



Введение в авиационную и ракетную технику

Преподаватель – Григорьев Андрей Алексеевич (доцент, ктн)

Литература:

Основная:

1. Григорьев А.А. Введение в авиационную и ракетную технику: учебное пособие.- Пермь. Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2014 -176 с.
<http://elib.pstu.ru/view.php?fDocumentId=3>

010

Дополнительная:

2. Присняков В.Ф. Двигатели летательных аппаратов. Введение в специальность: Учеб. Пособие. Киев: Виша школа, 1986.- 143 с.
3. Григорьев А.А. Введение в авиационную технику: учебное пособие.- Пермь. Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2007. – 86 с.

Введение в авиационную и ракетную технику

Преподаватель – Григорьев Андрей Алексеевич (доцент, ктн)

Предмет изучения:

- среда, в которой эксплуатируются ЛА;
- история эволюционного развития авиационно-космической техники;
- основы теории полета;
- летательные аппараты и их комплексы;
- силовые и энергетические установки ЛА.

Трудоемкость:

- лекции – 8 часов;
- лабораторные работы – 4 часа.
- самостоятельная работа – 48 часов.

(1, 2 семестры)

Отчетность: 1 семестр - **зачет**

2 семестр - **ЭКЗАМЕН**

Область применения авиации

Авиация - понятие, связанное с полетами в атмосфере аппаратов тяжелее воздуха

Атмосфера Земли - это газовая среда вокруг Земли, которая вращается вместе с Землей как единое целое

Нижняя граница атмосферы – поверхность Земли

Верхняя граница – условно 2000 – 3000 км

Состав атмосферы:

Кислород (O_2)	$\approx 21\%$;
- Азот (N_2)	$\approx 78\%$;
- Углекислый газ (CO_2)	$\approx 0,03\%$;
- Аргон (Ar);	
- Неон (Ne);	
- Гелий (He);	
- Водород (H).	

Структура атмосферы

Нижняя граница атмосферы – поверхность Земли

Верхняя граница – условно 2000 – 3000 км

В слое от **0** до **100** км – сильное перемешивание газов (состав атмосферы не меняется) – **гомосфера (турбосфера)**

В слое от **100** до **400...600** км – состав атмосферы изменяется (весь кислород в атомарном состоянии) – **гетеросфера (другая)**

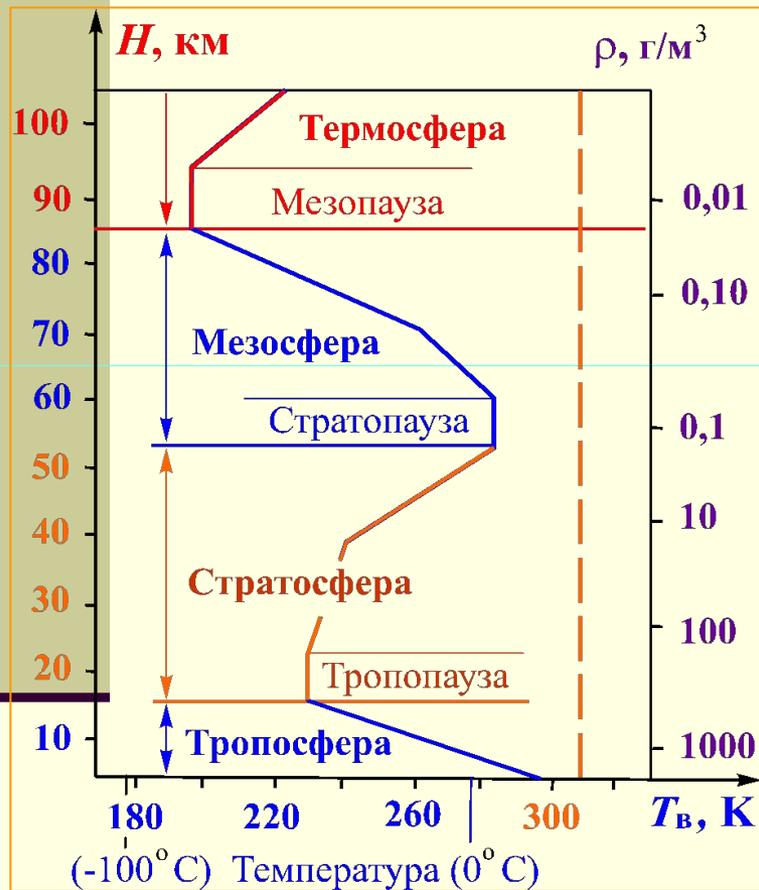
В слое от **400...600** до **1600** км – преобладает гелий

В слое от **1600** до **3000** км – преобладает водород

Выше **3000** – межзвездный газ (**76 %** – водород; **23 %** – гелий)

Введение в авиационную и ракетную технику

Структура атмосферы по изменению температуры



Тропосфера (0...11) км.

– 79 % массы атмосферы. при $\uparrow H \Rightarrow \downarrow T_B$

Стратосфера (11...55) км.

при $\uparrow H \Rightarrow \uparrow T_B$ из-за поглощения УФ озоном.

В тропопаузе – $T_B \approx -56^0\text{C}$

Мезосфера (55...85) км.

при $\uparrow H \Rightarrow \downarrow T_B$ так как прозрачна для УФ.

В стратопаузе – $T_B > 0^0\text{C}$

Термосфера (85...800) км.

при $\uparrow H \Rightarrow \uparrow T_B$ - воздействие солнечной радиации. В мезопаузе – $T_B - 75^0\text{C}$

Экзосфера (сфера рассеивания) > 800 км. $\uparrow T_B > 2000^0\text{C}$



Введение в авиационную и ракетную технику

Структура атмосферы по плотности и массе

При увеличении H уменьшаются плотность и давление воздуха. Основная масса воздуха (90%) в слое до высоты 30 км.

Современная авиация освоила слой атмосферы от 0 до 30 км.

В диапазоне H от 0 до 1 км – турбулентная атмосфера (беспорядочное изменение T , p , скорости и направления ветра), что может вызвать "**болтанку**" летательного аппарата (ЛА).

Серьезную опасность для полетов самолета представляют атмосферные явления в *тропосфере*: обледенение, грозы, порывистые ветры, пыльные бури, которые могут вызывать «**болтанку**» или **опасные вибрации** самолета, создать «**пергрузки**», нарушить **балансировку, устойчивость, управляемость**.

История развития авиации

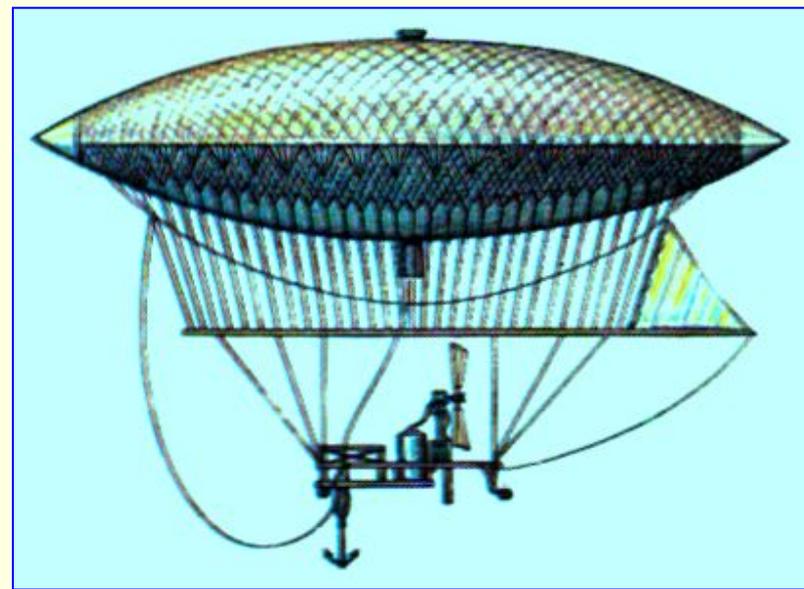
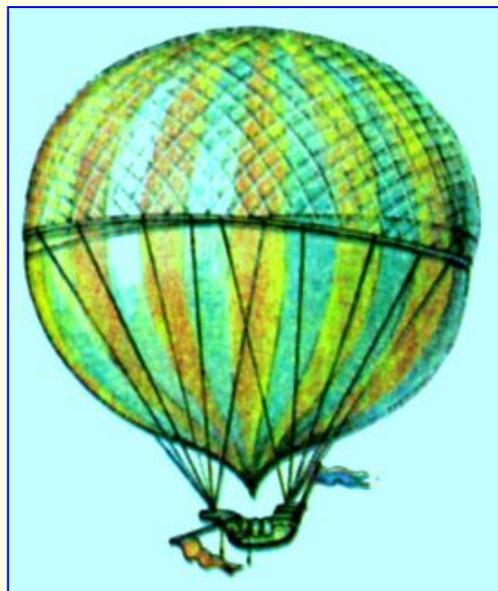
Летательные аппараты легче воздуха

Закон Архимеда - «На всякое тело, погруженное в жидкость (газ), действует выталкивающая сила, равная весу вытесненной жидкости (газа).

1783г.: - монгольфьер (братья Монгольфье - Франция);

1783г.: - водородный шар-аэростат (Ж. Шарль - Франция);

1852г. - управляемый аэростат - дирижабль (А. Жиффар - Франция).

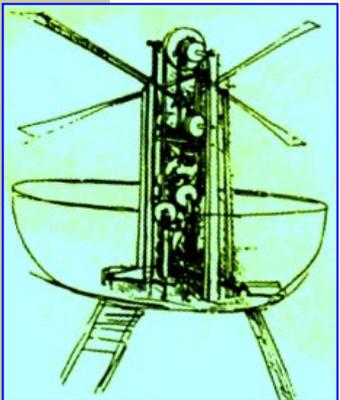


История развития авиации

Первые схемы ЛА тяжелее воздуха

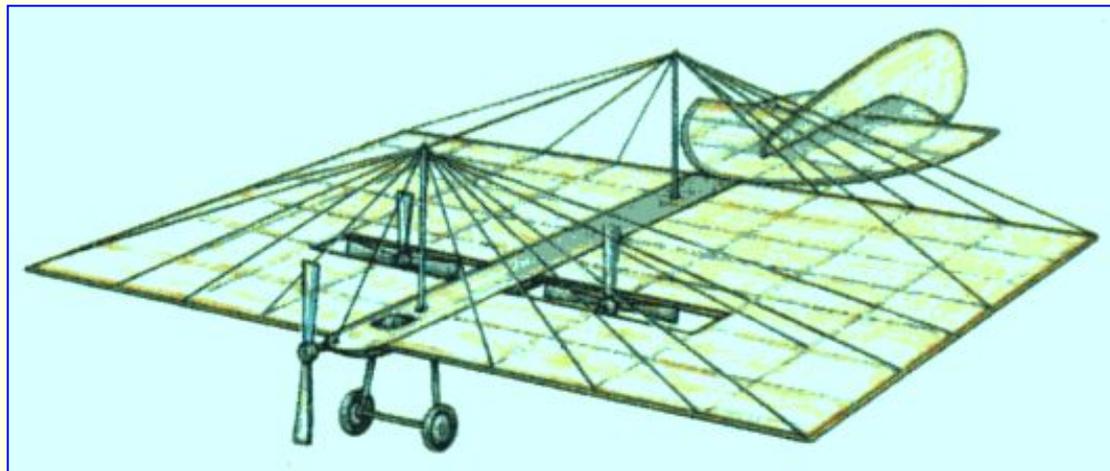
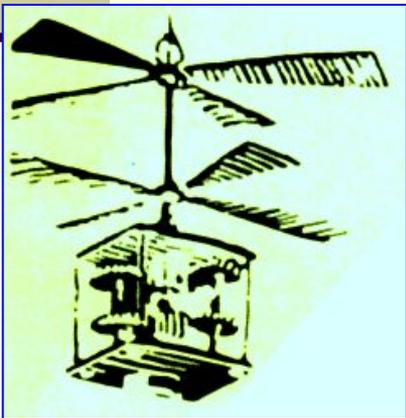


1475г. - Мускулолеты с вращающимися винтовыми поверхностями и машущими крыльями (Леонардо да Винчи - Италия).



1754г. - Модель вертолета с соосными воздушными винтами (Михаил Васильевич Ломоносов - Россия)

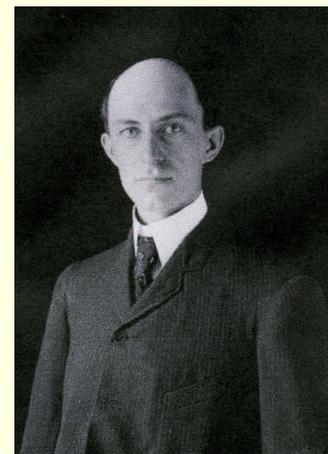
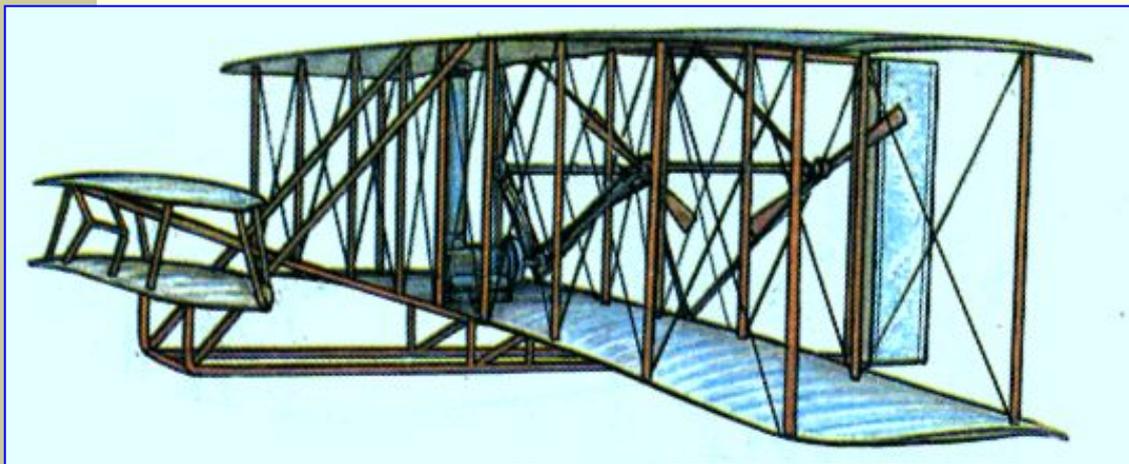
1883г. - Самолет с ВВ, приводимыми паровыми двигателями (А.Ф. Можайский – Россия)



История развития авиации

Первый управляемый полет на ЛА с поршневым ДВС

17.12.1903 г. - совершили американцы братья Райт

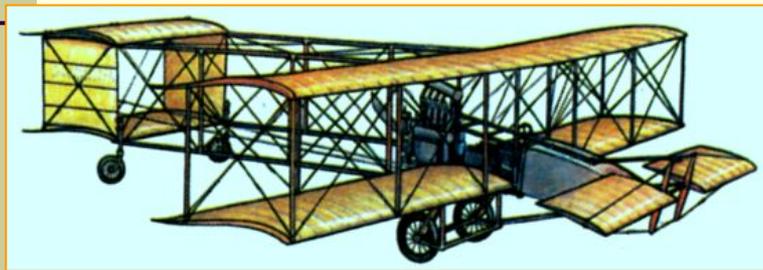


"Флайер - 1"

Этот день считается всемирным днем рождения авиации

История развития авиации

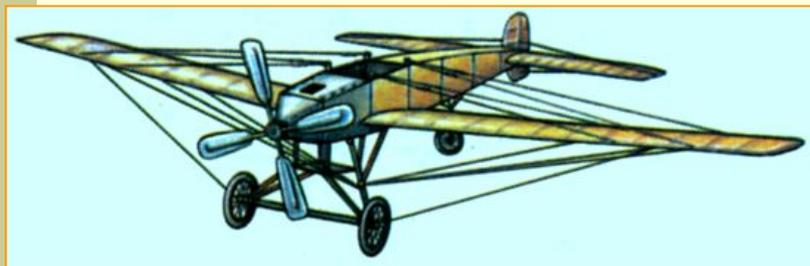
Появление относительно легких ДВС привело к бурному развитию авиации:



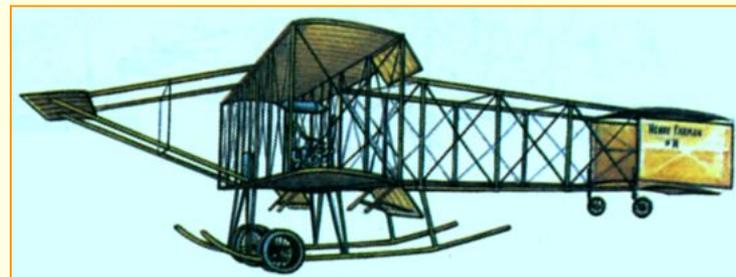
Г. Вуазен - Франция



"Вуазен V III" - Франция



"Блерио V III" - Франция



"Фарман III" - Франция



Ньюпор - Франция

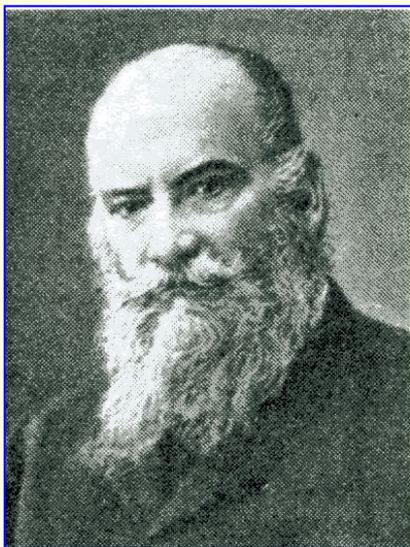


"Фоккер E III" - Германия

История развития авиации

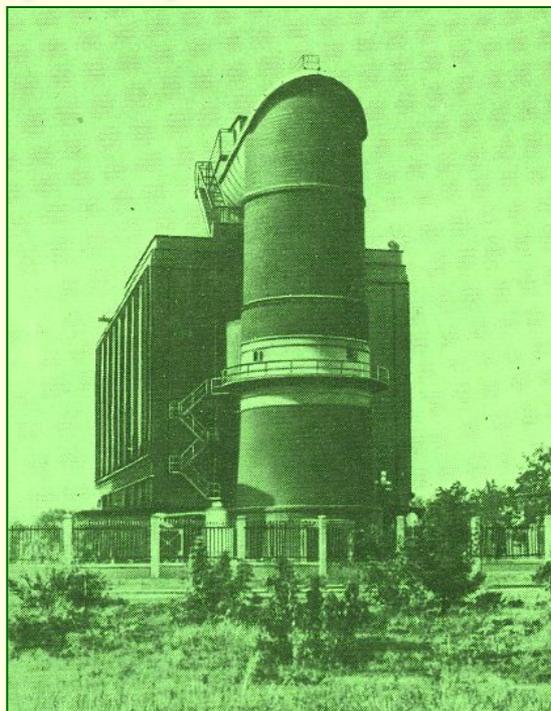
К 1910 году скорость полета ЛА достигала – 80 км/ч, дальность полета 600 км

Практические запросы авиации по увеличению скорости полета стимулировали развитие новой науки - **аэродинамики**



Николай Егорович Жуковский (1847 – 1921 г.г.)

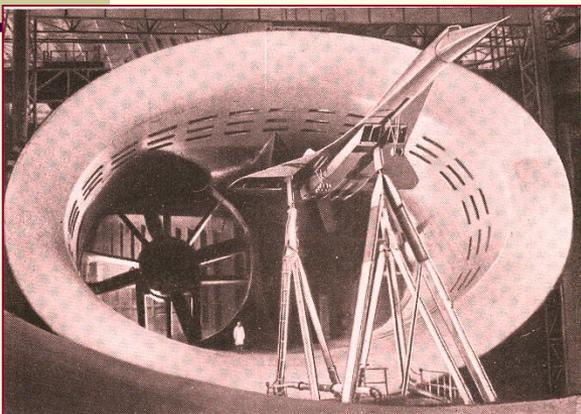
Русский ученый - основоположник современной гидроаэродинамики



1904 г. – открыл и объяснил принцип создания подъемной силы крыла (профиль Жуковского)

1918 г. – создал и возглавил ЦАГИ,

построил первую натурную аэродинамическую трубу



Основы аэродинамики

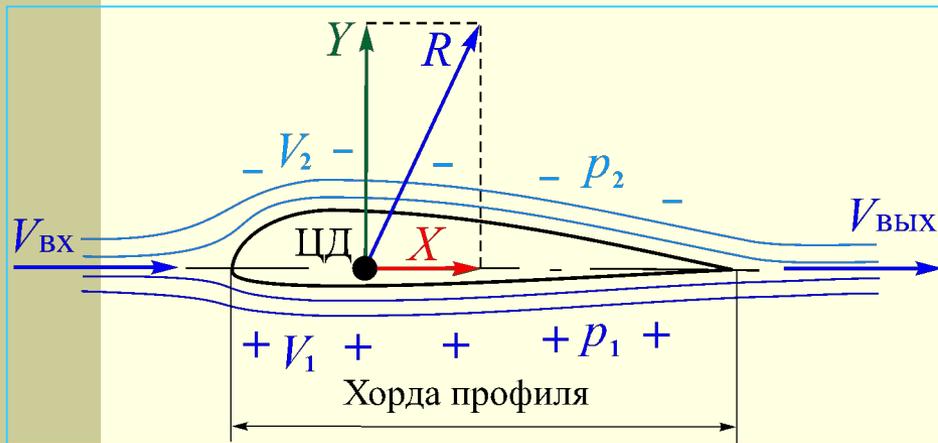
Аэродинамика - раздел механики сплошных сред, изучающий особенности движения жидкостей и газов, а так же механическое и тепловое взаимодействие между жидкостью или газом и движущимися в них телами.

Полет самолета возможен вследствие создания на крыле подъемной силы

Несимметричный профиль крыла (профиль Жуковского) способен создать силу Y при нулевом (отрицательном) угле атаки α (угол между вектором скорости \bar{V} набегающего потока воздуха и хордой профиля).

Основы аэродинамики

Аэродинамические силы



Профиль Жуковского

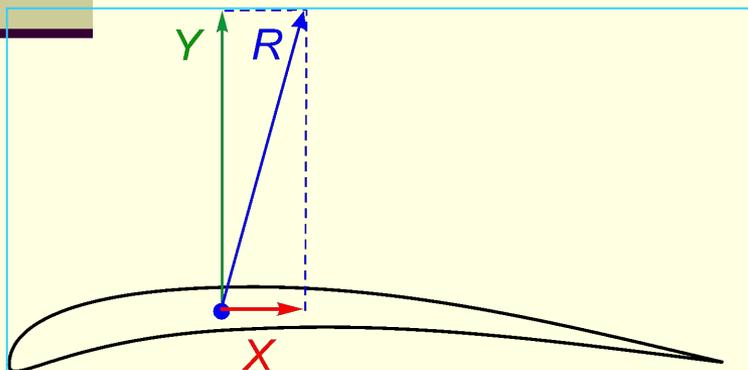
ЦД – центр давления

R – равнодействующая аэродинамическая сила;

Y – подъемная сила;

X – сила аэродинамического сопротивления;

$Y/X=K$ – аэродинамическое качество.



При $\uparrow (Y/X) = \uparrow K \Rightarrow \downarrow V (Y = G_{ЛА}) \Rightarrow \downarrow N_{ДВ}$

Для $\uparrow K$ создают выпукло-вогнутые профили



Основы аэродинамики

Аэродинамические силы

Для $\uparrow K$ так же необходимо: уменьшать площадь ($\downarrow F$), углы обтекания ($\downarrow F_M$ - площадь миделя), и повышать качество поверхности обтекания.

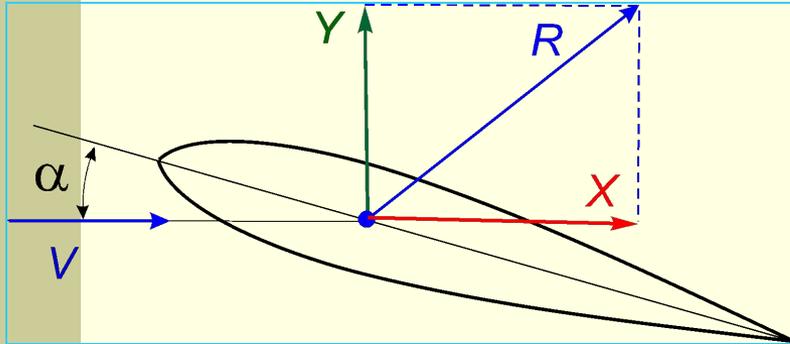
Аэродинамика занимается поиском схем и форм ЛА с минимальным аэродинамическим сопротивлением и максимальной подъемной силой, то есть – максимальным аэродинамическим качеством

При увеличении скорости полета на несимметричном профиле начинается срыв потока с образованием зоны турбулентного течения, что приводит к падению подъемной силы и росту аэродинамического сопротивления, следовательно, снижению аэродинамического качества.

Отодвинуть начало срыва в область более высоких скоростей полета можно за счет применения симметричных профилей, способных создавать подъемную силу только при положительных углах атаки

Основы аэродинамики

Аэродинамические силы



$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S - \text{аэродинамическая сила}$$

где: c_R - коэффициент аэродинамической силы;

$$\frac{\rho V^2}{2} = q - \text{скоростной напор;}$$

S - площадь поверхности обтекания в плане

$$Y = c_Y q S - \text{подъемная сила}$$

$$X = c_X q S - \text{сила аэродинамического сопротивления}$$

где: c_Y - коэффициент подъемной силы

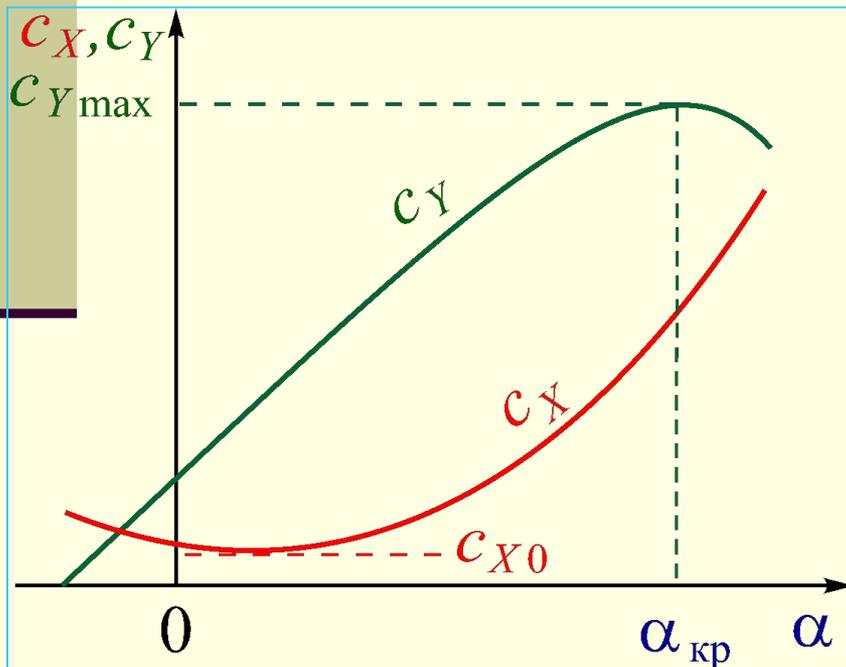
c_X - коэффициент силы аэродинамического сопротивления

Основы аэродинамики

Аэродинамические характеристики

Величина коэффициентов c_Y и c_X зависит от угла атаки α , формы профиля и параметров газового потока.

$c_Y(\alpha)$ и $c_X(\alpha)$ - аэродинамические характеристики



При $\alpha = \alpha_{кр}$

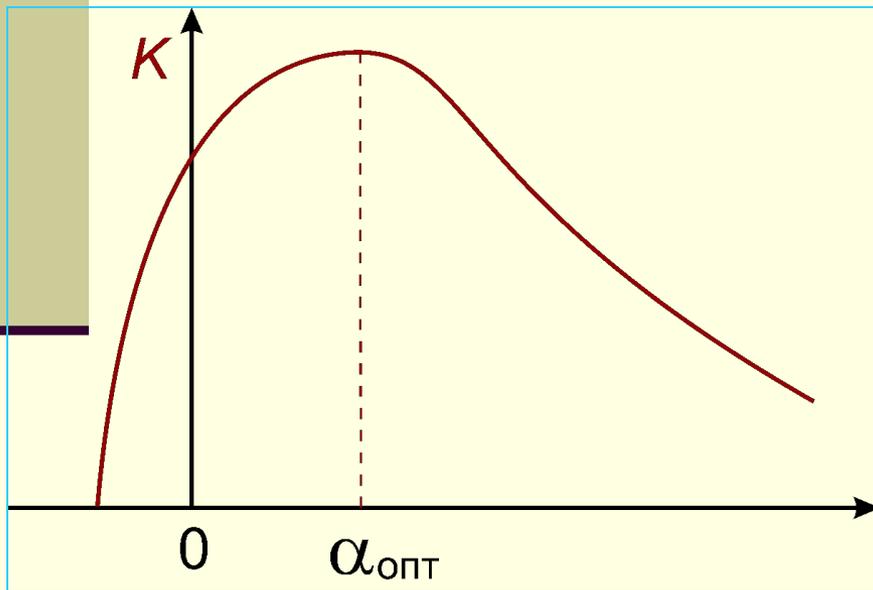
начинается срыв потока,
это приводит к $\downarrow\downarrow c_Y$ и $\uparrow\uparrow c_X$
(турбулентный поток).

Основы аэродинамики

Аэродинамические характеристики

Зависимости: $c_Y(\alpha)$ и $c_X(\alpha)$

определяют характер зависимости $K(\alpha)$



так как

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{c_Y q S}{c_X q S} = \frac{c_Y}{c_X}$$

\Rightarrow

$$K = \frac{c_Y}{c_X}$$

У современных самолетов

$$K > 20$$

Основы аэродинамики

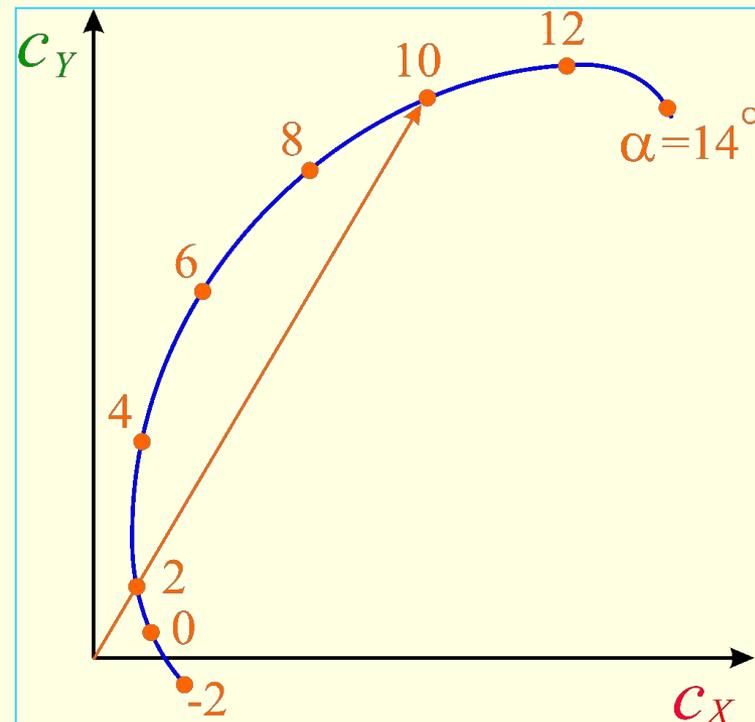
поляра крыла

Зависимость $c_Y(c_x)$

для конкретного профиля при различных
различных углах атаки называется

- **полярной крыла**

Любой отрезок прямой, соединяющий начало координат с точкой на поляре, указывает направление вектора аэродинамической силы R , его длина равна значению коэффициента этой силы c_R , а тангенс угла наклона этого отрезка к горизонтальной оси равен аэродинамическому **качеству** K





Основы аэродинамики

Методика определения аэродинамических коэффициентов

При движении тела в неподвижном воздухе
Возникает **сила сопротивления**, которая зависит
от скорости перемещения тела относительно
воздуха.

*Если закрепить тело неподвижно и направить
на него поток воздуха, сохранив относительную
скорость, то сила сопротивления будет такой же.
Такой прием называется **обращением движения**.*



Основы аэродинамики

Методика определения аэродинамических коэффициентов

Принцип обратимости состоит в том, что величина, направление, и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекается ли тело потоком воздуха, или движется в неподвижном воздухе

Принцип обратимости дает возможность проводить аэродинамические исследования в лабораторных условиях, когда тело неподвижно закреплено в аэродинамической трубе, а воздушный поток, создаваемый вентилятором, обтекает тело с необходимой скоростью.

Основы аэродинамики

Методика определения аэродинамических коэффициентов

Эксперименты по определению аэродинамических сил проводят на **моделях**.

При этом необходимо обеспечить геометрическое, **кинематическое** и динамическое подобие модели натурному объекту.

В результате проведения эксперимента при продувке моделей определяют силы **X** и **Y**, действующие на модель при скорости потока **V**, плотности ρ и различных углах атаки α . Значения коэффициентов **C_x** и **C_y** рассчитывают при обработке результатов по формулам:

$$c_x = \frac{X}{\frac{\rho V^2}{2} S}$$

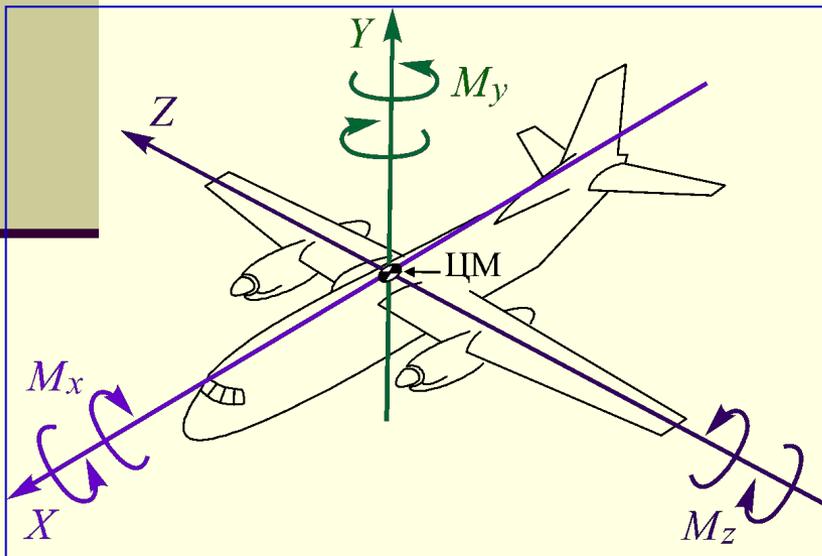
и

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

Управление самолетом в полете

Равновесие самолета в полете

Самолет в полете может совершать вращательные движения вокруг продольной X , поперечной Z , вертикальной Y осей проходящих через центр масс (ЦМ) самолета под действием моментов от аэродинамических сил, создаваемых его частями при обтекании потоком воздуха со скоростью V



M_x – момент крена
(поперечный момент);

M_y – момент рыскания
(путевой момент);

M_z – момент тангажа
(продольный момент).

Основы аэродинамики

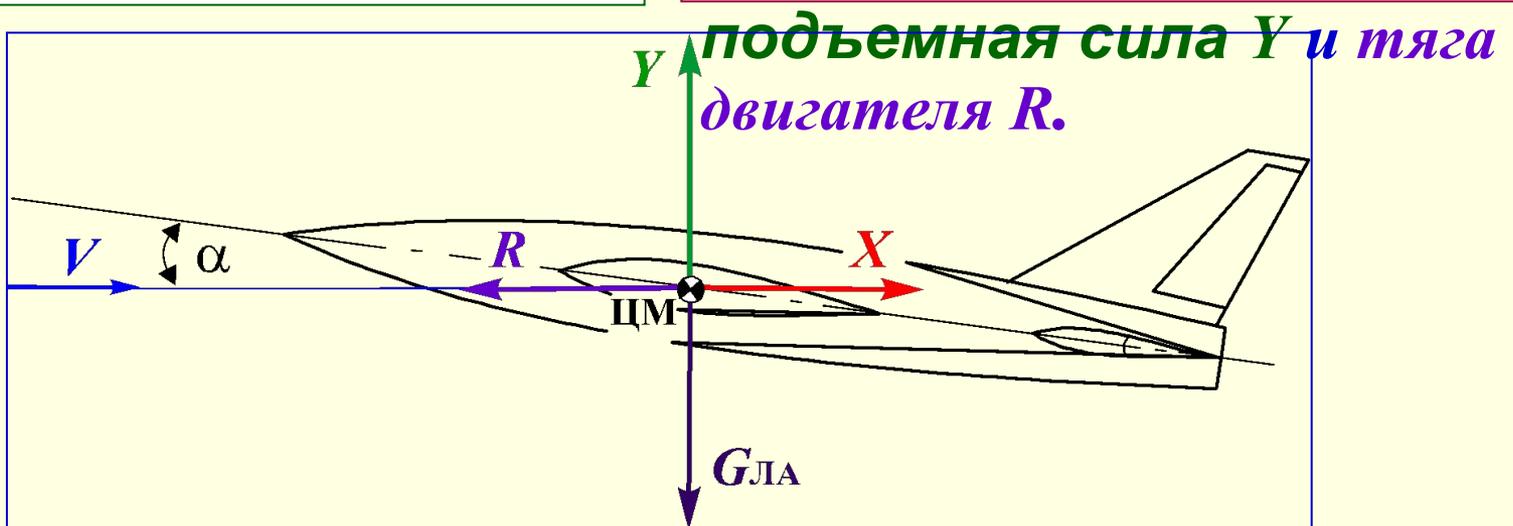
Равновесие самолета в полете

В этом случае

самолет

Равновесное состояние самолета – все силы и моменты, взаимно уравновешены относительно центра масс (ЦМ), и самолет совершает равномерное прямолинейное движение.

в полете как бы подвешен за центр масс (ЦМ) к которому приложены силы тяжести $G_{ЛД}$ и аэродинамического сопротивления X , а также

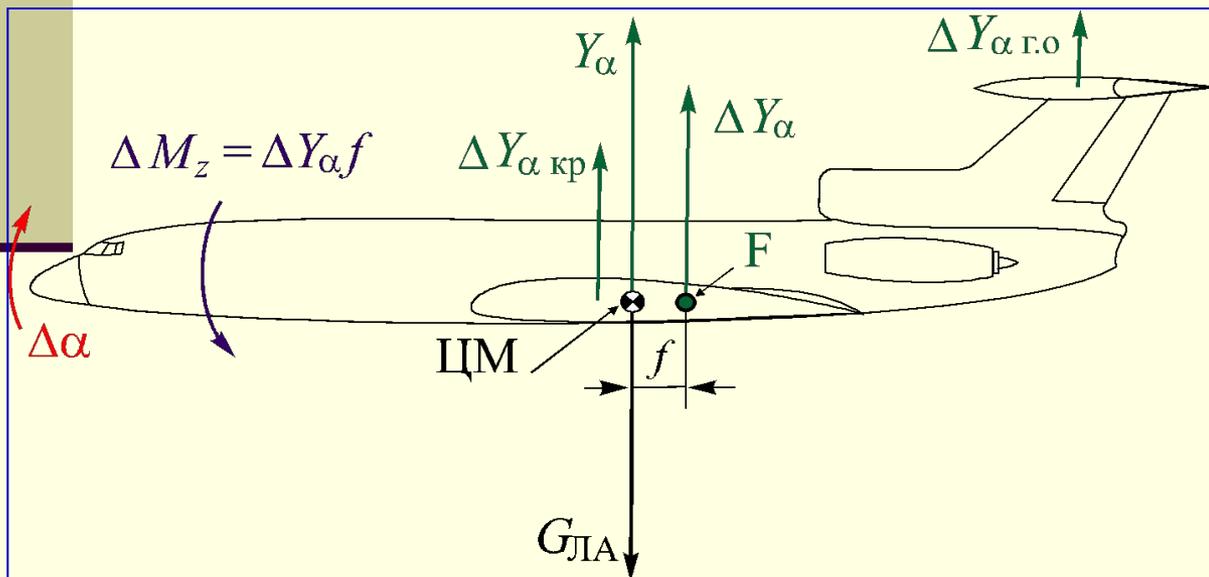


Основы аэродинамики

Устойчивость самолета

Устойчивость самолета – его способность самостоятельно (без вмешательства пилота) восстанавливать случайно нарушенное равновесие.

Если самолет устойчив, то при случайном нарушении равновесия появится стабилизирующий момент ΔM_z , возвращающий самолет в прежнее состояние.



F – фокус
(точка приложения
равнодействующей
приращения
подъемной силы
 ΔY_α при **росте α**)

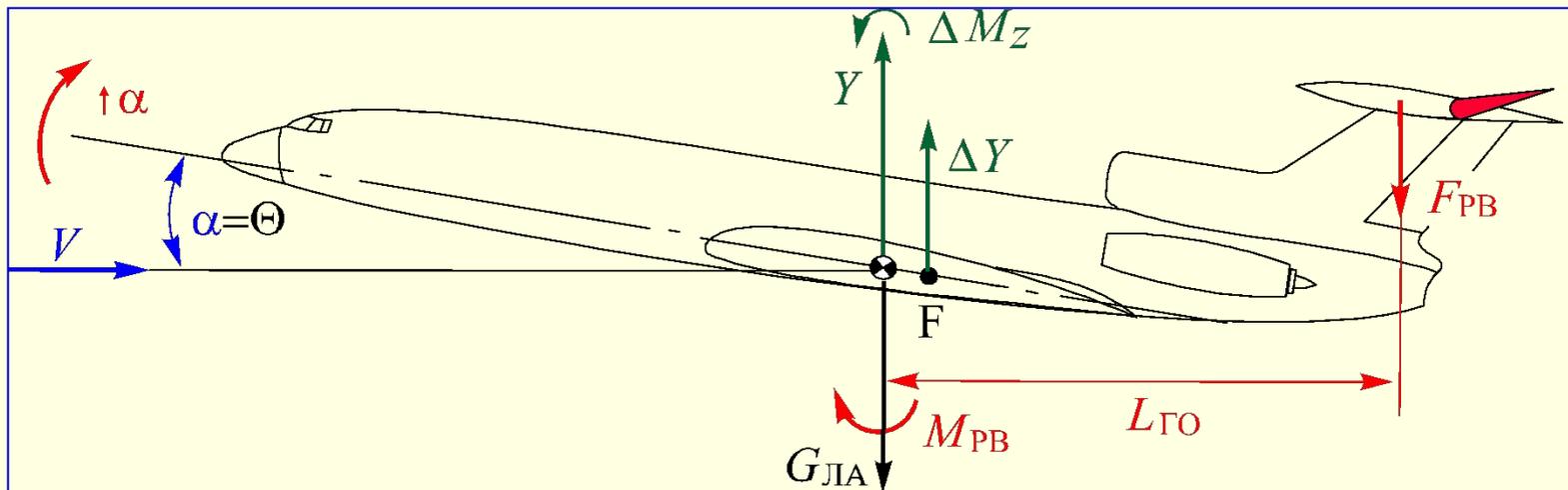
**F устойчивого
самолета за ЦМ**

Управление самолетом в полете

Продольная управляемость самолета

Продольная управляемость (управляемость по тангажу) – способность самолета изменять угол атаки α по воле пилота при отклонении руля высоты (РВ).

Угол тангажа Θ – это угол между строительной (продольной) осью самолета и плоскостью горизонта. В установившемся горизонтальном полете угол тангажа равен углу атаки ($\Theta = \alpha$)

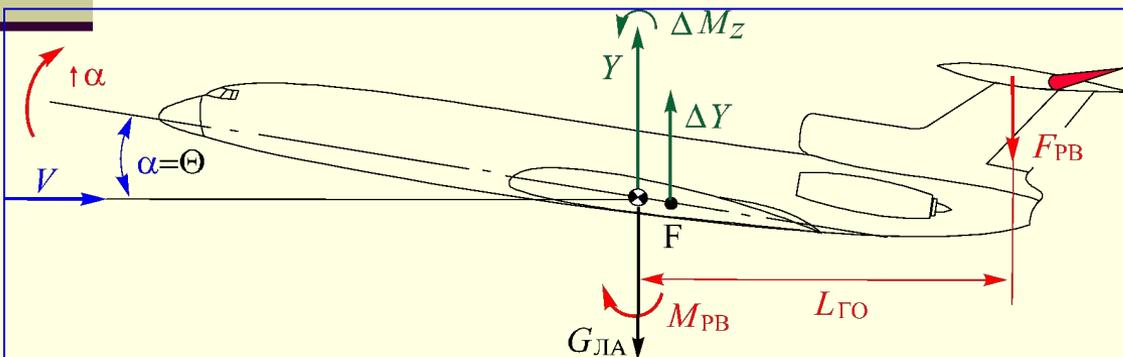


Управление самолетом в полете

Продольная управляемость самолета

Для увеличения угла α РВ отклоняется вверх, а для его уменьшения – вниз. Отклонение РВ изменяет характер обтекания горизонтального оперения (ГО) и вызывает появление силы $F_{РВ}$, которая создает управляющий момент $M_{РВ} = F_{РВ} L_{ГО}$, вращающий самолет вокруг оси Z

Увеличение α создает, приложенное в фокусе F приращение подъемной силы ΔY и стабилизирующий момент ΔM_z и продолжается до тех пор, пока сумма моментов $M_{РВ}$ и ΔM_z действующих на самолет, не станет равной нулю

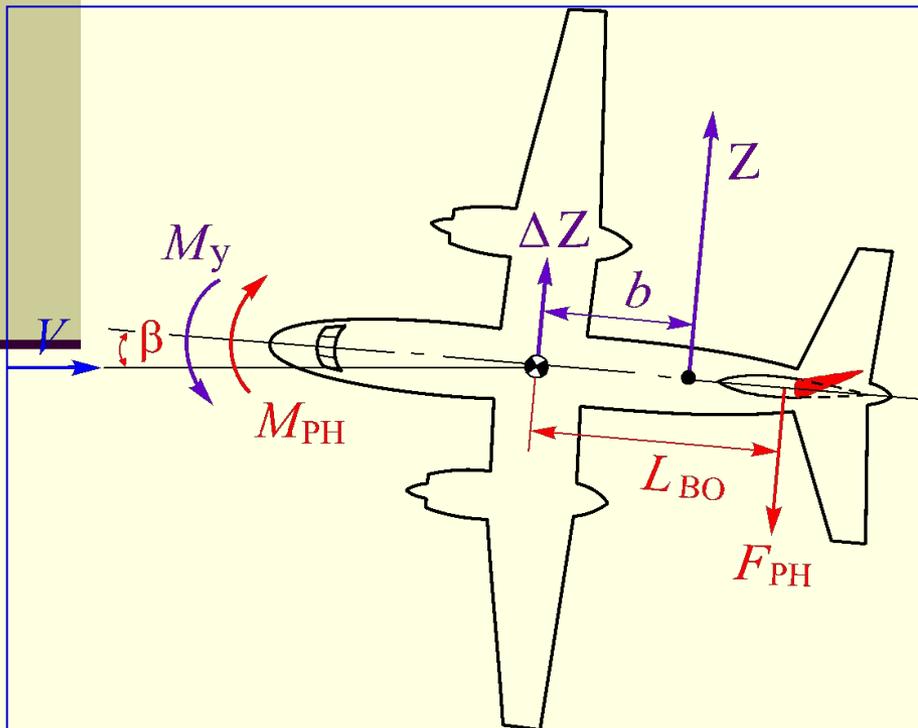


Угол α , на котором сбалансируется самолет, будет зависеть от угла отклонения РВ и величины момента $M_{РВ}$

Управление самолетом в полете

Путевая управляемость самолета

Путевая управляемость (управляемость по направлению) – способность самолета изменять **угол скольжения β** (угол между строительной осью самолета и направлением вектора скорости в горизонтальной плоскости) по воле пилота при отклонении руля направления (РН).



При отклонении РН изменяется характер обтекания вертикального оперения, что вызывает появление **силы $F_{РН}$** , которая создает **момент $M_{РН} = F_{РН} L_{ВО}$** , вращающий самолет вокруг вертикальной оси, изменяя **угол скольжения β**

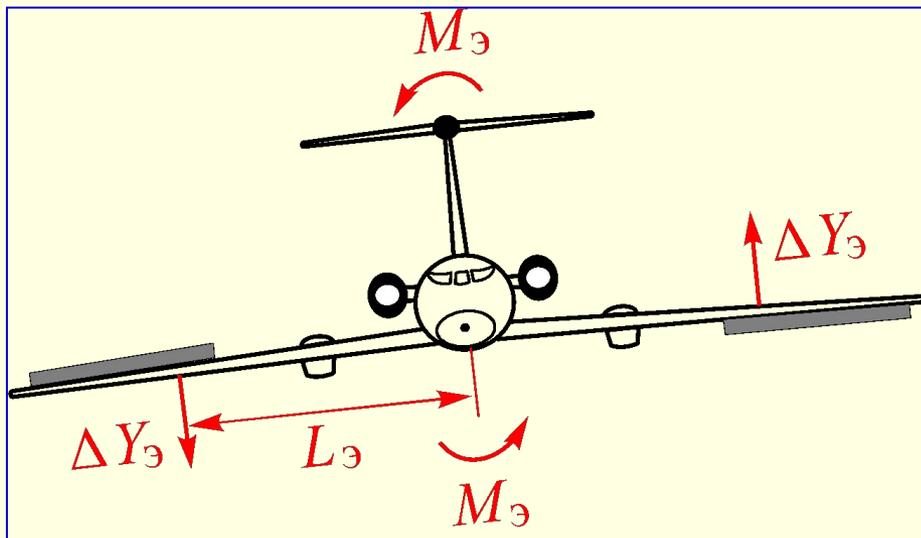
Управление самолетом в полете

Поперечная управляемость самолета

Поперечная управляемость (управляемость по крену) – способность самолета изменять **угол крена** по воле пилота при отклонении элеронов.

Элероны отклоняются в противоположные стороны (режим «ножницы»), при этом **подъемная сила** одной консоли крыла **увеличивается**, другой – уменьшается.

Появляется момент крена $M_x = 2M_{\varepsilon}$, вращающий самолет.



Вращение самолета прекратится при возвращении элеронов в нейтральное положение.



Управление самолетом в полете

Неустойчивый режим полета (штопор)

Штопор самолета – движение самолета по вертикальной нисходящей спирали малого радиуса при больших углах атаки α .

Штопор возникает при потере скорости на больших углах атаки ($\alpha > \alpha_{кр}$) вследствие возникновения срыва потока первоначально с одной консоли крыла и падения её подъемной силы.

Для устойчивых самолетов при достаточном запасе высоты полета самый простой способ вывода из штопора, это перевод всех рулей в нейтральное положение.

Попадание пассажирских и самолетов в штопор исключаются специальными ограничителями углов атаки.