdot a$, и момента от разных лобовых сопротивлений крыльев, вызванных отклонением элеронов для предотвращения накренения планера.

Поэтому, чтобы сохранить прямолинейность движения планера, планерист должен дать ногу, обратную ветру, т. е. если ветер справа, то левую ногу, и моментом $Z_{Bo} L_{Bo}$ уравновесить все заворачивающие моменты (фиг. б).

После отрыва, когда планер уже находится в стадии выдерживания, а самолет еще бежит по земле, для предотвращения сноса следует создать крен на ветер, придерживая планер от разворота обратной ногой.

Длина разбега при боковом ветре получается больше, чем при безветрии.

Взлет аэропоезда с площадки ограниченных размеров.

В практике эксплуатации планерных поездов бывают случаи, когда необходимо произвести взлет с ограниченной площадки, окруженной высокими препятствиями на границах (например, после вынужденной посадки). Поэтому необходимо иметь представление о минимальной дистанции взлета планерного поезда в этих конкретных условиях (при имеющейся мощности двигателей, нагрузке самолета и планера, состоянии поверхности аэродрома и др.). Для этого обычно производят расчет взлетной дистанции, представляя ее как сумму длин отдельных этапов взлета:

$$L_{взл} = L_{разб} + L_{выд} + L_{под},$$

где $L_{взл}$ — взлетная дистанция;

$L_{разб}$ — длина разбега при взлете;

$L_{выд}$ — длина участка выдерживания относительно земли;

$L_{под}$ — проекция длины участка подъема до высоты 25 м.

Многообразие действующих факторов затрудняет расчет разбега, вызывая необходимость для ускорения расчетов пользоваться приближенными формулами.

Определим длину и время разбега планерного поезда по приближенным формулам, в которые входят все выше разобранные факторы:

$$L_{разб} = 0,05 \frac{(V_{отр} \pm W)^2}{\frac{k_v N_{дв}}{V_{отр} (G + G_{пл})} - f}, \text{ м}$$

$$t_{разб} = 0,1 \frac{V_{отр} \pm W}{\frac{k_v N_{дв}}{V_{отр} (G + G_{пл})} - f}, \text{ сек}$$

где $t_{разб}$ — время разбега планерного поезда;

$V_{отр}$ — скорость отрыва самолета-буксировщика;

W — скорость ветра, м/сек (при встречном ставить минус);

G — начальный полетный вес самолета, кг;

$G_{пл}$ — полетный вес планера, кг;

$N_{дв}$ — мощность двигателя при взлете, л. с.;

k_v — коэффициент, зависящий от максимальной скорости горизонтального полета;

f — коэффициент трения колес о поверхность аэродрома, который берем из табл.

Таблица

Покрытие аэродрома	f
Летом	
Бетонированная Дорожка	0.04
Травяной покров	0.06
Мягкий дерн	0.08
Песчаная поверхность	0.12
Вязкий и топкий аэродром	0.20
Зимой	
Лыжи по снегу ($t = -10^\circ\text{C}$).....	0.04-0.08
Мокрый талый снег	0.30-0.50
В среднем зимой	0.10

Длина и время разбега планера при взлете поезда определяются по этим же формулам, для чего в числителе формулы вместо $V_{отр}$ самолета следует ставить $V_{отр}$ планера; в знаменателе все остается без изменения.

Расчет длин выдерживания и набора высоты.

Длиной выдерживания планерного поезда $L_{выд}$ называется расстояние от точки отрыва самолета-буксировщика (при $V_{отр}$) до точки, в которой он достигает скорости набора высоты $V_{взл}$.

Таким образом, в процессе выдерживания планерный поезд совершает горизонтальный разгон на небольшой высоте (от $V_{отр}$ до $V_{взл}$) до скорости, которая обеспечивала бы ему при наборе высоты максимальную вертикальную

скорость.

Ускорение поезда в процессе разгона прямо пропорционально величине избытка тяги $\Delta P_{пл.поезда}$ и обратно пропорционально весу самолета и планера, т. е.

$$j_{выд} = 9,8 \frac{\Delta P_{пл.поезда}}{G + G_{пл}}$$

Величина избытка тяги в процессе выдерживания меняется очень мало, поэтому ускорение на выдерживании почти постоянно.

Прирост скорости на выдерживании равен произведению среднего ускорения на время выдерживания, а последнее равно

$$t_{выд} = \frac{V_{взл} - V_{отр}}{j_{выд}}.$$

Тогда длина выдерживания может быть подсчитана как произведение средней скорости на выдерживании на время $t_{выд}$:

$$L_{выд} = V_{ср} t_{выд} = \frac{V_{отр} + V_{взл}}{2} t_{выд}, \text{ м}$$

или, заменяя время выдерживания его значением, окончательно получим:

$$L_{выд} = \frac{V_{взл}^2 - V_{отр}^2}{2j_{выд}}, \text{ м}$$

При ветре длина выдерживания изменится, так как она равна произведению скорости относительно земли на время выдерживания. Скорость относительно земли равна $V_{ср} \pm W$. Время выдерживания от ветра не зависит.

После разбега и выдерживания поезд переходит к установившемуся набору высоты—подъему с постоянной скоростью и постоянным наклоном траектории.

Участок траектории подъема до набора высоты h , равной 25 м, $L_{под}$ входит в размеры взлетной дистанции.

Определим величину $L_{под}$.

Из соотношения скоростей при подъеме известно, что вертикальная скорость подъема может быть выражена в виде

$$V_y = V_{взл} \sin \theta, \text{ откуда } \sin \theta = \frac{V_y}{V_{взл}}.$$

Кроме того, из геометрических соотношений

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{h}{L_{под}}, \text{ откуда } L_{под} = \frac{h}{\operatorname{tg} \theta}.$$

Углы подъема поезда обычно очень незначительны (до 5—6°), поэтому можно принять $\operatorname{tg} \theta \approx \sin \theta$.

Тогда для безветрия ($W=0$) получим

$$L_{под} \approx \frac{h}{\sin \theta} = h \frac{V_{взл}}{V_y}, \text{ так как } \sin \theta = \frac{V_y}{V_{взл}}.$$

Из формулы видно, что чем более высокое препятствие нужно преодолеть на границе аэродрома и чем меньше вертикальная скорость планерного поезда V_y , тем больше длина участка подъема $L_{под}$.

Наличие ветра изменяет не только величину угла подъема θ , но и скорость планерного поезда относительно земли. Вертикальная же скорость подъема V_y , а значит и время подъема до высоты $h = 25$ м остаются прежними.

При встречном ветре подъем будет круче, а скорость относительно земли будет меньше, что вызовет сокращение длины участка подъема $L_{под}$ при той же высоте H .

Подставляя $H=25$ м, получим длину подъема участка

$$L_{под} = 25 \frac{V_{взл} \pm W}{V_y}, \text{ м}$$

Техника выполнения взлета на буксире за самолетом.

Взлет планерного поезда, как правило, производится против ветра. В исключительных случаях можно взлетать при боковом ветре силой не более 3—4 м/с и попутном ветре 1—2 м/с. Поэтому перед взлетом планерист обязан установить планер против ветра, если взлет производится не с общего старта.

Взлет на планере является одним из сложных элементов буксировочного полета. Он состоит из разбега, отрыва и разгона (выдерживания) с подъемом.

При выборе слабины фала летчиком-буксировщиком планерист должен держать левую руку на секторе отцепки буксировочного замка для того, чтобы в случае быстрого руления самолета-буксировщика и угрозы сильного рывка при выборе слабины буксировочного фала отцепить его от планера. Ручка управления должна находиться в положении на себя (руль высоты отклонен вверх).

Взлетать запрещается, если:

- впереди на ВПП находятся другие самолеты, планеры или препятствия;
- идущий на посадку самолет (планерный поезд) уходит на второй круг;
- скорость ветра (его боковая составляющая относительно ВПП) превышает установленную для летательного аппарата данного типа;
- обнаружена неисправность авиационной техники;
- в районе аэродрома (площадки) наблюдаются опасные явления погоды;
- на полете на малой высоте (50 м) к точке подходит другой планер.

Планерист обязан немедленно произвести отцепку и доложить руководителю полетов или летчику-буксировщику (при взлете с площадки), если:

- при выборе слабины буксировочного фала летчик допустил большую скорость;
- летчик начал взлет с невыбранной слабиной буксировочного фала;
- между самолетом и планером появилось препятствие;
- в процессе разбега планер коснулся консолью земли и отклонился от линии взлета более чем на 20—25°.

При взлете аэропоезда у правой плоскости планера должен находиться сопровождающий, который удерживает планер от кренов, до приобретения им скорости 10—15 км/ч, когда элероны становятся более эффективными и надобность в дальнейшем сопровождении отпадает.

Летчик-буксировщик после доклада планериста о готовности к взлету запрашивает у руководителя полетов разрешение на взлет. Получив разрешение, плавно увеличивает обороты двигателя и выполняет взлет в составе аэропоезда.

Внимание планериста с момента начала движения планера должно распределяться на выдерживание направления, устранение кренов и правильный подъем хвоста. Взгляд должен быть попеременно направлен на землю и на самолет-буксировщик, по которому выдерживается направление в течение всего взлета.

В начале разбега действия ручкой управления на различных типах планеров имеют некоторые особенности: при взлете на планерах «ЛАК» она отдается от себя на 1/3 хода; на планерах «Янтарь-Стандарт» — на 1/2 хода, на планере «Бланик» — полностью от себя.

В дальнейшем эти действия больших различий не имеют. По мере нарастания скорости и подъема хвоста ручка управления плавно выбирается на себя с таким расчетом, чтобы дальнейший разбег проходил на одном колесе. На разбеге планеры устойчивы, тенденции к развороту не имеют.

По достижении скорости, установленной для каждой модификации планера, планер сам отделяется от земли и стремления к сваливанию на крыло не имеет.

После отрыва планера от земли небольшим движением ручки от себя следует перевести планер в горизонтальное выдерживание на высоте 1 м. На этой высоте производится выдерживание (разгон) планера до момента отрыва самолета. После отрыва самолета и до перехода его к набору высоты высота выдерживания планера несколько увеличивается в зависимости от высоты выдерживания самолета. Самолет при выдерживании

должен проектироваться ниже горизонта на половину своей видимой высоты.

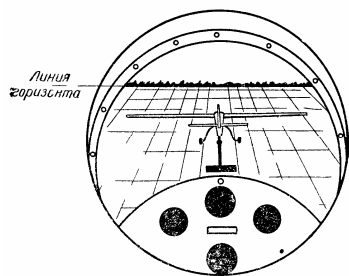


Рис 13 Положение самолета относительно горизонта на выдерживании

Для определения высоты выдерживания и контроля направления (чтобы планер шел строго в хвост самолету) внимание планериста распределяется так, чтобы одновременно видеть землю впереди себя на 25—30 м и самолет-буксировщик.

Переход планера к набору высоты производится одновременно с самолетом-

буксировщиком на установленной скорости.

Как только просвет между самолетом и горизонтом начнет сокращаться - (признак того, что самолет-буксировщик перешел в угол набора), плавным движением ручки на себя планер переводится в набор.

Ошибки при взлете.

Характерные отклонения и ошибки, допускаемые планеристом на взлете:

а) на разбеге не выдерживается направление, и планер отклоняется от линии полета самолета-буксировщика. Эта ошибка, как правило, является результатом больших и несвоевременных движений ножным управлением или возникновения крена. Для того чтобы исправить эту ошибку, необходимо убрать крен и плавным движением педали в противоположную отклонению сторону установить планер в хвост самолету;

б) планер отделяется от земли на малой скорости. Эта ошибка происходит при малом отклонении ручки от себя для поднятия хвоста или же при отклонении ручки на себя в тот момент, когда планер еще не имеет достаточной скорости для нормального отрыва. Планер при этом отрывается на больших углах атаки, а затем касается земли, резко ударяясь о нее колесом (лыжей). Для исправления ошибки нужно движением ручки на себя удерживать планер от касания земли, а чтобы планер не свалился на крыло, удерживать его от кренов ножным управлением только после того, как планер приобретет достаточную скорость, плавно отклоняя ручку от себя, производить выдерживание на положенной высоте;

в) отделение планера от земли на большой скорости

приводит к увеличению длины разбега планерного поезда. Получается это в результате того, что планерист, боясь преждевременного отрыва планера на малой скорости, чересчур отклоняет ручку от себя для поднятия хвоста. Как только будет замечена подобная ошибка, следует небольшим плавным движением ручки на себя приподнять нос планера так, чтобы планер отделился от земли;

г) высокое выдерживание. Это получается из-за

чрезмерно большого перемещения ручки на себя в момент отделения планера от земли и удержания ее в дальнейшем в том же положении. Эта ошибка может явиться также результатом неправильного распределения внимания на выдерживании, когда планерист смотрит только на землю. При высоком выдерживании планера натяжение фала создает пикирующий момент, приложенный к самолету-буксировщику, и удлиняет разбег планерного поезда. Для исправления этой ошибки следует плавным отклонением ручки от себя установить нормальную высоту выдерживания;

д) крен на выдерживании. При этом планер уходит в сторону, создавая разворачивающий момент самолету-буксировщику. Крен на выдерживании получается, как правило, по невнимательности или из-за неправильного распределения внимания планериста, когда его взгляд направлен на землю близко к носовой части

планера. Чтобы исправить данную ошибку, нужно вывести планер из крена и плавным нажатием ногой соответствующей педали вернуть его в линию полета;

е) непостоянная высота выдерживания Неровный профиль выдерживания получается в результате неправильного распределения внимания, а также оттого, что планерист допускает резкие отклонения руля высоты;

ж) неодновременный с самолетом переход к набору высоты. Это очень опасная ошибка, так как планер, оставаясь в принижении, может попасть в струю воздуха от самолета, что на малой высоте грозит летным происшествием (обрывом буксировочного фала, ударом планера о землю и т.д.)

Ошибка допускается в результате неправильного распределения внимания планериста (самолет выпущен из поля зрения).

Для исправления ошибки необходимо плавно отклонить ручку на себя и занять правильное положение относительно самолета-буксировщика.

Планерист должен быть подготовлен к взлету в различных условиях.

Тема № 7. Взлет и посадка летательного аппарата(ЛА), часть 3

Посадка планера. Построение маршрута при заходе на посадку. Расчет на посадку. Этапы посадки. Схема сил, действующих на планер в момент приземления и на пробеге. Посадочная скорость и факторы, влияющие на нее. Длина пробега. Посадочная дистанция. Особенности посадки с боковым ветром. Посадочные характеристики планера: посадочная скорость, длина пробега, посадочная дистанция.

Техника выполнения посадки. Характерные ошибки на посадке и методы их исправления.

Посадка планера.

Посадка является заключительной и наиболее трудной **частью** полета, связанной с необходимостью ряда маневров перед приземлением и самим приземлением вплоть до остановки.

Высокое аэродинамическое качество современных планеров в тех случаях, когда не используется механизация крыла, создает трудности посадки: планирование происходит очень полого, и планер трудно посадить на небольшие площадки, имеющие высокие препятствия на своих границах.

Построение маршрута при заходе на посадку.

Наиболее распространенным и простым маршрутом захода на посадку является прямоугольный. От того как будет построен прямоугольный маршрут, в значительной степени зависит точность расчета на посадку.

Задача планериста при (построении такого маршрута заключается в том, чтобы, отцепившись на заданной высоте над посадочными знаками, произвести полет по установленному маршруту и посадить планер у посадочной стрелы.

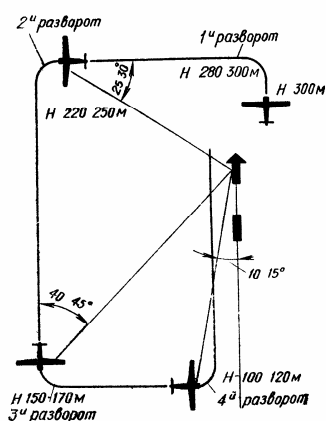


Рис. 18 Схема прямоугольного маршрута планера после отцепки от самолета

• Произведя отцепку на высоте 300 м и убедившись, что фал отделился от планера, планерист обязан продолжить горизонтальный полет с целью погасить скорость и перейти к планированию.

Первый разворот выполняется на высоте 300—280 м после того, как установится заданная для данного типа планера скорость планирования, с креном 15°. При ветре первый разворот выполняется не на 90°, а на несколько меньший угол, т.е. берется упреждение на снос. Угол упреждения выбирается с таким расчетом, чтобы линия полета проходила

перпендикулярно к линии посадочных знаков. Практически для легких планеров (со скоростью планирования 70—80 км/ч) угол упреждения при скорости ветра в 5 м/с должен равняться 15°, т. е. угол упреждения в градусах численно в три раза больше значения скорости ветра, взятой в м/с. Второй разворот выполняется на высоте 250—220 м. Посадочная стрела при этом будет проектироваться под углам 25—30° к продольной оси планера.

Вывод из второго разворота производится с таким расчетом, чтобы траектория полета после разворота была параллельна линии посадочных знаков. Высота после вывода 220—210 м. Часто на высоте ветер имеет другое направление. Поэтому на прямой от второго к третьему развороту необходимо проверить, не сносит ли планер ветром. Если обнаружен снос, то нужно отвернуть планер в сторону, противоположную сносу.

На траверзе посадочной стрелы выпустить посадочное колесо

Третий разворот при ветре до 5 м/с выполняется на высоте 170—150 м. Посадочные знаки при этом должны проектироваться под углом 40—45° к продольной оси планера

При ветре третий разворот следует выполнять больше чем на 90°, т. е. брать поправку на снос так же, как и на первом развороте. Величина угла упреждения зависит от скорости ветра.

Четвертый разворот выполняется на установленной скорости при угле между линией визирования на «стрелу» и линией посадочных знаков (не доходя до нее) — 10—15°, на высоте 150—130 м. Вывод из четвертого разворота должен быть закончен на высоте не ниже 100 м и в створе посадочных знаков.

Расчет на посадку.

Расчет на посадку на планерах является важным элементом полета и может быть произведен различными способами:

- а) разворотом на 90° — это самый распространенный способ, применяется как в учебных, так и в тренировочных полетах;
- б) разворотом на 180° — применяется при вынужденной посадке и реже при тренировочных полетах;
- в) с прямой — применяется в исключительных случаях.

Расчет разворотом на 90° начинается с момента выполнения третьего разворота.

При скорости ветра более 5 м/с третий разворот выполняется несколько раньше и на высоте 170—150 м.

Прямая между третьим и четвертым разворотом считается расчетной, при движении по ней производится грубый расчет на посадку.

После того как будет выполнен третий разворот, планерист глазомерно определяет точность расчета. При правильном расчете по мере приближения планера к четвертому развороту, возникаемый угол визирования на место приземления (посадочную стрелу) не изменяется. При расчете с перелетом угол визирования увеличивается, при недолете уменьшается.

Если планерист не уверен в том, что хватит высоты для того, чтобы долететь до посадочной полосы, следует несколько повернуть планер к посадочным знакам.

Довороты к посадочным знакам и отвороты от них на прямой между третьим и четвертым разворотами допускаются в пределах $\pm 30^\circ$.

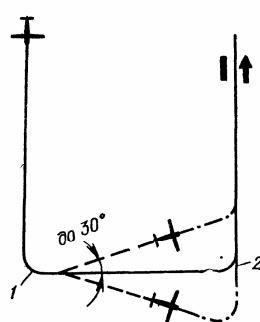


Рис. 19. Исправление расчета на посадку после третьего разворота доворотом к посадочным знакам или отворотом от них:
1 — третий разворот $H=150-170$ м;
2 — четвертый разворот $H=100-120$ м

При расчете с явным недолетом разрешаются довороты в сторону посадочных знаков на любую величину, обеспечивающую посадку в заданном месте.

Планерист должен помнить, что расчет на посадку на планере нужно производить так, чтобы был запас высоты, который может потребоваться для исправления расчета после четвертого разворота.

Имеющиеся на некоторых типах планеров, закрылки на этом этапе полета применяются для увеличения крутизны планирования за счет ухудшения качества, они выпускаются после четвертого разворота.

После выполнения четвертого разворота и выпуска закрылков (если они имеются) планерист определяет правильность захода по посадочным знакам и наличие высоты, которую нужно уменьшить скольжением или выпуском (открытием) интерцепторов при уточнении расчета на посадку.

Правильность расчета определяется визированием на точку выравнивания.

При точном расчете точка выравнивания проектируется в верхней части козырька кабины и остается по мере снижения в одном месте. При расчете с перелетом точка выравнивания перемещается вниз по козырьку, а при расчете с недолетом — вверх по нему. Окончательное уточнение расчета и его исправление скольжением должны закончиться до высоты 50-м. На планерах, имеющих интерцепторы, выпуск последних для уточнения расчета разрешается до высоты выравнивания.

Перед скольжением планер отворачивают на $10-15^\circ$ в сторону, обратную скольжению, после чего энергичным движением ручки накрывают планер в сторону скольжения. От разворачивания планер удерживается рулем направления (дачей обратной крену ноги). Планер хорошо скользит при крене $10-15^\circ$. При скольжении надо учитывать погрешность указателя скорости из-за скоса потока около приемника воздушного давления.

При скольжении надо внимательно следить за приближением посадочных знаков, а также за сохранением крена, скорости и направления полета.

Вывод из скольжения производится одновременным движением рулей: по мере уменьшения крена педали ставятся в нейтральное положение. После вывода планер стремится продолжить скольжение; для предотвращения этого следует на короткое время создать незначительный крен в противоположную сторону.

Выпускать интерцепторы для потери высоты следует плавно. Надо помнить, что три планировании с полностью выпущенными интерцепторами незначительное движение ручки на себя вызывает резкое уменьшение скорости.

Устойчивость планера при выпущенных интерцепторах несколько ухудшается.

Убирать (закрывать) интерцепторы следует также плавно, так как при резкой уборке (закрытии) планер взмывает.

Примечание. Категорически запрещается выпускать интерцепторы на разворотах и выполнять развороты с выпущенными интерцепторами.

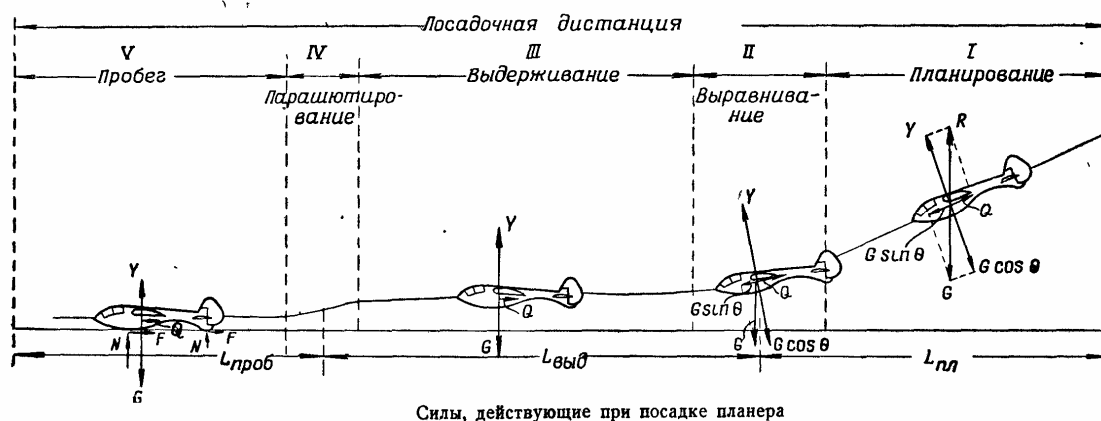
Этапы посадки.

Посадка состоит из ряда этапов, в процессе выполнения которых происходит постепенное уменьшение скорости. Замедление движения при посадке объясняется действием неуравновешенных сил лобового сопротивления планера и трения о землю во время пробега по ней.

Нормальная посадка планера складывается из следующих этапов:

- I—расчетное планирование после последнего разворота;
- II—выравнивание, необходимое для уменьшения угла планирования θ до нуля и полного погашения вертикальной скорости снижения V_y ;
- III—выдерживание, необходимое для уменьшения поступательной скорости до минимального значения;
- IV — парашютирование;
- V—пробег до полной остановки планера.

Схема сил, действующих на планер в момент приземления и на пробеге.



Силы, действующие при посадке планера

На первом этапе посадки происходит прямолинейное планирование с постоянной скоростью, так как силы, действующие на планер, взаимно уравновешены, т. е.

$$Y = G \cos \theta \text{ и } Q = G \sin \theta$$

Это планирование заканчивается на определенной высоте (высоте начала выравнивания), равной для учебно-тренировочных планеров 1,5—2 м. Совершая посадку на таком планере, летчик на высоте 1,5—2 м плавным движением ручки на себя начинает уменьшать угол планирования, переводя планер постепенно в горизонтальное положение и давая ему снизиться до высоты примерно 0,5 м.

Искривление траекторий при выравнивании достигается тем, что, отклоняя ручку на себя, летчик-планерист увеличивает угол атаки планера, отчего подъемная сила Y возрастает; она становится больше составляющей силы веса, равной $G \cos \theta$. Появляющаяся разность сил ($Y - G \cos \theta$) и искривляет траекторию.

Увеличение угла атаки сопровождается не только ростом подъемной силы, но и лобового сопротивления. Поэтому, если на планировании было $Q = G \sin \theta$, то на выравнивании $Q > G \sin \theta$, т. е. появляется торможение, которое вызывает уменьшение скорости по траектории.

При выдерживании планера в горизонтальном полете на малой высоте скорость планера быстро уменьшается и, следовательно, уменьшается и подъемная сила, вызывая стремление планера опуститься на землю с поднятым хвостом на скорости, большей посадочной. Перемещением ручки управления на себя летчик-планерист непрерывно восстанавливает равновесие сил по вертикали, сохраняя равенство $Y = G$, и предотвращает приземление на большой скорости. Когда в процессе увеличения угла атаки планер будет повернут до так называемого посадочного угла атаки, летчик-планерист прекращает отклонять ручку, так как на больших углах атаки легко происходит сваливание планера на крыло.

Конец выдерживания обычно получается на высоте 0,1 м, т. е. в непосредственной близости земли.

Через несколько мгновений скорость падает еще больше и под действием неуравновешенной силы $G - Y$ планер мягко касается земли с небольшим парашютированием.

В процессе пробега подъемная сила меньше веса планера:

она быстро уменьшается из-за уменьшения скорости. Под действием разности сил $G—Y$ возникают силы трения F шасси о землю, которые растут на протяжении пробега и достигают максимального значения к моменту остановки планера.

В конце пробега, когда скорость очень мала и эффективность рулей, особенно элеронов, понижается, для сохранения направления движения и исправления кренов должны применяться энергичные движения рулем направления. Таково соотношение сил при нормальной посадке.

Посадочные характеристики планера: посадочная скорость, длина пробега, посадочная дистанция.

Длина пробега.

Длина пробега зависит от величины посадочной скорости, эффективности торможения при движении планера по земле, направления и скорости ветра.

Длина пробега получается тем меньше, чем меньше посадочная скорость (так как при этом кинетическая энергия планера оказывается меньше), чем больше сила трения шасси о землю.

Особенности посадки с боковым ветром.

Посадку, как правило, производят строго против ветра, встречный ветер, уменьшая путевую скорость (скорость относительно земли), сокращает длину пробега. При попутном ветре скорость относительно земли увеличивается на величину скорости ветра, и так как планер опускается на землю с большой скоростью, то длина пробега возрастает и для посадки требуется аэродром больших размеров.

Для увеличения трения при пробеге посадку производят обычно на 2 точки—колесо и костыль. В подобном положении планер имеет большой угол атаки, при котором лобовое сопротивление планера значительно больше, отчего длина пробега также уменьшается. Лобовое сопротивление планеров, особенно велико при применении механизации крыла: щитков, закрылков и интерцепторов.

Посадка с боковым ветром представляет некоторую сложность и требует от планериста хорошей техники пилотирования. После четвертого разворота необходимо зайти параллельно посадочным знакам и по тому, в какую сторону относительно их сносит ветром планер, определить направление и величину сноса. Ввиду того, что при посадке взгляд направлен вперед в левую сторону, при левом сносе создается впечатление, что земля движется слева под планер, а при правом сносе — из-под планера. Чтобы устранить снос, нужно создать крен в обратную снос сторону, а чтобы планер не разворачивался, отклонить руль направления в сторону, обратную крену, т. е. создать скольжение такой величины, которая приведет к уничтожению сноса. При строго боковом ветре со скоростью 4—5 м/с требуется крен примерно 5—6°, Руль направления надо отклонять на такую величину, чтобы выдержать нужное направление. Планер в этом случае подходит к земле с креном. Высота выравнивания и выдерживания остается без изменения, но нужно помнить, что на выдерживании, когда планер находится на высоте 0,5 м, крен должен быть таким, чтобы не зацепиться за землю крылом. Поэтому по мере уменьшения скорости и приближения к земле крен уменьшают так, чтобы приземление было без крена, и по мере устранения крена педали постепенно ставят в нейтральное положение. Если в конце выдерживания планера вновь возник снос и устранить его креном нельзя, то для смягчения боковой нагрузки на шасси в момент приземления необходимо дать педаль по сносу, удерживая планер от накренения элеронами.

Посадочная скорость и факторы, влияющие на нее.

Важнейшей характеристикой, определяющей размеры посадочной дистанции, является посадочная скорость, с которой планер начинает пробег по земле. Как уже указывалось, планер приземляется на углах атаки несколько меньше критических, соответствующих стояночному положению планера. Стояночному углу атаки соответствует $C_{y\wedge}$ и скорость несколько больше минимальной. Эта скорость за время парашютирования перед касанием планера земли уменьшается в среднем на 6%, поэтому обычно посадочную скорость определяют по формуле

$$V_{noc} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{C_{Y\sigma} \rho S}}, \text{ м/сек}$$

Из формулы видно, что величина посадочной скорости у любого планера определяется удельной нагрузкой G/S и значением $C_{y\sigma}$. Более тяжелый планер производит приземление на большей скорости. Следовательно, посадочную скорость данного планера определяет главным образом вес (или нагрузка на крыло) и способность его крыла создавать подъемную силу, т. е. значение C_{Ymax} .

Для снижения посадочной скорости на крыльях устанавливают щитки, закрылки и другие виды механизации. Щитки, отклоненные при посадке, снижают V_{noc} на 15—16%, а закрылки, увеличивая C_{Ymax} на 35—40%, снижают V_{noc} на 16—18%. Это ведет к уменьшению длины пробега.

Ценным качеством щитков и закрылков является значительное увеличение лобового сопротивления, что усиливает торможение и сокращает длину выдерживания и пробега. Происходящее при этом уменьшение аэродинамического качества приводит к увеличению крутизны планирования и позволяет планеру подойти к земле

круче и выполнить посадку на площадку малых размеров, имеющую высокие препятствия на своих границах. На планерах Бланик, Янтарь-Стандарт, и вообще на всех современных планерах установлены интерцепторы. Открытые интерцепторы, вызывая срыв потока с верхней поверхности крыла, уменьшают C_u , одновременно увеличивая C_x . Они увеличивают посадочную скорость и поэтому в момент приземления планера должны быть закрыты. Интерцепторами пользуются только для уточнения расчета при планировании, обычно после четвертого разворота, при наличии большого запаса высоты. Перед приземлением их закрывают и вновь открывают уже на пробеге. Это снижает длину пробега на 15—20%.

Посадочная дистанция. Посадочные характеристики планера: посадочная скорость, длина пробега, посадочная дистанция.

РАСЧЕТ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ ПЛАНЕРА

1. Дальность планирования и выдерживания при посадке

Чтобы выбрать подходящую для посадки планера площадку, надо знать необходимые для его посадки размеры аэродрома при различных вариантах нагрузки.

Посадочная дистанция $L_{\text{пос}}$ складывается из дальности планирования с высоты 25 м $L_{\text{пл}}$, длины выдерживания над землей $L_{\text{выд}}$ и длины пробега планера по земле $L_{\text{проб}}$

Подсчитав длину каждого участка траектории посадки в отдельности, суммируем их и получаем длину посадочной дистанции нормальной посадки данного конкретного планера

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{пл}} + L_{\text{выд}} + L_{\text{проб}}$$

Величина посадочной дистанции зависит от ряда факторов, влияющих на длины отдельных этапов посадки, и умения грамотно пользоваться закрылками и интерцепторами, степени торможения, а также скорости и направления ветра.

Для расчета посадочной дистанции необходимо знать величины: наивыгоднейшей скорости планирования $V_{\text{пл}}$, вертикальной скорости V_y и соответствующее им максимальное аэродинамическое качество K_{max} , посадочной скорости $V_{\text{пос}}$, качества на посадочном угле атаки и скорости и направления ветра W .

2. Длина выдерживания

В процессе выдерживания планер летит с торможением; скорость планирования уменьшается под действием лобового сопротивления. Ускорение в процессе выдерживания изменяется незначительно, поэтому движение планера при этом можно считать равнозамедленным. Конец выдерживания определяется достижением планера посадочной скорости. Чем больше различие между скоростями планирования и посадочной, тем больше длина выдерживания.

Так, имеющий высокое аэродинамическое качество планер долго летит на выдерживании. С применением же интерцепторов характер посадки планера изменяется; выдерживания становится коротким и темп отклонения ручки на себя энергичным. Выдерживание зависит от ветра, так как, например, встречный ветер относит планер назад, т. е. при неизменной воздушной скорости путевая скорость уменьшится.

Длину выдерживания с учетом влияния ветра приближенно определяют по формуле

$$L_{\text{выд}} = \frac{K}{2g} (V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{пос}}^2) \pm W t_{\text{выд}},$$

где $t_{\text{выд}}$ — время выдерживания в секундах.

3. Длина пробега при посадке

На пробеге планер (приземлившись на посадочной скорости) продолжает двигаться по земле со скоростью, непрерывно уменьшающейся под действием сил трения шасси и лобового сопротивления планера (фиг. 85). С целью увеличения силы трения посадку стремятся производить одновременно на лыжу и костыль и по возможности сильнее прижать костыль к земле, чтобы уменьшить пробег.

Тормозящее действие щитков, закрылков и интерцепторов очень сказывается на пробеге, уменьшая длину посадочной дистанции.

На пробег большое влияние оказывают направление и скорость ветра. При той же путевой скорости воздушная скорость увеличивается при встречном ветре и уменьшается при попутном. Соответственно изменяется и лобовое сопротивление планера.

Длину пробега при ветре можно подсчитать по следующей приближенной формуле:

$$L_{\text{проб}} = 0,008 K_{\text{пос}} \frac{(V_{\text{пос}} \pm W)^2}{f K_{\text{пос}} + 1}, \text{ м.}$$

Где

$K_{\text{пос}}$ - аэродинамическое качество планера на посадочном угле атаки;

$V_{\text{пос}}$ —посадочная скорость планера, км/час;

W —скорость ветра при посадке, км/час;

f —коэффициент трения шасси о поверхность аэродрома.

Для быстрых но более приближенных расчетов при определении Длины пробега с учетом ветра можно пользоваться более упрощенным выражением в виде

$$L_{\text{проб}} = \frac{(V_{\text{пос}} \pm W)^2}{50}, \text{ м.}$$

Посадочные дистанции планеров изменяются в довольно широких пределах в зависимости от комбинации действующих факторов. Влияние последних уже рассматривалось выше.

Техника выполнения посадки.

Посадка является самым ответственным и сложным элементом полета, она состоит из следующих этапов: предпосадочного планирования, выравнивания, выдерживания, приземления и пробега.

Предпосадочное планирование. До высоты 30—20 м планерист уточняет расчет и после этого переносит взгляд вперед на землю на 10—15° левее продольной оси планера и вниз по глиссаде в точку, куда снижается планер. В поле зрения должны быть точка выравнивания и посадочные знаки

Все время надо следить за быстротой приближения земли и оценивать оставшееся до нее расстояние.

Выравнивание. Сохраняя направление и неотрывно наблюдая за землей, планерист оценивает расстояние до нее и с высоты 4—5 м начинает уменьшать угол планирования с таким расчетом, чтобы прекратить приближение к земле (выровнять планер) на высоте около 0, 5м.

Выдерживание. Проверив, на какой высоте закончено выравнивание, планерист выдерживает планер с постепенным снижением, уменьшая скорость до минимума. Для чего, по мере уменьшения скорости и подъемной силы, планерист плавным и соразмерным снижению планера движением ручки (управления на себя увеличивает угол атаки и не дает планеру касаться земли до тех пор, пока планер не окажется в посадочном положении на высоте 0, 1—0, 15 м.

На выдерживании планерист следит за расстоянием до земли и за направлением полета (отсутствием кренов), не допуская взмывания и сноса.

В процессе выдерживания направление взгляда на землю (15—20° влево и 25—30 м вперед) не менять, так как это может привести к ошибкам в определении расстояния до земли.

Если при посадке смотреть на землю через переднюю часть фонаря кабины, то при взмывании **земля** закрывается передней частью планера и создается ложное впечатление о высоте взмывания

Приземление и пробег. В конце выдерживания, когда планер примет посадочное положение, надо прекратить движение ручкой на себя и дать планеру без парашютирования мягко коснуться земли посадочным колесом. Ручка на пробеге остается отклоненной на себя. Направление выдерживается педалями по выбранному на горизонте ориентиру, а преждевременное опускание крыла — ручкой управления. По мере уменьшения скорости движения рулем направления должны быть более энергичными.

Для сокращения длины пробега используется тормозное колесо, а при необходимости интерцепторы.

Торможение начинать во второй половине пробега путем плавного нажатия рычага тормоза. Взгляд с ориентира разрешается переносить только после полной остановки планера.

Характерные ошибки на посадке и методы их исправления.

Характерные отклонения и ошибки, допускаемые планеристами:

а) *поздно выполняется третий разворот.* Это приводит к посадке с недолетом. Ошибка исправляется доворотом планера к посадочным знакам;

б) *рано выполняется третий разворот* Это приводит к посадке с перелетом. Ошибка исправляется отворотом планера от посадочных знаков, а на планерах, имеющих интерцепторы, выпуском (открытием) интерцепторов до 4-го разворота,

в) *поздний ввод в скольжение или поздний выпуск интерцепторов для уточнения расчета на посадку.* В этом случае нет возможности потерять излишнюю высоту, и посадка производится с перелетом;

г) *вывод из скольжения или уборка интерцепторов на малой высоте,* что не дает возможности планеристу подготовиться к посадке.

д) *высокое выравнивание.* Эта ошибка получается, из-за неумения определять высоту полета планера над землей или из-за неправильного распределения внимания на посадке, когда взгляд направлен близко к носовой части планера.

Планерист, заметив, что выравнивание начато слишком высоко, должен прекратить движение ручки на себя (прекратить выравнивание) и, как только планер снизится до нормальной высоты выравнивания, произвести посадку в обычном порядке.

В том случае, когда выравнивание закончено высоко (1,5—2 м), нужно незначительным движением ручки управления от себя снизить планер до высоты 0,5 м, а затем произвести нормальное приземление;

е) *взмывание* может происходить по следующим причинам: планирования на повышенной скорости, низкого выравнивания или выдерживания, позднего переноса взгляда на землю при планировании; неправильного направления или отвлечения взгляда от земли при выравнивании или выдерживании; резких и несоразмерных движений ручкой управления. В любом случае взмывание следует исправить

Если взмывание допущено в первой половине выдерживания (когда у планера имеется достаточная скорость), необходимо плавным отклонением ручки управления от себя прекратить удаление планера от земли, после чего дать ему снизиться до высоты 0,5 м и произвести нормальное выдерживание и приземление. Если же взмывание допущено во второй половине выдерживания (когда скорость мала), необходимо ручку управления задержать на месте и по мере снижения планера произвести нормальное приземление; при этом следует учитывать, что вертикальная скорость снижения будет увеличенной,

ж) «*козлы*» — это отделения (прыжки) планера после приземления. Их причинами могут быть: низкое начало выравнивания; планирование на увеличенной скорости; резкое отклонение ручки управления на себя в момент приземления; расчет с перелетом, когда планерист, стремясь посадить планер у знака, незаметно для себя отдаёт ручку в момент приземления, или прекращает добирать ее; удар планера колесом о кочку или другую неровность. «Козлы» могут быть скоростными и бесскоростными. В процессе скоростных «козлов» рули управления планером достаточно эффективны и планер реагирует на их отклонение без заметного запаздывания. В процессе бесскоростных «козлов» рули управления малоэффективны, а элероны совершенно неэффективны и планер реагирует на их отклонение со значительным запаздыванием. В силу этого техника исправления скоростных и бесскоростных «козлов» различна.

При возникновении любых «козлов» ни в коем случае не следует стремиться отдачи ручки от себя приземлять планер, ибо это увеличит силу касания колесом о землю и может привести к последующему отделению.

Если при возникновении скоростного или бесскоростного «козла» высота взмывания незначительна (0,5—0,7 м), необходимо ручку задержать, а по мере снижения планера подбирать ее так, чтобы планер плавно коснулся земли.

Если после касания земли планер взмыл и продолжает уходить от земли (скоростной «козел»), необходимо, в зависимости от скорости, плавным и соразмерным движением ручки от себя задержать дальнейший отход его от земли, не допуская, чтобы планер снижался на нос. В дальнейшем по мере снижения планера ручку необходимо подбирать на себя соразмерно приближению земли, т. е. так, чтобы приземление произошло без удара при нормальном посадочном положении. Крены устранять ручкой и педалями против крена.

При бесскоростном «козле» ручка управления задерживается в том положении, в котором она находилась в момент отделения планера от земли. Отдавать ручку от себя запрещается, так как это усугубляет ошибку. В дальнейшем по мере приближения планера к земле энергичным соразмерным движением ручки на себя произвести нормальную посадку. Возникающие при этом крены исправлять энергично ручкой и педалями в сторону, противоположную крену.

Аэродинамика и динамика полета.

Т е м а № 8. Устойчивость и управляемость летательного аппарата (ЛА).

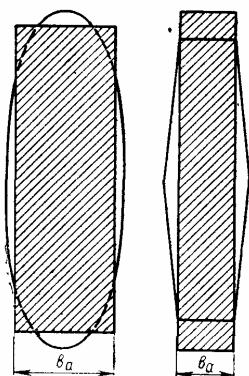
Средняя аэродинамическая хорда крыла. Центр давления и фокус крыла. Центр тяжести летательного аппарата. Центровка. Продольное равновесие и продольная устойчивость. Момент крыла и момент горизонтального оперения и их влияние на продольное равновесие. Весовые и центровочные данные летательного аппарата. Предельно передняя и предельно задняя центровки. Продольная управляемость и ее связь с продольной устойчивостью. Эффективность руля высоты и степень управляемости. Влияние центровки на продольную управляемость. Поперечное равновесие и поперечная устойчивость. Факторы, влияющие на поперечную устойчивость. Поперечная управляемость. Путевая устойчивость и факторы, влияющие на нее.

Связь между поперечной и путевой устойчивостью и управляемостью.

Способы уменьшения усилий на органы управления. Аэродинамическая компенсация рулей и ее виды. Сервокомпенсаторы и триммеры.

Балансировочные кривые планера и их анализ. Усилия на ручке управления. Зависимость продольной устойчивости планера от места расположения замка.

Средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ) — это хорда такого прямоугольного крыла, которое имеет одинаковые с данным крылом площадь, аэродинамические силы и положение центра давления (ЦД), при равных углах атаки.



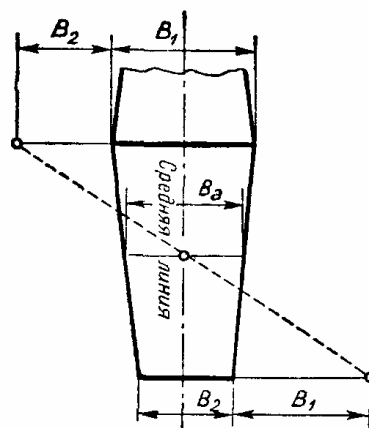
Средние аэродинамические хорды крыльев

Среднюю аэродинамическую хорду трапециевидного крыла можно определить графически путем геометрического построения. Для этого крыло ЛА, вычерчивается в плане и в определенном масштабе. На продолжении корневой хорды откладывается отрезок, равный по величине концевой хорде, а на продолжении концевой хорды (вперед) откладывается отрезок, равный корневой хорде.

Концы отрезков соединяют прямой линией. Затем проводят среднюю линию крыла, соединяя середины корневой и концевой хорд. Через точку пересечения этих двух линий и пройдет средняя аэродинамическая хорда.

Зная величину и положение САХ на ЛА и приняв ее как базовую линию, можно определить относительно нее положение центра тяжести ЛА, центра давления крыла.

Аэродинамическая сила ЛА создается крылом и приложена в центре давления. Центр давления и центр тяжести, как правило, не совпадают, и поэтому образуется момент сил. Величина этого момента зависит от величины силы и расстояния между ЦТ и центром давления (ЦД), положение которых определяется как расстояние от начала САХ, выраженное в линейных величинах или в процентах длины САХ.

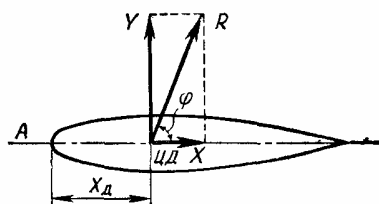


Простейший способ определения САХ трапециевидного крыла

Центр давления и фокус крыла.

Центром давления крыла называется точка пересечения равнодействующей аэродинамических сил с хордой крыла.

Положение центра давления определяется его координатой X_d — расстоянием от передней кромки крыла, которое может быть выражено в долях хорды.



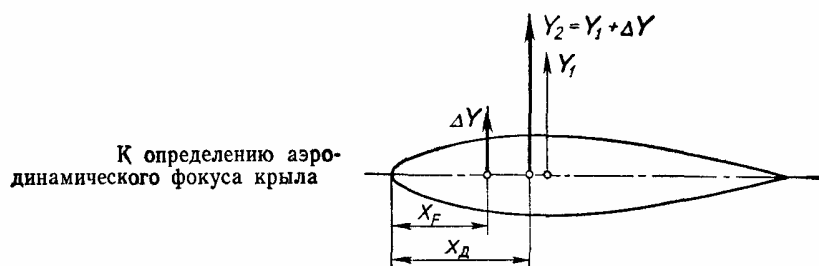
Направление действия силы R определяется углом φ , образуемым с направлением невозмущенного воздушного потока. Из рисунка видно, что

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{Y}{X} = K,$$

где K — аэродинамическое качество профиля.

Фокусом крыла называется точка, относительно которой момент

аэродинамических сил не зависит от угла атаки. Аэродинамический фокус принято обозначать буквой F , а его координату относительно носика профиля крыла буквой X_F .



В аэродинамике введено понятие фокуса как точки приложения приращения подъемной силы крыла при изменении угла атаки. С изменением угла атаки подъемная сила изменяется, а ее момент относительно фокуса остается постоянным. Это возможно лишь при условии, что дополнительная подъемная сила, возникающая при изменении угла атаки, приложена в аэродинамическом фокусе.

Положение фокуса крыла относительно САХ может существенно отличаться от положения центра давления. Это объясняется тем, что положение центра давления определяется законом распределения аэродинамической нагрузки вдоль хорды крыла, а положение фокуса — законом распределения приращения аэродинамической нагрузки при изменении угла атаки.

Положение фокуса крыла определяется его формой в плане и не зависит от угла атаки (в пределах летных углов) и скорости полета.

Понятие **фокус** ЛА аналогично понятию фокуса крыла. Положение фокуса ЛА определяется положением фокусов его частей (крыла, оперения, фюзеляжа) и величиной приращения подъемных сил этих частей. Обычно фокус самолета расположен позади фокуса крыла на 30...40% САХ (для ЛА с прямым крылом).

Центр тяжести летательного аппарата. Центровка.

Центр тяжести ЛА — это точка приложения равнодействующей сил тяжести всех частей ЛА и грузов, размещенных на нем. Положение центра тяжести самолета определяется относительно средней аэродинамической хорды (САХ).

Расстояние центра тяжести ЛА до носка САХ, измеренное вдоль хорды и выраженное в процентах ее длины, называется **продольной центровкой самолета**.

$$\overline{X_T} = \frac{X_T}{B_a} \cdot 100\%$$

где $\overline{X_T}$ — продольная центровка в процентах САХ; X_T — координата центра тяжести относительно САХ; B_a — длина САХ.

Центровка по нормали к хорде крыла определяется по формуле

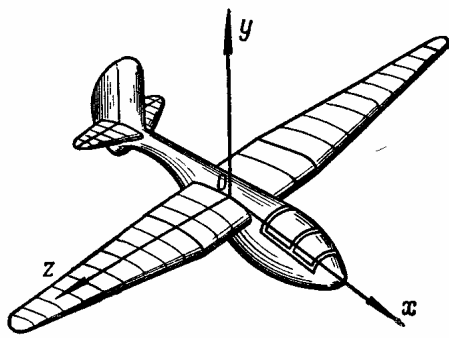
$$\overline{Y_T} = \frac{Y_T}{B_a} \cdot 100\%$$

где $\overline{Y_T}$ — координата ЦТ по нормали к хорде.

Величину центровки $\overline{Y_T}$ самолета ввиду ее малости в аэродинамике не учитывают, а продольную **центровку в связи с этим называют просто центровкой самолетов**.

Продольное равновесие и продольная устойчивость.

Для рассмотрения вопросов равновесия, устойчивости и управляемости применяют систему связанных осей. Продольная ось x , проходящая параллельно хорде крыла, называется продольной осью планера. Ось z , проходящая вдоль размаха крыла и перпендикулярная к оси x , называется поперечной осью. Ось y , перпендикулярная к первым двум, называется путевой осью.



Связанные оси планера

Повороты планера вокруг поперечной оси и моменты, их вызывавшие, называются продольными; при этом моменты, поднимающие нос, называются кабрирующими, а вызывающие опускание носа,— пикирующими. Повороты планера вокруг продольной оси называются поперечными, а вокруг вертикальной — путевыми. Обычно поперечные и путевые колебания объединяются в общее понятие—боковые колебания планера.

Для сохранения угла атаки в полете планер должен находиться в равновесии относительно всех трех осей.

Однако, так как у планеров обычной схемы имеется полная геометрическая симметрия относительно продольной плоскости, то продольные повороты (изменения угла атаки) не приводят к нарушению путевого и поперечного равновесия. Это дает основание выделять продольное равновесие и рассматривать его отдельно от поперечного и путевого.

Продольным равновесием планера называется такое его состояние, когда действующие на планер продольные моменты взаимно уравновешены. Продольные моменты определяются относительно центра тяжести планера, точнее, относительно оси γ , проходящей через ЦТ.

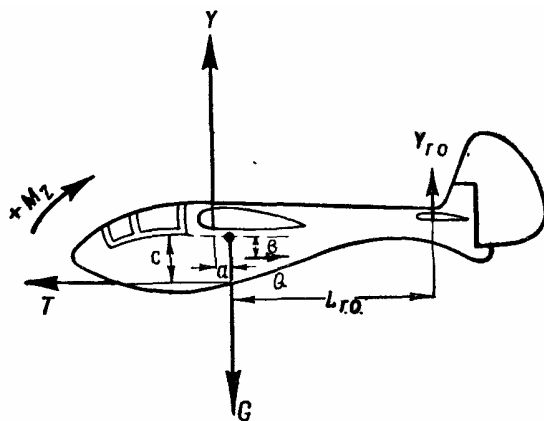
Одним из главнейших является момент крыла, представляющий собой численное произведение подъемной силы крыла Y на ее плечо a относительно ЦТ. Кроме него, на планер действуют момент горизонтального оперения

$$M_{Z_{го}} = Y_{го} L_{го}$$

и момент силы тяги буксировочного троса при полете на буксире за самолетом, равный $M_{Z_t} = T \cdot c$

Для продольного равновесия планера необходимо, чтобы сумма всех действующих моментов относительно поперечной оси z равнялась нулю, т. е.

$$\sum M_z = 0, \text{ или } Ya + Tc - Y_{го} L_{го} - Qb = 0$$



Продольное равновесие планера

Это равенство может быть нарушено перемещением ЦТ (изменением центровки) планера, изменением величины силы тяги, изменением величины Y и Q и перемещением центра давления (от изменения углов атаки при порывах ветра), а также нарушением регулировки планера при изменении, например, установочных углов крыла и стабилизатора.

Все эти причины могут вызвать нарушение продольного равновесия, и летчик, изменяя при помощи руля высоты величину подъемной силы горизонтального оперения, достигает равновесия продольных моментов.

Продольная устойчивость планера

Равновесие, как известно, может быть устойчивым или неустойчивым. Устойчивым равновесием считается тогда, когда изменение угла атаки, вызванное какой-либо посторонней причиной, устраняется самим планером без участия летчика-пилота.

Для обеспечения пилотирования планера он должен быть устойчивым, но эта устойчивость не должна быть чрезмерной; при этом небольшие отклонения от положения равновесия восстанавливаются без вмешательства пилота. Следовательно, устойчивость—это способность сохранять заданный режим полета (показатель надежности равновесия).

Способность сохранения равновесия планера в полете проявляется так.

Пусть например, при полете в неспокойной атмосфере вследствие порывов ветра планер был выведен из состояния равновесия и начал кабрировать, т. е. поднимать нос. Если в этом случае возникнет момент, который после нескольких колебаний вернет планер к прежнему состоянию равновесия, то такой планер является устойчивым в продольном отношении. Устойчивость его будет тем больше, чем больше величина восстанавливающего момента, так как планер при этом быстрее будет возвращаться в положение равновесия. Восстанавливающий момент у планера обычной схемы возникает благодаря горизонтальному оперению и

представляет разность между моментами горизонтального оперения и другими (от крыла и пр.).

Для продольной устойчивости планера необходимо, чтобы при отклонении планера от положения равновесия момент горизонтального оперения изменялся быстрее, чем момент крыла.

Это относится как к кабрированию планера, когда углы атаки крыла и стабилизатора увеличиваются, так и к пикированию, к случаю опускания носа, когда происходит уменьшение углов атаки. В обоих случаях для восстановления равновесия необходимо, чтобы абсолютная величина $M_{Z_{ГО}}$, была больше $M_{Z_{кр}}$.

Это достигается правильным выбором хвостового горизонтального оперения, его плеча $L_{ГО}$, компоновкой планера, но наиболее важную роль играет выбор положения центра тяжести планера, т. е. центровки. При одной и той же центровке с увеличением площади стабилизатора и его плеча $L_{ГО}$ (т. е. длины фюзеляжа) устойчивость увеличивается, а следовательно, с зажатым управлением, когда рули высоты служат продолжением стабилизатора, устойчивость больше, чем со свободным управлением. Изменения центровки (те, которые практически встречаются) не сказываются почти на моменте оперения, но сильно влияют на моменты крыла и фюзеляжа. Поэтому расположение ЦТ главным образом влияет на продольную устойчивость. Перемещение ЦТ вперед делает планер более устойчивым.

При определенной центровке (обычно находящейся в пределах 35—40% САХ) при изменении углов атаки моменты крыла и оперения по величине все время равны друг другу и, следовательно, планер находится в безразличном равновесии. Такая центровка называется критической. Если центровку сделать больше критической, то момент крыла при отклонении от равновесия будет изменяться быстрее, чем момент оперения, и планер будет неустойчивым. Поэтому для устойчивости планера его предельно задняя центровка устанавливается на 2 — 3% САХ перед критической.

С другой стороны, чем больше передняя центровка, тем устойчивее планер и тем труднее им управлять. Поэтому существует у каждого планера своя предельно передняя центровка. У современных планеров она лежит в пределах от 20 до 25% САХ.

Продольная управляемость планера.

Управляемостью планера называется возможность изменять положение планера в воздухе при помощи рулей. Отклонив рули, летчик может нарушить равновесие моментов на одном режиме, перевести планер и уравновесить его на другом режиме.

Управляемость характеризуется быстротой реагирования планера на отклонение рулей и небольшим усилием, возникающим при этом на ручке управления. Чем быстрее планер реагирует на отклонение рулей, чем меньше при этом возникает усилие на ручке, тем более управляем планер. За меру управляемости часто принимается угол, на который поворачивается планер при отклонении его руля на 1° . Если руль, отклоненный на 1° , повернет планер и вызовет изменение угла атаки крыла, например, на $2,5^\circ$, то считают, что у данного планера степень управляемости равна 2,5.

Продольной управляемостью называется способность планера изменять угол атаки под действием руля высоты. Летчик движением ручки отклоняет руль высоты и изменяет величину подъемной силы горизонтального хвостового оперения, момент которой становится больше или меньше момента крыла, и тем самым нарушает продольное равновесие, вызывая поворот планера в сторону увеличения или уменьшения угла атаки. У продольно устойчивого планера угол атаки увеличивается простым движением ручки на себя. При этом летчик будет испытывать тянущее усилие, т. е. давление ручки на пальцы.

И, наоборот, летчик-планерист должен отклонить ручку от себя (испытывая при этом давление ручки на ладонь), если он хочет перевести планер на планирование с меньшим углом атаки.

В зависимости от степени управляемости планеры с различной быстротой поворачиваются под действием момента, вызванного отклонением рулей. На продольную управляемость влияют скорость полета, размеры руля высоты и длина фюзеляжа. Планер тем быстрее поворачивается при одном и том же отклонении рулей, чем легче он и чем сосредоточеннее и ближе лежат грузы к его ЦТ.

С увеличением скорости полета и величины площади рулей высоты управляемость улучшается, а увеличение длины фюзеляжа ухудшает ее за счет возрастания продольной устойчивости. Тяжелые планеры благодаря большой инертности медленнее реагируют на отклонение рулей, чем легкие. По этой же причине и грузы, далеко разнесенные от ЦТ по продольной оси, ухудшают управляемость.

Продольная управляемость зависит от центровки, потому что последняя изменяет устойчивость планера. При более передней центровке, а следовательно, у более устойчивого планера летчику труднее нарушить равновесие. И, наоборот, при задней центровке, вследствие уменьшения устойчивости, планер легко и быстро реагирует на отклонения рулей.

Для того, чтобы не переутомлять летчика в длительных полетах, управление планером конструируется так, чтобы на наиболее применяемых в практике скоростях усилие на ручке равнялось нулю. При этом на скорости больше соответствующей выбранному режиму планер будет иметь стремление кабрировать, а на меньших — пикировать. Это будет происходить потому, что устойчивый планер, стремясь вернуться к режиму нулевого усилия, на больших углах атаки имеет естественное стремление к уменьшению углов атаки — к пикированию, а на

малых к увеличению углов атаки—к кабрированию. Это обнаруживается легко: при брошенном управлении планер самостоятельно возвращается к углу атаки, соответствующему нулевому усилию на ручке.

Вследствие этого при необходимости произвести полет на больших углах атаки летчик вынужден, взяв ручку на себя, удерживать ее в таком положении, испытывая тянущее усилие.

При полете на малых углах атаки (больших скоростях) летчик испытывает давящее усилие. Таким образом, на всех скоростях полета, за исключением одной, летчик будет испытывать усилие на ручку. При этом чем больше устойчивость планера при брошенном управлении, тем больше усилие на ручке и тем труднее управлять планером.

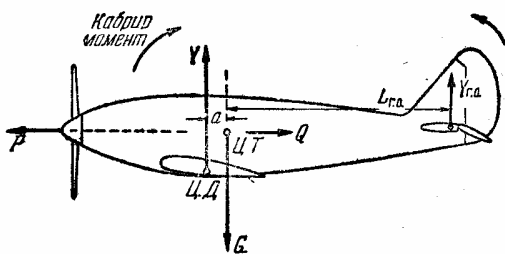
Момент крыла и момент горизонтального оперения и их влияние на продольное равновесие.

Продольным равновесием называется состояние самолета, когда у него нет стремления поворачиваться вокруг поперечной оси Z . Для продольного равновесия необходимо равновесие продольных моментов (пикирующих и кабрирующих) или чтобы алгебраическая сумма продольных моментов была равна нулю.

Практически продольное равновесие является наиболее важным. Разумеется, равновесие моментов относительно других осей тоже важно, но там равновесие моментов часто получается просто вследствие симметрии, тогда как сохранение равновесия продольных моментов требует от летчика неослабного внимания.

Какие же продольные моменты действуют на самолет в установившемся прямолинейном полете?

Пусть самолет совершает установившийся прямолинейный горизонтальный полет.

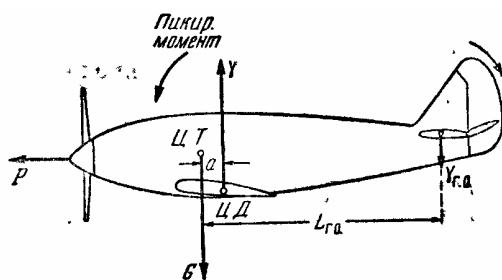


Моменты крыла и горизонтального оперения, когда центр тяжести самолета находится позади центра давления крыла

На самолет при этом действуют: сила веса G , подъемная сила Y , сила лобового сопротивления Q и сила тяги винта P . Сила веса всегда приложена в центре тяжести, следовательно, момент ее относительно Ц.Т. - всегда равен нулю. Подъемная сила Y имеет относительно Ц.Т. некоторое плечо (a), и ее момент (Ya) стремится в показанном на рисунке случае повернуть самолет в сторону кабрирования, т. е. стремится увеличить угол атаки. Что касается силы лобового сопротивления Q самолета и силы тяги P , то допустим пока, что их направления проходят через Ц.Т. и поэтому моменты их равны нулю. При таком условии необходимо уравновесить только момент подъемной силы. Для этого надо горизонтальное оперение самолета (стабилизатор и руль высоты) установить так, чтобы оно создало некоторую подъемную силу $Y_{ГО}$, момент которой ($Y_{ГО}L_{ГО}$) будет

пикирующим и равным по величине моменту от крыла. Равновесие будет, очевидно, при условии, что

$$Ya = (Y_{ГО}L_{ГО})$$



Моменты крыла и горизонтального оперения, когда центр тяжести самолета находится впереди центра давления крыла

Если центр тяжести будет находиться впереди центра давления крыла, момент подъемной силы крыла будет пикирующим и для уравновешивания его, надо горизонтальное оперение нагрузить сверху, т. е. установить его так, чтобы сила $Y_{ГО}$ была направлена сверху вниз. Суть дела от этого не изменится, и равновесие будет, конечно, опять при условии, что $Ya = (Y_{ГО}L_{ГО})$, независимо от того какой момент имеет какую направленность условие равновесия моментов запишется так:

$$M_{кр} + M_{ГО} = 0.$$

Весовые и центровочные данные летательного аппарата.

Центровки летательных аппаратов указываются в технических описаниях и в инструкциях по летной эксплуатации. При изменении вариантов загрузки ЛА центровка меняется. Центровка и меняется в полете при выпуске шасси или опорожнении балластных баков (для планеров летающих с водобалластом), но в любом случае она не должна выходить за пределы допуска.

Весовые и центровочные данные планеров Бланик и Янтарь-Стандарт приведены в таблице:

Наименования характеристик, единицы измерения	Л-13 «Бланик»	«Янтарь-Стандарт»
Масса пустого планера, кг	292	250
Максимальная полетная масса, кг		
Без водобалласта	500	360
С водобалластом	-	440
Емкость водобалласта, л	-	80
Коэффициент допустимой перегрузки		
Без водобалласта	+4;-2 (два пилота) +6;-3 (один пилот)	+5,3; -2,65
С водобалластом	-	+4,14; -2,37
Эксплуатационная центровка, в % САХ	23-28	19-47

Предельно передняя и предельно задняя центровки.

Предельная передняя центровка определяется возможностью создания посадочного угла планирования при отклонении руля высоты на 75-80% полного хода.

Предельная задняя эксплуатационная центровка определяется необходимой устойчивостью ЛА, при положении центра тяжести (ЦТ) впереди фокуса.

Критическая центровка – центровка при которой ЦТ совпадает с фокусом ЛА.

Запас центровки – разность между предельно задней центровкой и критической.

Взлет ЛА у которого центровка превышает предельно-заднюю – **КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩЕН!**

Диапазон предельных центровок определяется между предельной передней и предельной задней центровками, этот диапазон естественно шире чем диапазон эксплуатационных центровок, так для Бланика он составляет 21-38% САХ, эксплуатационные см. в таблице.

Продольная управляемость и ее связь с продольной устойчивостью.

Управляемостью планера называется возможность изменять положение планера в воздухе при помощи рулей. Отклонив рули, летчик может нарушить равновесие моментов на одном режиме, перевести планер и уравновесить его на другом режиме.

Управляемость характеризуется быстротой реагирования планера на отклонение рулей и небольшим усилием, возникающим при этом на ручке управления. Чем быстрее планер реагирует на отклонение рулей, чем меньше при этом возникает усилие на ручке, тем более управляем планер. За меру управляемости часто принимается угол, на который поворачивается планер при отклонении его руля на 1°. Если руль, отклоненный на 1°, повернет планер и вызовет изменение угла атаки крыла, например, на 2,5°, то считают, что у данного планера степень управляемости равна 2,5.

Продольной управляемостью называется способность планера изменять угол атаки под действием руля высоты. Летчик движением ручки отклоняет руль высоты и изменяет величину подъемной силы горизонтального хвостового оперения, момент которой становится больше или меньше момента крыла, и тем самым нарушает продольное равновесие, вызывая поворот планера в сторону увеличения или уменьшения угла атаки. У продольно устойчивого планера угол атаки увеличивается простым движением ручки на себя. При этом летчик будет испытывать тянущее усилие, т. е. давление ручки на пальцы.

И, наоборот, летчик-планерист должен отклонить ручку от себя (испытывая при этом давление ручки на ладонь), если он хочет перевести планер на планирование с меньшим углом атаки.

В зависимости от степени управляемости планеры с различной быстротой поворачиваются под действием момента, вызванного отклонением рулей. На продольную управляемость влияют скорость полета, размеры руля высоты и длина фюзеляжа. Планер тем быстрее поворачивается при одном и том же отклонении рулей, чем легче он и чем сосредоточеннее и ближе лежат грузы к его ЦТ.

С увеличением скорости полета и величины площади рулей высоты управляемость улучшается, а увеличение длины фюзеляжа ухудшает ее за счет возрастания продольной устойчивости. Тяжелые планеры благодаря большой инертности медленнее реагируют на отклонение рулей, чем легкие. По этой же причине и

грузы, далеко разнесенные от ЦТ по продольной оси, ухудшают управляемость.

Продольная управляемость зависит от центровки, потому что последняя изменяет устойчивость планера. При более передней центровке, а следовательно, у более устойчивого планера летчику труднее нарушить равновесие. И, наоборот, при задней центровке, вследствие уменьшения устойчивости, планер легко и быстро реагирует на отклонения рулей.

Для того, чтобы не переутомлять летчика в длительных полетах, управление планером конструируется так, чтобы на наиболее применяемых в практике скоростях усилие на ручке равнялось нулю. При этом на скорости больше соответствующей выбранному режиму планер будет иметь стремление кабрировать, а на меньших — пикировать. Это будет происходить потому, что устойчивый планер, стремясь вернуться к режиму нулевого усилия, на больших углах атаки имеет естественное стремление к уменьшению углов атаки — к пикированию, а на малых к увеличению углов атаки — к кабрированию. Это обнаруживается легко: при брошенном управлении планер самостоятельно возвращается к углу атаки, соответствующему нулевому усилию на ручке.

Вследствие этого при необходимости произвести полет на больших углах атаки летчик вынужден, взяв ручку на себя, удерживать ее в таком положении, испытывая тянущее усилие.

При полете на малых углах атаки (больших скоростях) летчик испытывает давящее усилие. Таким образом, на всех скоростях полета, за исключением одной, летчик будет испытывать усилие на ручку. При этом чем больше устойчивость планера при брошенном управлении, тем больше усилие на ручке и тем труднее управлять планером.

Эффективность руля высоты и степень управляемости.

Эффективность руля высоты зависит от:

- центровки;
- от скорости полета;
- от высоты полета;
- геометрических размеров самого руля;
- и т.п.

Степенью управляемости будет угол на который повернет планер при отклонении руля на один градус.

Влияние центровки на продольную управляемость.

Чем больше расстояние между фокусом ЛА и ЦТ, тем больше будет величина момента который потребуется, что бы вывести ЛА из состояния продольного равновесия и наоборот.

Поперечное равновесие и поперечная устойчивость.

Колебания планера относительно продольной оси (ox) называются поперечными, а относительно вертикальной или путевой оси (oy) — путевыми.

Поперечное и путевое равновесие тесно связаны между собой и обычно объединяются в общее понятие бокового равновесия. Это объясняется тем, что нарушение поперечного равновесия ведет к нарушению путевого; для

восстановления равновесия планера требуется одновременное отклонение элеронов и руля направления.

Под боковым равновесием планера понимают такое его состояние, когда поперечные и путевые моменты, действующие на планер, равны нулю.

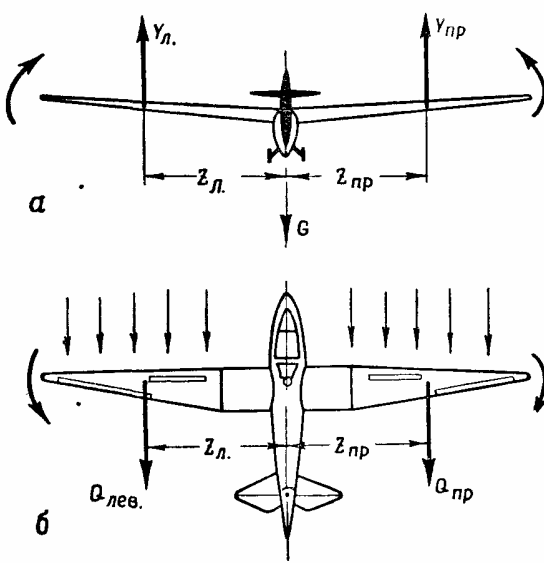
Для поперечного и путевого равновесия планера необходимо, чтобы алгебраическая сумма моментов относительно продольной и путевой осей (каждая в отдельности) равнялась нулю. Для поперечного равновесия необходимо, чтобы, $\sum M_x = 0$, или

$Y_{пр} z_{пр} - Y_{л} z_{л} = 0$ (рисунок а). Для путевого

равновесия необходимо $\sum M_y = 0$, или

$Q_{пр} z_{пр} - Q_{л} z_{л} = 0$ (рисунок б).

Нарушение условий поперечного равновесия вызывает накренение планера. Для устранения крена летчик отклоняет ручку в сторону, обратную крену. При этом у опущенного крыла элерон опускается, а у поднятого поднимается; появившийся при этом момент M_x устраняет крен. После устранения крена элероны ставятся в нейтральное положение.



Поперечное (а) и путевое (б) равновесие планера

Нарушенное путевое равновесие восстанавливается отклонением руля направления.

Поперечное и путевое равновесие обычно нарушается весовой или геометрической несимметрией. Например, если одно из крыльев имеет больший вес, то планер накренится в сторону более тяжелого крыла; чтобы устранить крен, в данном случае придется все время держать отклоненными элероны. Но крыло с опущенным элероном имеет большее лобовое сопротивление, что вызывает разворот планера; для восстановления путевого равновесия потребуется отклонение руля направления.

Поперечное равновесие нарушается при развороте, когда внешнее крыло, двигаясь с большей скоростью, развивает и большую подъемную силу, что вызывает крен в сторону поворота.

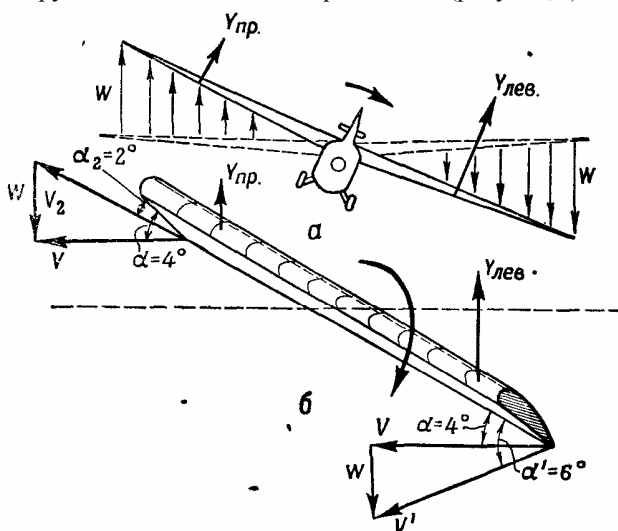
Для достижения равновесия отклоняют элероны. Связь между поперечным и путевым равновесием видна так же из возможности устранения кренов поворотом руля. В этом случае возникает скольжение на крыло, противоположное данной ноге. Так, при отклонении руля вправо скольжение происходит на левое крыло: увеличение подъемной силы на этом крыле позволяет накренить планер вправо или устранить левый крен.

Поперечная и путевая устойчивости планера связаны между собой так, что нарушение одной из них вызывает нарушение другой. Поэтому их принято объединять и называть боковой устойчивостью планера.

Поперечной устойчивостью называется способность планера самостоятельно выходить из кренов и восстанавливать нарушенное поперечное равновесие.

Планер обычно выходит из крена не сразу, а в процессе скольжения на крыло, вызванного этим креном. Накренению мешает возникновение тормозящего аэродинамического момента при вращении планера относительно продольной оси.

Сущность торможения заключается в том, что при вращении крылья, двигаясь вперед со скоростью V , одновременно получают добавочные скорости W , направленные в разные стороны, так как одно крыло опускается, а другое поднимается со скоростями W (рисунок, а).



Скорости W увеличиваются вдоль размаха по направлению к концу крыла. Возникновение скоростей W изменяет величину и направление полной скорости у опускающегося крыла до V_1 и поднимающегося до V_2 (рисунок, б). Вследствие этого у опускающегося крыла угол атаки и подъемная сила увеличиваются, а у поднимающегося уменьшаются. Это и создает торможение крыла при крене.

Естественное торможение крыла при его вращении на летных углах атаки

Факторы, влияющие на поперечную устойчивость.

Факторы, влияющие на поперечную устойчивость – факторы влияющие на величину восстанавливающего момента, это:

- поперечный угол крыльев;
- размах крыльев;
- взаимное расположение ЦТ и центра бокового давления по высоте.

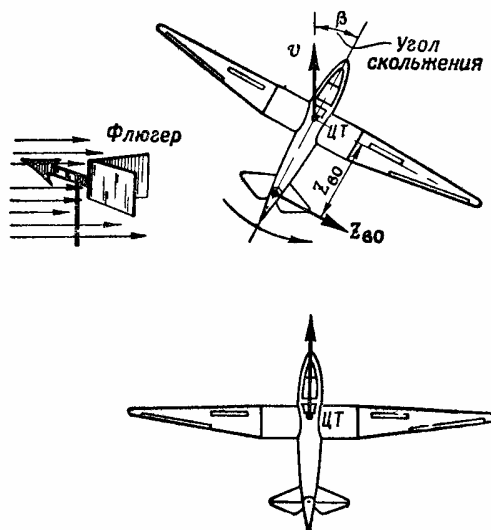
При наличии поперечного V при скольжении углы атаки правого и левого крыльев оказываются разными; у опущенного крыла угол атаки больше, а у поднятого меньше, что способствует выходу из крена, т.е. улучшает поперечную устойчивость (см. рисунок).

Поперечная управляемость – возможность придания ЛА желаемого крена (или сообщение вращения вокруг продольной оси x).

Путевая устойчивость и факторы, влияющие на нее.

Путевой устойчивостью называется способность планера самостоятельно восстанавливать путевое равновесие. Изолированную путевую устойчивость планера называют „флюгерной" устойчивостью, потому что планер при этом подобен флюгеру, показывающему направление ветра.

При вводе планера в разворот его ЦТ сначала продолжает по инерции двигаться в прежнем направлении, что создает скольжение на левое крыло. При скольжении все поверхности планера получают боковое обтекание, вследствие чего на вертикальном оперении возникает боковая сила Z_{BO} , которая относительно ЦТ на плече L_{BO} создает момент $M_Y = Z_{BO} L_{BO}$ (см. рисунок).



Путевая устойчивость планера

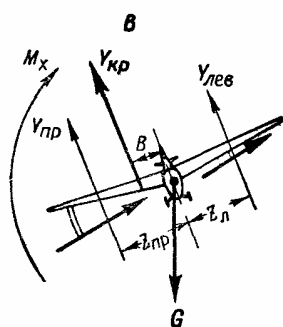
Таким образом, путевой момент M_Y стремящийся повернуть планер так, чтобы устранилось скольжение, зависит от величины площади вертикального оперения и длины фюзеляжа. Но увеличивать площадь вертикального оперения, можно только в известных пределах. Наибольшую путевую устойчивость планер имеет в буксировочном полете, когда сила тяги троса способствует устранению скольжения.

Связь между поперечной и путевой устойчивостью и управляемостью – выражается очень коротко – чем больше устойчивость, тем хуже управляемость (одноименная).

Способы уменьшения усилий на органы управления.

При отклонении органов управления от нейтрального положения, на них начинает действовать некоторое усилие, которое приходится преодолевать пилоту, для того что бы ЛА продолжил движение в соответствии с его желанием, чем сильнее отклонение, тем сильнее будет усилие.

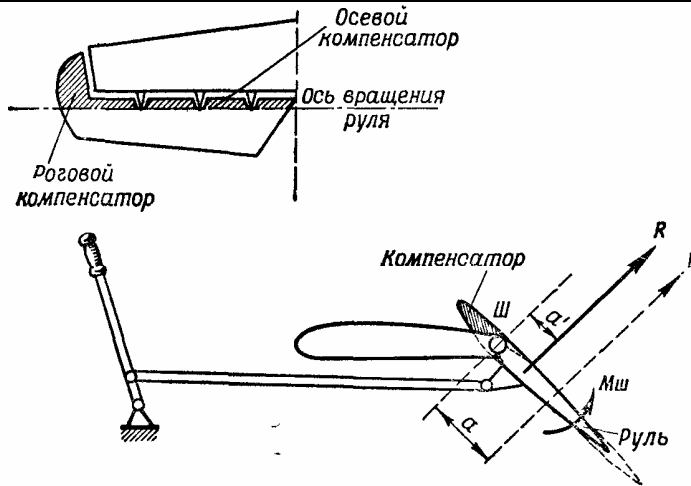
Эти усилия принято компенсировать. Способы компенсации можно разделить на два основных это либо аэродинамическая (отдельные виды которой будут рассмотрены ниже), либо «конструктивная», т.е. внесение разного рода дополнений в системы управления которые остаются внутри корпуса ЛА и не меняют аэродинамику рулей, к такого рода компенсации можно отнести пружинные компенсаторы, гидроусилители и т.п.



Аэродинамическая компенсация рулей и ее виды.

Наиболее распространенными и простыми по конструкции являются роговая и осевая компенсации (на рисунке заштрихованы). Давление на площадь рогового компенсатора создает шарнирный момент, направленный против момента остальной части руля, и, таким образом, снижает общий момент, действующий на руль. Следовательно, сущность работы любой компенсации заключается в уменьшении шарнирного момента руля относительно его оси вращения ($M_{ш} = Ra$), который преодолевается летчиком, испытывающим при этом давление на ручке.

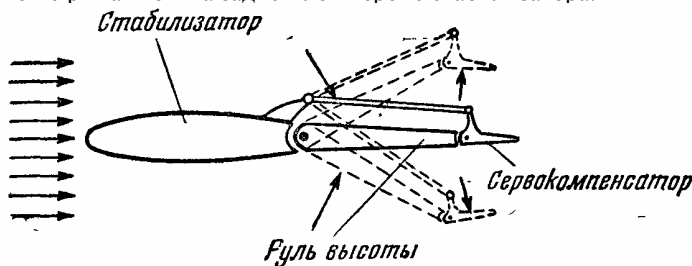
Учебно-тренировочные и спортивные планеры не имеют на рулях компенсаций, так как нагрузки на их рули невелики и усилия на ручке находятся в пределах норм.



Действие компенсации рулей

Сервокомпенсаторы и триммеры.

Сервокомпенсатор. Существуют разные конструкции сервокомпенсаторов. На рисунке показан сервокомпенсатор, который представляет собой небольшое крылышко на задней части руля высоты, соединенное жесткой тягой с рычажком на заднем лонжероне стабилизатора.



Руль высоты с сервокомпенсатором

Действие сервокомпенсатора очень просто. Если летчик отклонит руль высоты, то сервокомпенсатор отклонится в обратную сторону, вследствие чего возникнет момент, противоположный шарнирному моменту руля высоты. В результате давление на ручку управления уменьшится. Сервокомпенсатор несколько снижает эффективность руля высоты, но в общем незначительно (примерно на 15—20%).

Сервокомпенсатор, как и компенсированный руль высоты, действует автоматически, поэтому эти устройства особенно удобны при перемене режима полета, при фигурных полетах и при посадке.

Для планеров, выполняющих продолжительные полеты, заметные усилия на ручке сильно переутомляют летчика. Одним из способов уменьшения усилия является триммер, который дает возможность полностью устранить усилие на ручке на любом режиме полета в большом диапазоне скоростей полета. Триммером

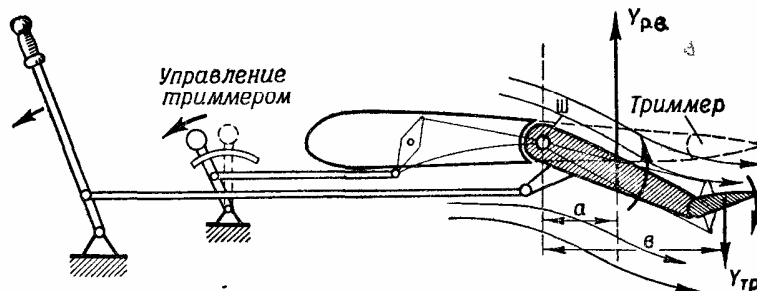
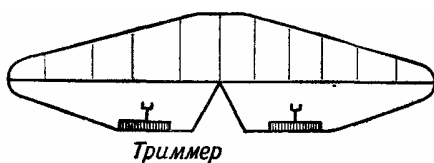


Схема работы триммера

называется небольшое крылышко симметричного профиля, врезанное и шарнирно укрепленное у ребра обтекания руля, которое отклоняется в полете летчиком при помощи специального управления из кабины. При даче ручки от себя летчик отклоняет вниз руль высоты вместе с триммером. Чтобы уменьшить или устранить усилие на ручке, летчик отклоняет триммер в сторону, обратную отклонению руля, и, когда момент от триммера станет равным шарнирному моменту руля, т. е. $Y_{PB}a = Y_{TP}b$, усилие на ручке становится равным нулю.

И так разница между сервокомпенсатором и триммером в том, что первый снижает усилие на ручке

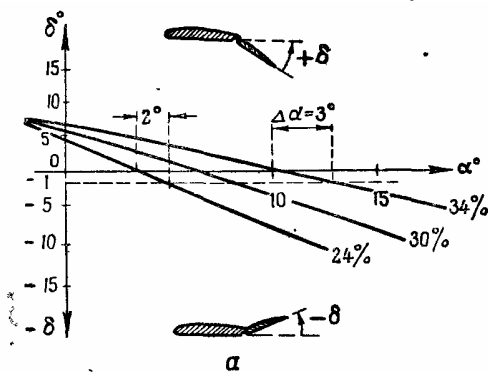
управления, а второй его устраняет. На тех моделях планеров на которых производятся полеты в нашем клубе сервокомпенсаторы не установлены и вообще такие устройства на планерах устанавливаются мало.

Балансировочные кривые планера и их анализ. Усилия на ручке управления.

Об управляемости планера судят по кривым, связывающим скорость с необходимым отклонением рулей или усилием на ручке. Эти кривые называются балансировочными, так как указывают усилия на ручке P или потребные углы отклонения рулей δ для достижения равновесия (балансировки) на данных угле атаки крыла α или скорости полета V .

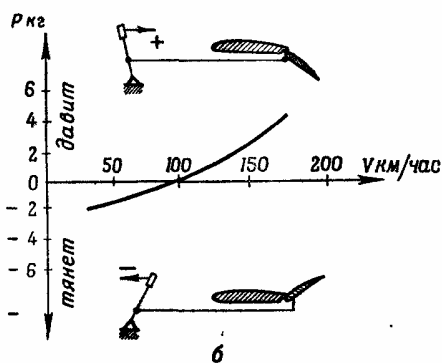
Балансировочные кривые, приведенные на рисунке, a и b , дают возможность судить об этих зависимостях при различных центровках. Так, рисунке a видно, что изменение положения руля высоты на $\Delta\delta_{PB} = 1^\circ$ приводит к изменению угла атаки крыла на $\Delta\alpha = 3^\circ$ при центровке 34% САХ и на $\Delta\alpha = 1,8^\circ - 2^\circ$ при центровке 24% САХ. Таким образом, при более передней центровке одно и то же отклонение рулей дает меньший прирост угла атаки крыла, т. е. для достижения одинакового результата при более передней центровке требуется больше отклонять рули. Но при этом получается различный наклон балансировочных кривых, которые характеризуют управляемость планера.

При очень малых наклонах кривых небольшие отклонения рулей приводят к чрезмерным изменениям углов атаки, что делает управление планером слишком „строгим“ и требует большого внимания летчика. Напротив, большие наклоны балансировочной кривой (при передних центровках) требуют больших отклонений рулей. При очень передней центровке может оказаться, что никаких отклонений рулей не хватит для достижения равновесия на посадочных или иных больших углах атаки.



Главной характеристикой управляемости является так называемая балансировочная кривая усилий на ручке (рис.б). Она обычно строится по данным летных испытаний (записей усилий на ручке на разных скоростях полета), хотя может быть получена и расчетом.

На графике видно, что имеется такая скорость полета, при которой усилие на ручке равно нулю. На больших скоростях полета, когда руль высоты опущен, ручка под действием потока воздуха на руль стремится отойти назад и давит на руку летчика. На малых скоростях полета ручка стремится уйти вперед, летчик вынужден выбирать ее на себя. Такой вид кривой имеет устойчивый планер с прямой управляемостью. У неустойчивого планера балансировочные кривые имеют обратный наклон.



Балансировочные кривые отклонения руля и усилий на ручке

Зависимость продольной устойчивости планера от места расположения замка.

Имеется ввиду замок к которому крепиться буксировочный фал, не зависимо от способа взлета на буксире за самолетом или с лебедки.

Принцип зависимости продольной устойчивости от места расположения замка, такая же как и с центровкой, чем более впереди от центра тяжести установлен буксировочный замок, тем больше расстояние от места его установки до центра тяжести планера, тем больше разворачивающий (восстанавливающий) момент от фюзеляжа. Особенно характерно это проявляется в том, что на учебный планерах, когда пилоты еще слабо владеют навыками пилотирования планера на буксире, замок устанавливается впереди, на тренировочных и соревновательных планерах замок устанавливается гораздо дальше (что впрочем не характерно, последние модели спортивных планеров имеют замки установленные в самой носовой части планера).

Т е м а № 9. Пилотаж самолета (планера, мотопланера)

Силы, действующие на летательный аппарат в полете. Виды движений: установившееся и неустойчивое, прямолинейное и криволинейное. Уравнение движения. Перегрузки. Максимально возможные и максимально допустимые. Ограничения по скорости, перегрузке, скоростному напору и их физический смысл. Маневренность.

Ви́раж. Определение. Схема сил на вираже. Условия равновесия на вираже. Скорость и тяга, потребные на вираже. Перегрузка, радиус и время выполнения виража. Влияние высоты полета и массы на предельный крен, минимальный радиус и время выполнения виража.

Техника выполнения виража. Координация управления на вираже. Ошибки при выполнении виража и их исправление.

Спираль. Определение. Восходящая и нисходящая спирали. Схема сил на нисходящей спирали. Условия равновесия на спирали. Техника выполнения спирали, Возможные ошибки при выполнении спирали и метод их исправления. Расчет основных характеристик спирали: потребной скорости, радиуса, угла крена, перегрузки.

Скольжение летательного аппарата. Схема сил и условия равновесия при скольжении.

Основные фигуры пилотажа, выполняемые на эксплуатируемом ЛА: петля, переворот, боевой разворот, поворот на горке, бочки. Их характеристика и техника выполнения. Эксплуатационные ограничения летательного аппарата по скорости и перегрузке.

Силы, действующие на летательный аппарат в полете. Виды движений: установившееся и неустойчивое, прямолинейное и криволинейное. Уравнение движения.

Рассмотренные ранее горизонтальный полет, подъем и снижение относятся к установившимся прямолинейным видам полета, так как действующие аэродинамические силы находятся в равновесии.

И так повторим:

Режим планирования.

Планер, не имеющий собственного источника тяги, для набора высоты и горизонтального полета должен буксироваться самолетом. После отцепки от самолета-буксировщика планер обычно начинает снижаться и переходит к свободному полету—планированию.

Планированием называется прямолинейный и равномерный полет вниз по наклонной траектории.

Схема сил на планировании.

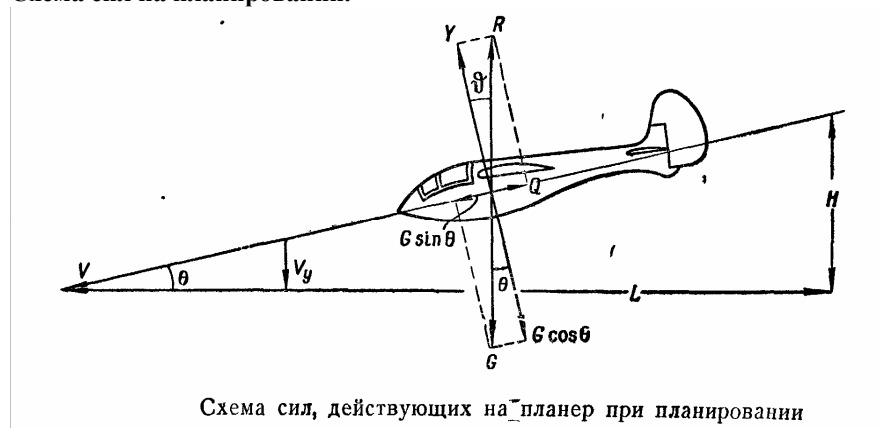


Схема сил, действующих на планер при планировании

На данной схеме сила лобового сопротивления X , обозначена буквой Q .

Условия равновесия на планировании.

$$R = G$$

Раскладывая эти силы перпендикулярно к направлению движения и параллельно ему, заключаем, что прямолинейность планирования или неизменность угла наклона траектории θ обеспечивается равенством

$$Y = G \cos \theta,$$

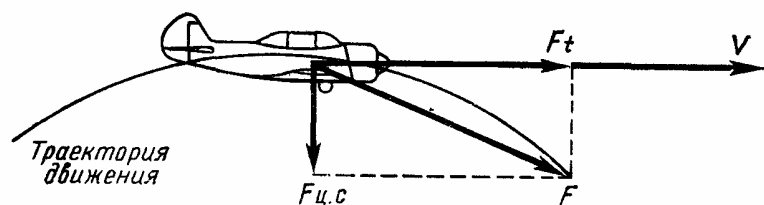
а постоянство скорости планирования по траектории, т. е. равномерность движения, достигается вторым условием

$$X = G \sin \theta.$$

Два последних уравнения, как это видно из вывода их, заменяют одно первое уравнение

$$R = G$$

Для выполнения криволинейного движения необходима центростремительная сила $F_{цс}$, которая является нормальной составляющей к траектории движения и направленной к центру кривизны. От величины этой силы зависит кривизна траектории полета.



Искривление траектории центростремительной силой $F_{ц.с}$

Центростремительная сила $F_{цс}$ вызывает нормальное ускорение j_H , определяемое по формуле

$$j_H = \frac{V^2}{r}$$

где V — скорость полета по траектории;
 r — радиус кривизны.

Кроме того для фигурных полетов, кроме центростремительной нужны и ускоряющие силы. Фигурным полетом называют полет по сложной траектории, обычно связанный с разгоном ЛА и торможением или вращением ЛА (вокруг оси совпадающей с направлением движения), или с тем и другим вместе.

Для разгона нужна ускоряющая сила, т.е. сила, способная сообщить ускорение, а для торможения — замедляющая сила, способная сообщить отрицательное ускорение (замедление). Для вращения ЛА нужна пара сил.

Обращаясь к основным силам, действующим на самолет в полете, нетрудно сообразить, что ускоряющей силой может служить либо разность тяги и лобового сопротивления, либо сила веса или ее составляющая, когда траектория движения направлена вниз. Замедляющей силой может служить сила лобового сопротивления, когда она больше силы тяги, или же сила веса, когда траектория движения направлена вверх. Для вращения самолета может служить подъемная сила в случае перемещения ее из плоскости симметрии в сторону того или другого крыла, т. е. разность подъемных сил полукрыльев.

Перегрузки. Максимально возможные и максимально допустимые. Ограничения по скорости, перегрузке, скоростному напору и их физический смысл. Маневренность.

Перегрузкой называется отношение равнодействующей всех сил (кроме веса), действующих на ЛА, к весу ЛА.

В связанной системе координат определены перегрузки:

n_x — продольная перегрузка; n_y — нормальная перегрузка; n_z — боковая перегрузка.

Полная перегрузка определяется по формуле

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}.$$

Продольная перегрузка n_x возникает при изменении тяги двигателя и лобового сопротивления.

Если тяга двигателя больше лобового сопротивления, то перегрузка положительная. Если же величина лобового сопротивления больше силы тяги двигателя, то перегрузка отрицательная.

Продольная перегрузка определяется по формуле

$$n_x = \frac{P - X}{G}$$

Боковая перегрузка n_y возникает при полете ЛА со скольжением. Но по величине боковая аэродинамическая сила Z очень мала. Поэтому в расчетах боковую перегрузку принимают равной нулю. Боковая перегрузка определяется по формуле

$$n_z = \frac{Z}{G}$$

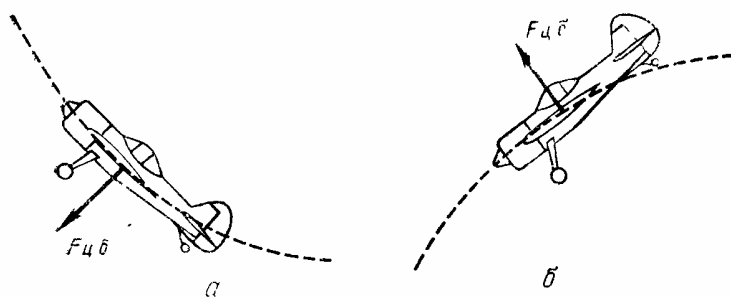
Выполнение фигур пилотажа в основном сопровождается возникновением больших нормальных перегрузок.

Нормальной перегрузкой n_y называется отношение подъемной силы к весу ЛА и определяется по формуле

$$n_y = \frac{Y}{G}$$

Нормальная перегрузка, как видно из формулы, создается подъемной силой. В горизонтальном полете при спокойной атмосфере подъемная сила равна весу ЛА, следовательно, перегрузка будет равна единице:

$$Y_{г.п} = G = G_{г.п} \frac{\rho V_{г.п}^2}{2}, \text{ откуда } n_{г.п} = \frac{Y_{г.п}}{G} = 1$$



Действие центробежной силы инерции на летчика:
а — при резком увеличении угла атаки, б — при резком уменьшении угла атаки

В криволинейном полете, когда подъемная сила становится больше веса ЛА, перегрузка будет больше единицы.

При движении самолета по криволинейной траектории центробежной силой является, как уже говорилось, подъемная сила, т. е. давление воздуха на крылья. При этом величине центробежной силы всегда сопутствует равная, но противоположная по направлению центробежная

сила инерции, которая выражается силой давления крыльев на воздух. Причем центробежная сила действует подобно весу (массе), а так как она всегда равна центробежной силе, то при увеличении последней возрастает во столько же раз. Таким образом, аэродинамическая перегрузка подобна увеличению веса ЛА (летчика).

При появлении перегрузки летчику кажется, что его тело стало тяжелее.

Нормальная перегрузка делится на положительную и отрицательную. Когда перегрузка прижимает летчика к сиденью, то эта перегрузка **положительная**, если же отделяет его от сиденья и удерживает на привязных ремнях — **отрицательная**.

В первом случае кровь будет отливать от головы к ногам, во втором случае — приливать к голове.

Максимально возможная нормальная перегрузка может быть получена тогда, когда в полете на данной скорости и высоте полета будут полностью использованы возможности ЛА по созданию подъемной силы. Эту перегрузку можно получить в том случае когда ЛА резко (без заметного уменьшения скорости полета) выводится на $C_Y = C_{Y_{\max}}$:

$$n_y = \frac{Y_{\max}}{G} = \frac{C_{Y_{\max}} \frac{\rho V^2}{2} S}{G}$$

Однако до такой перегрузки нежелательно доводить ЛА, так как произойдет срыв в штопор или штопорное вращение. По этой причине не рекомендуется на больших скоростях полета, особенно при выходе из пикирования, отклонять резко ручку на себя. Поэтому максимально возможную или располагаемую перегрузку принимают меньшей по величине, чтобы предупредить выход ЛА на режим тряски. Формула определения этой перегрузки имеет вид:

$$n_{y_p} = (0.8 \div 0.85) n_{y_{\max}}.$$

Максимально допустимые перегрузки как правило ограничиваются по скорости полета (скоростным напором), собственно по перегрузке, по физиологическим возможностям летчика.

Первые два ограничения связаны с прочностью ЛА и деформацией крыльев, последнее с воздействием перегрузок на человеческий организм. Под воздействием перегрузок в человеческом организме происходит утяжеление всех органов, деформация скелета, отток крови от одних органов и приток к другим.

Маневренностью называют способность ЛА за определенный промежуток времени изменять свое положение в пространстве по скорости, направлению и высоте.

Виращ. Определение. Схема сил на вираже. Условия равновесия на вираже. Скорость и тяга, потребные на вираже. Перегрузка, радиус и время выполнения виража. Влияние высоты полета и массы на предельный крен, минимальный радиус и время выполнения виража.

Виращ ЛА — это криволинейный полет ЛА в горизонтальной плоскости с разворотом на 360° .

Часть виража, имеющая цель изменение направления движения на угол, меньший 360° , называется **разворотом**. Виращ с постоянной скоростью и углом крена называется **установившимся**. Установившийся виращ без скольжения называется правильным.

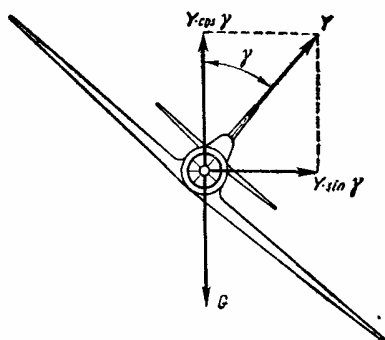


Схема сил, действующих на самолет на вираже (вид спереди)

Угол наклона и вектор подъемной силы крыла Y . Разложив эту силу по вертикали и горизонтали, получим две силы — $Y \cos \gamma$ и $Y \sin \gamma$. Из них сила $Y \cos \gamma$ должна уравновешивать силу веса самолета G , а сила $Y \sin \gamma$ служит центростремительной силой.

Значит, для осуществления правильного виража подъемная сила должна увеличиться с таким расчетом, чтобы ее вертикальная составляющая $Y \cos \gamma$ могла уравновесить вес самолета G . Это достигается двумя способами: увеличением угла атаки или увеличением скорости полета. Если не выполнить эти условия, то вертикальная составляющая $Y \cos \gamma$ будет меньше веса самолета и под действием разности сил ($G - Y \cos \gamma$) самолет будет снижаться на вираже, т. е. получится неправильный вираж — со скольжением.

Уравнения движения на правильном вираже будут иметь вид:

условие постоянства скорости

$$P - X = 0;$$

условие постоянства высоты

$$Y \cos \gamma - G = 0;$$

условие искривления траектории

$$Y \sin \gamma = \frac{mV^2}{r_B}$$

где r_B — радиус виража.

Для планера в свободном полете вираж как таковой, согласно приведенному выше определению не возможен, так как горизонтальный полет планера возможен только кратковременно. Поэтому применительно к планеру имеет смысл говорить о правильном вираже планерного полета.

Правильным виражем планерного полета называется криволинейный полет его по окружности, без скольжения, с постоянной скоростью и углом крена.

Выполняя вираж, летчик-планерист одновременно с самолетом-буксировщиком вводит планер в вираж и, сохраняя крен, равный крену самолета, так же одновременно с самолетом выводит планер из виража.

Потребная перегрузка на вираже

Для выполнения виража подъемная сила должна быть увеличена, и тем больше, чем больше крен. Следовательно, на вираже создается перегрузка, причем она будет расти с увеличением крена.

На правильном вираже вес уравновешивается вертикальной составляющей подъемной силы. Выполняется условие $G = Y \cos \gamma$, откуда нормальная перегрузка на вираже равна

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}$$

Таким образом, на правильном вираже величина потребной перегрузки определяется только углом крена.

Скорость, потребная для правильного виража

Для выполнения виража необходимо увеличить подъемную силу по сравнению с горизонтальным полетом. Этого увеличения можно достичь увеличением скорости полета при сохранении угла атаки либо увеличением угла атаки при сохранении скорости горизонтального полета.

Если $\alpha = const$, $C_{Y_B} = C_{Y_{ГП}} = C_Y$ то из уравнения $G = Y \cos \gamma = C_Y \frac{\rho V_B^2}{2} S \cos \gamma$

получим

$$V_B = \sqrt{\frac{2G}{C_Y \rho S} \cdot \frac{1}{\cos \gamma}} = V_{ГП} \sqrt{n_Y}$$

Скорость, необходимая на вираже, в $\sqrt{n_Y}$ раз больше, чем в горизонтальном полете. Так как перегрузка на вираже всегда больше единицы, то и необходимая скорость всегда больше скорости горизонтального полета при том же угле атаки.

Влияние высоты полета на необходимую скорость на вираже

С увеличением высоты полета скорость, необходимая для виража, увеличивается. При этом нужно помнить, что на высоте скорость по прибору остается неизменной. Поэтому, выполняя вираж на высоте, необходимо выдерживать ту же скорость по прибору, которая необходима для выполнения виража у земли (при одинаковом полетном весе самолета).

Влияние веса самолета. С увеличением веса необходимая скорость возрастает (смотри горизонтальный полет). Соответственно возрастает и необходимая скорость для виража.

Тяга и мощность, необходимые для виража.

Потребной тягой и мощностью для виража называется необходимая тяга или мощность, уравновешивающая лобовое сопротивление самолета на правильном вираже при данных значениях угла атаки и угла крена.

Увеличение потребной скорости на вираже при неизменном угле атаки или увеличение угла атаки при неизменной скорости сопровождается увеличением лобового сопротивления по сравнению с его величиной в горизонтальном полете. Поэтому необходимые для виража тяга и мощность должны быть больше, чем для горизонтального полета.

Потребная тяга: $P_B = P_{ГП} n_Y$.

Потребная мощность: $N_B = N_{ГП} \sqrt{n_Y^3}$

Из формулы следует, что с увеличением крена (перегрузки) необходимая мощность на вираже возрастает пропорционально корню квадратному из куба перегрузки. Следовательно, с увеличением крена необходимая мощность увеличивается сначала медленно, а потом все более резко.

Например, при крене 20° необходимая для виража мощность больше потребной для горизонтального полета на малую величину; при крене, равном 50° , — в два раза больше; при крене, равном 60° , — в три раза больше, а при крене, равном 70° , — в пять раз больше.

Таким образом, для выполнения виража необходимо иметь избыток мощности.

Радиус и время виража.

Радиус и время виража являются основными величинами, характеризующими маневренные возможности самолета в горизонтальной плоскости.

Как уже говорилось, для выполнения виража необходима центробежная сила. То есть для уменьшения радиуса виража необходимо увеличить горизонтальную составляющую подъемной силы $Y \sin \gamma$, а для этого следует увеличить крен самолета, одновременно увеличивая подъемную силу увеличением угла атаки или скорости.

Центробежная сила, с одной стороны, равна $Y \sin \gamma$, а с другой $-\frac{mV^2}{r_B}$ (из условия искривления

траектории в горизонтальной плоскости. Следовательно,

$Y \sin \gamma = \frac{mV^2}{r_B}$, откуда радиус виража будет равен

$$r_B = \frac{mV^2}{Y \sin \gamma} = \frac{CV^2}{gY \sin \gamma} = \frac{V^2}{g \frac{Y}{G} \sin \gamma} = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma},$$

величина $\operatorname{tg} \gamma$ будет равна

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} \cdot \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \gamma}}{\cos \gamma} = \sqrt{n_Y^2 - 1}, \text{ подставив значение тангенса в формулу выше — получим:}$$

$$r_B = \frac{V^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}}.$$

Таким образом, радиус виража определяется скоростью и нормальной перегрузкой. Анализируя выражения полученных формул, сделаем заключение, что радиус виража будет тем меньше, чем:

меньше удельная нагрузка на крыло $\left(\frac{G}{S}\right)$;

больше плотность воздуха ρ (с увеличением высоты полета радиус увеличивается);

больше коэффициент подъемной силы C_y ;

больше крен самолета γ , при $C_y = C_{y_{доп}}$ с уменьшением скорости радиус растет.

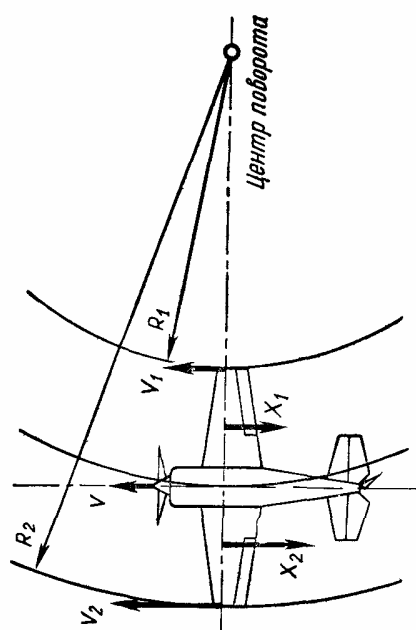
Время виража определяется как отношение длины окружности, которую описывает центр тяжести самолета на вираже, к скорости самолета:

$$t_B = \frac{2\pi r_B}{V} = \frac{2\pi}{V} \cdot \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma} = 0.64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}},$$

следовательно, время разворота на угол φ

$$t_{PA3} = \frac{\varphi}{360} 0.64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}$$

Из формулы видно, что время виража (как и радиус) определяется скоростью и нормальной перегрузкой. Для уменьшения времени виража необходимы те же условия, что и для уменьшения радиуса виража, но следует помнить, что скорость полета на время виража оказывает значительно меньшее влияние, чем радиус виража.



Уравновешивание противодействующих виражу моментов рулем направления

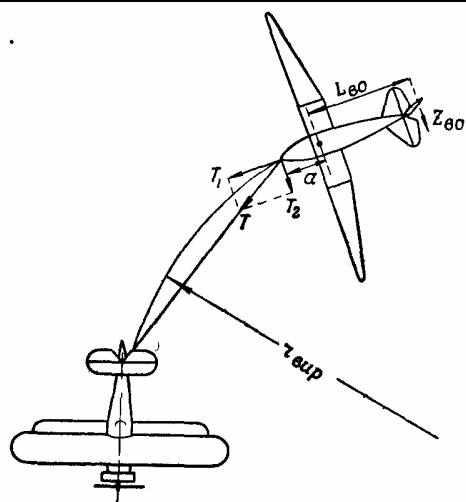
Техника выполнения виража. Координация управления на вираже. Ошибки при выполнении виража и их исправление.

Для выполнения правильного виража с креном $30...45^\circ$ необходимо плавно отклонить ручку управления и педаль (руль направления) в сторону виража. По достижении необходимого крена и угловой скорости ручку управления необходимо отклонить слегка в противоположную сторону, а также слегка отклонить педаль (руль направления) в противоположную сторону. Эти действия рулями необходимы, так как подъемная сила внешнего полукрыла больше, чем внутреннего, возникает момент M_x относительно продольной оси, стремящийся увеличить крен. Чтобы компенсировать этот момент, необходимо отклонение ручки управления в противоположную сторону. Но отклонение ручки управления в противоположную сторону приведет к уменьшению моментов M_y (лобового сопротивления v , демпфирующего), поэтому необходимо одновременно с ручкой управления слегка нажать на педаль в обратную сторону.

Отклонение ручки управления и нажим на педаль в обратную сторону должны быть тем меньше, чем энергичнее был ввод самолета в вираж. После того как ввод закончен, крен, положение капота самолета относительно горизонта и угловую скорость необходимо сохранять постоянными.

Для вывода из виража необходимо ручку управления и педаль отклонить в сторону, обратную виражу.

Особенностью выполнения виража на планере по сравнению с самолетом является некоторое отличие в технике пилотирования. Если летчик самолета вводит самолет в вираж координированным движением рулей, отклоняя ручку управления и нажимая ногой на педаль в сторону разворота, то летчик-планерист, отклоняя ручку в сторону разворота, при малых углах крена нажимает на педаль очень немного или совсем не трогает ее, а по мере увеличения крена вынужден нажать ногой на педаль в сторону, обратную виражу, что необходимо для уравновешивания момента от силы T_2 , поворачивающего нос планера во внутрь криволинейной траектории полета и вызывающего тем самым скольжение планера на внешнее крыло.



Виращ планерного поезда

При выполнении виражей наблюдаются следующие ошибки:
несоответствие мощности силовой установки величине крена — самолет теряет или набирает высоту (увеличивает или уменьшает скорость);

перетягивание ручки управления на себя — увеличивается перегрузка, самолет теряет скорость, возможен срыв в штопор или штопорное вращение;

капот самолета не удерживается педалями по горизонту — излишне отклоняется педаль в сторону виража, что вызывает опускание капота самолета, увеличивается скорость и теряется высота; малое отклонение педали в сторону виража приводит к подъему капота самолета, уменьшается скорость и набирается высота;

некоординированные действия рулями управления при вводе в вираж и выводе из него — возникает внутреннее или внешнее скольжение и изменяется высота и скорость;

резкий ввод самолета в вираж и резкий вывод из него — не выдерживается скорость и высота;

неточный вывод по направлению.

Перечисленные выше ошибки в большей степени соответствуют пилотированию самолета, а вот уже чисто планерные ошибки в выполнении виражей:

а) *большое превышение или принижение планера* относительно самолета-буксировщика. Эта ошибка получается по тем же причинам, что и в прямолинейном полете: резкие несоразмерные движения рулем высоты, отсутствие наблюдения за самолетом-буксировщиком.

Из превышения планер выводится плавным отклонением ручки от себя; из принижения — отклонением ручки управления на себя. Вывода из превышения или принижения, следует сохранять крен, равный крену самолета;

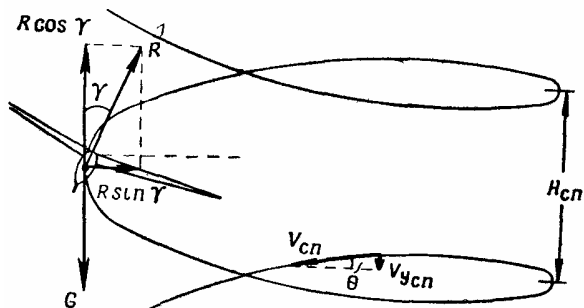
б) *уход планера на развороте* во внутреннюю или внешнюю сторону относительно самолета-буксировщика,

Уходить во внутреннюю сторону планер может по двум причинам: первая — планер имеет крен больший, чем у самолета-буксировщика, вторая — больше, чем это требуется, в сторону разворота отклонен руль направления.

Во внешнюю сторону планер уходит в том случае, если у него крен меньше, чем у самолета-буксировщика, или мало отклонен в сторону разворота руль направления. Уход планера во внутреннюю сторону опасен тем, что планер, идя по кругу меньшего радиуса, чем самолет, образует слаину и провисание фала, что приводит к рывкам или даже обрыву его. Исправлять эту ошибку нужно уменьшением крена и нажатием ногой на педаль ножного управления, противоположную развороту.

Уход планера во внешнюю сторону затрудняет пилотирование самолета (способствует увеличению крена и угловой скорости вращения). При этой ошибке создается большое превышение планера относительно самолета. Исправляется ошибка увеличением крена и нажатием ногой на педаль в сторону разворота.

Спираль. Определение. Восходящая и нисходящая спирали. Схема сил на нисходящей спирали. Условия равновесия на спирали. Техника выполнения спирали, Возможные ошибки при выполнении спирали и методы их исправления. Расчет основных характеристик спирали: потребной скорости, радиуса, угла крена, перегрузки.



Спираль

Если при планировании ввести планер в разворот, то он будет снижаться по винтовой линии, выполняя правильную, с постоянной скоростью, фигуру, называемую спиралью.

Правильной спиралью называется планирование по винтовой траектории без скольжения с постоянными скоростью и креном (причем нисходящей будет называться спираль когда планер двигаться вниз и, соответственно, восходящей — вверх)

Рассмотрим условия выполнения правильной спирали. Для совершения планером спирали необходима центробежная сила, которая возможна только при наклоне планера.

При этом, если скольжение отсутствует, равнодействующая аэродинамических сил R наклоняется на угол γ , собственно то, что уже рассматривалось в разделе «Виращ»

Раскладываем силу R по правилу параллелограмма на две составляющие: вертикальную $R \cos \gamma$, которая

уравновешивает вес планера G , и горизонтальную $R \sin \gamma$, которая является центробежной, необходимой для искривления траектории полета планера.

Таким образом, при правильной спирали $R = \frac{G}{\cos \gamma}$.

При таком соотношении сил спираль получается правильной с постоянной скоростью и равномерным вращением.

С увеличением угла крена планера сила R также все больше наклоняется и все большая ее часть используется как центробежная сила; это приводит к уменьшению радиуса спирали.

При этом для сохранения подъемной силы $R \cdot \cos \gamma = G$ с увеличением угла крена ее надо также увеличивать—это достигается увеличением скорости или увеличением угла атаки. Увеличение скорости на спирали можно получить путем увеличения угла планирования. В летной практике при выполнении глубоких спиралей оба способа применяются одновременно. Летчик-планерист перед вводом планера в спираль, отклоняя ручку, увеличивает угол планирования и скорость по траектории, а на самой спирали увеличивает угол атаки.

На спирали вертикальная скорость больше, чем при планировании по прямой на тех же углах атаки. Поскольку в полете по спирали сила R больше, чем при планировании, планер испытывает перегрузку, величина которой увеличивается с возрастанием углов крена

$$n_{сп} = \frac{R}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}$$

Например, при глубокой спирали с углом крена в 60° сила R будет в 2 раза больше веса планера или перегрузка равна 2:

$$n_{сп} = \frac{1}{\cos \gamma} = \frac{1}{\cos 60^\circ} = \frac{1}{0.5} = 2$$

Так же как и на вираже, для выполнения глубокой правильной спирали, скорость на спирали должна быть больше, чем при планировании на одних и тех же углах атаки.

$$V_{сп} = V_{пл} \sqrt{n_{сп}}$$

Таким образом, скорость полета по траектории растет с увеличением нагрузки на крыло, высоты полета и углов крена и уменьшается с увеличением углов атаки.

Большая скорость при выполнении спиралей нежелательна, так как при этом получается большая вертикальная скорость. Поэтому силу R обычно увеличивают за счет больших углов атаки, но в известных пределах, так как чрезмерное выгибание ручки на себя создает опасность потери скорости и сваливания на крыло. Надо помнить, что при том же C_R минимальная скорость на спирали в $\sqrt{n_{сп}}$ раз больше минимальной скорости планирования.

Так, если при планировании сваливание на крыло происходит на скорости $V_{min} = 55 \text{ км/час}$, то на спирали минимальная скорость, соответствующая тому же углу атаки, возрастет в $\sqrt{n_{сп}}$ раз и составит, например, при крене в 60°

$$V_{min_{сп}} = V_{min_{пл}} \sqrt{n_{сп}} = 55 \sqrt{2} = 55 \cdot 1.41 \approx 77,55 \text{ км/час}$$

Следовательно, обеспечение необходимой скорости на спирали является важнейшим условием безопасности полета.

Потеря высоты планером за одну секунду на спирали характеризуется вертикальной скоростью.

$$V_{y_{сп}} = V_{сп} \sin \theta = V_{сп} \frac{n_{сп}}{K}$$

где K —аэродинамическое качество планера.

Это значит, что планеры с высоким аэродинамическим качеством при одинаковых кренах теряют на спирали высоту меньше, чем планеры с малым качеством.

Величина шага спирали зависит от аэродинамического качества планера, угла атаки и угла крена. Спираль с наименьшим шагом называется наивыгоднейшей. Она соответствует углу крена 45° и углам атаки, близким к экономическому.

При выполнении спирали с углами крена меньше и больше $\gamma = 45^\circ$ планер за один виток теряет высоту больше, чем с углом крена в 45° , так как в первом случае значительно увеличивается радиус спирали, а во втором—возрастают угол снижения и поступательная скорость.

Характерные отклонения и ошибки, допускаемые планеристом:

а) *ввод в спираль на малой скорости* (обычно на скорости прямолинейного планирования). Причиной этой ошибки является то, что планерист забывает увеличить скорость перед вводом в спираль (а как было установлено

срыв в штопор в спирали происходит на большей скорости, чем в прямолинейном полете). Для направления ошибки следует увеличить скорость в процессе спирали, плавно отклонив ручку от себя

б) *непостоянная скорость в процессе спирали*. Подобная ошибка чаще всего встречается у планеристов, которые в спирали основное внимание обращают на приборы, а не на положение козырька кабины планера относительно горизонта;

в) *непостоянный крен*. Такая ошибка допускается из-за неправильного распределения внимания: планерист не контролирует постоянство крена;

г) *не координированные движения рулями приводят к скольжению в спирали* (внешнему или внутреннему). Не координированные движения особенно заметны при выводе из спирали: если при выводе резко нажать на педаль в сторону вывода, но не вывести планер из крена, то получится внутреннее скольжение. И наоборот, если вывести планер из крена и не отклонить педаль в сторону, получится скольжение в сторону, обратную спирали,

д) *планер выводится не точно на намеченный ориентир*. Причиной этой ошибки является то, что планерист не наметил ориентир для вывода или же неправильно распределял внимание в процессе выполнения спирали;

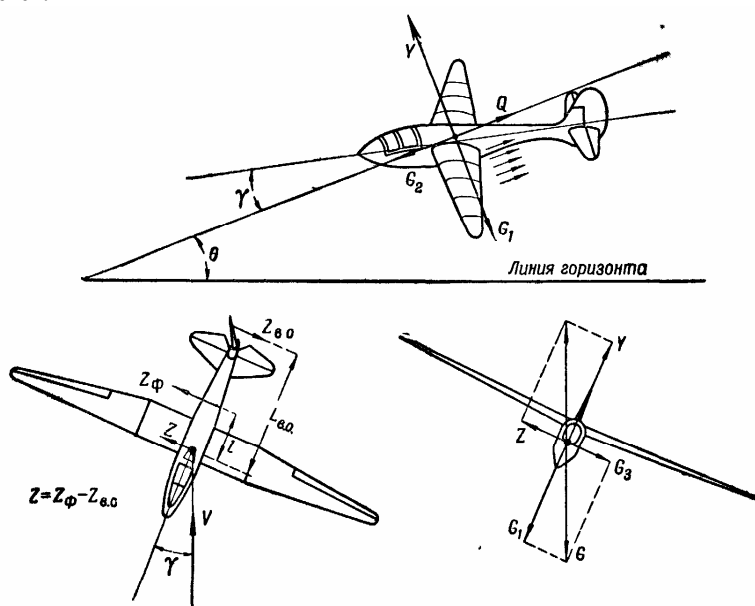
е) *вывод из спирали на малой скорости*. Это очень опасная ошибка, особенно на малой высоте. Допускается она вследствие неправильного распределения внимания. Планерист, увлекшись наблюдением за ориентиром для вывода, не замечает, в каком положении относительно горизонта находится козырек кабины планера.

Скольжение летательного аппарата. Схема сил и условия равновесия при скольжении.

Скольжение планера (уже рассматривалось в теме №2, поэтому повторим)

Скольжением называется такое движение планера, когда направление движения потока воздуха не совпадает с плоскостью симметрии планера

Скольжение при планировании применяется как средство уменьшения дальности планирования за счет крутого и быстрого снижения планера без увеличения скорости. Боковое обтекание при скольжении при сохранении одной и той же подъемной силы увеличивает лобовое сопротивление планера и уменьшает его аэродинамическое качество, вследствие чего угол планирования и вертикальная скорость возрастают, а дальность планирования уменьшается.



Скольжение планера

Для ввода в скольжение с помощью руля направления нос планера отводят на небольшой угол в сторону, противоположную желаемому скольжению. В результате этого возникает боковая сила давления на фюзеляж Z_ϕ . При достижении равенства моментов $Z_\phi \cdot l = Z_{B.O.} \cdot L_{B.O.}$ угол скольжения γ устанавливается, но приложенная в ЦТ(центр тяжести) планера разность сил $Z = Z_\phi - Z_{B.O.}$ начнет искривлять линию полета планера. Для уравнивания силы Z и достижения прямолинейности снижения требуется создать небольшой крен на выдвинувшееся вперед крыло, тогда составляющая веса планера G_3 уравнивает силу Z .

Для каждого угла скольжения можно подобрать соответствующий угол крена. Постоянство угла планирования обеспечивается равенством $Y = G_1$ а постоянство скорости по траектории скольжения равенством $Q = G_2$ (напоминаю $Q = X$), где G_1 и G_2 —составляющие веса планера.

В практике скорость при скольжении несколько увеличивают по сравнению с наивыгоднейшей. Это делается

для предохранения планера от сваливания на крыло при случайном отклонении ручки на себя. Скольжение характерно тем, что при нем изменяется распределение давления по размаху крыла и увеличивается подъемная сила у крыла, выдвинутого вперед, а на крыле, сдвинутом назад, начинается преждевременный срыв потока, что сопровождается падением подъемной силы на больших, докритических углах атаки.

Это обязывает летчика-планериста при выполнении скольжения сохранять установленную скорость, держать ручку отклоненной в сторону скольжения для сохранения крена и удерживать планер от разворота нажатием ногой на педаль, противоположную скольжению, не отклоняя чрезмерно ручку из-за опасности срыва.

Скольжение вызывает увеличение подъемной силы того полукрыла в сторону которого скользит ЛА (по сравнению с другим полукрылом).

При скольжении так же имеет место несимметричное обтекание фюзеляжа и других частей ЛА, а это ведет естественно к увеличению коэффициента C_x , а тем самым и лобового сопротивления ЛА.

При скольжении качество планера (ЛА) уменьшается, коэффициент C_y – уменьшается, а C_x – увеличивается.

Основные фигуры пилотажа, выполняемые на эксплуатируемом ЛА: петля, переворот, боевой разворот, поворот на горке, бочки. Их характеристика и техника выполнения.

См. «Руководство по летной эксплуатации планер Л13» Раздел 8. «Высший пилотаж»

Эксплуатационные ограничения летательного аппарата по скорости и перегрузке.

См. «Руководство по летной эксплуатации планер Л13» Раздел 11. «Ограничения»

Так же имеет смысл ознакомиться с разделом 3 «Техника полета планерного поезда», пособия «Эксплуатация серийных планеров».

Тема № 10. Штопор ЛА.

Авторотация крыла. Схема сил на штопоре. Причины срыва в штопор. Характеристики нормального, плоского и перевернутого штопора. Влияние центровки, разнеса грузов, положения элеронов на штопорные свойства летательного аппарата. Техника ввода и вывода из штопора Вывод ЛА из штопора при произвольном срыве. Перегрузки на штопоре. Особенности полета ЛА на режиме парашютирования. Ошибки, допускаемые при вводе и выводе из штопора. Причины запаздывания выхода ЛА из штопора.

Авторотация крыла.

Авторотацией, или самовращением, называется способность некоторых тел приходить во вращение под действием потока.

Если тело имеет симметричную форму, то авторотация кажется непонятной. Случай авторотации легко наблюдать, если, вырезав из картона прямоугольную полоску, бросить ее ребром вниз: падая она придет в быстрое вращение. Объяснение этого явления в том, что симметричное тело может обтекаться несимметрично.

Авторотация крыла является основной причиной штопора ЛА.

Штопором называется самопроизвольное вращение самолета на закритических углах атаки по крутой нисходящей спирали с малым радиусом. Преднамеренный ввод и вывод самолета из штопора впервые в мире был совершен русским летчиком К. Арцеуловым в 1916 г. Теория же штопора была разработана в 1928 г. заслуженным деятелем науки и техники В. С. Пышновым.

При наблюдении с земли за планером, вводимым в штопор, можно заметить, как планер, постепенно подымая нос, уменьшает скорость полета. При достижении критического угла планер резко сваливается на крыло и на нос и, быстро вращаясь, падает вниз, мелькая крыльями.

При выходе из штопора планер сперва замедляет, а потом полностью прекращает вращение, но продолжает опускаться, а затем обычным образом по плавной траектории выходит из пикирования в режим планирования.

Характерно, что после нескольких начальных витков устанавливается некоторый постоянный режим штопора с определенной скоростью по траектории и по вертикали и радиусом вращения и др.

Режим штопора зависит от типа и размеров планера, профиля его крыльев, центровок, расположения грузов относительно центра тяжести, формы и компоновки оперения и др. В зависимости от этого различают различные виды штопора: нормальный, плоский, перевернутый (обратный).

Схема сил на штопоре.

В установившемся штопоре действуют следующие силы (см. рисунок): сила веса планера G , равнодействующая аэродинамических сил R и моменты, вращающие планер.

Раскладывая силу R по вертикальному и горизонтальному направлениям, мы получим силу R_1 , которая является центростремительной, и силу R_2 , уравновешивающую вес планера G .

При постоянстве скорости по траектории

$$R_2 = R \cos \varphi = G \quad \text{или}$$

$$C_R \frac{\rho V^2}{2} S \cos \varphi = G,$$

$$\text{откуда скорость по траектории будет } V = \sqrt{\frac{2G}{C_R \rho S \cos \varphi}}$$

Величина C_R на больших закритических углах атаки значительна, поэтому скорость при штопоре не велика, особенно на режиме плоского штопора.

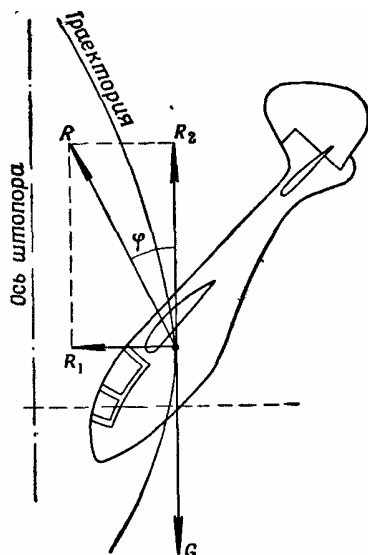


Схема сил при установившемся штопоре

Причины срыва в штопор.

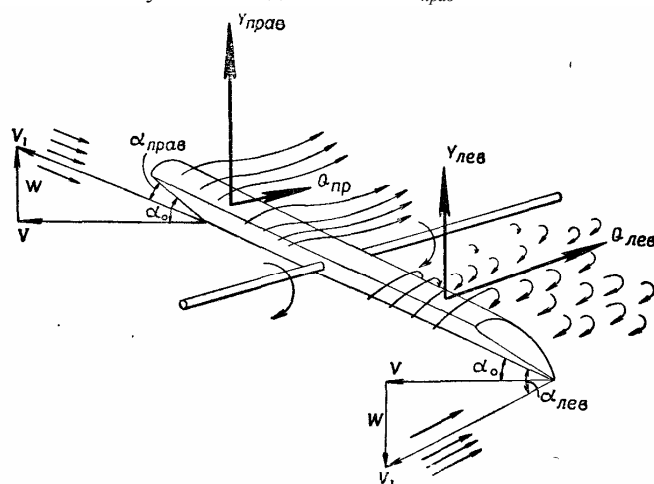
При срыве в штопор планер сваливается на крыло и на нос, и, сохраняя крен, быстро начинает вращаться (штопорить).

Причиной штопора и усиления его вращения является самовращение крыла на углах атаки выше критических (авторотация крыла).

Сущность самовращения заключается в следующем.

После срыва с крыла потока воздуха и возникновения вращения у опускающегося крыла увеличивается угол атаки, а у поднимающегося—угол атаки уменьшается.

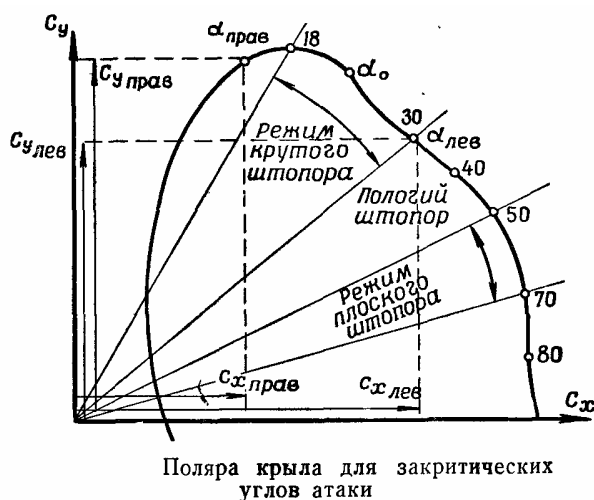
На рисунке изображена плоскость, которая получила левый крен. Левое крыло, опускаясь со скоростью W и двигаясь по направлению скорости V_I , встречает поток под углом $\alpha_{лев}$, большим, чем α_0 , а правое крыло при этом уменьшает свой угол атаки до значения $\alpha_{прав}$.



Самовращение крыла

Опускающееся крыло на углах атаки выше критических, получает меньшую подъемную силу и большее лобовое сопротивление по сравнению с поднятым крылом, имеющим угол атаки меньше критического и плавное обтекание, т. е. получается, что

$$C_{Y_{ЛЕВ}} < C_{Y_{ПРАВ}}, \text{ а } C_{X_{ЛЕВ}} < C_{X_{ПРАВ}}.$$



Поляра крыла для закритических углов атаки

Таким образом, разность подъемных сил правого и левого крыльев будет увеличивать кренящий момент на левое крыло и вращение плоскости будет ускоряться, так как разница в углах атаки и подъемных силах на его концах не только не будет уменьшаться, но увеличится.

Разность же лобовых сопротивлений концов крыльев будет создавать заворачивающий момент, который будет нарастать.

Следовательно, на вращающуюся плоскость действуют кренящие и заворачивающие моменты, которые возникают у современных крыльев на углах атаки выше критических. При этом на углах атаки (в средней части крыла) от 15 до 30° крыло дает одновременно и кренящее и заворачивающее действие, а при больших углах атаки при ослаблении кренящего момента остается и усиливается только заворачивающее действие, что соответствует режиму плоского штопора. Если же угол атаки сделать меньше критического, то вращение немедленно прекращается.

Отсюда следует, что авторотация крыла, а следовательно, и любой режим штопора (крутой, пологий, плоский) может быть только на углах атаки выше критических.

Это еще раз подтверждает, что основная задача вывода из штопора заключается в уменьшении углов атаки крыла или переводе планера в пикирование.

Это так сказать теория, а практика следующая – вывод ЛА на закритические углы атаки случается от невнимательного управления летательным аппаратом, в нашем случае планером.

Особенно распространено перетягивание ручки на себя при парящих полетах, когда пилот стремится уменьшить скорость, что бы быть как можно ближе к центру потока и получить наибольшую скороподъемность,

забывая при этом, что срыв в спирали происходит на скорости большей, чем в горизонтальном полете.

Так же распространенным и к тому же очень опасным случаем является перетягивание ручки на себя при совершении маневров на малой высоте. В этом случае с человеком плохую шутку играет его собственный инстинкт самосохранения. Даже неопытный пилот понимает, что чем он дальше от поверхности земли тем он в большей безопасности и отсюда при разворотах на малой высоте, рука сама тянет ручку на себя. Что особенно опасно, учитывая сколько теряет высоты планер за виток штопора. Так что при некоторых высотах можно просто не успеть вывести планер из штопора.

Характеристики нормального, плоского и перевернутого штопора.

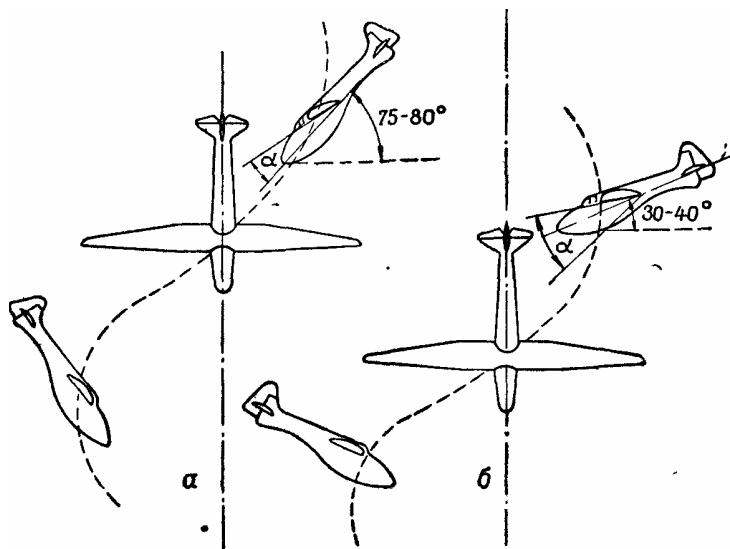
Крутой штопор (нормальный) это такой штопор, когда фюзеляж круто наклонен и его продольная ось составляет с горизонтом угол в $75\text{—}80^\circ$.

Плоский штопор характерен малым углом наклона фюзеляжа к горизонту (примерно $30\text{—}40^\circ$), малым радиусом, но большой скоростью вращения.

Плоский штопор является наиболее опасной фигурой, так как дает большое запаздывание при выходе, т. е. после отклонения рулей планер продолжает вращение, доходящее иногда до 2—3 витков.

Кроме этих видов, штопор может быть выполнен в перевернутом положении (перевернутый штопор); случайное попадание в такой штопор возможно при полете на спине или при выполнении фигур, связанных с переворотом.

Горизонтальный штопор, или так называемая „штопорная бочка“, выполняется на большой скорости при штопорном положении рулей. На планере можно сделать два таких поворота, т. е. один виток штопора в горизонтальной плоскости с некоторой потерей высоты.



Крутой и плоский штопор планера

Планер самопроизвольно, т. е. помимо желания летчика, срывается обычно сначала в крутой штопор, затем, если скорость вращения его увеличивается, через несколько витков входит в плоский штопор.

Для выхода из плоского штопора планер надо перевести в крутой штопор, а затем, остановив вращение, вывести планер из пикирования. Таким образом, планер не может попасть сразу в плоский штопор или сразу из него выйти в нормальный полет. Поэтому плоский штопор является наиболее опасным видом штопора; выход из него сопряжен с большим запаздыванием и требует большого времени и больших высот.

Характеристики крутого и плоского штопора:

Характеристика	Крутой штопор	Плоский штопор
Угол наклона фюзеляжа к горизонту	$75\text{—}80^\circ$	$30\text{—}40^\circ$
Угол атаки крыльев	$20\text{--}35^\circ$	$50\text{--}70^\circ$
Скорость по траектории	$1,5\text{--}1,7 V_{\min}$	$1,1\text{--}1,15 V_{\min}$
Величина перегрузки	2.5-3	1.3-1.5
Время выполнения одного витка	2-2.5 сек	0,5-1 сек
Радиус	До 1/2 размаха крыла	0,5-0,7м
Потеря высоты за 1 виток	60—90 м	35—40 м
Величина запаздывания при выводе	До половины витка	2—3 витка
Усилие на ручке	Ручка тянет	Ручка сильно давит назад

Режим штопора контролируется летчиком-планеристом по величине скорости по траектории и усилию на ручке

управления. На крутом штопоре скорость по траектории на 50—70% больше минимальной, а на плоском превышает ее на 10—15%. Следовательно, если скорость по прибору увеличивается, то планер переходит в более крутой штопор и можно ожидать его прекращения. И, наоборот, если скорость уменьшается, то это указывает на переход планера в более плоский штопор.

Срыв в перевернутый штопор возможен совершенно внезапно, так как критические отрицательные углы атаки крыла значительно меньше, чем при нормальном положении планера, поэтому резко отклонять ручку от себя в перевернутом полете опасно и недопустимо.

Вывод планера из перевернутого штопора не представляет особой сложности и заключается в том, что педали устанавливают нейтрально, а ручку управления отклоняют в положение на себя.

Тогда планер прекращает вращение и переходит в пикирование, а дальше в нормальный планирующий полет.

При достижении нормального угла планирования ручку следует отклонить от себя настолько, чтобы сохранить наивыгоднейшую скорость планирования.

Влияние центровки, разноса грузов, положения элеронов на штопорные свойства летательного аппарата.

При задней центровке ухудшается продольная устойчивость, т.е. способность планера самостоятельно, без помощи летчика, восстанавливать нарушенное равновесие.

Устойчивый планер при вынужденном внешними причинами отклонении от равновесия в сторону больших углов атаки стремится к уменьшению угла атаки, что задерживает его срыв в штопор.

При чрезмерно задних центровках планер становится продольно не устойчивым, при кабрировании быстро достигает своего критического угла атаки и срывается в штопор.

С грузами все просто (дополнительные грузы используются на спортивных планерах и устанавливаются в носу планера), чем больше груз установленный в носу планера, тем планер устойчивее, а далее см. предыдущий абзац.

На углах атаки выше критической, на которых происходит штопор, элероны меняют главным образом не подъемную силу, а величину лобового сопротивления, а следовательно скорость вращения и скольжения на штопоре.

Отклоняя ручку в сторону, обратную вращению штопора, мы получим большое лобовое сопротивление за счет опущенного элерона на внутреннем крыле. Это вызовет увеличение скорости вращения, переход планера из внутреннего скольжения во внешнее и стремление перейти в более плоский штопор, выход из которого довольно труден.

При отклонении ручки в сторону штопора скольжение будет изменяться, наоборот, в сторону внутреннего крыла.

Внутреннее скольжение облегчает и способствует быстрейшему выводу из штопора.

Как правило, элеронами на штопоре не пользуются, так как это только усложняет технику вывода, поэтому даже после ввода в штопор с разворота, элероны ставят нейтрально.

Техника ввода и вывода из штопора

По достижении установленной для данного типа планера скорости плавно отклонить полностью педаль в сторону заданного штопора; как только планер начнет сваливаться на крыло и опускать нос, ручку управления добрать полностью на себя; элероны держать в нейтральном положении. В этом положении планер сваливается на крыло и переходит в штопор с наклоном оси фюзеляжа к горизонту 75—80°. Взгляд при штопоре направлять в сторону вращения на 25—30° от продольной оси планера и на 30—40° ниже горизонта.

Для вывода планера из штопора за 40° до намеченного ориентира нога дается полностью против штопора и вслед за ней ручка — в положение между «нейтрально» и полностью от себя строго по продольной оси планера.

После прекращения вращения педали ставят в нейтральное положение, и планер плавно выводится из пикирования на установленной скорости.

Потеря высоты за один виток штопора составляет 60—120 м в зависимости от типа планера и его загрузки.

Запрещается на пикировании при выводе из штопора разгонять планер до скорости больше максимально допустимой.

Кроме того изучить раздел «Штопор» в «Руководстве по летной эксплуатации Л 13»

Вывод ЛА из штопора при произвольном срыве.

При произвольном срыве в штопор определить направление вращения в штопор и немедленно, полным отклонением руля направления против штопора, с последующим отклонением ручки управления (см. вывод из штопора) прекратить вращение планера вокруг вертикальной оси, ноги ставить нейтрально и немедленно выводить из пикирования, не превышая ограничений по скорости и перегрузке.

Перегрузки на штопоре.

Величину перегрузки при штопоре определим из выражения

$$n = \frac{R}{G} = \frac{R}{R \cos \varphi} = \frac{1}{\cos \varphi}$$

Откуда видно, что при крутом штопоре перегрузка больше, чем при плоском.

Например, на крутом штопоре при $\varphi=70^\circ$ перегрузка равна:

$$n = \frac{1}{\cos \varphi} = \frac{1}{0.34} = 2.9,$$

а при плоском штопоре, при $\varphi=30^\circ$

$$n = \frac{1}{\cos \varphi} = \frac{1}{0.86} = 1.15$$

Особенности полета ЛА на режиме парашютирования.

Парашютирование производится для того, чтобы планерист прочувствовал эффективность рулей планера на больших углах атаки и на малых скоростях полета и научился удерживать планер от сваливания на крыло.

В зоне, на заданной высоте, планеристу необходимо осмотреться и выбрать ориентир для сохранения направления.

Направление взгляда при парашютировании такое же, как и при посадке.

Установить планер на скорости, соответствующей режиму парашютирования, и, действуя рулями управления, удерживать планер от сваливания на крыло и устранять появляющиеся крены. По мере уменьшения скорости действия рулями должны быть более энергичными, при этом крены устраняются не только элеронами, но и рулем направления.

Для прекращения парашютирования незначительно отпустить ручку управления — планер увеличивает скорость и становится хорошо управляемым.

Ошибки, допускаемые при вводе и выводе из штопора.

а) *не полностью отклонена педаль для вывода*, и планер продолжает вращение. Сразу же, как только обнаружена эта ошибка, следует полностью отклонить педаль в сторону, противоположную вращению;

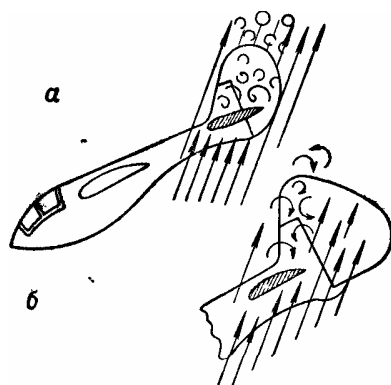
б) *ручка мало отклоняется от себя*. Иногда планерист недостаточно отдаст ручку от себя для вывода из штопора. В этом случае планер не выходит из штопора, а только лишь несколько замедляет вращение;

в) *при выводе из пикирования ручка резко выбирается на себя*, в результате чего создается большая перегрузка (планер теряет скорость)

Причины запаздывания выхода ЛА из штопора.

-внешнее скольжение;

-затенение рулей,



Затенение рулей

Для большей эффективности хвостовое оперение должно быть расположено так, чтобы при штопоре оно не попадало в завихренный поток воздуха от крыла или фюзеляжа, а также, чтобы не было так называемого взаимного затенения рулей.

Взаимное затенение рулей чаще всего может быть при пологом и плоском штопоре.

Руль направления, попадая в завихренный поток от стабилизатора и руля высоты (фиг. 95, а), резко снижает эффективность своей работы, так как заслоненная (затененная) при этом часть площади руля не работает.

Для уменьшения затенения руль направления устанавливают так, чтобы основная площадь его была ниже стабилизатора, а также стараются по возможности дальше раздвигать друг от друга вертикальное и горизонтальное хвостовые оперения.

- Отклонение ручки против штопора или так называемое „перекрещивание рулей“ во всех случаях будет увеличивать запаздывание и затруднять вывод из штопора, что, конечно, недопустимо.