

О.Н. ТРЮХАН

ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА

*КОМПЛЕКСНЫЙ КУРС PPL(A) -
JAR FCL 1.125*

Часть 1



РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЧЕТЫРЕХ СИЛ.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Прямолинейный горизонтальный полет – полет, в котором летчик выдерживает постоянными высоту и направление полета. Установившимся называется полет, в котором летчик выдерживает постоянную скорость.

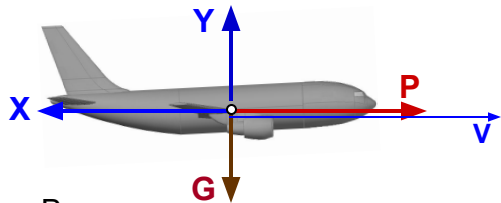


СХЕМА СИЛ, УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

$$\begin{cases} Y = G & \text{– условие постоянства высоты полета;} \\ X = P & \text{– условие постоянства скорости полета.} \end{cases}$$

Тяга двигателей, необходимая для выполнения горизонтального полета ($Y/X=G/P$): $P = G / K$

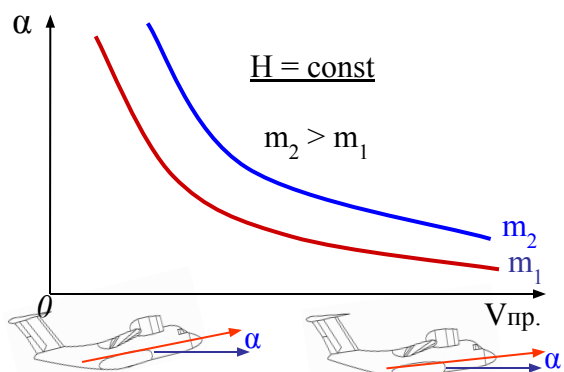
В горизонтальном полете:

$$C_{Г.П.} = c_{yГ.П.} S \rho \frac{V^2}{2} = c_y (\alpha - \alpha_0) S \rho \frac{V^2}{2} =$$

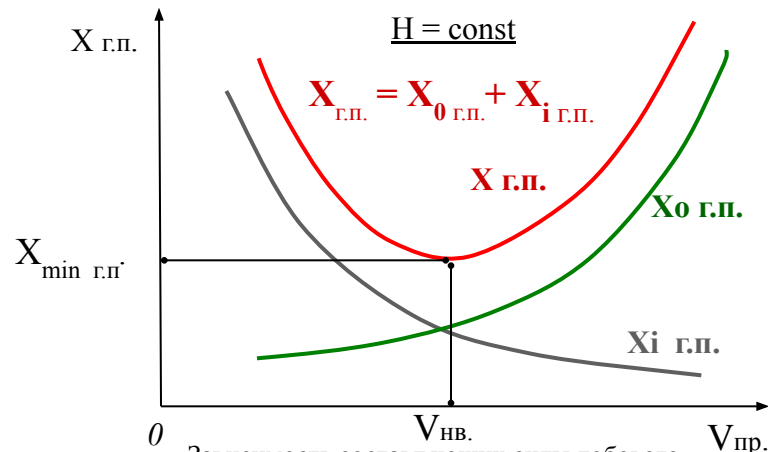
V – истинная (воздушная) скорость; V_i – индикаторная скорость; $V = V_i \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} \approx V_{np} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$

Значения коэффициента подъемной силы(угла атаки) в ГП $C_y = f(\alpha) = \frac{2G}{\rho V^2 S}$

Воздушная скорость в ГП: $V = \sqrt{\frac{2(G/S)}{C_{yГП}\rho}}$



Зависимость угла атаки от приборной скорости и массы самолета.



Зависимость составляющих силы лобового сопротивления (X_0 и X_i) в ГП от скорости

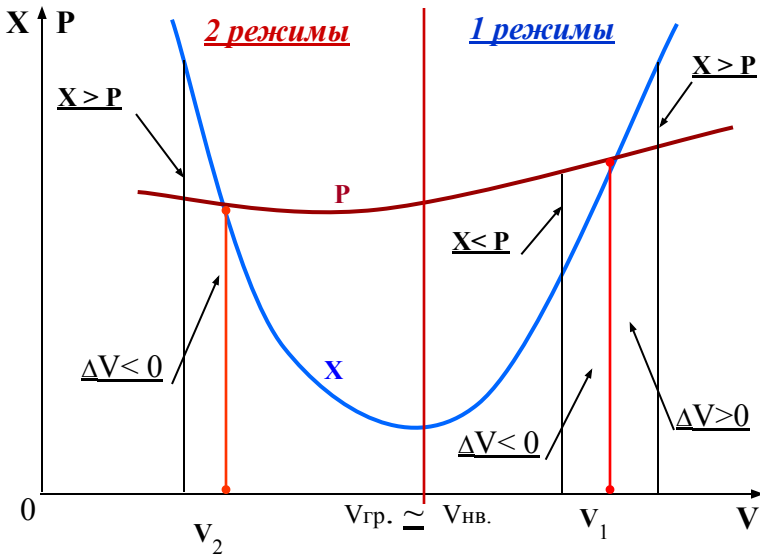
ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

При полете с постоянной скоростью и при выдерживании летчиком горизонтального полета равновесие сил тяги и лобового сопротивления может быть устойчивым и неустойчивым. Если равновесие устойчиво, такой режим прямолинейного горизонтального установившегося полета принято называть **первым режимом**, если неустойчиво – **вторым режимом**.

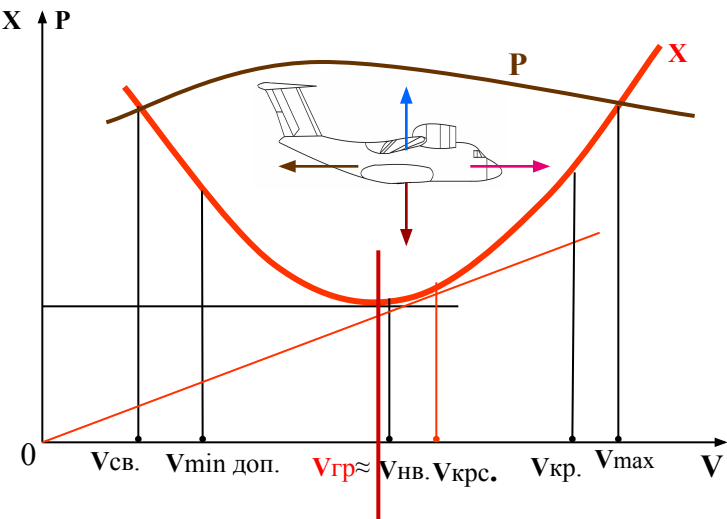
V_1 соответствует первому режиму. При ее случайном увеличении из-за прироста сопротивления самолет будет тормозиться до возвращения на V_1 . При уменьшении скорости появляется избыток тяги, за счет которого самолет будет разгоняться и вернется к исходной скорости V_1 .

V_2 соответствует второму режиму. Случайное увеличение скорости на этом режиме приводит к избытку тяги и, соответственно, к разгону самолета. Разгон будет осуществляться до V_1 и к исходной скорости V_2 самолет не вернется. При случайном уменьшении скорости сила сопротивления становится больше силы тяги и самолет начинает тормозиться. Если вовремя не вмешаться в управление путем увеличения тяги двигателей, а сохранять горизонтальный полет увеличением угла атаки, – самолет может выйти на режим сваливания.

Лобовое сопротивление минимально на наивыгоднейшей скорости. Следовательно, можно получить важный для практики вывод, что граничная скорость $V_{гр}$ практически равна наивыгоднейшей $V_{нв}$. Поэтому при постоянных скоростях полета, меньших наивыгоднейшей, полет происходит на втором режиме, а на постоянных скоростях полета, больших наивыгоднейшей, – на первом режиме.



НОМЕНКЛАТУРА СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА



$V_{св.}$ – скорость сваливания, определяется $C_{у св.}$ (в процессе летных испытаний) – срыв потока на большей части поверхности крыла, падение несущих свойств;

$V_{min доп.}$ – минимально допустимая скорость, определяется выходом на $C_{у доп.}$ ($\alpha_{доп.}$);

$V_{нв.} (\approx V_{гр})$ – наивыгоднейшая скорость, обеспечивается \min лобовое сопротивление и максимальное аэродинамическое качество K_{max} ;

$V_{крс.}$ – **крейсерская скорость**, обеспечивается \min отношение X/V , $(VK)_{max}$, что обеспечивает минимальный километровый расход топлива и максимальную дальность полета;

$V_{кр.}$ – критическая скорость (начало волнового кризиса);

V_{max} – максимальная скорость, определяется равенством тяги двигателя на максимальном режиме работы P_{max} лобовому сопротивлению самолета.

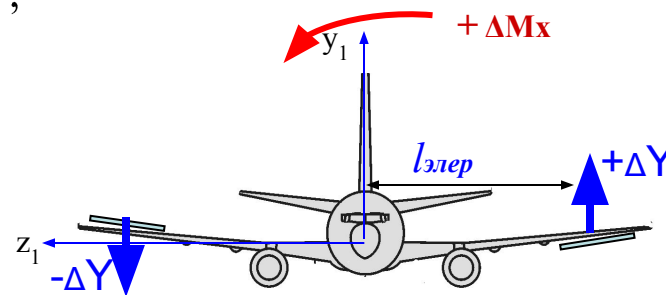
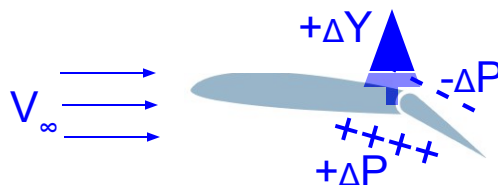
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ



Моменты крена, рыскания и тангажа определяются в связанной системе координат:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l; \quad M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S l; \quad M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_a ;$$

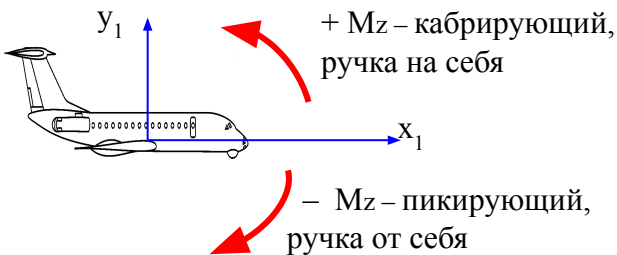
Образование управляющего момента:



$$\Delta M_{x_{элэр}} = \Delta Y \cdot l_{элэр}$$

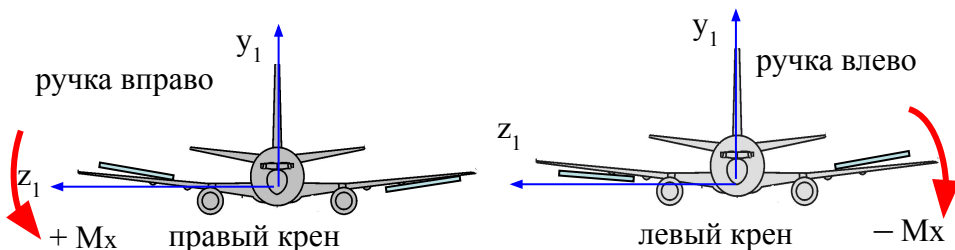
Знаки моментов:

Управляющий момент тангажа

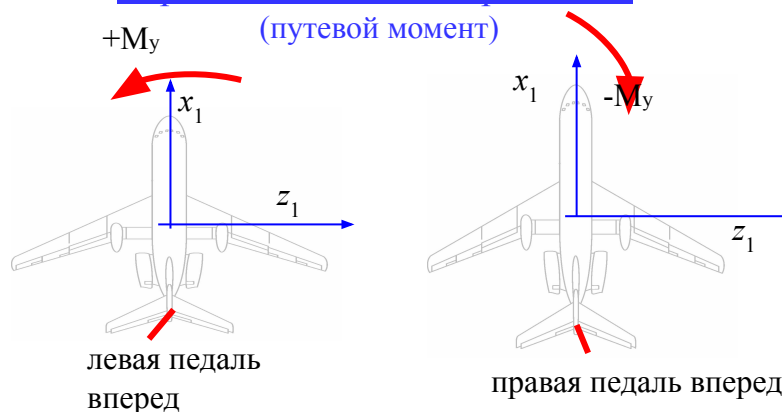


Величина управляющих моментов зависит от площади рулевой поверхности $S_{р.п.}$, ее плеча l (расстояние до оси вращения), угла отклонения р.п. δ , скорости полета V , высоты полета H , угла атаки и скольжения самолета, стреловидности крыла (в.о., г.о.) χ , числа M полета, угла зависания элеронов, нахождение в области срыва потока, жесткости крыла (реверс элеронов)

Управляющий момент крена



Управляющий момент рыскания
(путевой момент)



$$\Delta M_{y_{р.н.}} = \Delta Z \cdot l_{рн}$$



ТРИММЕРЫ: НАЗНАЧЕНИЕ И ФУНКЦИЯ, ПРИНЦИП РАБОТЫ

Для отклонения рулевой поверхности необходимо прикладывать усилие, т. е. преодолевать так называемый *шарнирный момент* $M_{ш} = R \cdot a$ – момент результирующей аэродинамической силы R относительно оси вращения рулевой поверхности.

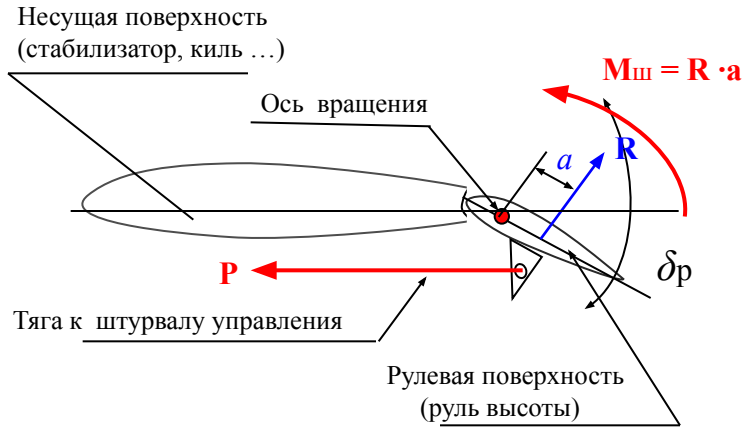
δ_r – угол отклонения рулевой поверхности.

От величины шарнирного момента $M_{ш}$ зависит величина усилия P , которое необходимо приложить к штурвалу (ручке управления самолетом) для отклонения рулевой поверхности.

Очевидно, что величина шарнирного момента будет определяться величиной аэродинамической силы R , плечом ее a относительно оси вращения.

В свою очередь величина аэродинамической силы R определяется :

- площадью и формой рулевой поверхности;
- углом отклонения рулевой поверхности;
- углом атаки (скольжения) самолета;
- положением оси вращения рулевой поверхности;
- высотой полета;
- скоростью полета;
- режимом обтекания поверхности (безотрывное, находится в зоне срыва потока...)

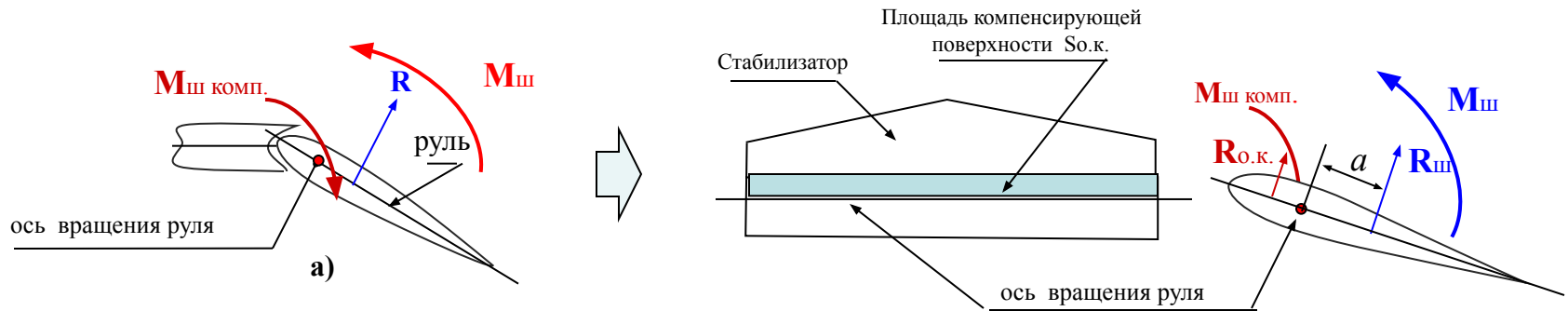


Образование шарнирного момента $M_{ш}$.

Для уменьшения шарнирного момента применяют различные способы аэродинамической компенсации: **осевую компенсацию, внутреннюю компенсацию, сервокомпенсатор (флетнер).**

Самым распространенным способом уменьшения шарнирного момента, образующегося на рулевой управляющей поверхности, является использование **триммера.**

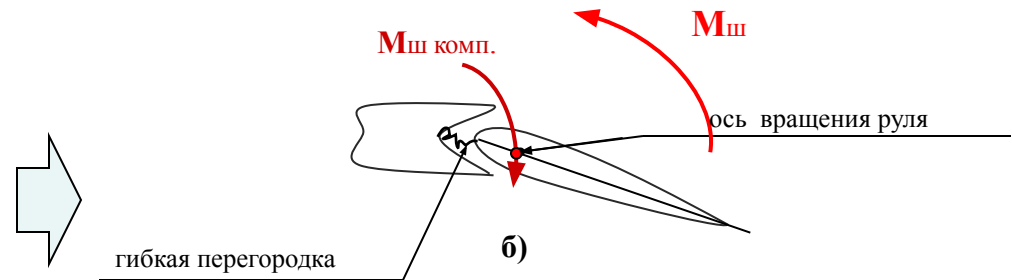
Способы аэродинамической компенсации рулей:



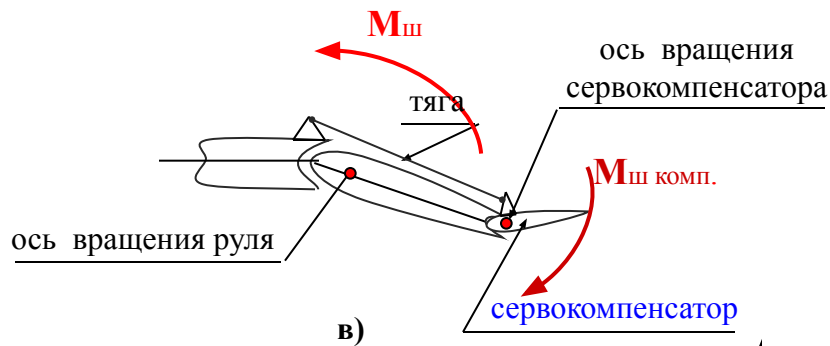
Осевая компенсация

Смысл **осевой компенсации** заключается в смещении оси вращения руля назад для уменьшения плеча a и, следовательно, шарнирного момента $M_{ш}$. Площадь компенсирующей поверхности $S_{o.k.}$ – часть площади рулевой поверхности, которая находится впереди оси вращения. Степень осевой компенсации оценивается относительной площадью осевой компенсации $\bar{S}_{i.э.}$ – отношением площади компенсирующей поверхности $S_{o.k.}$ к площади руля S_p . При достаточно большой площади компенсирующей поверхности может возникнуть **явление перекомпенсации**, когда $M_{ш\ комп.} > M_{ш}$, что недопустимо, так как в этом случае на ручке управления возникнут помогающие усилия, что усложнит управление самолетом. Обычно $\bar{S}_{i.э.}$ не превышает 0,2.

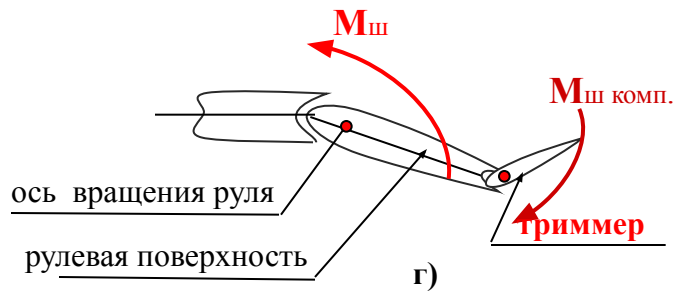
Внутренняя компенсация или компенсация с помощью гибкой перегородки отличается от осевой наличием гибкой перегородки, помещенной в камеру внутри, например, крыла. Перегородка прикреплена к крылу и к рулю. При отклонении руля с одной стороны перегородки давление повышается, а с другой – уменьшается. Появляется сила, создающая момент, направление которого противоположно моменту, создаваемому силой R .



**Внутренняя компенсация
(компенсация с помощью гибкой перегородки)**



Сервокомпенсация



Компенсация с помощью триммера

Триммеры и сервокомпенсаторы представляют собой небольшие несущие поверхности, расположенные вдоль задней кромки рулевой поверхности. Отклоняясь в сторону противоположную отклонению рулевой поверхности они образуют шарнирный момент, направленный в противоположную сторону шарнирного момента рулевой поверхности, тем самым уменьшая результирующий шарнирный момент и, соответственно, уменьшая требуемые усилия на ручке управления самолетом.

Разница между триммером и сервокомпенсатором заключается в том, что сервокомпенсатор отклоняется пропорционально отклонению рулевой поверхности (за счет тяги, соединяющей сервокомпенсатор с крылом или стабилизатором).

Управление триммером электродистанционное и производится с помощью ползункового переключателя, расположенного на штурвале самолета. Отклонение триммера осуществляется микроэлектродвигателем.

Самолет Cessna оборудован ручной системой триммирования руля высоты. Управление триммером осуществляется вертикально закрепленным колесом триммера на центральном пульте. Вращение колеса управления триммером вперед приводит к триммированию носа вниз (пикирующий момент), вращение назад приводит к триммированию носа вверх

Особенно триммирование необходимо при длительном пилотировании самолета с отклоненной поверхностью управления. Эта необходимость часто возникает на боевых самолетах. Например при сбросе бомбы или пуске ракеты, подвешенных под одной из плоскостей крыла. Возникает несимметричная нагрузка на одну и другую половину (разность равна весу сброшенного средства поражения). Для уравнивания возникшей разности по крену отклоняется триммер, снимается нагрузка с ручки управления и летчику нет необходимости длительное время удерживать ручку управления самолетом в отклоненном положении.

С увеличением скорости полета растут и шарнирные моменты. Более того, при переходе к сверхзвуковым скоростям они возрастают еще и по причине смещения назад фокуса. Аэродинамическая компенсация становится неэффективной, поэтому широкое распространение получили гидроусилители, т. е. специальные гидравлические механизмы, отклоняющие рули. В общем случае наличие гидроусилителей не исключает применения аэродинамических компенсаторов

ЗАКРЫЛКИ И ПРЕДКРЫЛКИ

Рассматриваемые вопросы: назначение и функция; простые, многосоставные, щелевые; использование в полете; предкрылки, передняя кромка; назначение и функция; обычная/автоматическая работа.

Скорости самолета в момент отрыва при взлете и в момент касания ВПП при посадке определяется из условия равенства подъемной силы Y силе веса самолета G в момент отрыва и касания ($Y=G$):

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2 (G/S)_{взл}}{C_{y_{взл}} \rho_0}} \quad V_{нос} = \sqrt{\frac{2 (G/S)_{нос}}{C_{y_{нос}} \rho_0}}$$

$V_{отр.}, ; V_{нос.}$ – скорости отрыва и посадки самолета;

$(G/S)_{взл}, (G/S)_{нос.}$ – удельная нагрузка на крыло в момент взлета и посадки самолета;

$C_{y_{отр}}, C_{y_{нос}}$ – коэффициент подъемной силы самолета в посадочной и взлетной конфигурациях;
 ρ_0 – плотность воздуха аэродрома взлета и посадки.

С развитием авиации удельная нагрузка на крыло самолета возрастала (цельнометаллический планер, расширение состава бортового оборудования, увеличение полезной нагрузки, запаса топлива), и, как следствие, росли скорости отрыва и посадки.

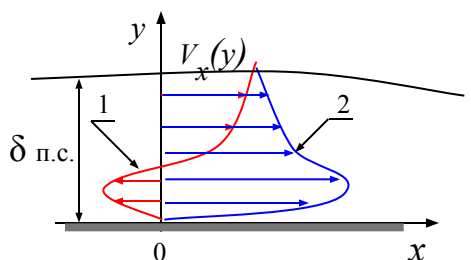
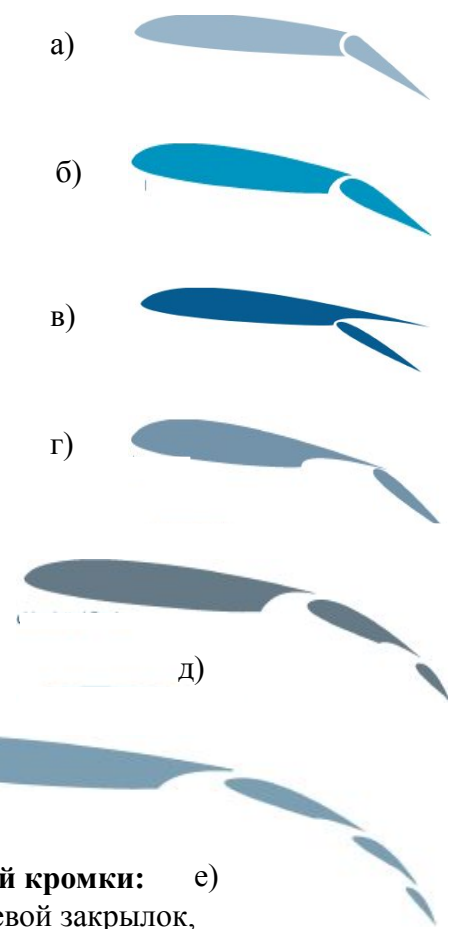
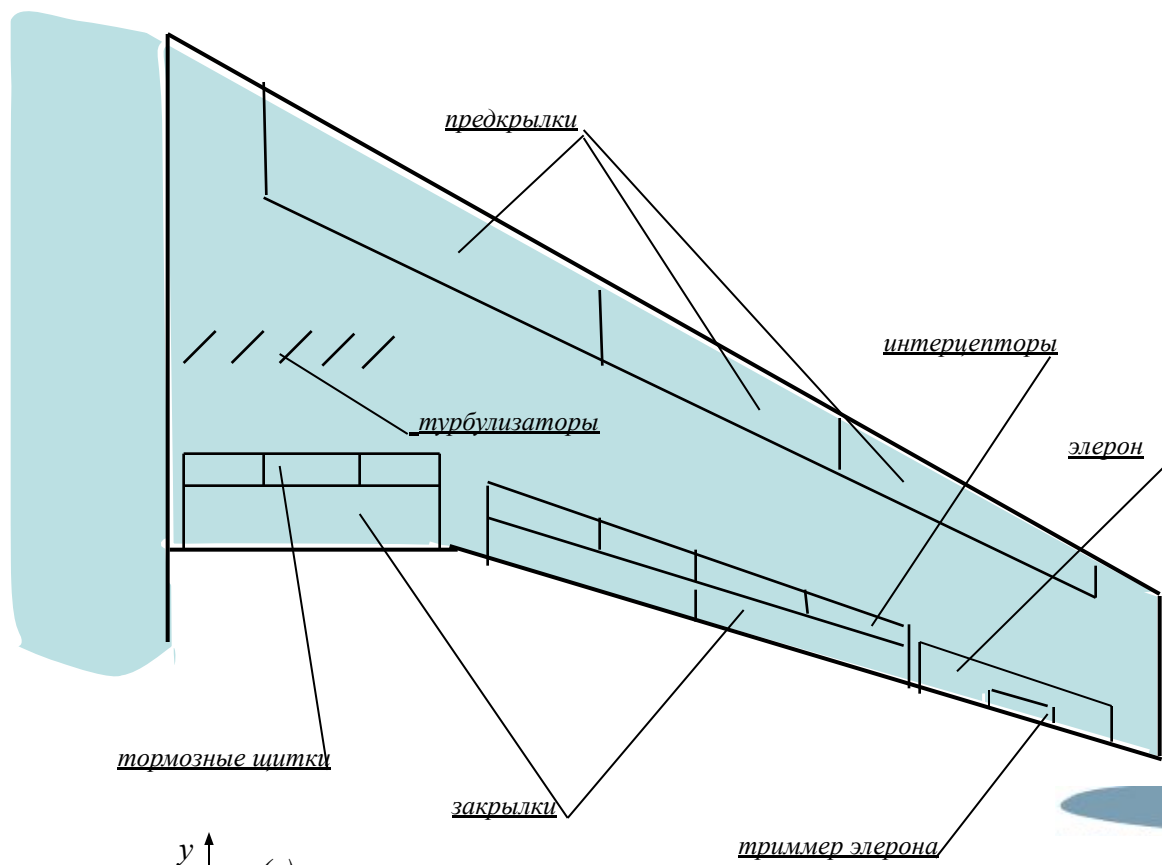
Механизация крыла – конструктивные элементы, предназначенные для *увеличения коэффициента подъемной силы* на режимах взлета, посадки, а также коэффициента лобового сопротивления на режимах снижения и во время пробега на посадке.

Различают механизацию передней и задней кромок.

Конфигурация самолета – сочетание положений механизации крыла, шасси и др. частей, изменяющих его очертания и, как следствие, аэродинамические характеристики. Основные конфигурации:

- **первая взлетная:** механизация во взлетном положении, шасси выпущено,
- **вторая взлетная:** механизация во взлетном положении, шасси убрано;
- **полетная** – механизация в положении соответствующем крейсерскому полету, шасси убрано;
- **пред посадочная:** механизация в положении, соответствующем заходу на посадку, шасси выпущено;
- **посадочная:** механизация в посадочном положении, шасси выпущено.

ТИПЫ МЕХАНИЗАЦИИ ЗАДНЕЙ КРОМКИ



Профилированная щель между крылом и закрылком способствует увеличению кинетической энергии пограничного слоя, что затягивает его отрыв на большие углы отклонения закрылка.

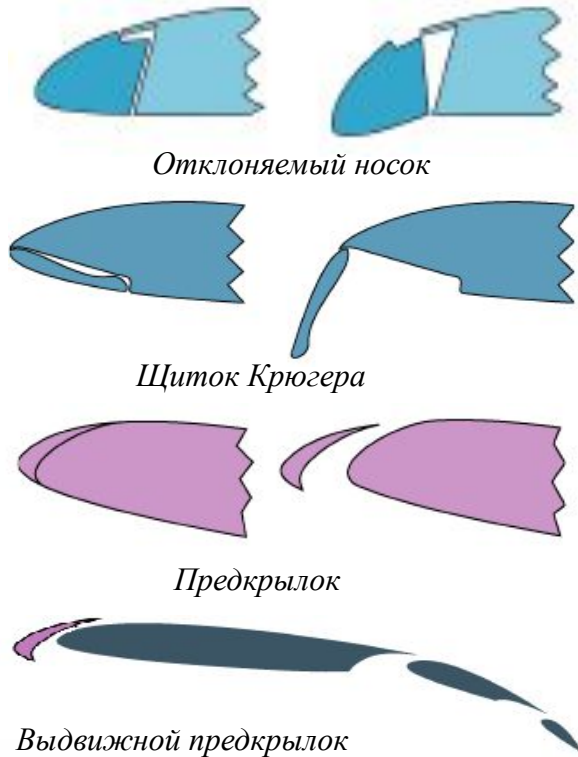
Распределение скоростей в пограничном слое: 1 – без сдува пограничного слоя; 2 – при сдуве пограничного слоя.

Типы механизации задней кромки: **а** – отклоняемый закрылок, **б** – щелевой закрылок, **в** – отклоняемый щиток; **г** – выдвижной закрылок; **д** – двухщелевой закрылок; **е** – трехщелевой закрылок.

Увеличение подъемной силы происходит за счет увеличения площади крыла (при выдвижных закрылках) и увеличения коэффициента подъемной силы. Увеличения подъемной силы можно достичь и за счет увеличения скорости отрыва (посадки). Однако это влечет за собой повышение нагрузки на стойки шасси, уменьшение времени на реакцию летчика, увеличению длины ВПП.

ТИПЫ МЕХАНИЗАЦИИ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

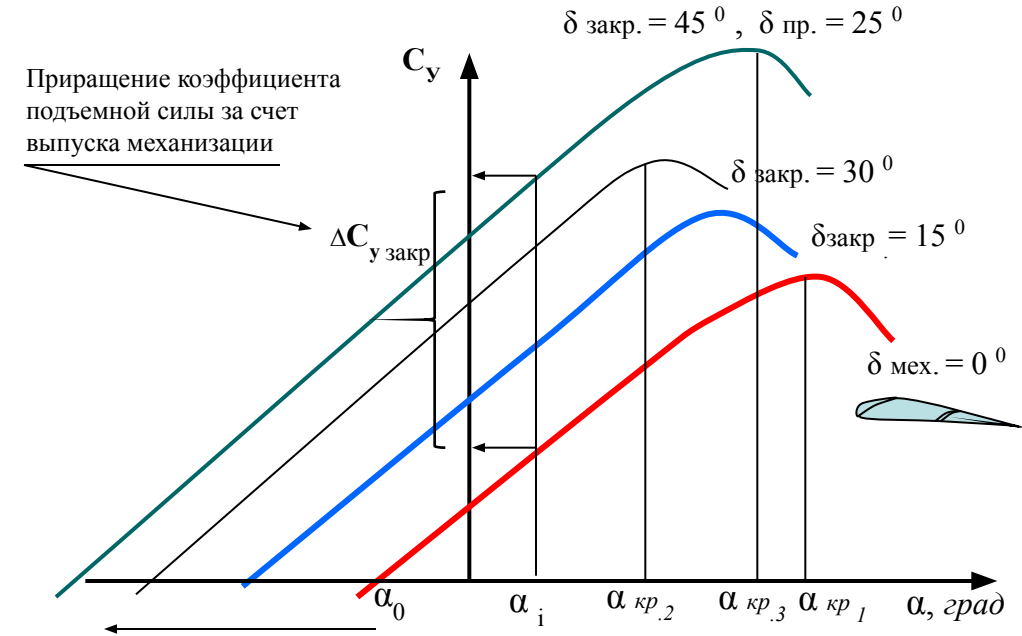
Механизация передней кромки крыла предназначена для увеличения критического угла атаки $\alpha_{кр}$, уменьшение которого происходит при выпуске закрылков.



Профилированная щель между предкрылком и крылом позволяет затянуть срыв потока с передней кромки крыла на большие углы атаки и тем самым увеличить $\alpha_{кр}$.

На некоторых самолетах выпуск предкрылков может осуществляться автоматически при достижении определенного угла атаки – за счет разрежения (подсасывающей силы), которое образуется при увеличении угла атаки на передней кромке крыла.

ЗАВИСИМОСТЬ $C_y(\alpha)$ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛАХ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ И ПРЕДКРЫЛКА

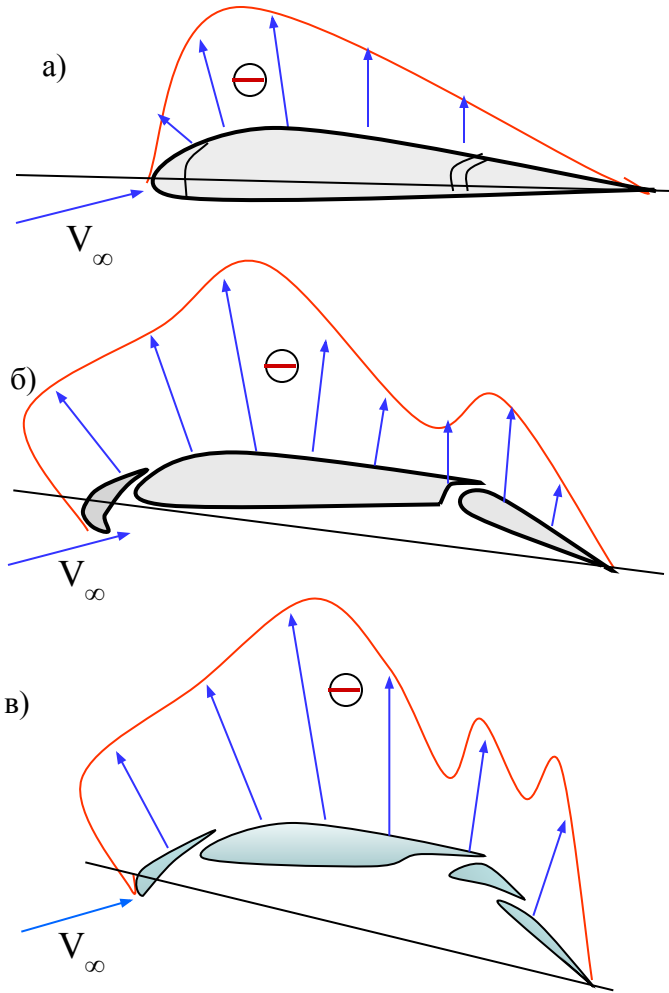


Выпуск механизации не оказывает влияния на величину производной C_y^α – зависимость $C_y(\alpha)$ с выпущенными закрылками смещается эквидистантно исходной зависимости

$$C_{y \text{ мех}}^\alpha = C_{y \text{ без мех}}^\alpha$$

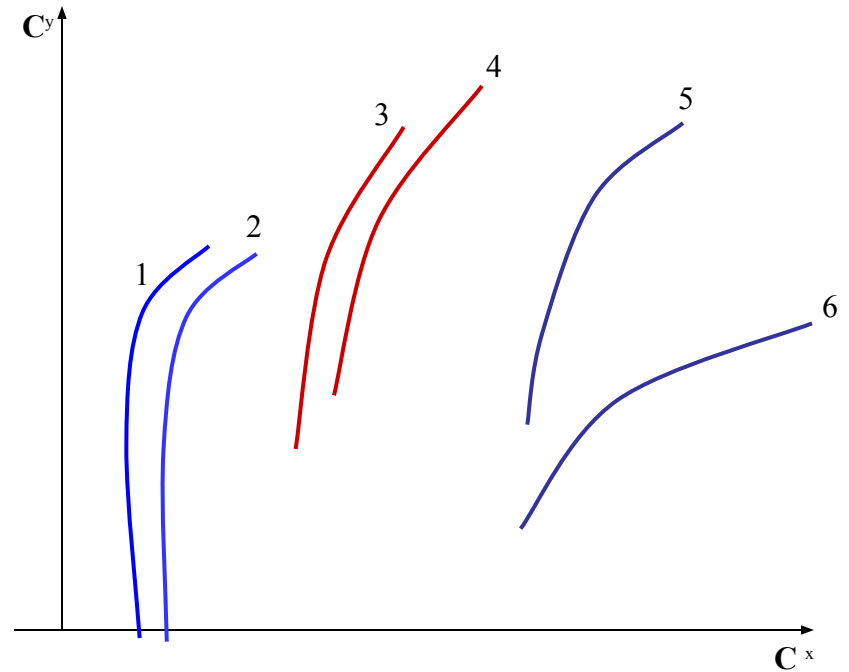
Следует обратить внимание на резкое уменьшение коэффициента подъемной силы при уборке закрылков – это влечет за собой падение подъемной силы, что является причиной многих катастроф на взлете при преждевременной уборке закрылков.

**ИЗМЕНЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ
ПО ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА
ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗЛИЧНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ**



- а – механизация убрана;
 б – предкрылок и однощелевой закрылок выпущены;
 в – предкрылок и двухщелевой закрылок.

ПОЛЯРЫ САМОЛЕТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ



Поляры самолета при различных конфигурациях:

- 1 – механизация, шасси убраны (полетная конфигурация);
- 2 – механизация убрана, шасси выпущено;
- 3 – закрылки, предкрылки выпущены, шасси убрано(вторая взлетная конфигурация);
- 4 – закрылки, предкрылки во взлетном положении, шасси выпущено(первая взлетная конфигурация);
- 5 - закрылки, предкрылки, шасси выпущены (пред посадочная конфигурация);
- 6 - закрылки, предкрылки, шасси выпущены, интерцепторы отклонены (посадочная конфигурация).

ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

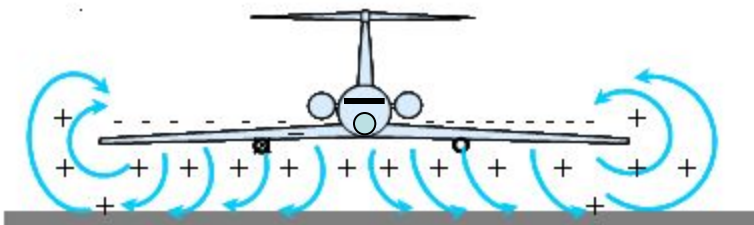
№ п/п	Тип механизации крыла	Схема механизации крыла	$C_{y \max}$	$\alpha_{\text{крит}}$	C_{x_0}
1	Простое крыло		1.40	17	0.01
2	Крыло со щелевым закрылком		2.25	13	0.145
3	Крыло с предкрылком		2.1	30	0.04
4	Крыло с предкрылком и выдвижным закрылком		2.30	20	0.18
5	Крыло с отклоняемым щитком		2.15	14	0.19
6	Крыло с выдвижным щитком		2.4	14	0.19
7	Крыло с двух щелевым закрылком и предкрылком		2.85	20	0.2

ПОРЯДОК УБОРКИ - ВЫПУСКА МЕХАНИЗАЦИИ: **на взлете** на этапе начального набора высоты по достижению безопасной скорости уборки механизации вначале убираются закрылки, потом – предкрылки; **при заходе на посадку:** вначале выпускаются предкрылки, затем – закрылки (по достижению безопасной скорости выпуска механизации).

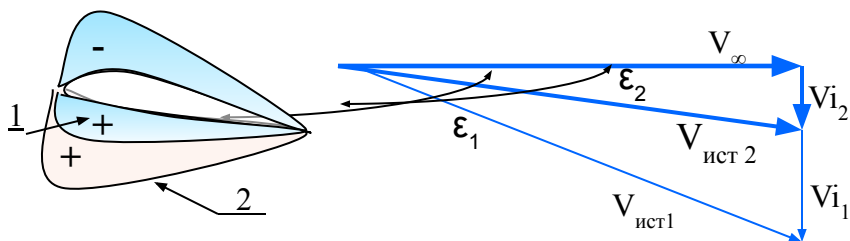
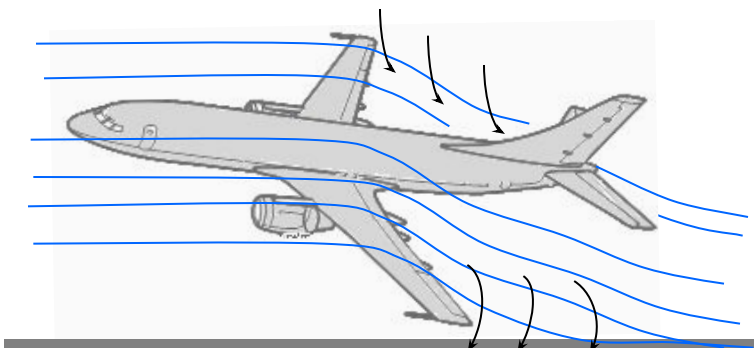
На взлете закрылки отклоняются на меньший угол, чем при посадке.

Обусловлено это тем, что на взлете самолет набирает скорость, и большие углы отклонения закрылков значительно увеличивают лобовое сопротивление. На посадке большие углы отклонения закрылков, создавая большое сопротивление, способствуют более быстрому снижению скорости.

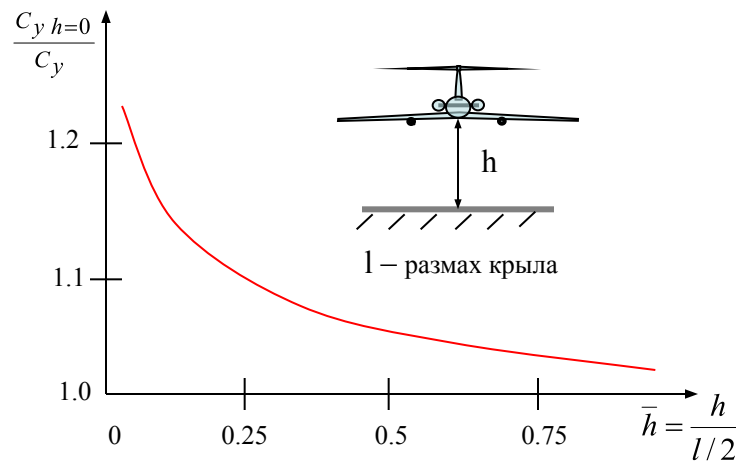
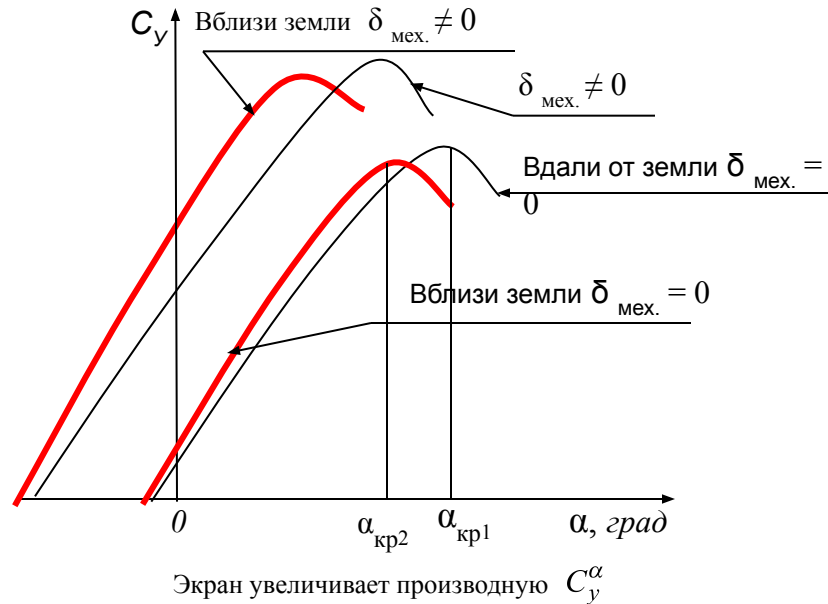
ВЛИЯНИЕ БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА



Вблизи земли уменьшается интенсивность концевых перетеканий (концевых вихрей), уменьшаются скосы потока за крылом, уменьшается индуктивное сопротивление.



Влияние близости земли на распределение давления по крылу и скос потока за крылом: 1 – вдали от земли; 2 – вблизи земли

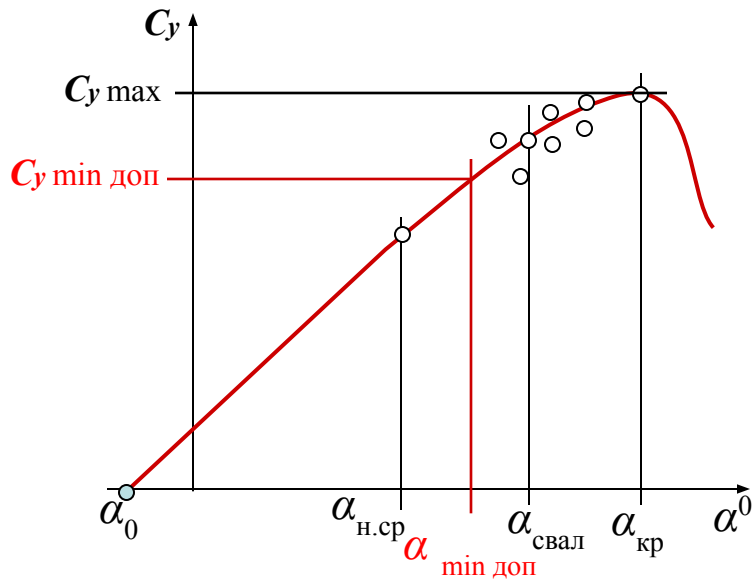


Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета.

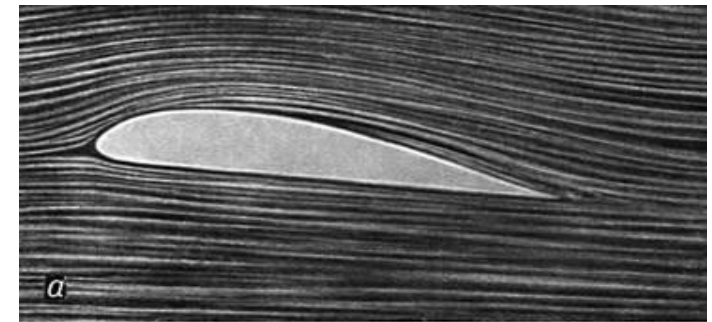
СРЫВ ПОТОКА. СВАЛИВАНИЕ.

Рассматриваемые вопросы: критический угол атаки; разрыв ламинарного потока; уменьшение подъемной силы, увеличение сопротивления; смещение центра давления; признаки развития; характеристики самолета при срыве потока; факторы, влияющие на скорость срыва, и поведение самолета во время срыва; сваливание в крейсерском полете, наборе, снижении и развороте; признаки сигнализирующие о срыве; выход из срыва.

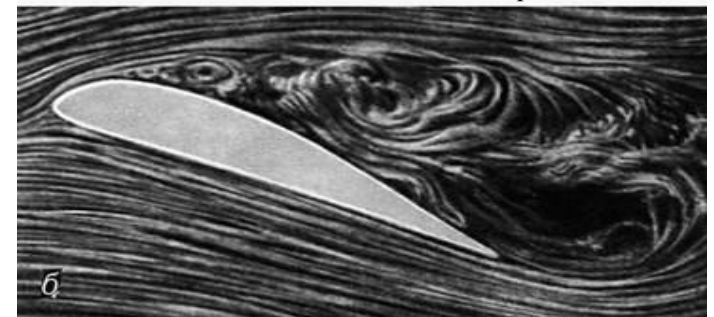
СРЫВ ПОТОКА. Отрыв пограничного слоя – отход пограничного слоя от обтекаемой поверхности с образованием слоя смешения. *Условие отрыва пограничного слоя с криволинейной поверхностью (с верхней поверхностью крыла) – наличие положительного градиента давления.* Более устойчив к отрыву турбулентный пограничный слой. При отрыве пограничного слоя несущие свойства крыла (несущих поверхностей) уменьшаются. Когда отрыв потока распространяется на большую часть поверхности крыла подъемная сила резко уменьшается (необходимо уменьшать угол атаки для сохранения несущих свойств).



Зависимость $C_y(\alpha)$ самолета



Безотрывное обтекание профиля крыла в диапазоне углов атаки $\alpha_0 \dots \dots \alpha_{н.ср.}$



Срывное обтекание профиля крыла в районе угла атаки $\alpha_{кр.}$

Отрыв потока на крыле носит нестационарный характер, сопровождается большими пульсациями давления и может сопровождаться *аэродинамической тряской самолета*, которую называют предупредительной.

$C_y \text{ min доп}$ соответствует минимально допустимая скорость полета $V \text{ min доп}$, которая является левой границей диапазона высот и скоростей горизонтального полета. Углу атаки сваливания $\alpha_{свал}$ соответствует скорость сваливания $V_{св.}$



СВАЛИВАНИЕ

– *самопроизвольное движение самолета вокруг трех осей, возникающее на больших углах атаки и непрекращающееся без уменьшения угла атаки.* Основной причиной является выход на закритические углы атаки и связанный с этим срыв потока с крыла.

Сваливание является опасным режимом полета.

Виды сваливания: сваливание на крыло и сваливание на нос(клевок).

Признаки сваливания: предупредительная тряска, самопроизвольное кренение, самопроизвольное изменение угла тангажа, обратная реакция на отклонение рулей, колебания самолета. Но чаще наблюдается сочетание перечисленных явлений.

Причины выхода самолета на большие углы атаки α : восходящие потоки, грубые ошибки экипажа(резкое взятие штурвала на себя, увеличение нормальной перегрузки, неграмотное выполнение виража(разворота), неконтролируемое уменьшение скорости в горизонтальном полете), обледенение, отказы системы управления.

При полете на больших углах атаки летчик должен соблюдать следующую последовательность действий:

- 1) принять все меры для того, чтобы не допустить выхода самолета за $\alpha_{доп}$;
- 2) стремиться как можно быстрее перевести самолет на $\alpha_{доп}$ (предотвратить сваливание), если по каким-либо причинам самолет вышел за $\alpha_{доп}$;
- 3) при сваливании, применив установленный для данного типа самолета метод вывода, по возможности быстрее вывести самолет из этого режима (не допустить его развития и перехода самолета в штопор);
- 4) если после сваливания самолет попал в штопор, немедленно вывести его из этого режима, используя соответствующий метод вывода (не дать самолету перейти в развившийся штопор).

Сигнализация о предупреждении выхода самолета на углы атаки сваливания α св.:

- указатель углов атаки,
- сигнализация – световая, звуковая, тактильная (вибрация штурвала управления, импульсные толчки штурвала вперед, затяжеление штурвала...).

Летчик должен четко представлять, что причиной образования срывов потока на крыле и сваливания самолета является выход на большие углы атаки. **Единственным способом выхода из сваливания является возврат самолета в диапазон допустимых углов атаки – отдача штурвала от себя и строгий контроль высоты полета.**

Отдавать штурвал от себя необходимо не только для ухода от сваливания, но также для увеличения скорости до значения, позволяющей начинать вывод из пикирования (планирования).

ШТОПОР. ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ ШТОПОРА

Рассматриваемые вопросы: срыв на законцовках крыла; развитие крена; распознавание начальной стадии; немедленный и правильный выход из штопора.

Штопор представляет собой произвольное движение самолета по крутой нисходящей спиралевидной траектории малого радиуса на режиме авторотации с одновременным вращением относительно трех его осей. В штопоре значительно ухудшается (иногда практически теряется) управляемость самолета и существенно усложняются условия пространственной ориентировки и пилотирования, что затрудняет вывод самолета из этого опасного режима полета.

Вращательное движение самолета в штопоре порождается и поддерживается **авторотацией** — **аэродинамическим явлением, возникающим только на закритических углах атаки (аэродинамическое самовращение)**. Поэтому и штопор может существовать только в области этих углов атаки. Наиболее интенсивное (основное) вращение самолета в штопоре происходит относительно его продольной и нормальной осей. Интенсивность же вращения самолета вокруг его поперечной оси, как правило, значительно ниже.

Под влиянием ряда факторов (геометрическая или аэродинамическая асимметрия самолета, отклонение руля направления или элеронов и т. п.) обтекание самолета на режимах сваливания и штопора обычно оказывается асимметричным. Асимметрия обтекания (по отношению к плоскости симметрии самолета) приводит к появлению асимметричных областей срыва потока. Последнее, а также и возможное воздействие дополнительных возмущений (гироскопического момента роторов двигателей, вертикальных порывов ветра и т. п.) вызывает появление аэродинамического момента крена и, как следствие, угловой скорости крена.

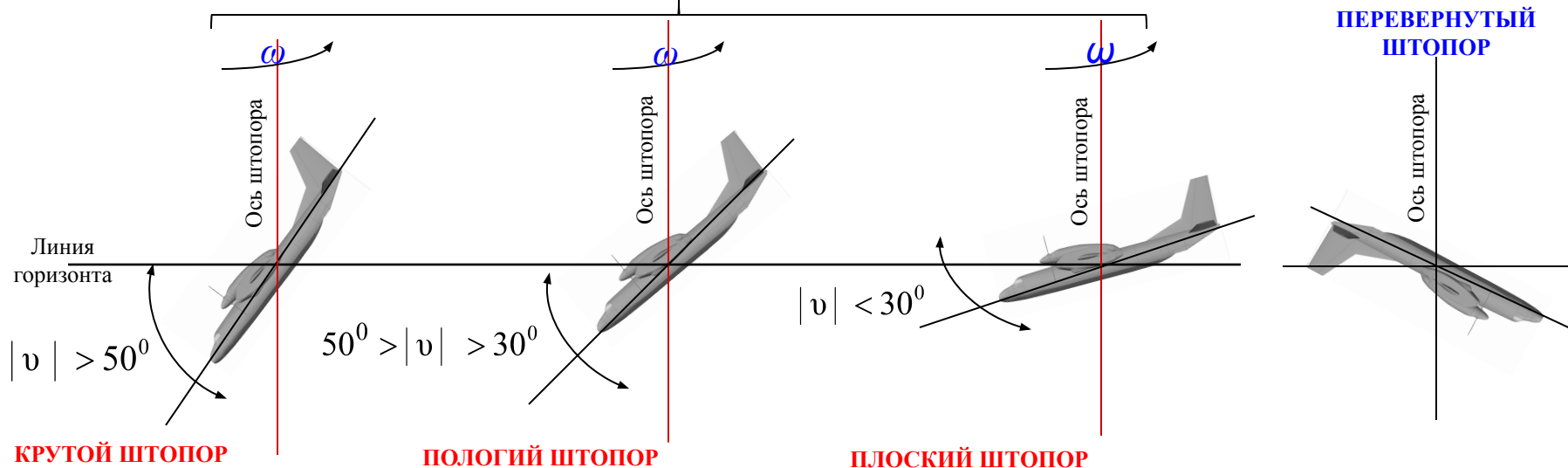
Кренение в свою очередь приводит к изменению углов атаки на правом и левом полукрыльях, а это изменение, в частности, приводит к тому, что силы лобового сопротивления полукрыльев станут разными по величине. Появляется аэродинамический момент рыскания, что приводит к возникновению угловой скорости рыскания. Так возникают угловые ускорения и угловые скорости вращения самолета относительно всех трех его осей — штопор.

ВИДЫ ШТОПОРА. Все штопоры в зависимости от положения летчика в режиме (вверх или вниз головой относительно земли) разделяются на **нормальные и перевернутые**. В нормальном штопоре летчик находится головой вверх, в перевернутом — головой вниз (самолет штопорит в перевернутом положении — «на спине»). Нормальный штопор протекает при положительных, а перевернутый — при отрицательных закритических углах атаки **$\alpha_{зкр}$** .

По углу наклона продольной оси самолета к горизонту, т. е. по углу тангажа, различают крутой, пологий и плоский штопоры. При **крутом** штопоре абсолютная величина угла тангажа самолета больше 50° , т. е. угол $\nu > 50^\circ$, при **пологом** $30^\circ \leq \nu \leq 50^\circ$ и **плоском** — $\nu < 30^\circ$.

По направлению вращения самолета в режиме различают **левый и правый штопоры**.

НОРМАЛЬНЫЙ ШТОПОР



Штопоры также условно разделяют на **неустойчивый и устойчивый**.

Под **неустойчивым штопором** понимается штопор, в процессе которого угловые скорости вращения могут изменяться не только по величине, но и по знаку. Неравномерность вращения в таком штопоре может привести к остановкам вращения и изменениям направления вращения. В результате действия гироскопического момента ротора двигателя правый штопор может отличаться от левого неравномерностью, особенно в первые 8—12 с. Вследствие изменения угловых скоростей летчик испытывает значительные боковые перегрузки.

Под **устойчивым штопором** понимается штопор, в процессе которого самолет не изменяет направления вращения. При этом параметры могут изменяться, но значительно меньше, чем при неустойчивом штопоре.

В штопоре весьма необычны ощущения летчика и усложняется ведение пространственной ориентировки (влияние угловых скоростей и перегрузок, необычное и быстро изменяющееся пространственное положение самолета, быстро уменьшается высота, отсутствие или частичная видимость линии горизонта и т. п.). Все это требует от летчика собранности, внимания, умения, а порой и большой затраты физических сил для выполнения точных действий рулями при выводе самолета из штопора.

Особенность управления самолетом в штопоре состоит в том, что действия рычагами управления (рулями) при выводе из режима принципиально отличаются от таких действий на всех эксплуатационных режимах. Так, например, в этом случае требуются весьма энергичные (даже резкие) и большие по размаху (зачастую на полный ход — от упора до упора) отклонения рулей (вследствие замедления ответной реакции самолета на действия летчика рулями). Из-за больших угловых скоростей в штопоре существенно ухудшается управляемость самолета.

ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ ШТОПОРА, по существу, состоит из трех этапов:

- первый (основной) этап — собственно вывод из штопора, т. е. устранение самовращения самолета;
- второй этап — пикирование (уже на докритических углах атаки) для увеличения скорости полета в целях обеспечения безопасного продолжения полета;
- третий этап — вывод самолета из пикирования и перевод его в режим прямолинейного горизонтального полета со скоростью, равной или превышающей эволютивную.

Тренировка летчиков на штопор выполняется как в процессе практических занятий на авиационных тренажерах, так и **(обязательно!)** в полетах на учебно-тренировочных самолетах. Необходимые рекомендации для этого содержатся в соответствующих инструкциях для каждого типа самолета и курсах летной подготовки.

ВЫВОД ИЗ ШТОПОРА самолета Cessna 172S.

Независимо от количества витков в штопоре и способа входа штопор, **для выхода из штопора необходимо выполнить следующие действия:**

1. **УБЕДИТЬСЯ, ЧТО РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОМ НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ ХОЛОСТОГО ХОДА, ЭЛЕРОНЫ НАХОДЯТСЯ В НЕЙТРАЛЬНОМ ПОЛОЖЕНИИ;**
2. **ОТКЛОНИТЬ И УДЕРЖИВАТЬ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ В КРАЙНЕМ ПОЛОЖЕНИИ** (соответствующая педаль до отказа) , **ПРОТИВОПОЛОЖНОМ НАПРАВЛЕНИЮ ВРАЩЕНИЯ;**
3. **СРАЗУ ПОСЛЕ ТОГО, КАК РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ ДОСТИГНЕТ КРАЙНЕГО ПОЛОЖЕНИЯ, БЫСТРО ПЕРЕМЕСТИТЬ ШТУРВАЛ УПРАВЛЕНИЯ ОТ СЕБЯ, ТАК ЧТОБЫ ПРЕРВАТЬ СВАЛИВАНИЕ** (войти в диапазон допустимых углов атаки);
4. **УДЕРЖИВАТЬ ЭТИ ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ В УКАЗАННЫХ ПОЛОЖЕНИЯХ ДО ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ;**
5. **ПОСЛЕ ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ ПЕРЕВЕСТИ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ, ВЫПОЛНИТЬ ПЛАВНЫЙ ВЫХОД ИЗ ПИКИРОВАНИЯ.**

УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

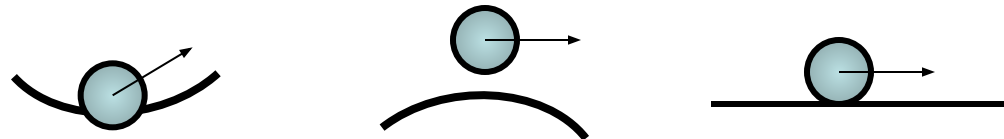
Устойчивость самолета – свойство возвращаться после окончания действия на него возмущения к исходному положению равновесия. При этом под равновесием понимают равновесие или моментов, или сил и моментов.

Необходимо учитывать, что не все параметры, определяющие положение самолета в пространстве, приобретают исходное значение после возвращения самолета к состоянию равновесия. Кроме того, не является обязательной устойчивость самолета по всем параметрам. Если отклонение какого-либо параметра от состояния равновесия происходит медленно и летчик в состоянии относительно легко парировать отклонение от состояния равновесия, такая неустойчивость допускается. В связи с изложенным выше вводится понятие "устойчивость самолета по данному параметру".

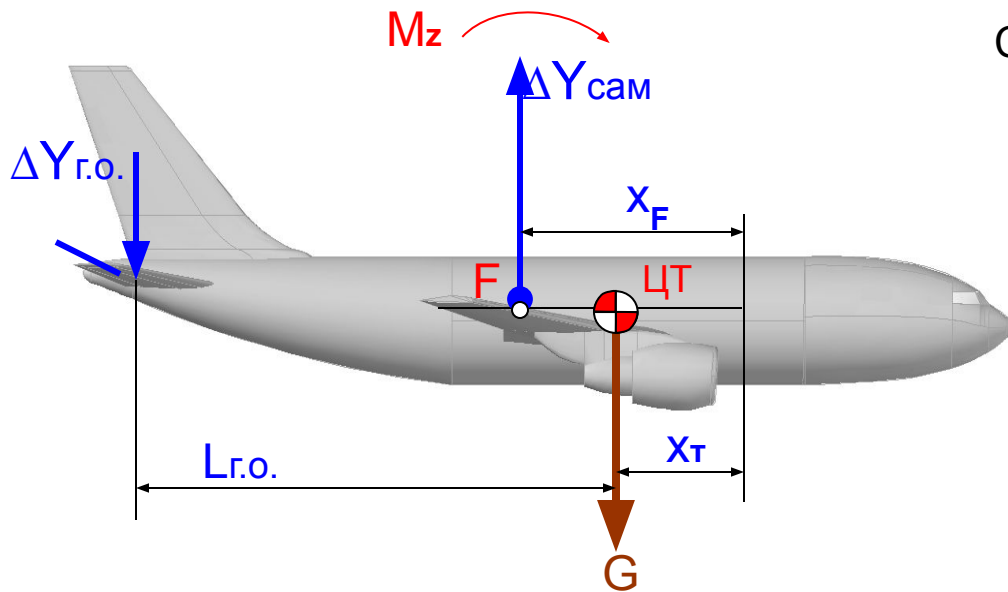
Устойчивость самолета по данному параметру движения – свойство возвращаться после окончания действия возмущения к исходному значению этого параметра. На основании сказанного рассматривают **устойчивость самолета по перегрузке, устойчивость самолета по скорости и др.**

Статическая устойчивость. Если при отклонении параметров движения от исходных возникшие силы и моменты направлены так, что стремятся устранить изменение параметров, в этом случае считают, что самолет статически устойчив.

Статическая устойчивость – условное понятие, отдельной статической устойчивости не существует. Она показывает только начальную реакцию самолета на действующее возмущение. Поэтому строго нужно было бы говорить о статических характеристиках устойчивости.



ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА. УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА



Самолет уравновешен(сбалансирован), если:

$$\Delta Y_{\text{сам}} \cdot (X_F - X_T) = \Delta Y_{\text{г.о.}} \cdot L_{\text{г.о.}}$$

$\Delta Y_{\text{г.о.}}$ — балансировочная подъемная сила на го.

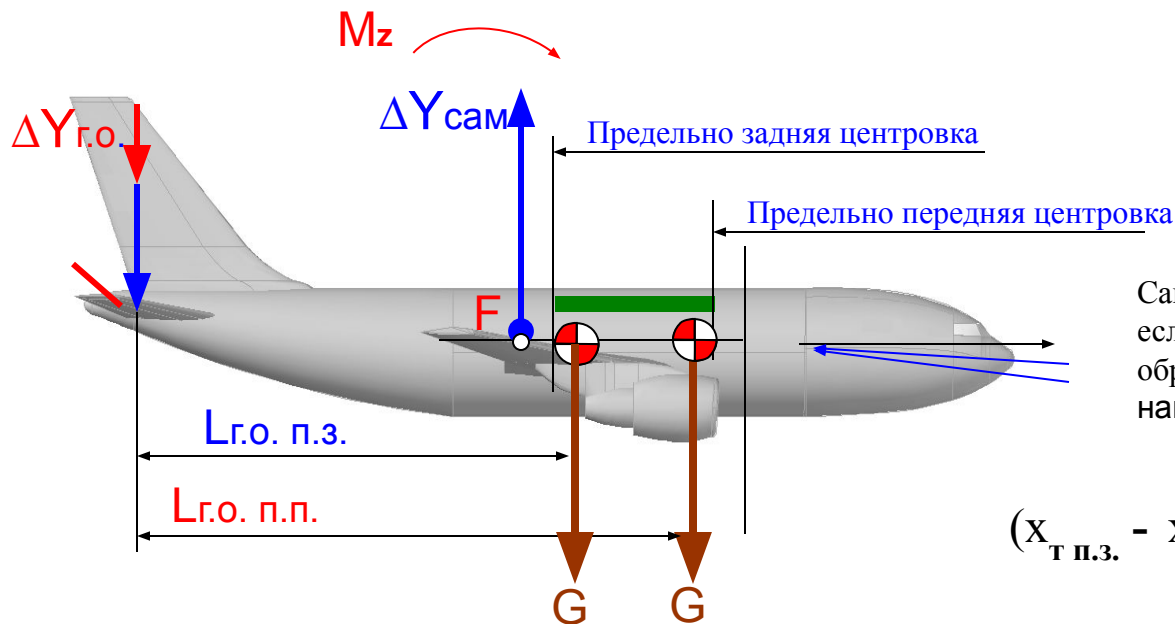
$L_{\text{г.о.}}$ — плечо г.о.

X_T — координата центра тяжести самолета;

X_F — координата фокуса(ЦД);

При предельно передней центровке:

$$\Delta Y_{\text{г.о.п.п.}} \cdot L_{\text{г.о.п.п.}} > \Delta Y_{\text{сам}} \cdot (X_F - X_{\text{Тп.п.}})$$

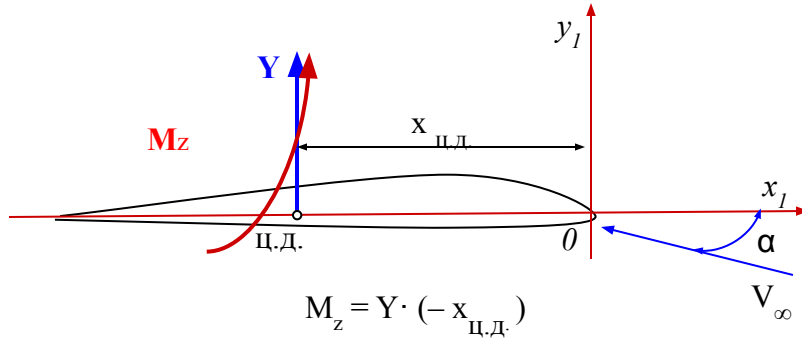


Самолет устойчив по углу атаки (перегрузке), если фокус находится позади ЦТ – в этом случае образуется при увеличении α момент тангажа, направленный на уменьшение угла атаки.

$(X_{\text{Т п.з.}} - X_{\text{Т п.п.}})$ — запас (диапазон) центровки

ПРОДОЛЬНЫЙ МОМЕНТ КРЫЛА. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ФОКУС КРЫЛА

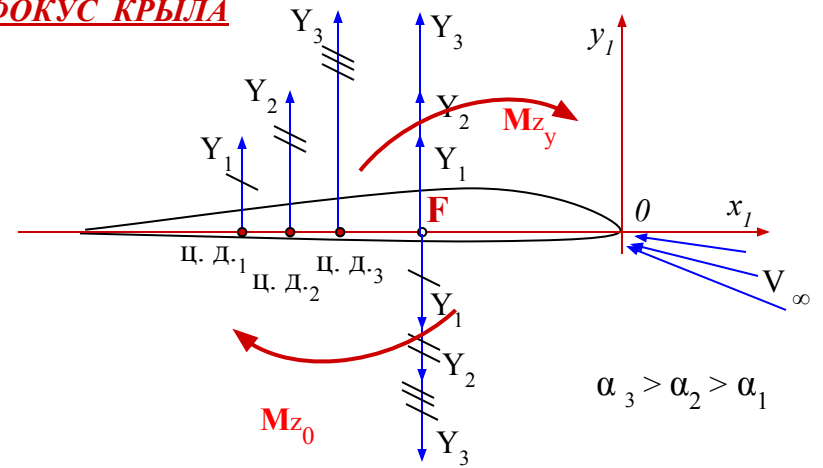
Центр давления (ЦД) – точка пересечения равнодействующей аэродинамической силы с хордой крыла.
 $x_{ц.д.}$ – координата центра давления.



При изменении угла атаки координата центра давления изменяет свое положение и определение момента тангажа является сложным.

Понятие аэродинамического фокуса по углу атаки вводится с целью упрощения определения момента тангажа.

Используем особенность, согласно которой при увеличении угла атаки подъемная сила возрастает, а центр давления смещается вперед, к носку крыла.

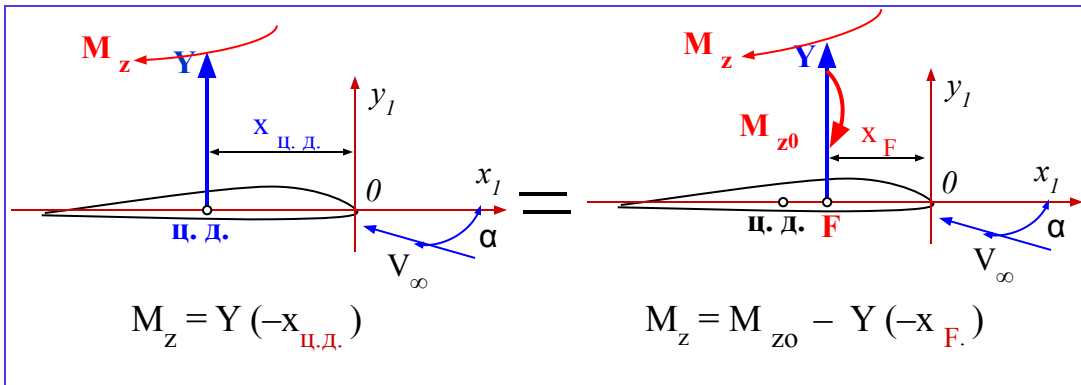


Переносим силы Y_1, Y_2, Y_3 из точек, соответствующих центрам давлений ц.д.₁, ц.д.₂, ц.д.₃ в точку **F** статическим нулем.

Продольные моменты от пар сил Y_1, Y_2, Y_3 (отмечены штрихами на графике) будут равны между собой:

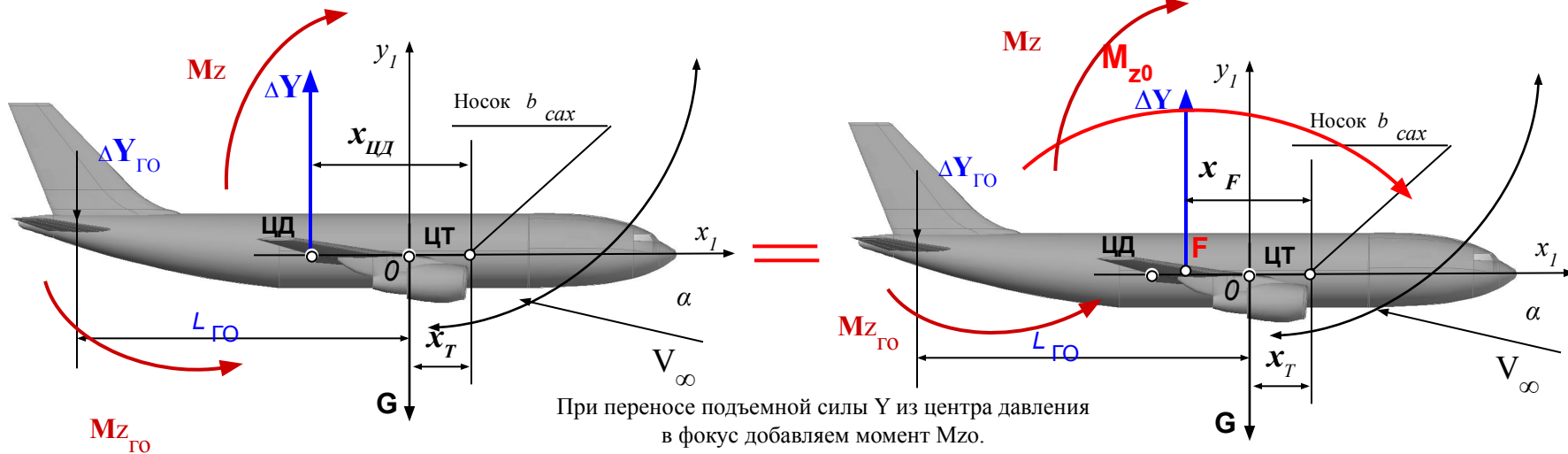
$$M_{zF} = Y_1(X_{цД1} - X_F) = Y_2(X_{цД2} - X_F) = Y_3(X_{цД3} - X_F) = \dots = const = M_{z0}$$

$M_z = M_{z0} - Y \cdot x_F$; $m_z = m_{z0} - C_y \cdot x_F$
Аэродинамический фокус крыла – точка приложения приращения подъемной силы или точка, момент тангажа относительно которой остается постоянным при небольших изменениях угла атаки.



Таким образом, мы перенесли подъемную силу из ЦД в фокус, но добавили при этом момент M_{z0}

МОМЕНТ ТАНГАЖА САМОЛЕТА



Коэффициент момента тангажа самолета $m_z = m_{z0} - C_y (\bar{X}_F - \bar{X}_T) = m_{z0} + m_z^{C_y} \cdot C_y$

Момент тангажа и коэффициент момента тангажа самолета при отклоненном руле высоты (горизонтальном оперении), момент от тяги двигателей не учтен



$$M_z = -M_{z0} - \Delta Y \cdot (X_F - X_T) + \Delta Y_{ГО} \cdot L_{ГО}$$

$$m_z = m_{z0} + C_y (\bar{X}_F - \bar{X}_T) + \Delta C_{y_{ГО}} \cdot L_{ГО}$$

ФАКТОРЫ, ОКАЗЫВАЮЩИЕ ВЛИЯНИЕ НА ВЕЛИЧИНУ МОМЕНТА ТАНГАЖА:

- угол атаки самолета; высота (через плотность воздуха ρ), скорость полета, геометрические параметры крыла;
- расстояние между аэродинамическим фокусом и центром тяжести самолета;
- взаимное положение аэродинамического фокуса по углу атаки и центра тяжести самолета (устойчивый, неустойчивый, нейтральный);
- угол отклонения руля высоты (цельноповоротного стабилизатора);
- положение двигателей относительно поперечной оси самолета, тяга двигателей (режим работы);
- число M полета (при $M > M_{кр}$ аэродинамический фокус смещается назад);
- упругие деформации крыла;
- выпуск механизации крыла;
- срыв потока с крыла;
- вращение самолета относительно поперечной оси oZ_1 (демпфирующий момент) и др.

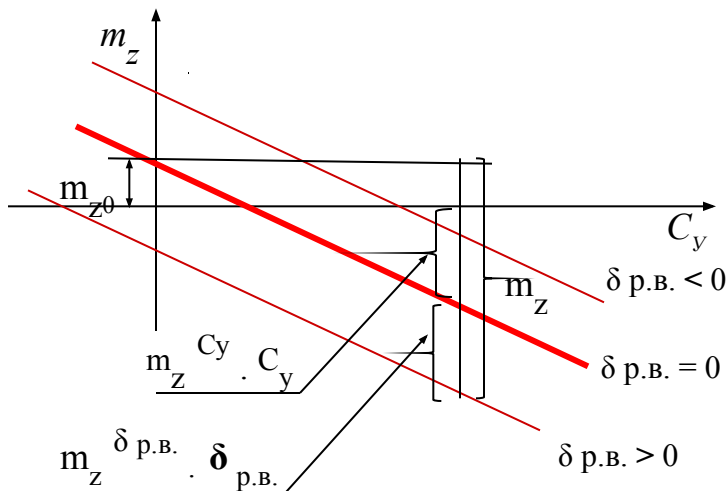
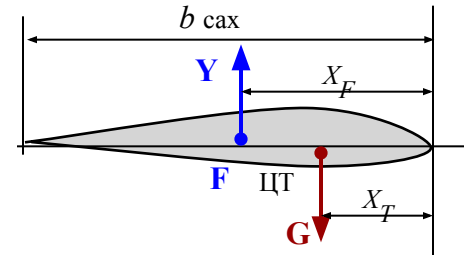


График зависимости коэффициента момента тангажа от коэффициента подъемной силы для различных углов отклонения руля высоты

СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ



Продольная статическая устойчивость по углу атаки (по перегрузке) – стремление самолета без вмешательства летчика к сохранению угла атаки (перегрузки p) исходного режима полета.

Для статической устойчивости по углу атаки (по перегрузке) необходимо, чтобы центр тяжести самолета был расположен впереди аэродинамического фокуса

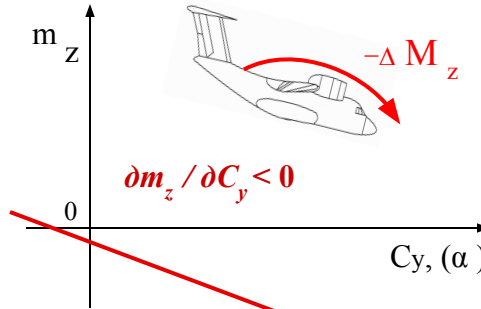
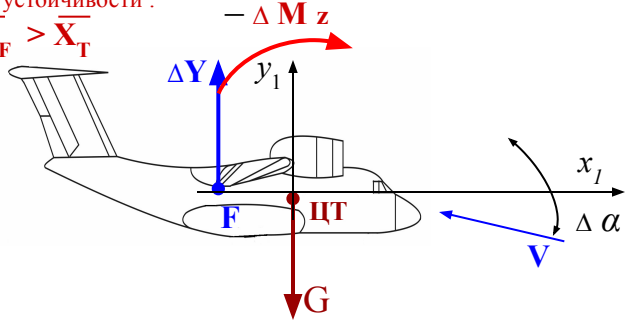
При увеличении угла атаки на величину $\Delta\alpha$ коэффициент подъемной силы изменится на величину ΔC_y . Если моментная диаграмма имеет отрицательный наклон, то при увеличении коэффициента подъемной силы на величину ΔC_y возникнет пикирующий момент $\Delta M_z < 0$, стремящийся уменьшить прирост угла атаки (коэффициента подъемной силы). Самолет будет статически устойчив по углу атаки (по перегрузке).

При положительном наклоне моментной диаграммы (линия b) увеличение угла атаки сопровождается кабрирующим моментом $\Delta M_z > 0$, еще более увеличивающим угол атаки. Самолет будет статически неустойчив по углу атаки (по перегрузке). Таким образом, при отрицательном наклоне моментной диаграммы имеет место статическая устойчивость по углу атаки (по перегрузке).

$(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$ – запас продольной статической устойчивости самолета по перегрузке

Условие устойчивости :

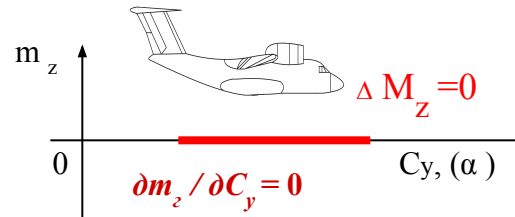
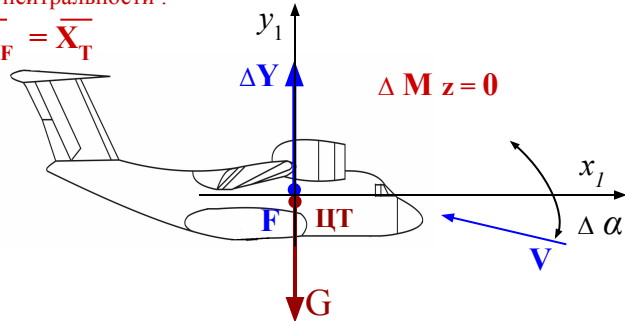
$$\bar{X}_F > \bar{X}_T$$



Статически устойчивый

Условие нейтральности :

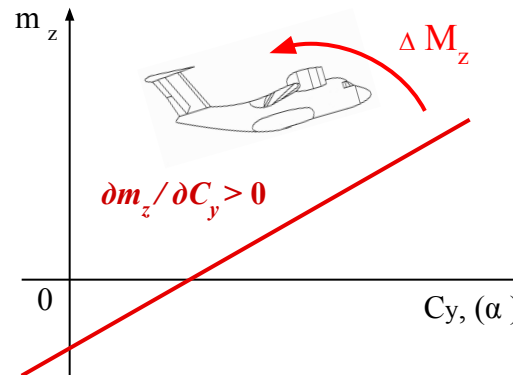
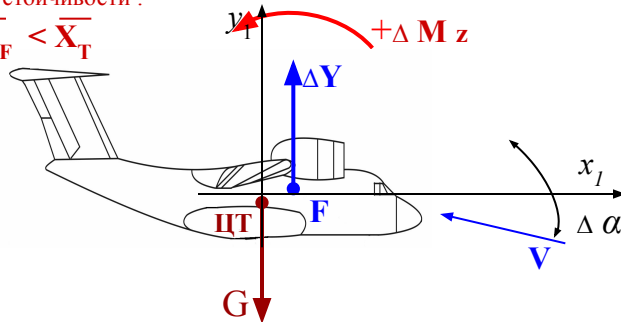
$$\bar{X}_F = \bar{X}_T$$



Статически нейтральный

Условие неустойчивости :

$$\bar{X}_F < \bar{X}_T$$



Статически неустойчивый

$$m_z = m_{z0} - C_y (\bar{x}_F - \bar{x}_T)$$

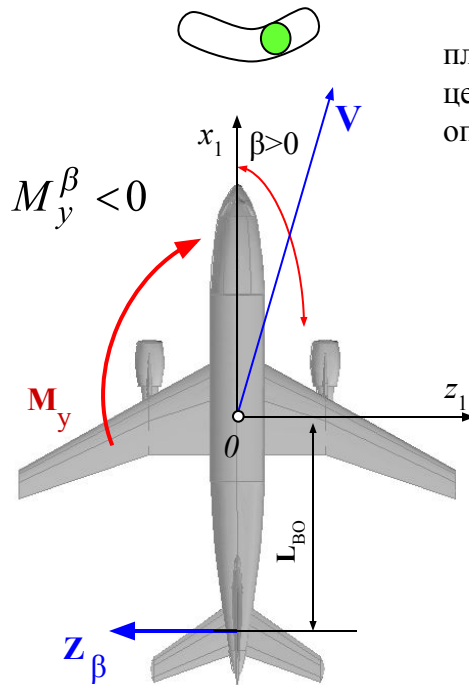
$\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$ – степень продольной статической устойчивости самолета по перегрузке

ПУТЕВАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Путевая статическая устойчивость (флюгерная) – тенденция самолета самостоятельно, без вмешательства летчика, противодействовать изменению угла скольжения.

Условие путевой устойчивости – расположение бокового фокуса позади центра тяжести.

Самолет, обладающий путевой устойчивостью, стремится устранить возникший угол скольжения, но не сохранять направление полета.



$$M_y = -Z_\beta \cdot L_{BO}$$

Величина путевого момента M_y , устраняющего скольжение, определяется площадью вертикального оперения, плечом вертикального оперения (расстояние от центра масс самолета(или нормальной оси Oy_1) до центра давления вертикального оперения), скоростью и высотой полета.

Условием путевой статической устойчивости самолета является отрицательное значение производной коэффициента путевого момента по углу скольжения : $m_y^\beta < 0$.
 При положительном приращении угла скольжения $+\Delta\beta$ соответствует отрицательное приращение коэффициента путевого момента $-\Delta m_y$ и наоборот – это возможно при расположении бокового фокуса позади центра тяжести.

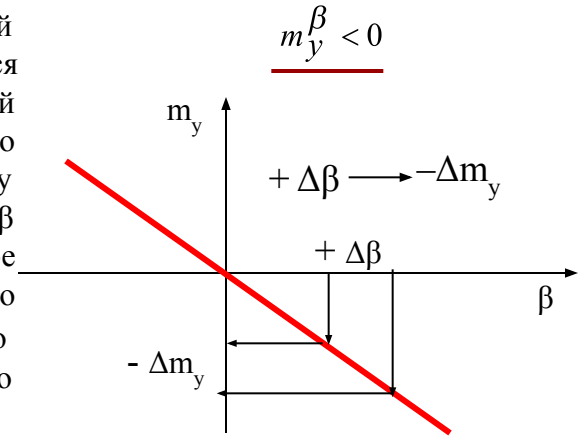


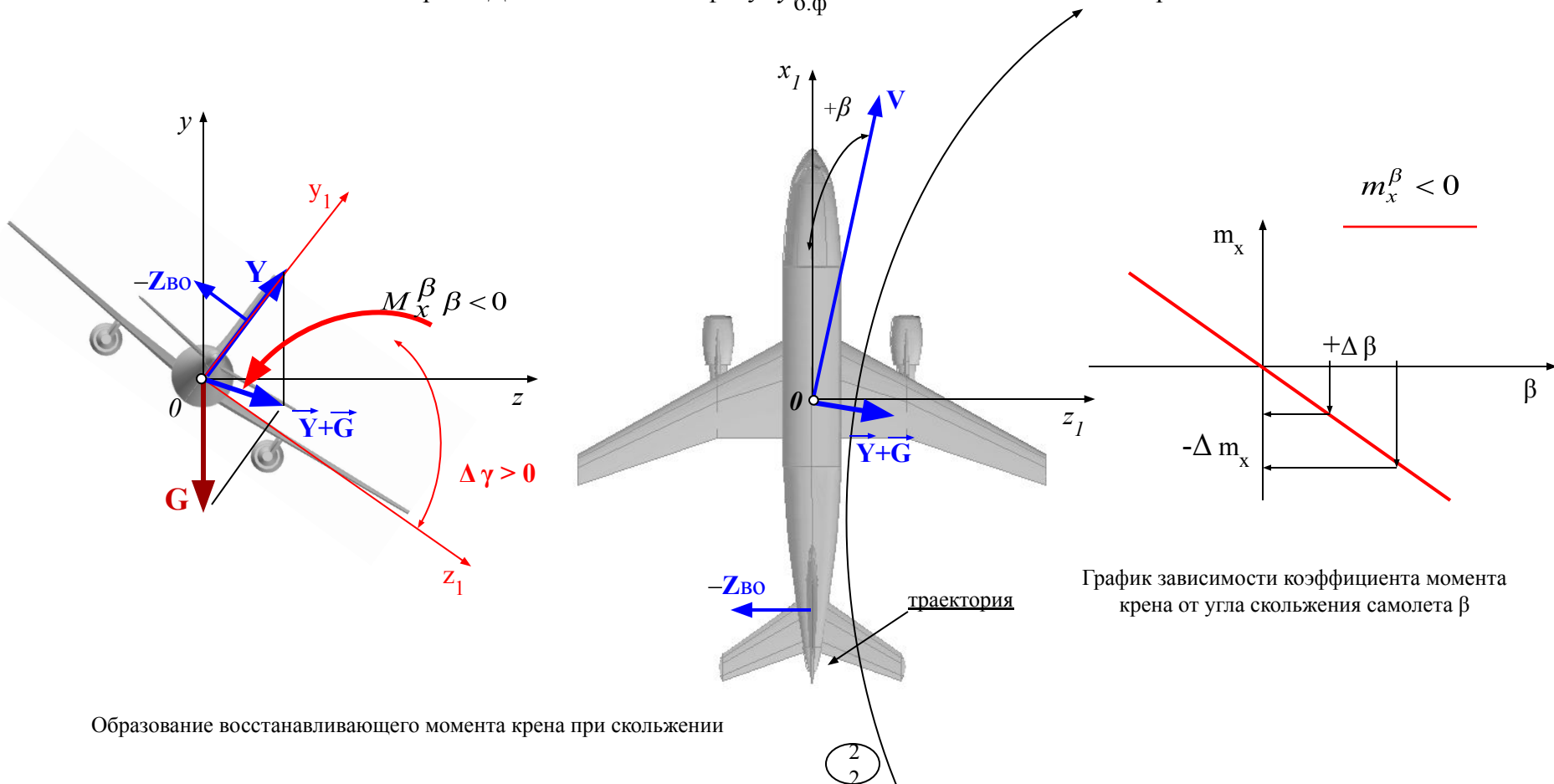
График зависимости коэффициента момента рыскания от угла скольжения

Образование восстанавливающего путевого момента при наличии скольжения

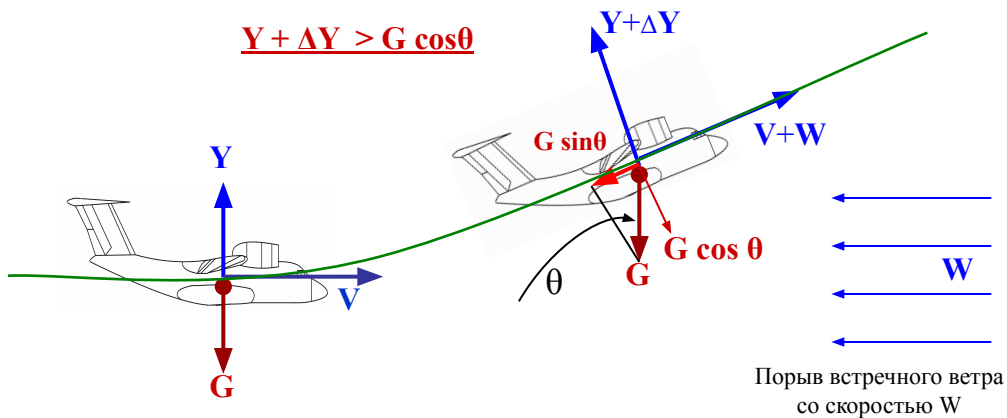
ПОПЕРЕЧНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Поперечная статическая устойчивость – способность самолета к сохранению угла крена (устранять возникший угол крена) или способность крениться в сторону, обратную скольжению. Зависит от формы крыла, расположения его по высоте фюзеляжа, высоты вертикального оперения, поперечного V крыла.

При крене траектория движения искривляется под действием равнодействующей силы тяжести и подъемной силы, появляется скольжение на опущенную плоскость. При скольжении образуется **момент** крена, направленный на устранение **угла** крена (образуется боковая сила на ВО и разность подъемных сил на правой и левой плоскостях за счет различной эффективной стреловидности). Угол крена определяет угол скольжения, а последний уже обуславливает появление восстанавливающего момента крена. Для этого боковой фокус $y_{б.ф.}$ должен находиться выше продольной оси самолета.

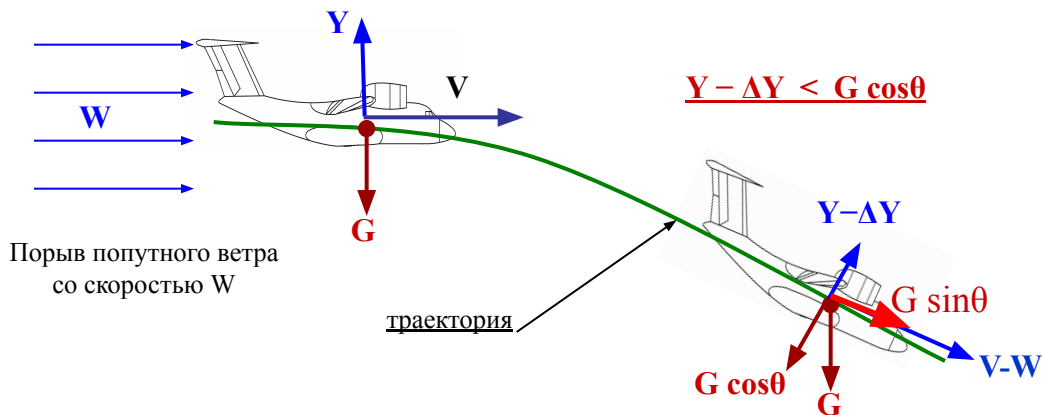


ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО СКОРОСТИ



Условие продольной статической устойчивости по скорости :

$$\frac{dY}{dV} > 0$$



С увеличением скорости полета подъемная сила возрастает, самолет идет с набором высоты, с уменьшением скорости – уменьшается, самолет идет со снижением

ПЕРЕГРУЗКА (КОЭФФИЦИЕНТ ПЕРЕГРУЗКИ), МАНЕВРИРОВАНИЕ

Рассматриваемые вопросы: определение, виды перегрузки; маневрирование, диапазон порывов ветра; ограничения коэффициентов перегрузки, с закрылками и без них; изменение коэффициента перегрузки при разворотах и кабрировании; ограничения скорости при маневрировании; ограничения в полете.

Перегрузка n — отношение результирующей R внешних сил, действующих на самолет (кроме сил инерции и силы тяжести самолета), к произведению массы самолета на ускорение свободного падения (весу самолета):

$$n = \frac{R}{mg}$$

Результирующая R является суммой следующих внешних сил: результирующих **аэродинамической** силы и **тяги двигателей**; **силы реакции земной поверхности**, действующей на шасси самолета (при движении по взлетно-посадочной полосе); силы натяжения троса тормозного парашюта (при посадке с использованием тормозного парашюта); тяги ускорителей (при взлете с ускорителями) и др.

Точкой приложения силы R является центр тяжести самолета. Направление действия перегрузки совпадает с направлением действия силы R .

При установлении летных ограничений пользуются составляющими перегрузки — ее проекциями на оси связанной системы координат. Такими составляющими являются продольная перегрузка n_x , нормальная перегрузка n_y , боковая перегрузка n_z :

$$n_x = \frac{R_x}{mg}; \quad n_y = \frac{R_y}{mg}; \quad n_z = \frac{R_z}{mg};$$

Здесь R_x, R_y, R_z — проекции силы соответственно на продольную, нормальную и поперечную оси связанной системы координат.

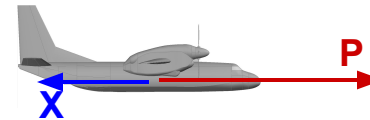
Иногда для оценки маневренных возможностей самолета пользуются понятием «маневренная перегрузка» (**$n_{ман}$**), имея в виду под этим нормальную перегрузку n_y для частного случая: при $R = Y$ т. е. когда по нормальной оси самолета действует только аэродинамическая подъемная сила Y . Тогда из определения перегрузки видно, что она является величиной безразмерной.

ЗНАК ПЕРЕГРУЗКИ

Для определения знака составляющих перегрузки удобно пользоваться следующим правилом:

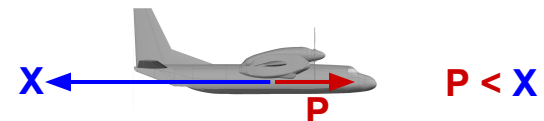
— **продольная перегрузка положительна** ($n_x > 0$) — летчика прижимает к спинке кресла (разгон самолета);

Разгон самолета $P > X$



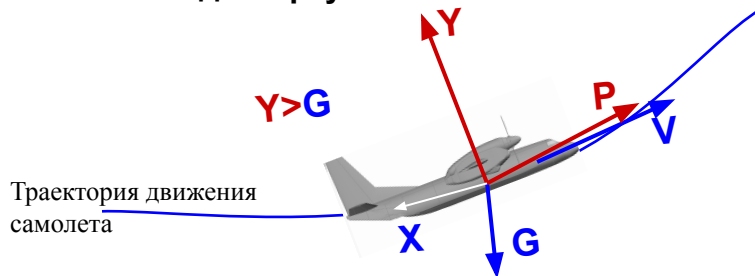
— **продольная перегрузка отрицательна** ($n_x < 0$) — летчика отрывает от спинки кресла (торможение самолета);

Торможение самолета



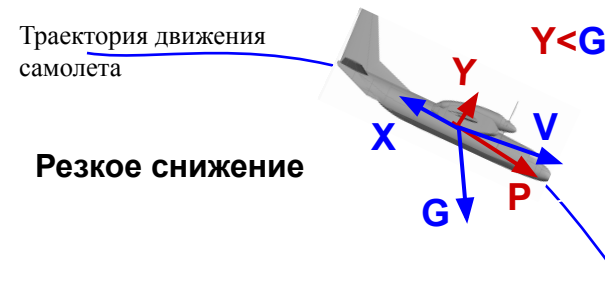
— **нормальная перегрузка положительна** ($n_y > 0$) — летчика прижимает к Чашке кресла ($n_y > 1$ — при вводе в горку, выводе из пикирования и т. п.);

Ввод в горку



Траектория движения самолета

Резкое снижение

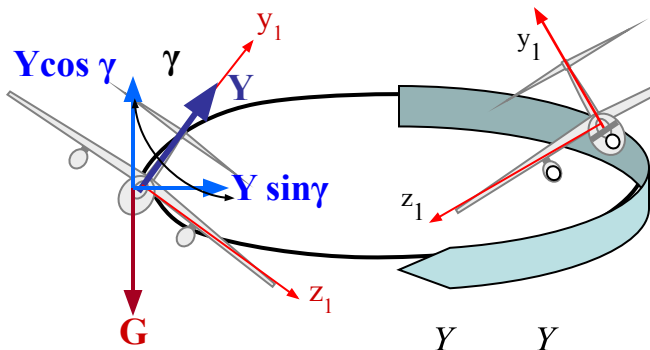


— **нормальная перегрузка отрицательна** ($n_y < 0$) — летчика отрывает от чашки кресла (полет на отрицательных углах атаки — в частности, перевернутый полет; резкое снижение);

§ 3.6. КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИРАЖА (РАЗВОРОТА)

Ви́раж – разворот самолета в горизонтальной плоскости на 360° с постоянным или переменным радиусом кривизны. Ви́раж с постоянной скоростью и креном называют установившимся. Установившийся ви́раж, выполненный без скольжения, называют правильным, крен при этом постоянен. При правильном ви́раже: $V = \text{const}$; $dV/dt = 0$; $\theta = 0$; $d\theta/dt = 0$; $\gamma = \text{const}$;

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРАВИЛЬНОГО ВИРАЖА:



$P = X$ – условие постоянства скорости;

$Y \cos \gamma = G$ – условие постоянства высоты полета;

$\frac{G}{g} \frac{V^2}{r_z} = Y \sin \gamma = \frac{G}{g} \frac{V^2}{r_z} = Y \sin \gamma$ – условие искривления траектории ($V = \omega r_z$)
 $(\frac{d\phi}{dt} = \omega, V = \omega r_z; \frac{d\phi}{dt} = \omega = \frac{V}{r_z}; \frac{G}{g} \frac{V^2}{r_z} = Y \sin \gamma)$

Радиус ви́ража:

$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{Y}{Y \cos \gamma} = \frac{1}{\cos \gamma}$ $\cos \gamma_{\text{дон.}} = \frac{1}{n_{y \text{дон.}}}$; $\gamma_{\text{дон.}} = \arccos(\frac{1}{n_{y \text{дон.}}})$
 $\frac{G}{g} \frac{V^2}{r_z} = Y \sin \gamma$; $Y \cos \gamma = G$; $Y = G / \cos \gamma = G n_y$; $r_z = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma}$; **через перегрузку n_y :** $r_z = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}$;

Угол крена:

$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \gamma}}{\cos \gamma} = \sqrt{\frac{1 - \cos^2 \gamma}{\cos^2 \gamma}} = \sqrt{n_y^2 - 1}$

Угловая скорость маневра (поворота траектории):

$\omega = \frac{V}{r_z} = \frac{V g \operatorname{tg} \gamma}{V^2} = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V} = \frac{g \sqrt{n_y^2 - 1}}{V}$;

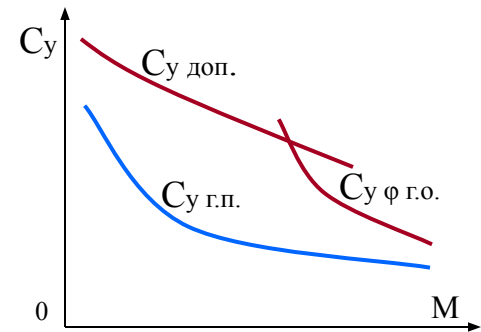
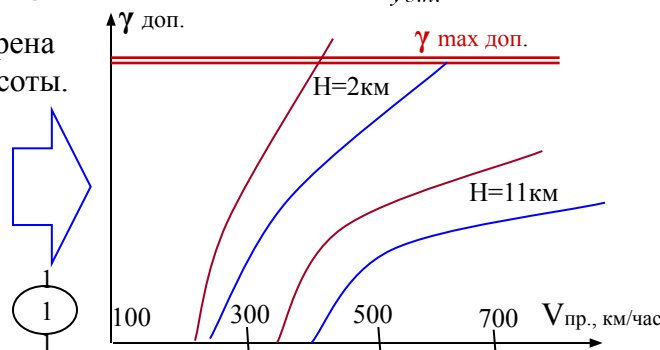
Время выполнения установившегося ви́ража:

$n_{y \text{дон.}} = \frac{C_{y \text{дон.}} \rho V^2 S}{2 G}$ $C_{y n.} = \frac{2 G}{\rho V^2 S} \Rightarrow n_{y \text{дон.}} = \frac{C_{y \text{дон.}}}{y_{z.n.}}$

Зависимости допустимых углов крена от массы самолета, скорости и высоты.

— m_1
 — m_2

$m_2 > m_1$



Зависимость коэффициента допустимой подъемной силы $C_{y \text{ доп.}}$ и коэффициентов подъемной силы в горизонтальном полете $C_{y \text{ г.п.}}$ от числа M .

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ЛЕТЧИКА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ВИРАЖЕЙ (РАЗВОРОТОВ)

1. Опускание носа при вводе в вираж. Причина: одновременное создание крена и перегрузки (вначале создан крен, а затем – перегрузка). Последствием может быть переход виража в спираль.

Устранение:

уменьшить крен. Взятием штурвала на себя создать необходимый угол атаки (перегрузку). Установить заданный крен и продолжить выполнение виража. Перегрузка всегда должна соответствовать углу крена ($n_y = 1 / \cos \gamma$).

2. Постепенное снижение в процессе виража. Причина: не контролируется увеличение крена или уменьшение перегрузки в процессе выполнения виража.

Устранение: уменьшить крен. Штурвалом восстановить заданный угол атаки (перегрузку), продолжить выполнение виража.

3. Колебания скорости и высоты относительно заданных. Причина: неправильный порядок контроля показаний приборов, характеризующих параметры виража, или неправильные действия рычагами управления для сохранения скорости и высоты.

Устранение: скорость должна выдерживаться (по указателю скорости) увеличением или уменьшением тяги двигателя. Высота выдерживается (по вариометру, высотомеру, авиагоризонту) небольшими изменениями крена и перегрузки (уменьшить крен и увеличить перегрузку – при тенденции к снижению; немного увеличить крен и несколько уменьшить перегрузку – при тенденции к набору высоты).

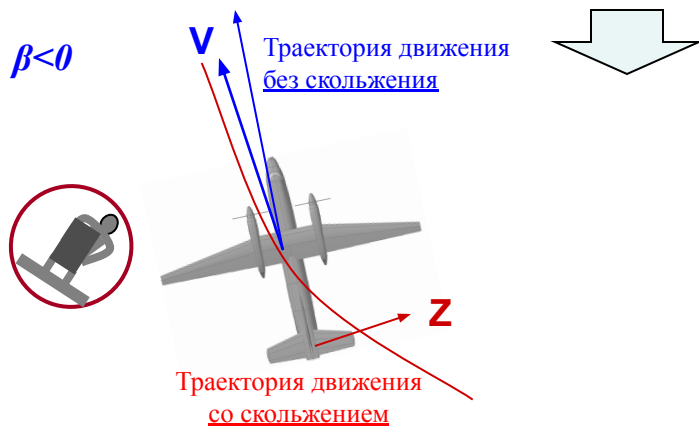
4. На выводе из виража происходит набор высоты или снижение. Причина: несоизмеримое с уменьшением крена уменьшение перегрузки на выводе (нарушение сил по вертикальной оси – $Y_x \cos \gamma$ не соответствует G).

Устранение: при выводе с набором высоты уменьшить перегрузку, при выводе со снижением – увеличить темп вывода из крена и немного увеличить перегрузку. В обоих случаях – вывести самолет в режим горизонтального полета.

Особенности в устранении указанных ошибок – в Руководстве по летной эксплуатации конкретного типа самолета!



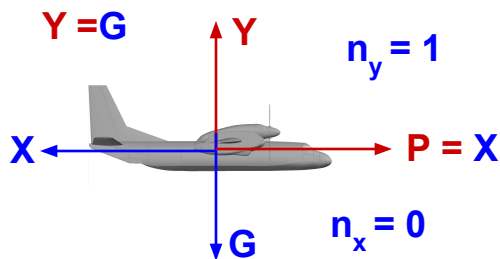
— боковая перегрузка положительна ($n_z > 0$) —
 летчика прижимает к левому борту фюзеляжа
 (левое скольжение, угол скольжения ($\beta < 0$);



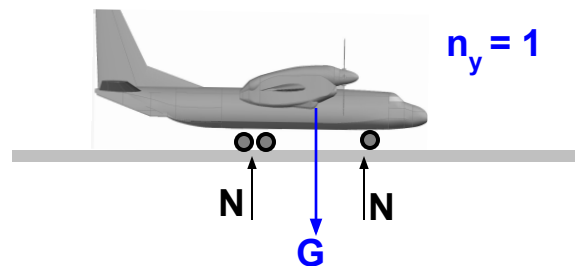
— боковая перегрузка отрицательна ($n_z < 0$) —
 летчика прижимает к правому борту (правое
 скольжение, угол $\beta > 0$).



Установившийся прямолинейный
 горизонтальный полет



Самолет стоит на ВПП



Ограничения по перегрузке обычно касаются нормальной перегрузки.

При подъемной силе $Y < 0$ и перегрузка $n_y < 0$. В этом случае летчик испытывает неприятные ощущения. Его отрывает от сиденья, управление самолетом затруднено. При отрицательных перегрузках конструктивно сложно выполнить длительную подачу топлива в двигатели. Поэтому, как правило, режимы полета с $n_y < 0$ в эксплуатации не рекомендуются.

*Конструкция самолета рассчитана на восприятие вполне определенной максимальной подъемной силы, при которой происходит разрушение конструкции. В эксплуатации с учетом требуемого запаса прочности разрешается создавать гораздо меньшую подъемную силу $Y_{эmax}$. Перегрузка $n_{уэmax}$, соответствующая этой подъемной силе, называется **максимальной эксплуатационной перегрузкой**.*

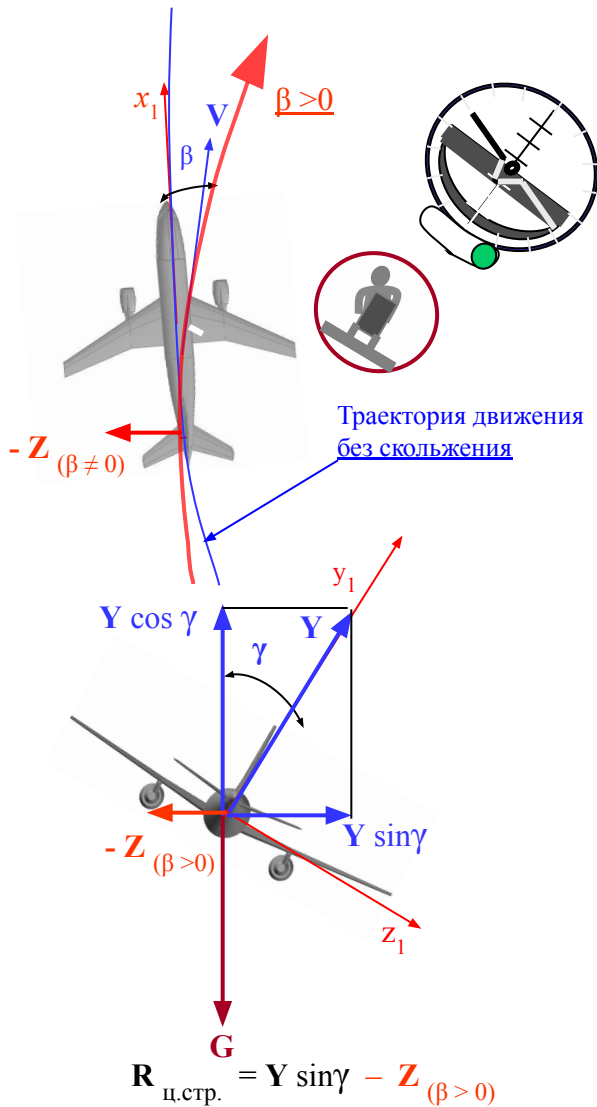
Максимальная эксплуатационная перегрузка определяется выражением:

$$n_{уmax}^э = \frac{Y_{max}^э}{G} = \frac{Y_{max}^э}{mg}.$$

Зависимость перегрузки $n_{уэmax}$ от массы самолета указывается в Инструкции экипажу.

ВЛИЯНИЕ МАНЕВРА В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ (ВИРАЖ) НА БОКОВУЮ ПЕРЕГРУЗКУ

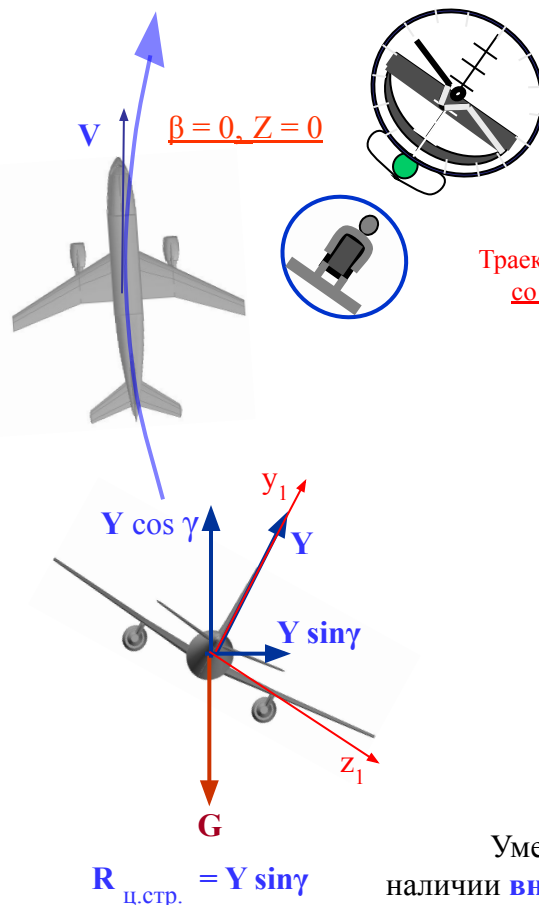
Виращ с внутренним скольжением.



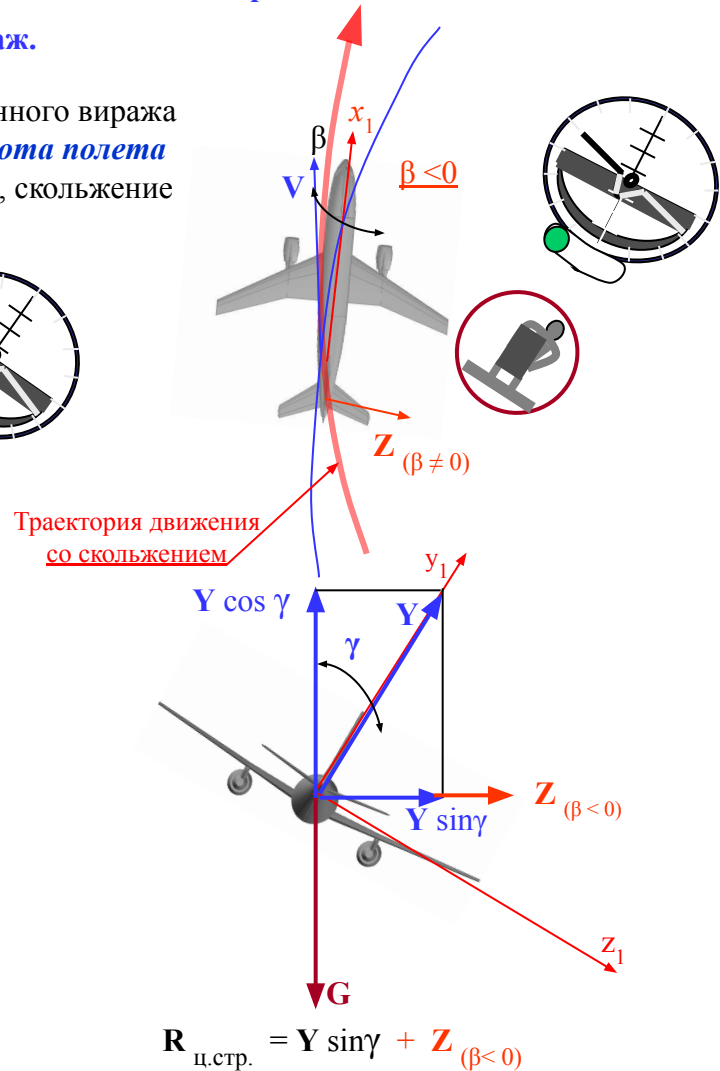
Увеличение радиуса виража (разворота) при наличии **внутреннего скольжения** и образования за счет этого дополнительной боковой (центростремительной) силы $-Z (\beta \neq 0)$.

Правильный (координированный) вираж.

При выполнении координированного виража (разворота) **скорость, крен и высота полета** должны сохраняться постоянными, скольжение отсутствовать.



Виращ с внешним скольжением.



Уменьшение радиуса виража (разворота) при наличии **внешнего скольжения** и образования за счет этого дополнительной боковой (центростремительной) силы $Z (\beta \neq 0)$.

ПЕРЕГРУЗКИ НА ЗЕМЛЕ

Рассматриваемые вопросы: боковые нагрузки на шасси, посадка; руление, меры предосторожности во время руления(разворотов на земле..

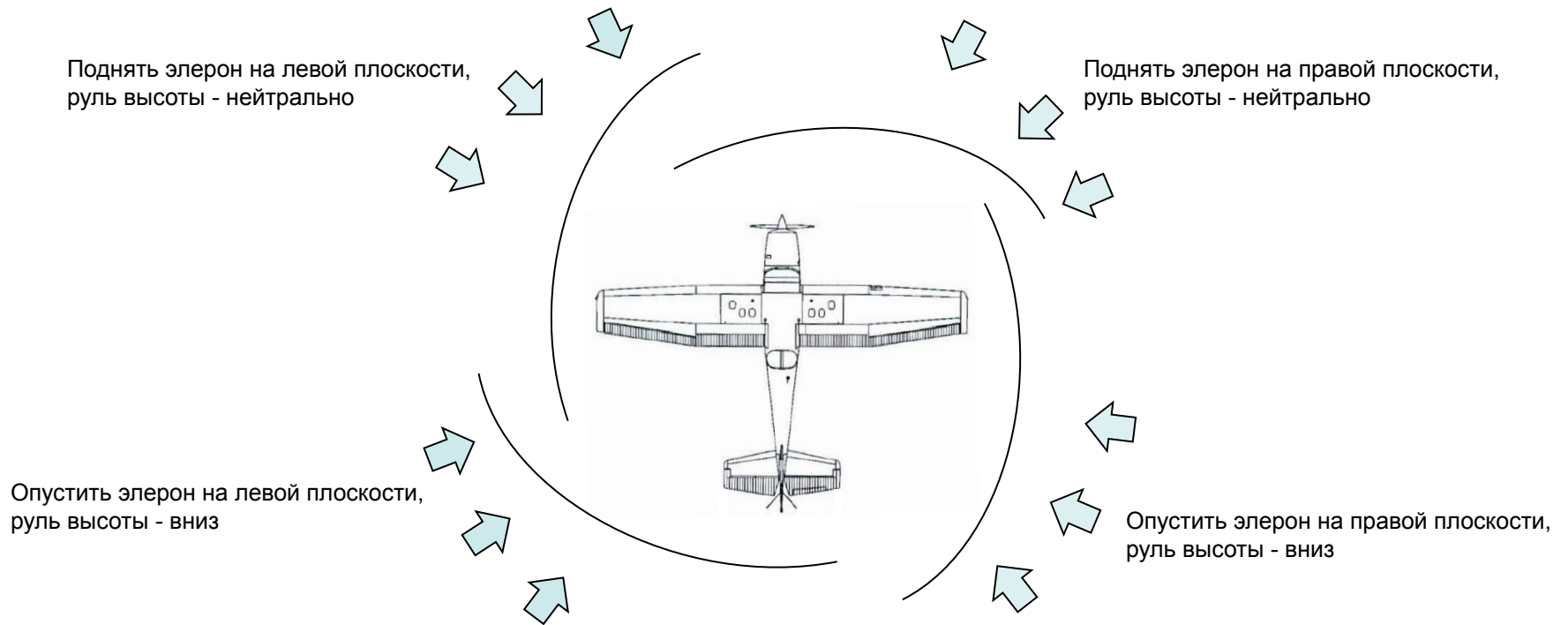
РУЛЕНИЕ. Эффективное наземное управление самолетом Cessna при рулении осуществляется с помощью управления передним колесом с использованием педалей руля направления: левая педаль руля направления – для поворота влево, правая педаль – для поворота вправо. Когда педаль руля направления нажата, специальное устройство поворачивает переднее колесо приблизительно на 10^0 от центрального положения в каждую сторону.

Применение левого или правого тормоза позволяет увеличить угол поворота до 30^0 от центрального положения в каждую сторону.

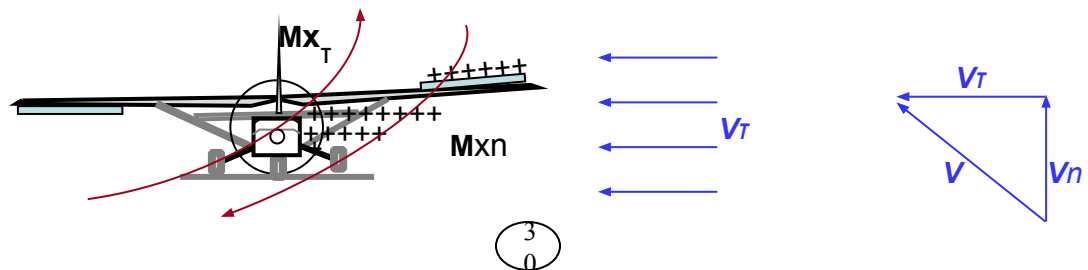
СКОРОСТЬ РУЛЕНИЯ ПО ЗЕМЛЕ ВО ИЗБЕЖАНИЕ КАПОТИРОВАНИЯ НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 5 КМ/ЧАС И ЗАДАЕТСЯ ПУТЕМ ИЗМЕНЕНИЯ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ.

Перемещение самолета вручную проще всего выполнить, присоединив буксировочное водило к опоре переднего шасси. При отсутствии водила или необходимости толкать самолет назад необходимо использовать подкосы крыльев как точки для приложения силы. Нельзя использовать вертикальные или горизонтальные поверхности для перемещения самолета вручную. При буксировке самолета автомобилем запрещается поворачивать переднее колесо более чем на 30^0 в любую сторону от центрального положения, т.к. это может привести к повреждению конструкции передней стойки шасси.

ПОЛОЖЕНИЯ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА CESSNA В ЗАВИСИМОСТИ ОТ НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА



ОБРАЗОВАНИЕ КРЕНЯЩИХ МОМЕНТОВ ПРИ НАПРАВЛЕНИИ ВЕТРА "СПЕРЕДИ - СЛЕВА"





Продольная перегрузка
отрицательная $\Pi_x < 0$;

Направление действия: спина – грудь;

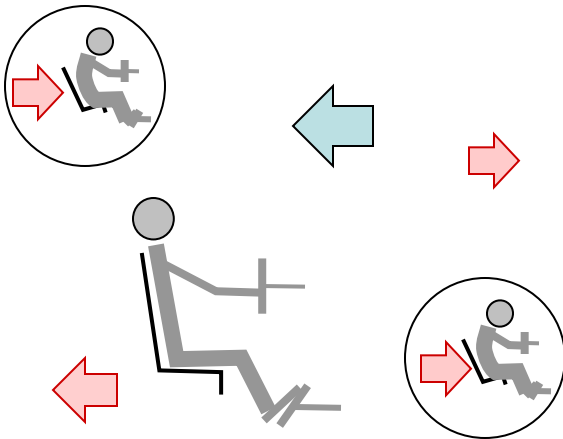
Образуется: при торможении $X > P$ (резком уменьшении скорости).

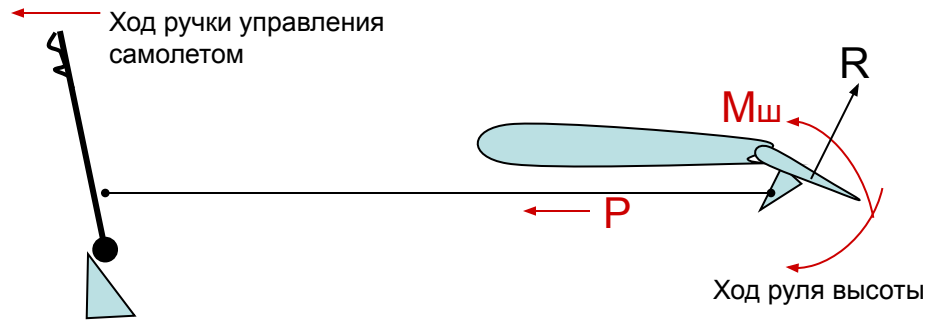
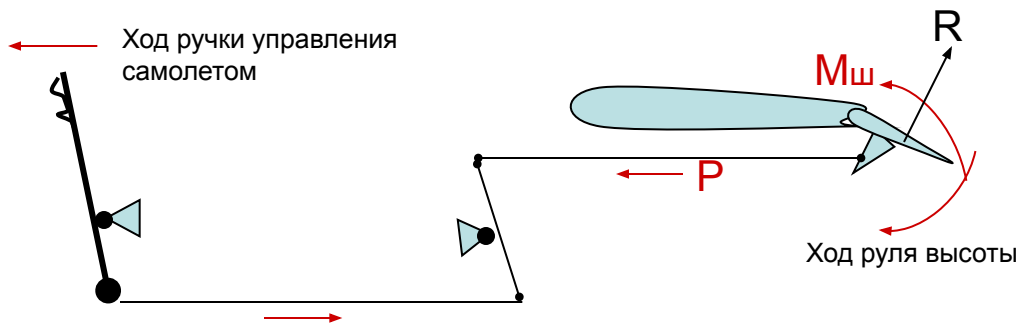
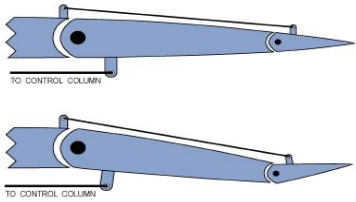


Нормальная перегрузка
положительная $\Pi_y > 0$;

Направление действия: голова – ноги ;

Образуется: при входе в горку $Y > G$ (резком увеличении подъемной силы).





Распределение четырех сил

- равновесие и пары сил;
- подъемная сила и масса
 - тяга и сопротивление
- методы достижения равновесия

