

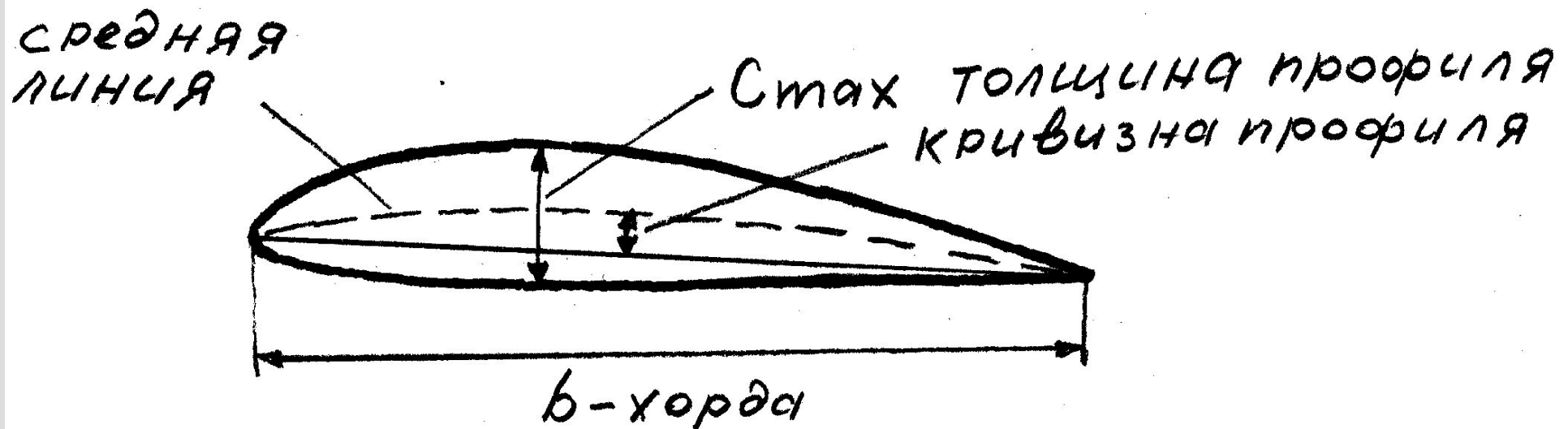
ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

Настоящий курс практической аэродинамики представляет собой начальный курс практической аэродинамики для начинающих

Не нужно пугаться формул и графиков, они нужны лишь для наглядного восприятия, а не для точных математических расчетов. Очень важно последовательно и точно понять и запомнить материал. Это поможет избежать нелепых ошибок, которые могут очень дорого стоить.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ



Хорда профиля (b) — отрезок прямой, соединяющий две наиболее удалённые точки профиля.

Толщина профиля ($C_{\text{тах}}$) — величина максимального утолщения профиля.

Относительная толщина профиля (C) — отношение максимальной толщины $C_{\text{макс}}$ к хорде, выраженное в процентах:

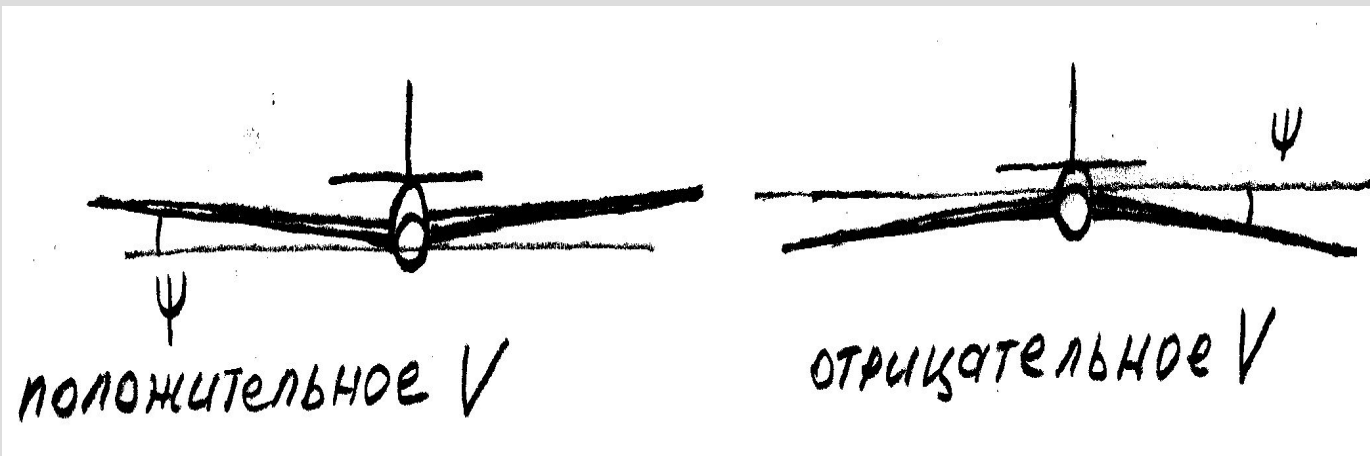
C до 13% считается тонким или средним профилем, свыше 13% — толстым профилем.

Кривизна профиля (f) — наибольшее расстояние от средней линии до хорды, выраженное в

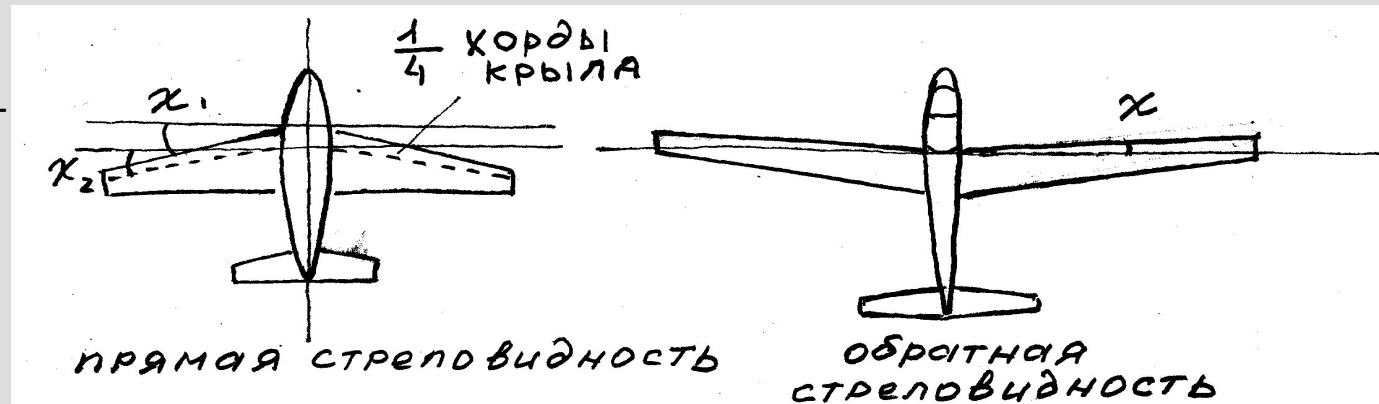
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Геометрические характеристики крыла сводятся в основном к характеристикам крыла в плане..
Геометрическими размерами крыла являются:

- размах;
- хорда (корневая и концевая);
- площадь S ;
- угол поперечного $V(\psi\text{-пси})$;



- угол стреловидности $\chi(\chi\text{и})$;
- Стреловидность крыла может
1. По передней кромке крыла
 2. По $\frac{1}{4}$ хорд крыла.

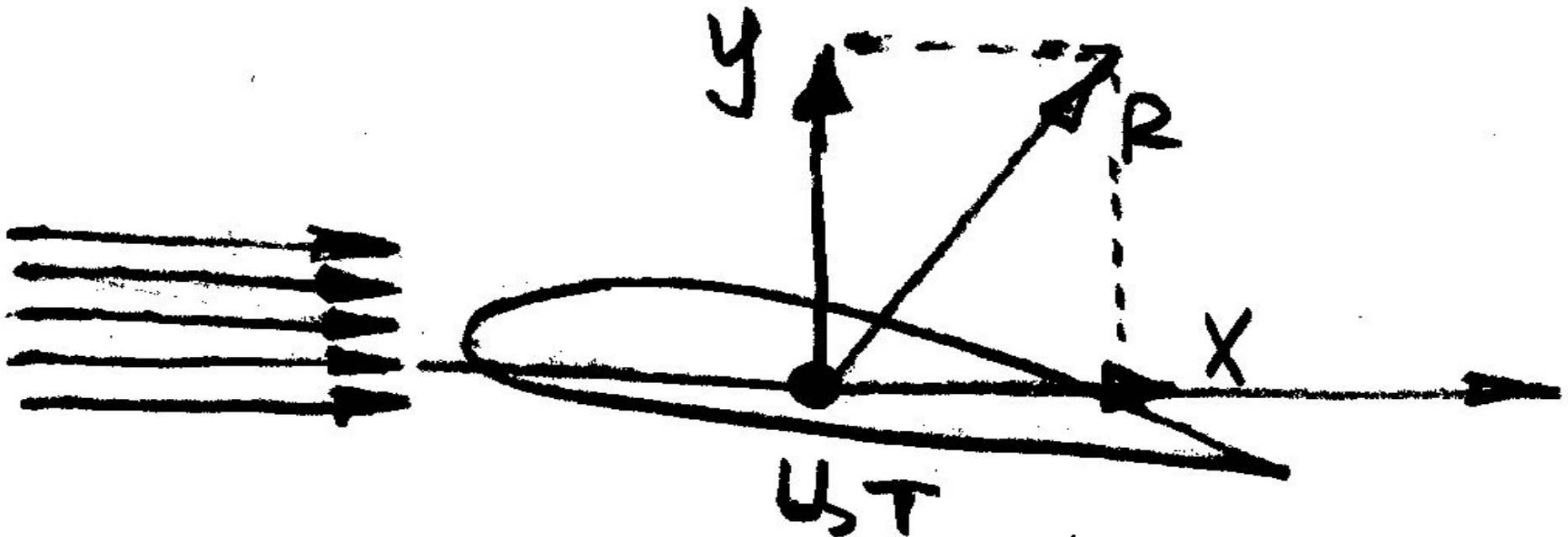


СВЯЗАННАЯ И СКОРОСТНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

УСТАНОВОЧНЫЙ УГОЛ.

Системы координат, применяемые в аэродинамике, имеют начало координат в центре тяжести (ЦТ). Так как ЦТ или центр масс (они совпадают) являются такой точкой, вокруг которой происходят все вращения и повороты тела в пространстве.

Скоростная система координат — это система координат, ось X в которой параллельна вектору потока, а ось Y — перпендикулярна ей.

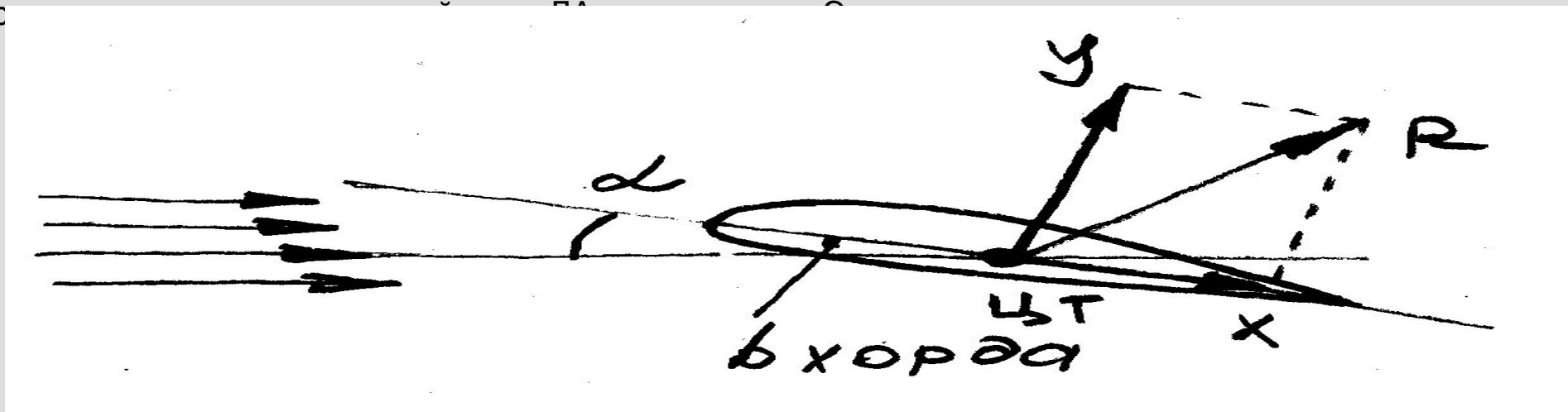


СВЯЗАННАЯ И СКОРОСТНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

Связанная система координат — это система координат, ось X в которой параллельна хорде крыла, а ось Y -перпендикулярна ей.

Угол атаки профиля крыла - угол между хордой крыла и направлением вектора скорости набегающего потока.

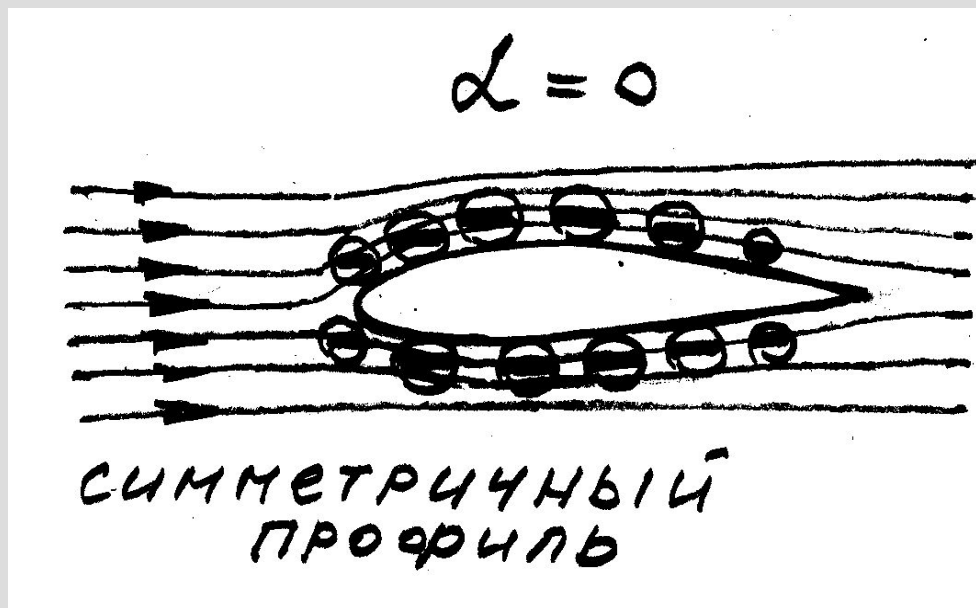
Важно понять, что угол атаки-это угол между вектором скорости набегающего потока и хордой кр



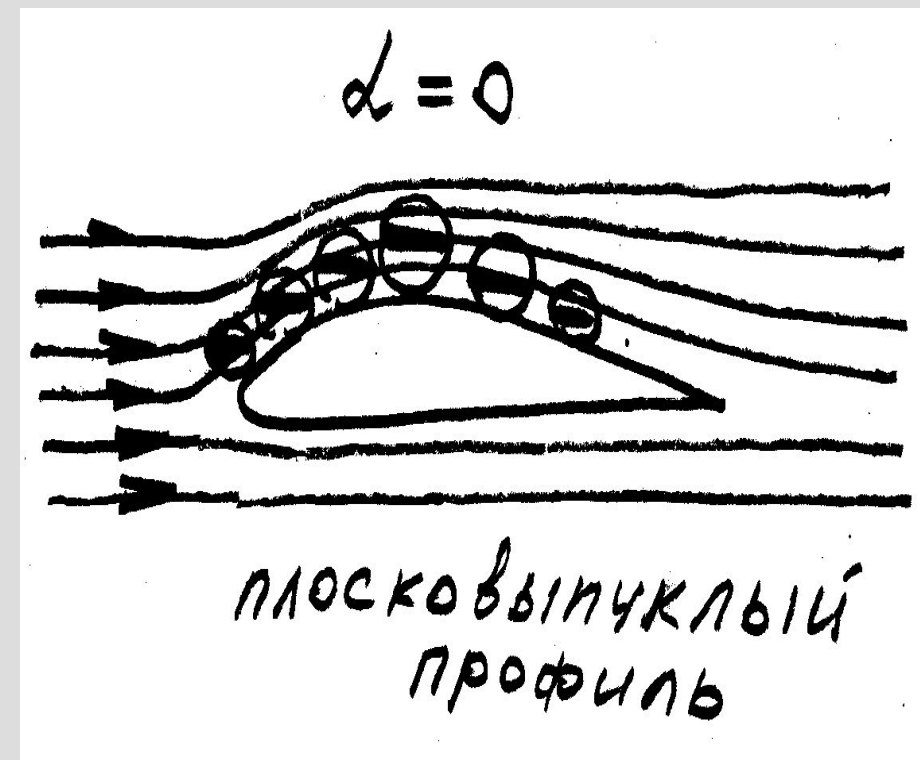
Установочным углом называется угол между продольной осью ЛА и хордой крыла. Этот угол выбирается таким, чтобы на крейсерской скорости полёта угол атаки имел оптимальное значение, а фюзеляж ЛА создавал минимальное сопротивление.

КАРТИНА ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА И РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ НА КРЫЛЕ

Из-за обтекания выпуклой части профиля поток сжимается, скорость в нём растёт и соответственно падает давление (закон Бернулли).



Поэтому на плосковыпуклом профиле при $\alpha = 0$ возникает разность давлений под крылом и над крылом и появляется подъёмная сила.



КАРТИНА ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА И РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ НА КРЫЛЕ (часть 2)

При столкновении потока с плоскостью под углом α он отбрасывается параллельно плоскости, изменяя направление вниз, при этом возникает сила A — реактивная сила (второй закон Ньютона)

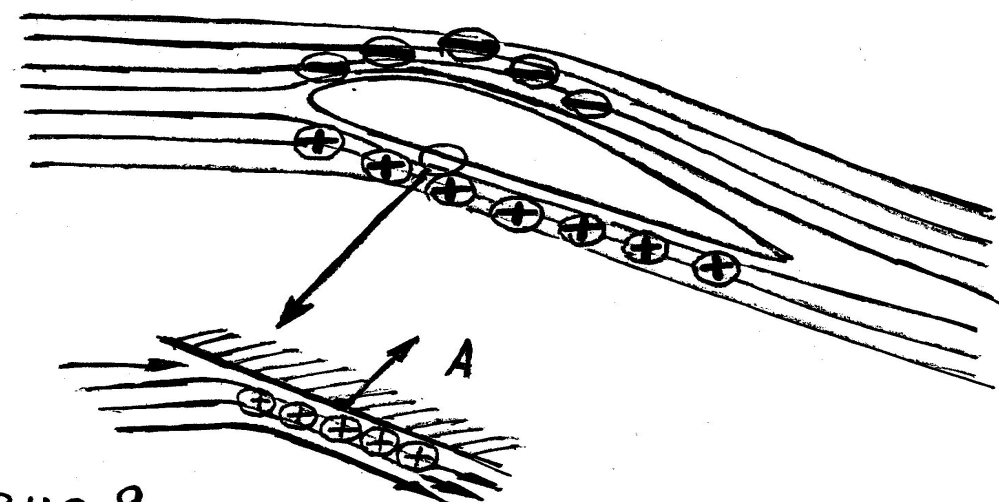
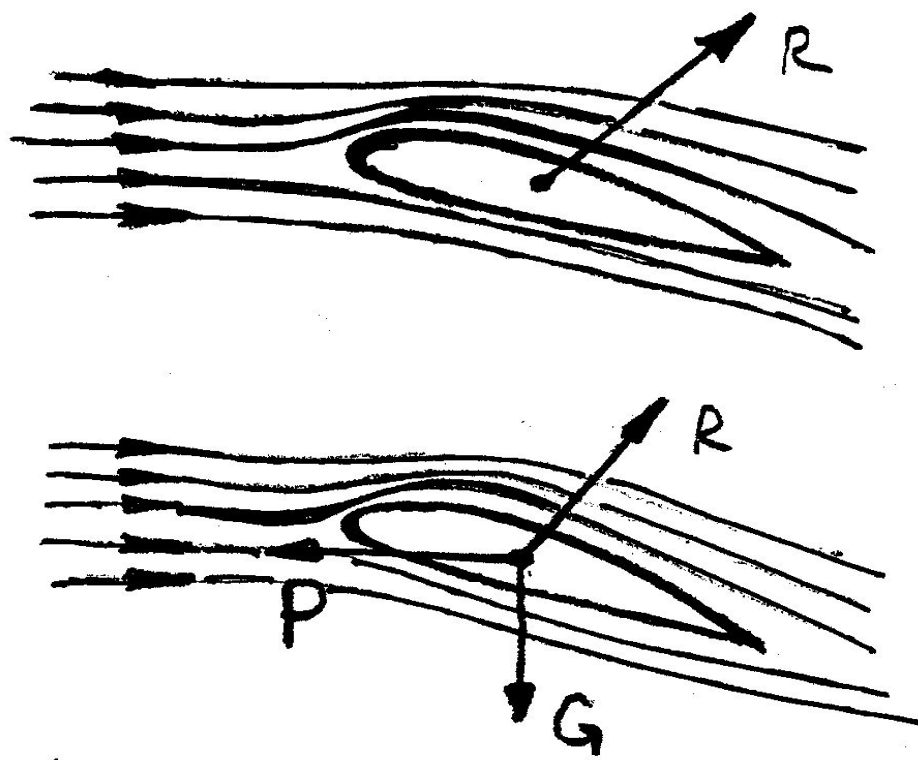


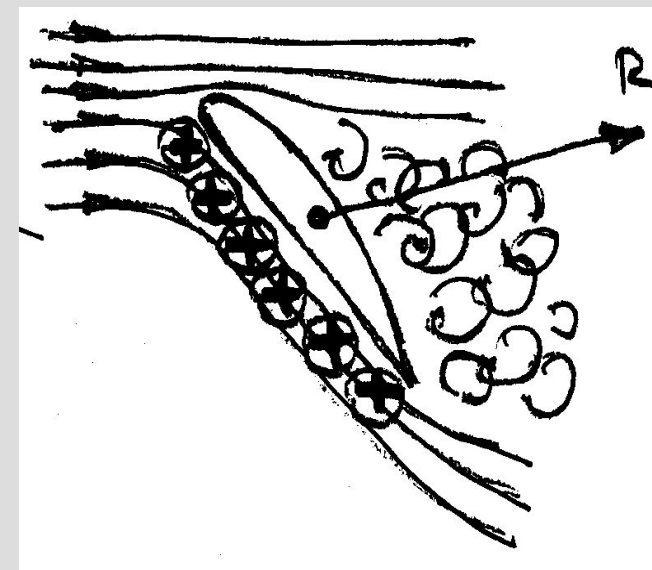
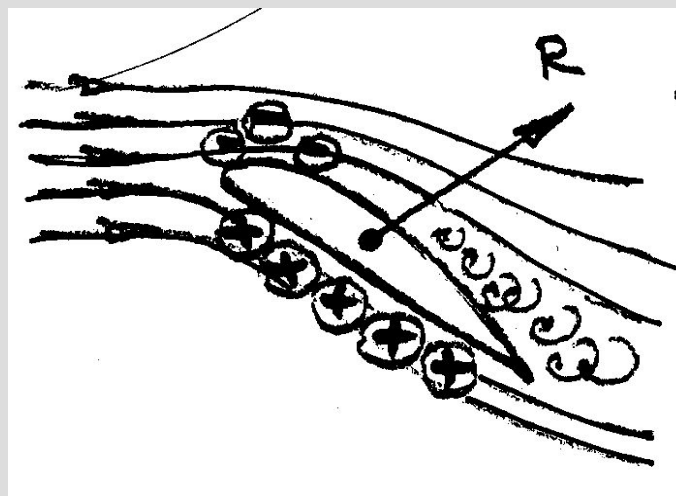
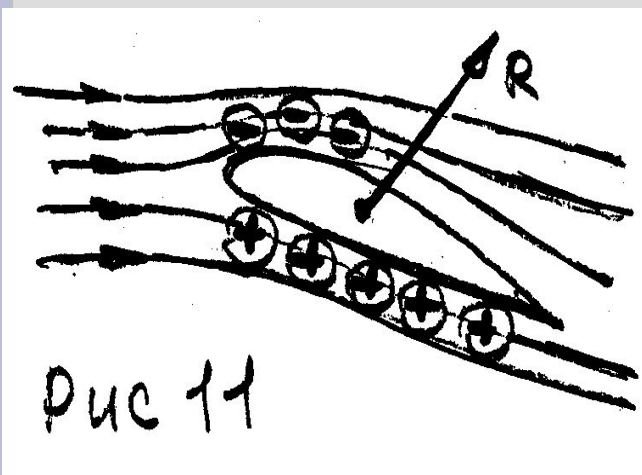
Рис 9

Кроме этого, поток, встречая препятствие и изменяя направление движения, несколько тормозится и в нём повышается давление (закон Бернулли). В совокупности с разрежением, возникающим над верхней поверхностью крыла, образуется аэродинамическая сила — R или полная аэродинамическая сила, которая отклонена несколько назад из-за сопротивления воздуха.



КРИТИЧЕСКИЙ УГОЛ АТАКИ И СРЫВ ПОТОКА С КРЫЛА

С увеличением α величина силы R растет и она отклоняется более и более назад из-за роста сопротивления воздуха, но угол атаки α не может постоянно и безнаказанно расти, в конце концов сук обламывается и наступает срыв потока с крыла.



При срыве потока крыло теряет свою несущую способность и мало чем отличается от обычной обрезной доски. Кроме того, срыв происходит неодновременно на всём крыле и сопровождается тряской с последующим вращением ЛА.

Каждое крыло имеет свой, критический угол атаки α , после превышения которого наступает срыв потока. У толстых профилей $\alpha_{кр}$ больше, чем у тонких из-за более плавного обтекания профиля.

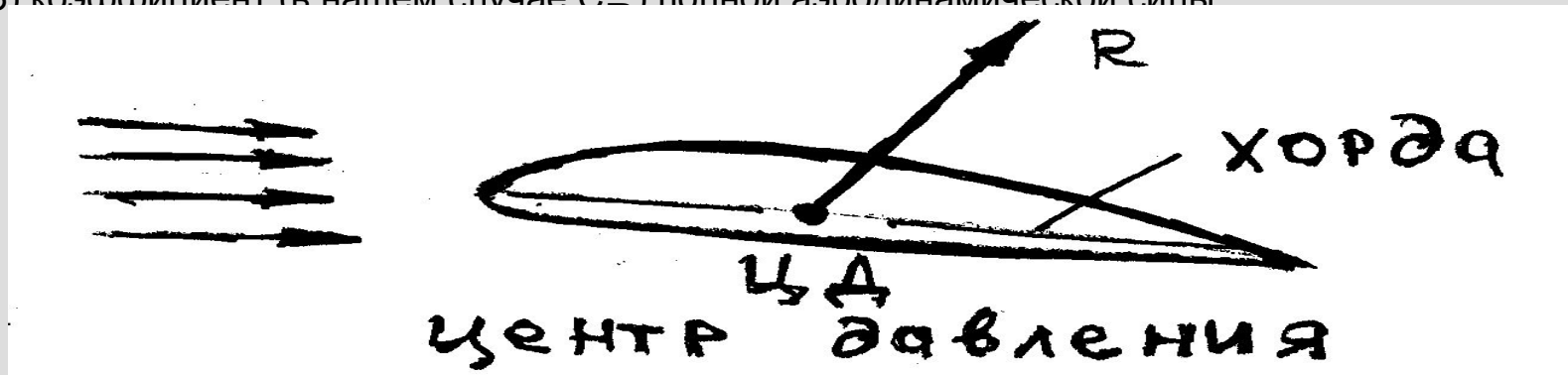
ПОЛНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА R. ЕЁ СОСТАВЛЯЮЩИЕ. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ.

Полной аэродинамической силой R называют равнодействующую всех сил трения и давления, действующих на тело в полете.

Точка пересечения силы R с хордой называется центром давления (ЦД).

Формула силы R — это главная аэродинамическая формула всех времён и народов, причем не только силы R — но и вообще ВСЕХ аэродинамических сил., действующих на самолёты, тепловозы, падающие кирпичи и автомобили. Она проста и гениальна и состоит из трёх множителей:

- 1) S — площадь крыла
- 2) скоростной напор
- 3) коэффициент (в нашем случае C_R) полной аэродинамической силы



$$R = \underbrace{C_R}_3 \underbrace{\frac{\rho V^2}{2}}_2 \underbrace{S}_1$$

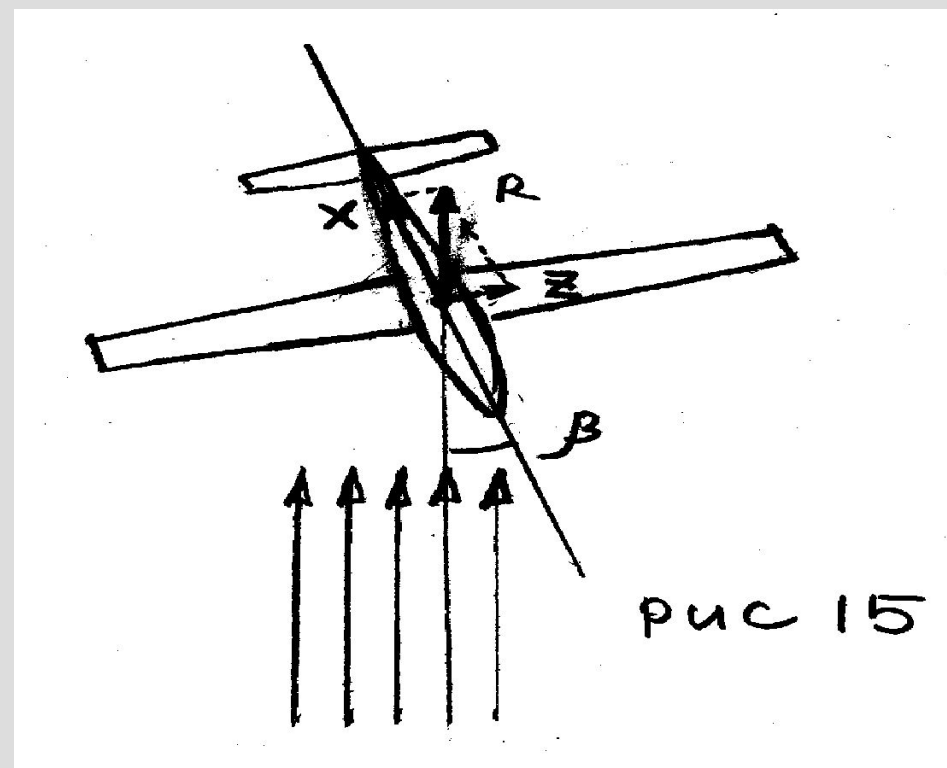
ПОЛНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА R . ЕЁ СОСТАВЛЯЮЩИЕ. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ. (часть 2)

Если силу R разложить по осям скоростной системы координат, то получим 3 (три) её составляющие: X , Y и Z .

X — сила лобового сопротивления;

Y — подъёмная сила.

Z — боковая сила.



Угол β (бета) — угол скольжения. Это угол между продольной плоскостью симметрии ЛА и вектором скорости набегающего потока.

Сила Z возникает только при возникновении скольжения. Без скольжения сила R раскладывается только на Y и X .

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА. ВЛИЯНИЕ МЕХАНИЗАЦИИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА, РАБОТА РУЛЕЙ

Предкрылок служит в основном для увеличения максимальных эксплуатационных углов атаки, а также выдвижные предкрылки увеличивают кривизну и толщину профиля при выпуске, что тоже увеличивает несущую способность крыла.



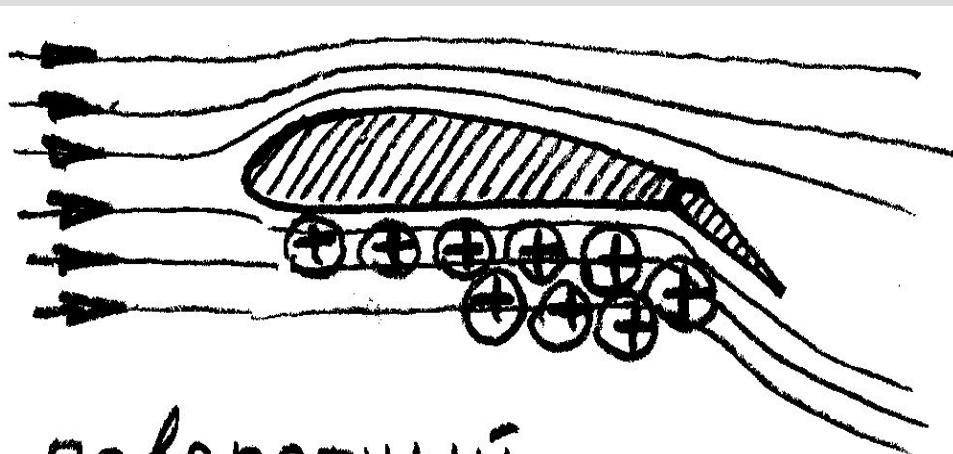
выдвижной
предкрылок



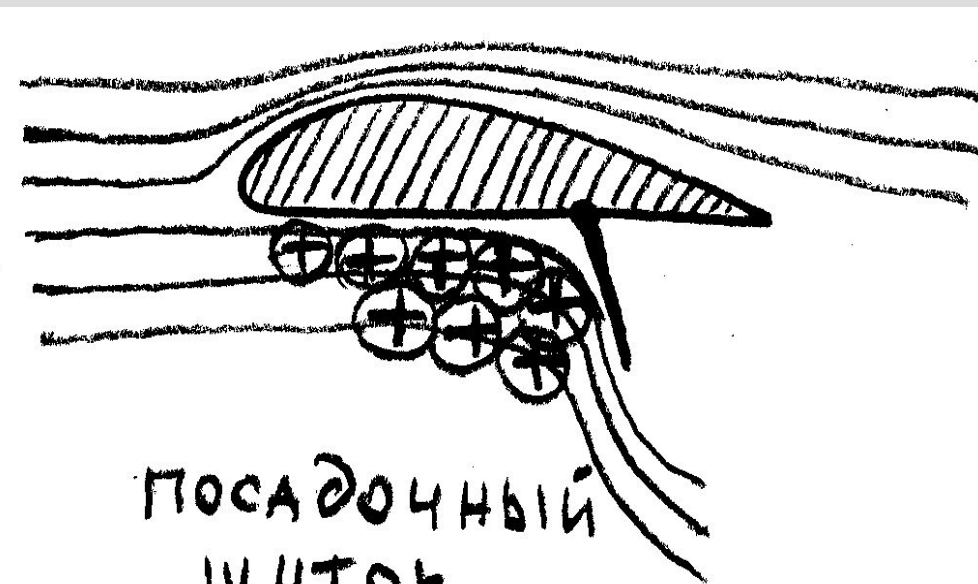
шелевой
неподвижный
предкрылок

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА. ВЛИЯНИЕ МЕХАНИЗАЦИИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА, РАБОТА РУЛЕЙ (часть 2)

Закрылок изменяет кривизну и толщину профиля если это поворотный закрылок или посадочный щиток и увеличивает подъёмную силу, но вместе с тем резко увеличивает лобовое сопротивление, что требует увеличения тяги или увеличения угла планирования. Такие закрылки весьма полезны для уменьшения посадочной скорости, однако из-за большого лобового сопротивления их проблематично применять при взлёте для уменьшения скорости отрыва и сокращения взлётной дистанции.



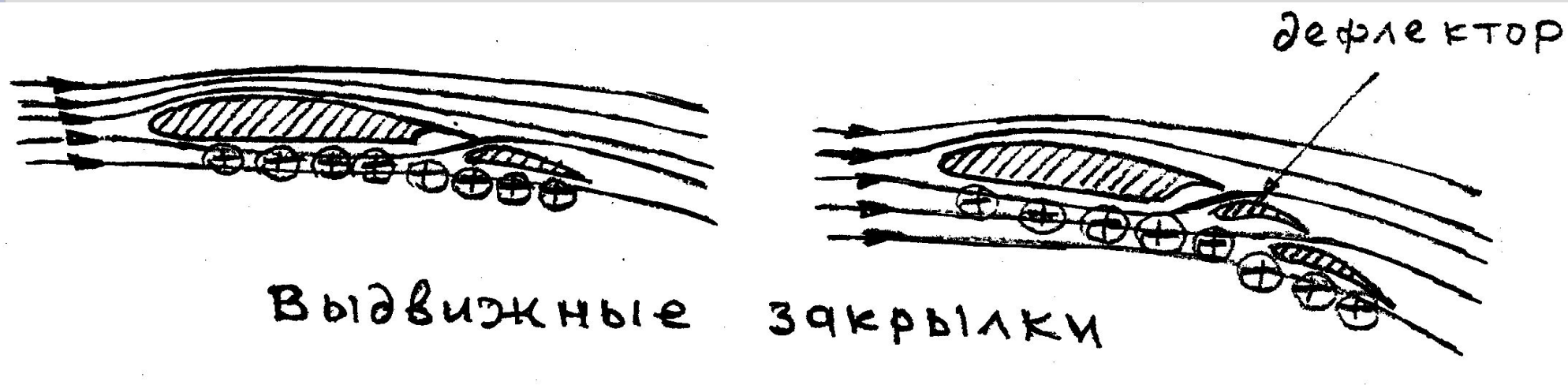
поворотный
закрылок



посадочный
щиток

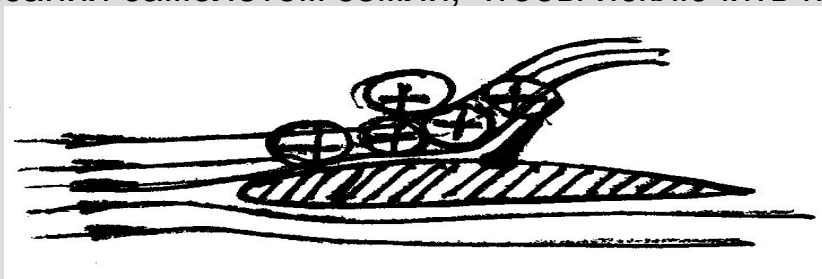
МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА. ВЛИЯНИЕ МЕХАНИЗАЦИИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА, РАБОТА РУЛЕЙ (часть 3)

Выдвижные закрылки увеличивают кривизну профиля, толщину и площадь крыла, тем самым снижая удельную нагрузку на крыло. Удельной нагрузкой на крыло называется вес ЛА на единицу площади крыла. Измеряется в кг/м^2 . Чем меньше нагрузка на крыло, тем на меньшей скорости может летать ЛА. Поэтому большее распространение получили выдвижные закрылки. Они увеличивают одновременно и C_y за счёт изменения кривизны и толщины, и площадь крыла, снижая скорость ЛА,



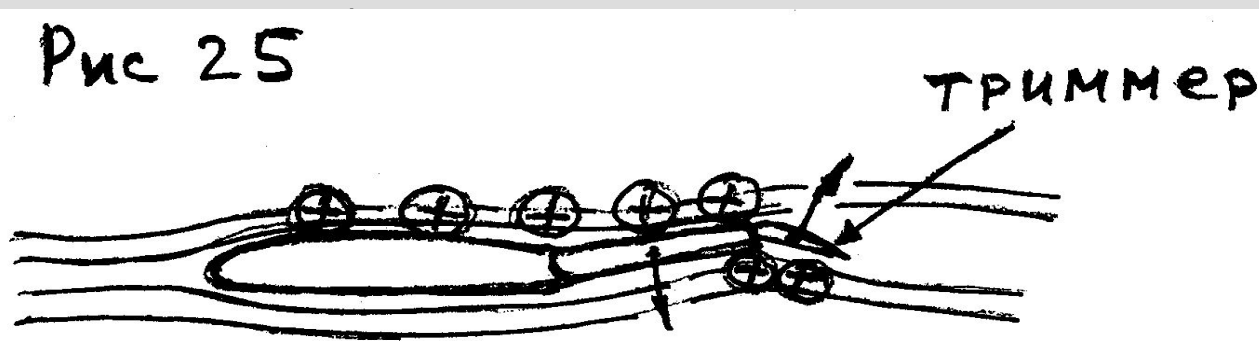
МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА. ВЛИЯНИЕ МЕХАНИЗАЦИИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА, РАБОТА РУЛЕЙ (часть 4)

Интерцепторы устанавливают на крыльях. Принцип работы схож с принципом работы посадочного щитка. при дифференциальном подъёме на крыльях они могут работать совместно с элеронами или вместо них. На посадке их применяют для резкого снижения подъёмной силы после касания самолётом земли, чтобы исключить подсакивание самолёта.



Триммер — это маленькая аэродинамическая поверхность на задней кромке руля, которая способна отклоняться. Триммер усиливает усилия с органов управления.

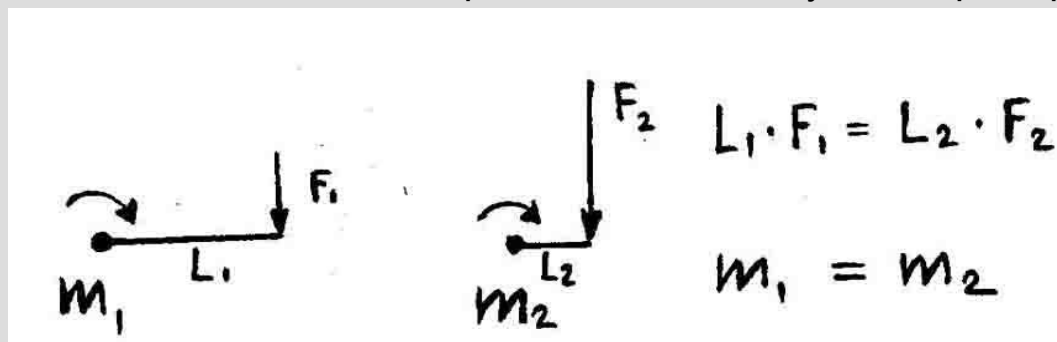
Рис 25



СУЩНОСТЬ РАВНОВЕСИЯ, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

Равновесие сил и моментов, действующих на ЛА в полёте, называется равновесием ЛА.

Моментом называется произведение силы на плечо, на которое она воздействует. Например, моменты на этих рисунках равны.



Уравновешивание моментов называется балансировкой ЛА. Балансировка осуществляется рулями.

Равновесие может быть устойчивым, неустойчивым и нейтральным. Если равновесие неустойчиво, то после каждого внешнего воздействия на ЛА лётчик должен заново балансировать ЛА. Полёт на таком ЛА утомителен. Поэтому в пилотажном отношении ЛА должен быть устойчивым.

Устойчивостью ЛА называется его способность самостоятельно, без вмешательства лётчика сохранять заданный режим полёта и возвращаться к исходному режиму после произвольного отклонения под действием внешних воздействий.

В полёте на устойчивом самолёте лётчик имеет возможность отвлекаться.

Определённая степень устойчивости является необходимым условием управляемости.

Управляемостью называется способность ЛА изменять режимы полёта при отклонении рулей.

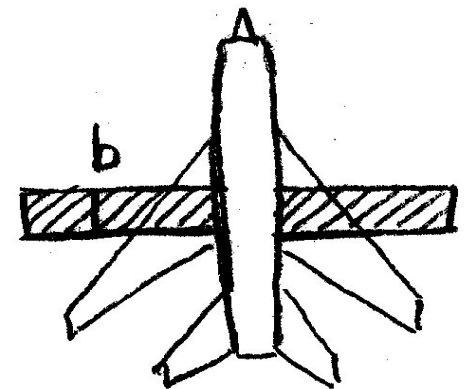
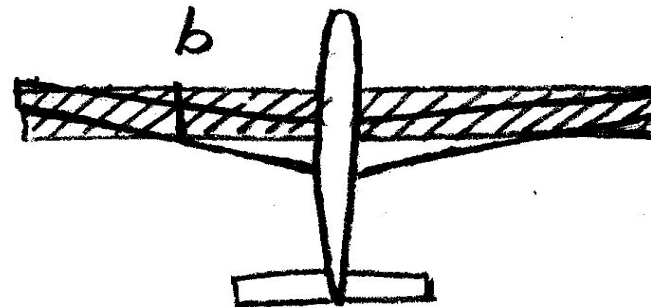
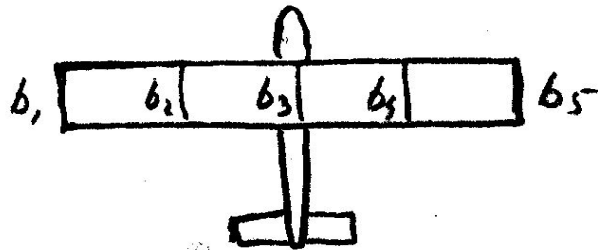
Управляемость — важнейшая характеристика ЛА, поскольку неуправляемый полёт интересен только артиллеристам.

ПОНЯТИЕ О САХ КРЫЛА. ЦЕНТРОВКА ЛА

Положение ЦТ (центра тяжести) или ЦД (центра давления) определяется расстоянием от носика профиля. Для удобства это расстояние измеряется не в см или мм, а в процентах. То есть длина всей хорды крыла берётся равной 100%, и расстояние от носика профиля выражается в процентах. Однако это справедливо только для крыла прямоугольной формы, так как хорды во всех сечениях совпадают. Для крыльев сложной формы эта задача решается следующим образом:

рис 32

$$b_1 = b_2 = b_3 = b_4 = b_5$$



Реальное крыло условно заменяют эквивалентным крылом прямоугольной формы и используют для обозначения положения ЦТ и ЦД. Хорда этого крыла называется *средней аэродинамической хордой* или САХ.

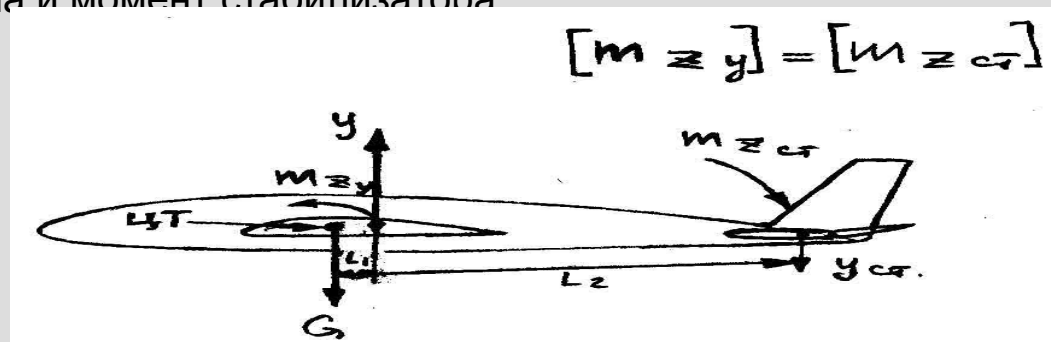
Центром тяжести ЛА называется точка равнодействующих всех сил тяжести всех частей ЛА и грузов, размещённых на нём. Положение ЦТ определяется относительно САХ.

ПОНЯТИЕ О САХ КРЫЛА. ЦЕНТРОВКА ЛА (часть 2)

Расстояние ЦТ от носика САХ, выраженное в процентах её длины, называется центровкой ЛА. Центровка ЛА может изменяться в зависимости от наличия членов экипажа, грузов или пассажиров на борту, из-за выработки топлива, выпуска шасси и т.д. Но в любом случае она не должна выходить за допустимые пределы. Это очень важно.

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

В сбалансированном полёте на крыло действует подъёмная сила Y , сила веса G и балансирующая сила и момент стабилизатора

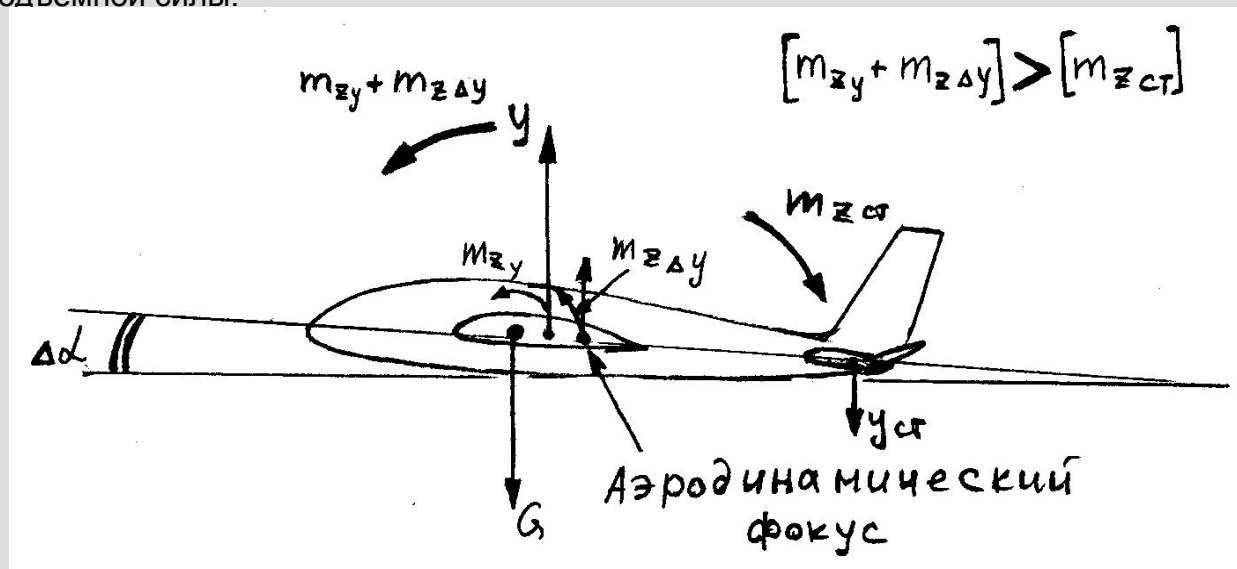


При этом моменты сил от силы Y , и балансирующий момент стабилизатора от силы $Y_{ст.}$ равны, но противоположны по знаку и взаимно уравнивают друг друга. По этой причине ЛА находится в горизонтальном полёте.

ПОНЯТИЕ О САХ КРЫЛА. ЦЕНТРОВКА ЛА (часть 3)

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ФОКУС

При случайном увеличении α возникает неуравновешенная сила ΔY (дельта игрек), которая приложена в аэродинамическом фокусе крыла. На самом деле никакой дополнительной силы не возникает, а сила Y несколько смещается назад. Но в аэродинамике для удобства введено понятие аэродинамического фокуса, т.е. точки приложения приращения подъёмной силы.



Увеличение подъёмной силы вызовет увеличение перегрузки. Перегрузкой называется величина, обозначающая, во сколько раз сила, приложенная к телу, превышает массу этого тела. Перегрузку ещё называют ускорением.

ПОНЯТИЕ О САХ КРЫЛА. ЦЕНТРОВКА ЛА (часть 4)

В аэродинамике перегрузка, как и аэродинамическая сила R , раскладывается по осям координат. В данном случае речь идёт о вертикальной перегрузке.

Дальнейшее поведение ЛА будет зависеть от взаимного расположения фокуса и центра тяжести.

1. Если фокус расположен позади центра тяжести, то создаётся пикирующий момент, который превышает балансирующий момент стабилизатора и стремится уменьшить угол атаки, а следовательно, и перегрузку до исходной. ЛА с такой центровкой называется устойчивым по перегрузке.

2. Если фокус расположен впереди ЦТ, то создаётся дополнительный кабрирующий момент, который стремится ещё больше увеличить α и n_y (перегрузку). ЛА с такой центровкой называется неустойчивым по перегрузке.

3. Если фокус совпадает с центром тяжести, то не создаётся никакого момента и ЛА сохраняет полученную дополнительную перегрузку. Такая центровка называется нейтральной по перегрузке.

Таким образом, **расположение фокуса позади центра тяжести является обязательным условием устойчивости** ЛА по перегрузке.

Расстояние между нейтральной центровкой и фактической центровкой называется **запасом** центровки или **запасом** устойчивости ЛА по перегрузке.

При всех вариантах загрузки и заправки ЛА **центровка должна находиться в допустимых пределах**. ЛА должен всегда иметь минимальный запас центровки, ни при каких условиях нельзя допускать нейтральной или предельно задней центровки. В авиации и по сей день происходят аварии и катастрофы из-за пренебрежения или незнания необходимости контроля центровки ЛА. Каждый ЛА имеет свой диапазон допустимых центровок, он приводится в инструкциях экипажу и инженерно-техническому составу.

ПОНЯТИЕ О САХ КРЫЛА. ЦЕНТРОВКА ЛА (часть 5)

УСТОЙЧИВОСТЬ ПО СКОРОСТИ

Статической устойчивостью по скорости называется способность ЛА сохранять заданную скорость без вмешательства лётчика. Статическая устойчивость по скорости обеспечивается аэродинамической схемой и запасом центровки.

ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Продольной управляемостью называется способность ЛА изменять α под действием руля высоты.

Управляя рулём высоты, лётчик управляет направлением и величиной подъёмной силы стабилизатора. Под действием этой силы ЛА может поворачиваться вокруг поперечной оси Z, изменяя тем самым угол атаки крыла.

Продольная управляемость сильно зависит от центровки ЛА, а также от площади руля высоты, стабилизатора и длины хвостовой части фюзеляжа.

ПОПЕРЕЧНАЯ И ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Поперечной устойчивостью называется способность ЛА самостоятельно выходить из образовавшегося крена.

Поперечная устойчивость обеспечивается положительным V крыла и расположением бокового фокуса ЛА выше центра тяжести.