

*О.Н. ТРЮХАН*

# *ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА*

*комплексный курс CPL(A) - AMC1(PART) – FCL. 310*

**КИЕВ**

**Часть 2**



УДК 33.6.3:629.7(075.8)  
ББК 30.124:39.52я73  
А98

*Рекомендовано Министерством образования и науки Украины в качестве учебного пособия для студентов авиационных специальностей ВУЗов (решение коллегии от 25.09.2019г. № 9/19-357)*

**Рецензенты:** Герой Украины, Заслуженный летчик-испытатель, кандидат технических наук **А.В. Г а л у н е н к о**;  
декан факультета авиационно-космических систем Национального технического университета «КПИ»  
доктор технических наук, профессор **А.В. З б р у ц к и й**.

**Трюхан О.Н.**

**Принципы полета. Теоретический курс CPL (A), ATPL (A) – AMC1 (PART) - FCL. 310. Часть 2. Аэродинамика трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей.** Учебное пособие. – Киев: НАУ, 2021 – 139с. Ил. 358  
ISBN 975 – 95995-19-8

*Представлены отдельные фрагменты пособия.*

*Любое копирование – с разрешения автора.*

В учебном пособии представлены основные положения, схемы, графики по лекционному курсу дисциплины «Принципы полета», иллюстрирующие основные законы аэродинамики дозвуковых, сверхзвуковых скоростей, теорию пограничного слоя, аэродинамику крыла, самолета. Представлен материал по основным положениям летных характеристик транспортных самолетов, вопросам их устойчивости и управляемости. Приведены примеры аэродинамических компоновок транспортных самолетов, их некоторые аэродинамические, летно-технические характеристики.

Может использоваться как опорный конспект лекций по дисциплине. Предназначено для студентов, обучающихся по специальности «Авиационный транспорт» специализации «Летная эксплуатация воздушных судов», а также для студентов, обучающихся по другим авиационным специальностям.

Соответствует программам PART-FCL курса теоретической подготовки пилотов уровня PPL(A), CPL(A), ATPL(A).

ББК :39.52я73

30.124

ISB 966 – 95995 -1 -8

N 6

© О.Н. Трюхан, 2021





О.Н. ТРЮХАН

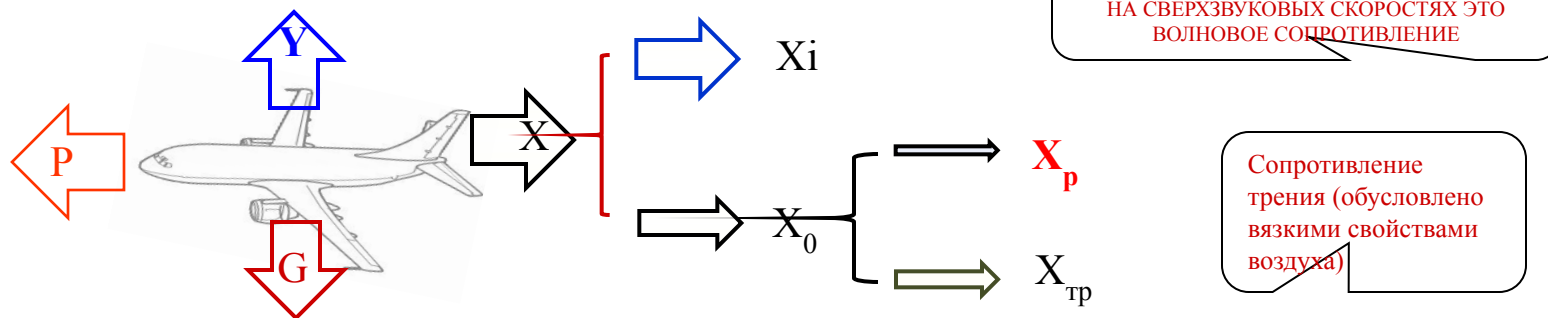
# ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА

Часть 2.

## АЭРОДИНАМИКА ТРАНСЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

## НАПОМИНАНИЕ (материал Части 1):

Составляющие аэродинамической силы лобового сопротивления самолета  $X$ :



**СЖИМАЕМОСТЬ** – способность воздуха изменять свой объём, а значит и плотность, с изменением давления и температуры

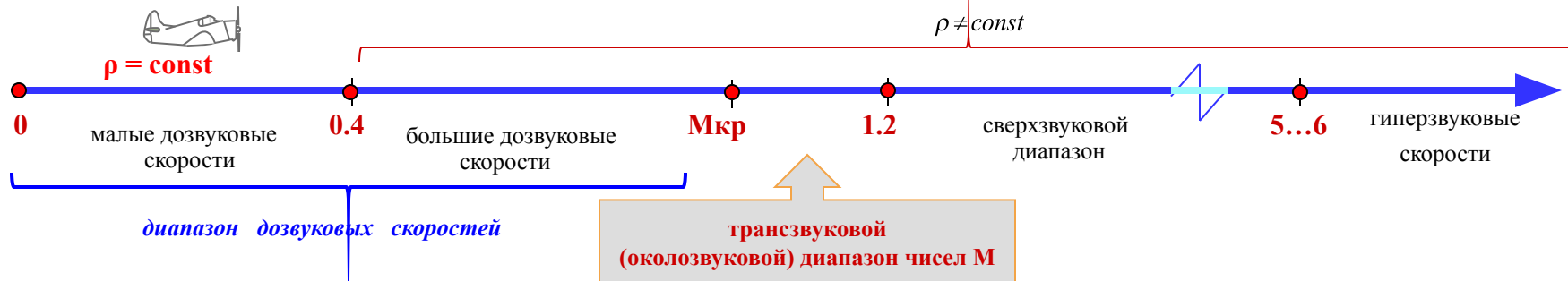
$a$  – скорость звука – характеристика сжимаемости неподвижной воздушной среды. .

$$a^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad \text{— чем больше это отношение, тем более сжимаема среда.}$$

$$a \approx 20,1\sqrt{T}$$

$$M = \frac{V}{a} \quad \text{— число Маха - характеристика сжимаемости движущегося потока газа.}$$

### ХАРАКТЕРНЫЕ ДИАПАЗОНЫ ЧИСЕЛ М ПОЛЕТА



Каждый из этих диапазонов имеет свои особенности, в соответствии с которыми аэродинамика подразделяется на дозвуковую (малых и больших дозвуковых скоростей), аэродинамику трансзвука, сверхзвуковую, аэродинамику гиперзвука

## КИНЕТИЧЕСКИЙ НАГРЕВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

– нагрев ЛА теплом в результате перехода кинетической энергии поступательного движения частиц в тепловую при их интенсивном торможении.

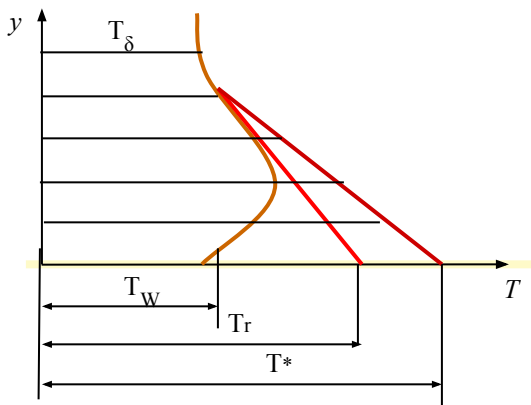
**Тепловой пограничный слой** — *слой воздуха, у поверхности обтекаемого тела, в котором происходит интенсивное изменение температуры.*

Необходимость учета кинетического нагрева при больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях:

- ухудшение условий работы экипажей;
- ухудшение условий работы электро- и электронного оборудования;
- снижение прочности материалов;
- повышение скорости реакции коррозии при возрастании температуры.



Носовые и нижние части корпуса и крыла воздушно-космического летательного аппарата "Буран"(СССР) обложены керамическими плитками с целью защиты от кинетического нагрева при полете в плотных слоях атмосферы Земли



$T_\delta$  – температура на границе теплового пограничного слоя;

$T_w$  – температура у поверхности при теплопроводной поверхности и газе;

$T_r$  – температура у поверхности при теплоизолированной поверхности и наличии теплообмена между частицами воздуха;

$T^*$  – температура торможения (поверхность теплоизолирована и нет обмена теплом между частицами газа).

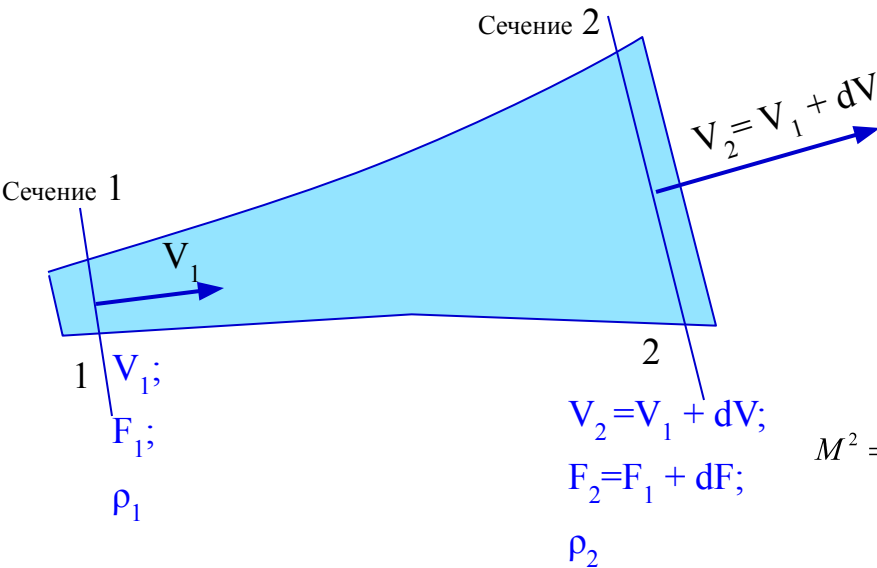
# АЭРОДИНАМИКА ТРАНСЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ.

## § 1.9. ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА СО СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ

При скоростях больших  $M_{кр}$  **происходят качественные изменения**: образуются скачки уплотнения, резко возрастает сила лобового сопротивления (за счет сопротивления давления), аэродинамические моменты (увеличение АД сил и смещение АД фокуса (по углу атаки и бокового). Изменяются характеристики устойчивости и управляемости – растут потребные расходы рулевых поверхностей. Резко возрастает потребная тяга, что увеличивает расходы топлива (необходимость применения двигателей с наличием форсажных режимов), растут нагрузки на конструкцию планера.

Аэродинамика сверхзвуковых скоростей (газовая динамика) изучает законы взаимодействия газа с обтекаемыми телами при скоростях соизмеримых со скоростью звука и превышающих ее. Основоположники газовой динамики – С.А. Чаплыгин «О газовых струях», 1902г.; С.А. Христианович "Исследования обтекания профиля при больших дозвуковых скоростях" 1940г., "Течения газа с трансзвуковыми и сверхзвуковыми скоростями" 1941...1947 г.г.

### Изменение скорости газа вдоль струи при изменении площади ее поперечного сечения



Вспользуемся уравнением постоянства расхода для струи сжимаемого газа:  $\rho VF = \text{const.}$

Дифференцируем и делим почленно на  $\rho VF$ :

$$d(\rho VF) = VFd\rho + \rho FdV + \rho VdF = 0$$

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{dF}{F} = 0. \quad \frac{dF}{F} = -\frac{dV}{V} \left( 1 + \frac{\frac{d\rho}{\rho}}{\frac{dV}{V}} \right).$$

$M^2 = -\frac{\frac{d\rho}{\rho}}{\frac{dV}{V}}$  – относительное изменение плотности, приходящееся на единицу относительного изменения скорости (курс теоретической физики).

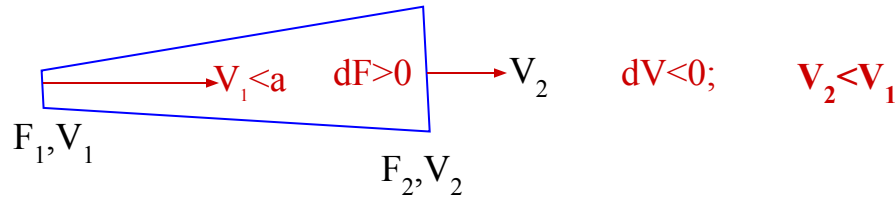
Равенство, устанавливающее зависимость между площадью поперечного сечения струи  $F$ , скоростью движения в ней газа  $V$  и числа  $M$ :

$$\frac{dF}{F} = \frac{dV}{V} (M^2 - 1).$$

Рассматриваем два случая течений в расширяющейся струе – с дозвуковой скоростью течения и сверхзвуковой.

**Случай 1.** Скорость  $V_1$  в сечении 1-1 дозвуковая ( $V_1 < a, M_1 < 1$ ).

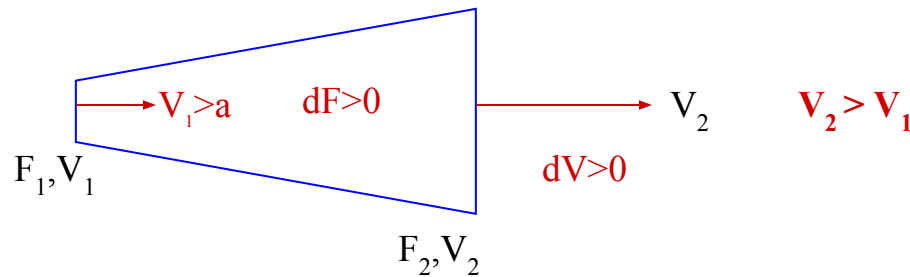
Знак  $dF$  обратен знаку  $dV$ .  $F_2 > F_1$ ; ( $dF > 0$ ).



$$\frac{\uparrow dF}{F} = \frac{\downarrow dV}{V} (M^2 - 1).$$

**Случай 2.** Скорость  $V_1$  в сечении 1-1 сверхзвуковая ( $V_1 > a, M_1 > 1$ ).

Знак  $dF$  совпадает со знаком  $dV$ .  $F_2 > F_1$ ; ( $dF > 0$ )  $\rightarrow$   $V_2 > V_1$ . *Имеет место течение расширения.*



$$\frac{\uparrow dF}{F} = \frac{\uparrow dV}{V} (M^2 - 1).$$

Увеличение площади поперечного сечения сверхзвуковой струи сопровождается увеличением в ней скорости.  
Увеличение скорости происходит за счет преобразования внутренней энергии газа в кинетическую энергию.

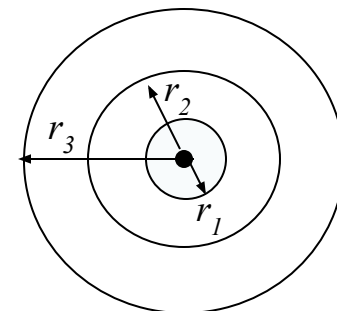
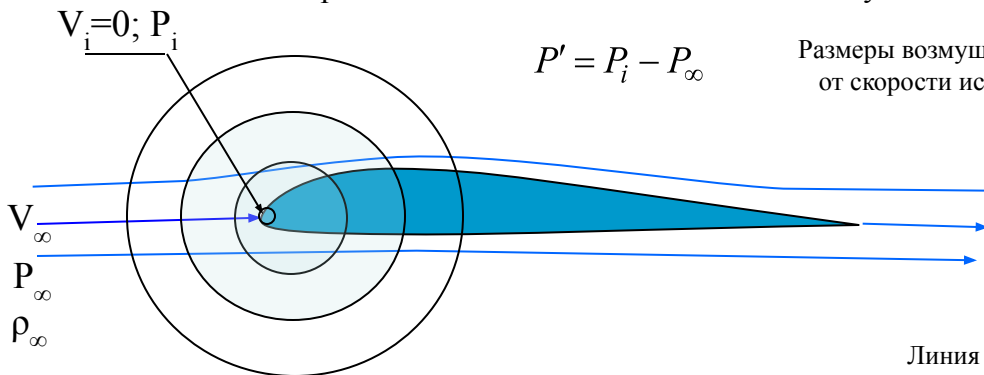
Уменьшение площади поперечного сечения сверхзвуковой струи приводит к скачкообразному изменению параметров сверхзвукового потока – имеет место течение сжатия сверхзвукового потока.

*Течения расширения и сжатия сопровождаются распространением возмущений в окружающей воздушной среде.*



## РАСПРОСТРАНЕНИЕ СЛАБЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ГАЗОВОМ ПОТОКЕ

Небольшие изменения скорости и давления называют возмущениями скорости и давления или *малыми возмущениями*, которые распространяются в газовой среде со скоростью звука. Любая точка на поверхности тела является источником возмущений.

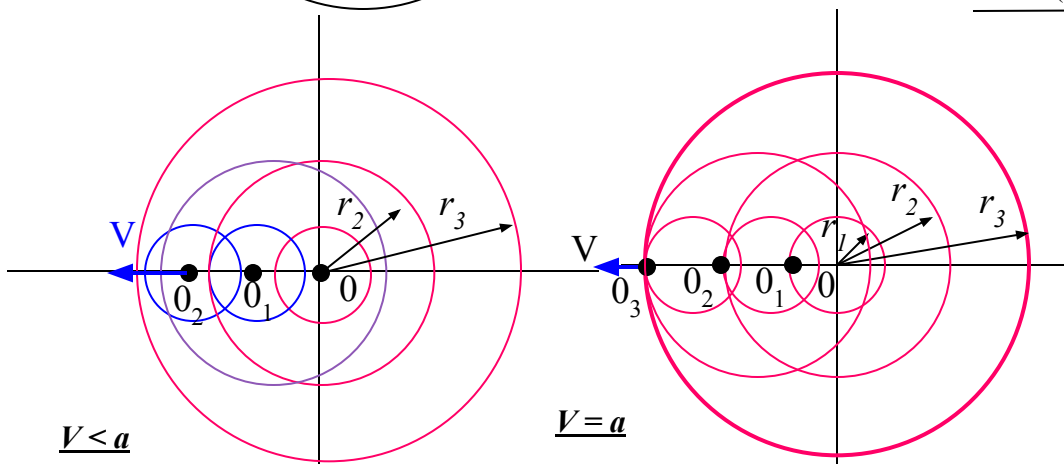


$V=0$

$r=at$

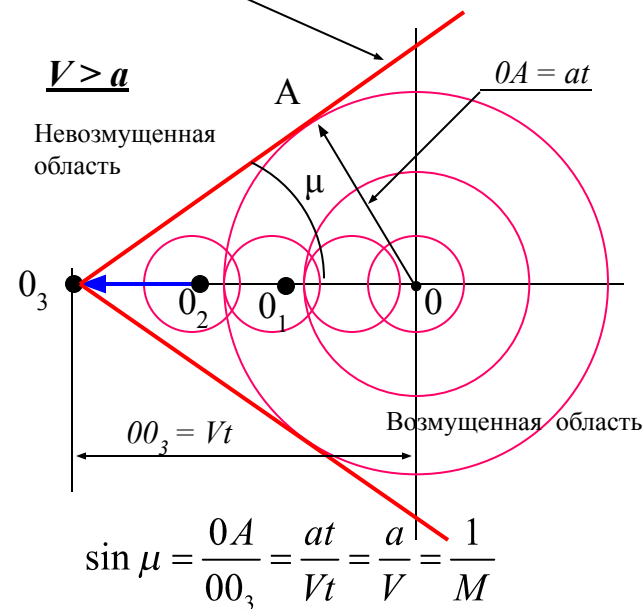
Распространение малых возмущений в неподвижной среде.

Линия (конус) возмущений (конус Маха)



Распространение малых возмущений в дозвуковом потоке (возмущения распространяются впереди источника).

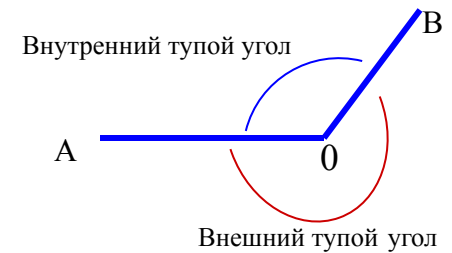
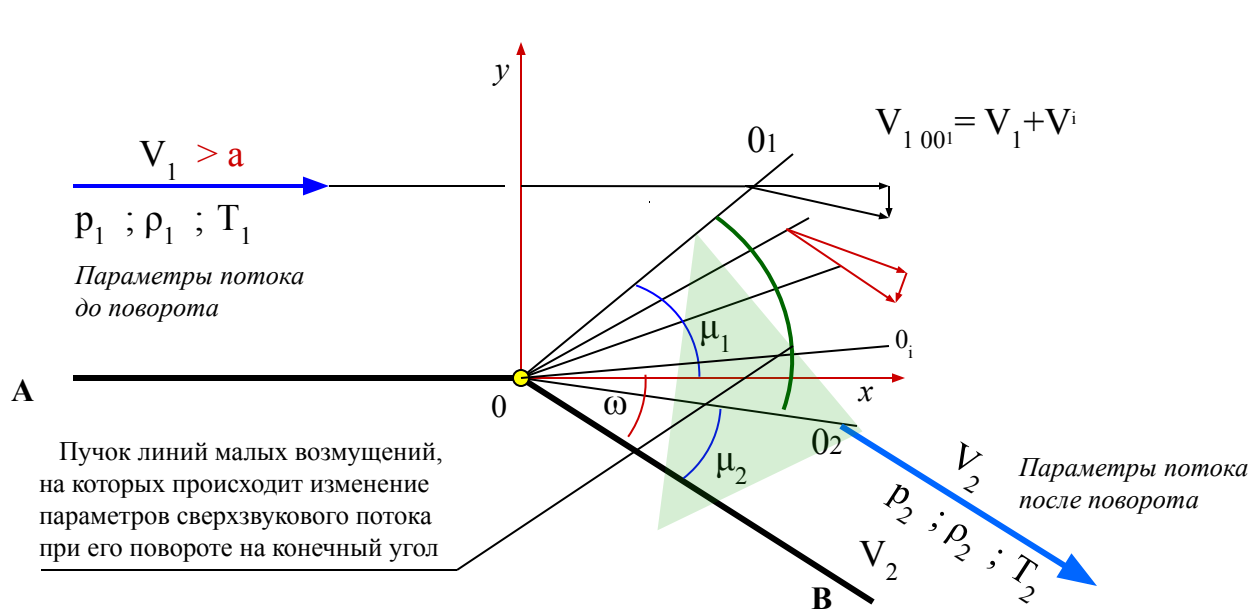
Распространение малых возмущений в звуковом потоке (источник возмущений находится на фронте волны возмущения).



Распространение малых возмущений в сверхзвуковом потоке. Малые возмущения в сверхзвуковом потоке распространяются только внутри конуса Маха. Наибольшие возмущения – на поверхности конуса.



## § 1.10. СВЕРХЗВУКОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ РАСШИРЕНИЯ. ПОВОРОТ ПОТОКА НА МАЛЫЕ УГЛЫ



$$dF > 0$$

$$\frac{dF}{F} = \frac{dV}{V} (M^2 - 1)$$

Поток движется параллельно стороне АО, после поворота – параллельно стороне ОВ.  $\omega$  – угол поворота потока.

Скорость потока возрастает от  $V_1$  до  $V_2$ ;

Увеличение скорости (изменение параметров) происходит *на пучке линий малых возмущений* (характеристик)  $OO_1 \dots OO_2$ .

$\mu_1 = \arcsin 1/M_1$  – угол наклона первой линии возмущения (характеристики);

$\mu_2 = \arcsin 1/M_2$  – угол наклона 2-ой (последней) линии возмущения. Так как  $M_2 > M_1$ , то  $\mu_2 < \mu_1$ .

Характеристики из точки О расходятся и не могут накладываться друг на друга, т.е. *параметры сверхзвукового потока при его расширении меняются не скачкообразно*.

Сверхзвуковые течения расширения хорошо изучены (известны как течения Прандтля – Майера). В расчетах для определения параметров потока после поворота на конечный угол  $\omega$  пользуются специальными таблицами.

Коэффициент давления при небольших углах поворота сверхзвукового потока может быть определен по формуле

$$C_p = \frac{2\omega}{\sqrt{M^2 - 1}}, \text{ где } \omega \text{ – угол поворота потока (при обтекании плоской пластины или профиля это может быть угол атаки).}$$

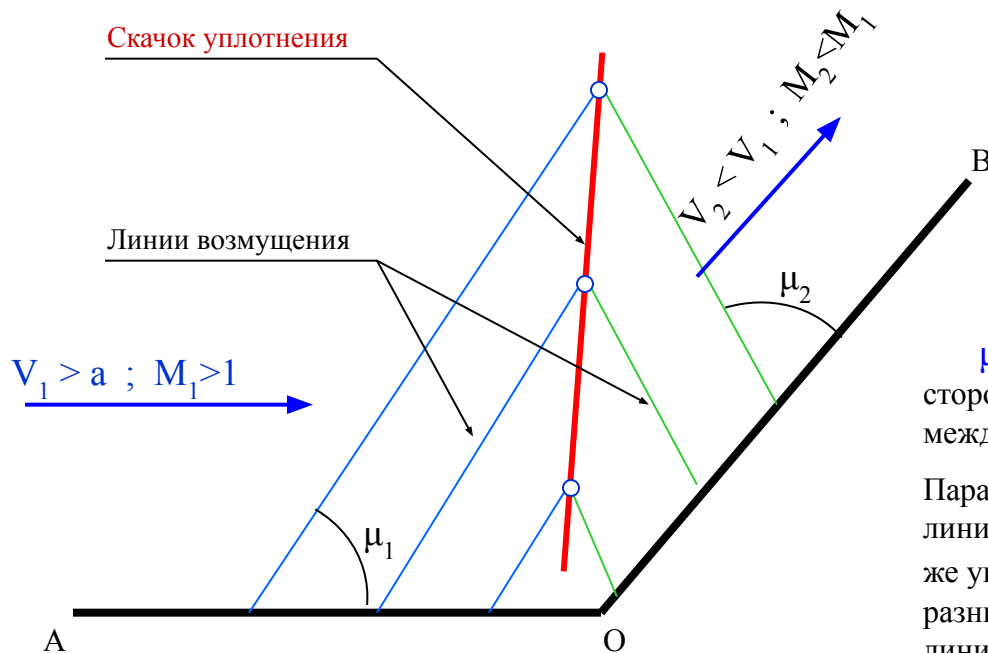
## § 1.11. СВЕРХЗВУКОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ СЖАТИЯ.

### ОБРАЗОВАНИЕ УДАРНЫХ ВОЛН (СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ)

На примере обтекания внутреннего тупого угла сверхзвуковым потоком.

Каждая точка на поверхности тупого угла является источником слабых возмущений

$$\downarrow \frac{dF}{F} = \downarrow \frac{dV}{V} (M^2 - 1)$$



$\mu_1, \mu_2$  – углы наклона линий возмущения.

$$V_1 > V_2; \quad M_1 > M_2; \quad 1/M_2 > 1/M_1;$$

$$\sin \mu_1 = 1/M_1; \quad \sin \mu_2 = 1/M_2;$$

$$\sin \mu_2 > \sin \mu_1;$$

$\mu_2 > \mu_1$ . Следовательно линии слабых возмущений на сторонах АО и ОВ внутреннего тупого угла пересекутся между собой.

Параметры воздушного потока  $V, P, T, \rho$  постоянны вдоль линий малых возмущений, расположенных под одним и тем же углом  $\mu$ , и различны для линий, расположенных под разными углами. В нашем случае в точках пересечения линий малых возмущений должны получаться неодинаковые значения одних и тех параметров воздушного потока, что физически невозможно.

Поэтому через точки пересечения линий малых возмущений должна проходить **резко выраженная граница, разделяющая поток на две части с различными параметрами**, чем и является **скачок уплотнения**.

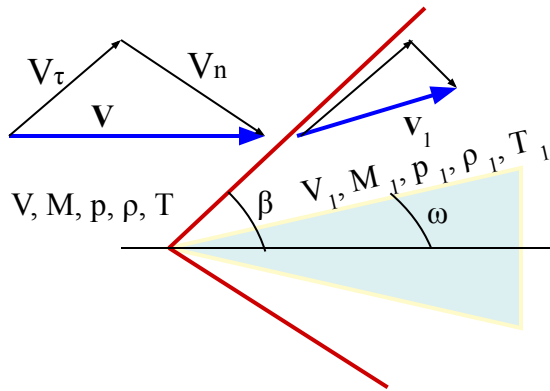
На скачке уплотнения теряется часть кинетической энергии, поэтому скорость потока уменьшается.

Потерянная кинетическая энергия преобразуется в энергию давления и тепловую, поэтому **температура, давление и плотность газа на скачке уплотнения возрастают**.

## ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА НА СКАЧКЕ УПЛОТНЕНИЯ

Известными величинами является параметрами газа до скачка  $V, M, p, \rho, T, \omega$  ;

неизвестными – параметры за скачком уплотнения  $V_1, M_1, p_1, \rho_1, T_1, \beta$ .



Используется теорема импульсов, соотношение касательных скоростей на скачке, закон сохранения энергии (при переходе газа через скачок уплотнения общий запас энергии меняться не может в силу адиабатичности процесса)

$$\frac{p_1}{p} = 1 + \frac{2k}{k+1} (M^2 \sin^2 \beta - 1)$$

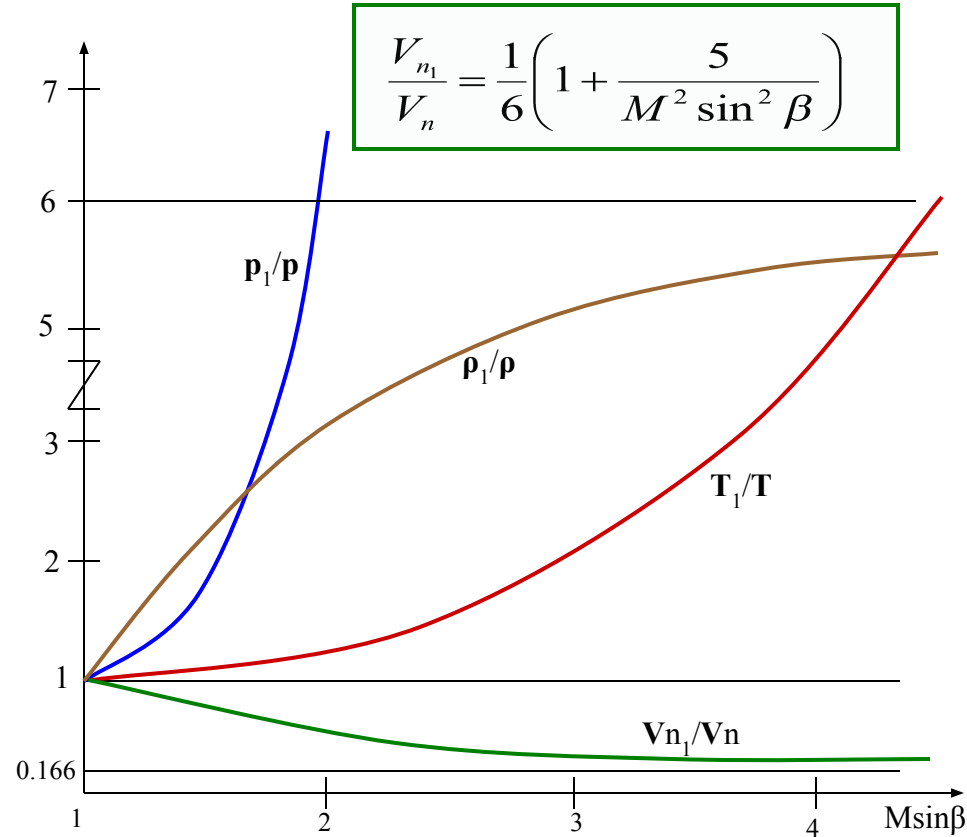
$$\frac{T_1}{T} = \frac{p_1}{p} \times \frac{\rho}{\rho_1}$$

$$\frac{\rho_1}{\rho} = \frac{k+1}{(k-1) + \frac{2}{M^2 \sin^2 \beta}}$$

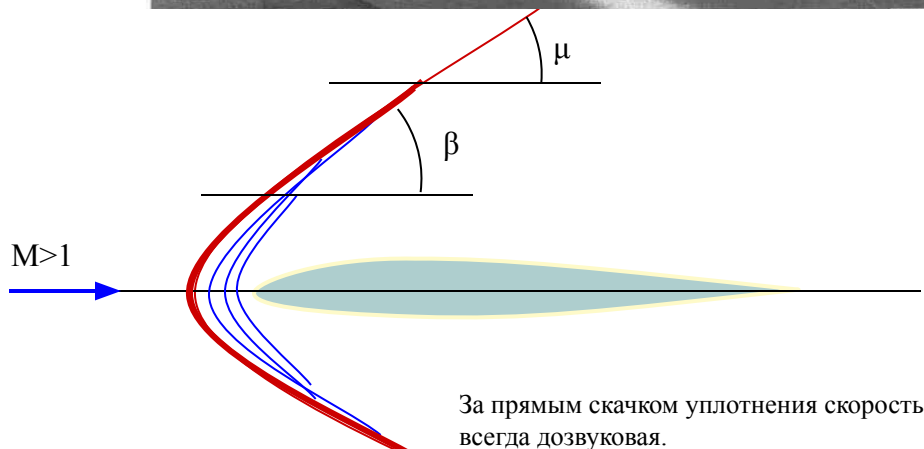
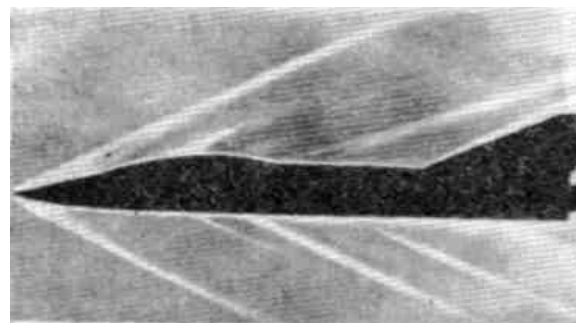
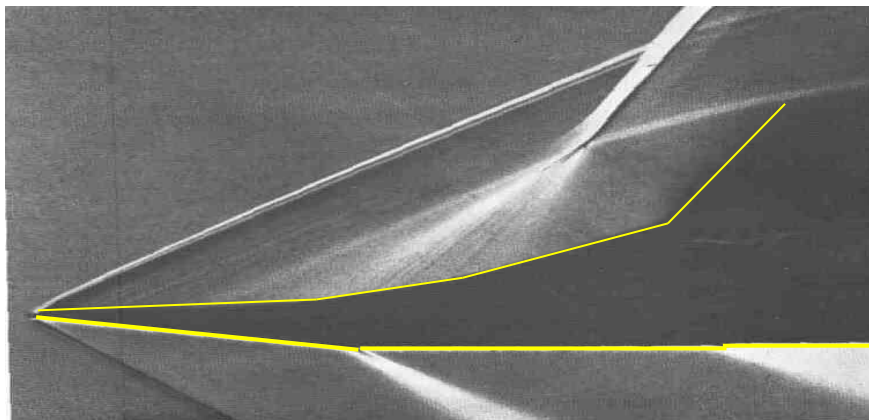
При  $(M^2 \sin^2 \beta) \rightarrow 1, \sin \beta \rightarrow (1/M) = \sin \mu$  и  $\beta \rightarrow \mu$ :

скачок стремится к линии малого возмущения.

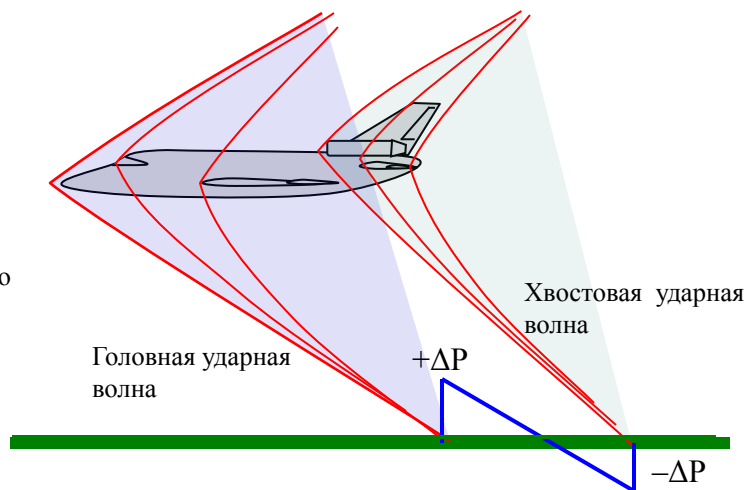
При  $M \sin \beta \rightarrow \infty: \frac{\rho_1}{\rho} \rightarrow \frac{k+1}{k-1} \rightarrow 6$  (для воздуха)



**ПРИМЕРЫ ОБРАЗОВАНИЯ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ**  
**ПРИ ОБТЕКАНИИ РАЗЛИЧНЫХ ТЕЛ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ**



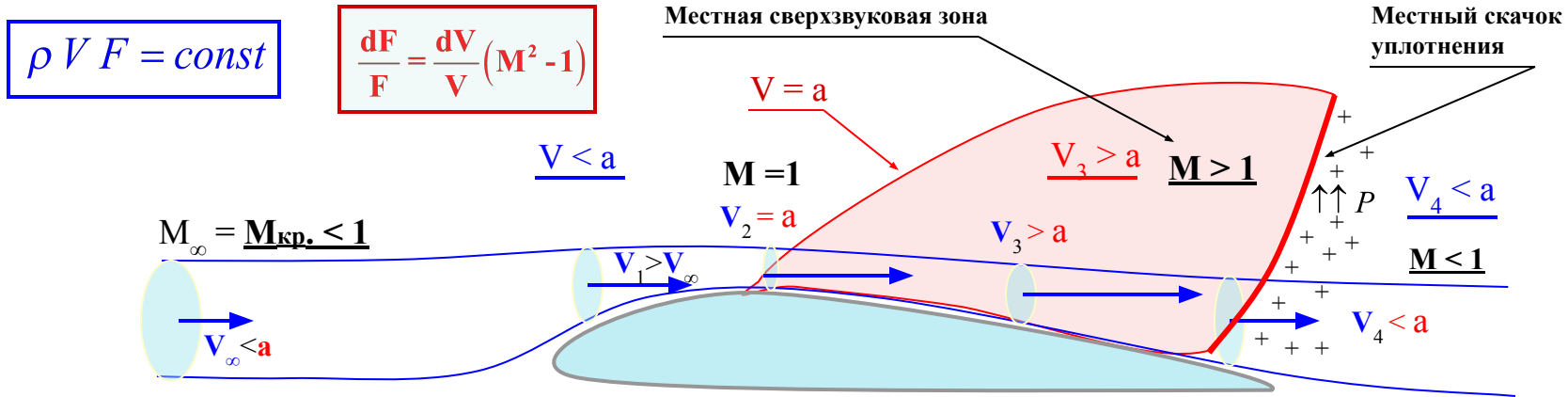
При полете на сверх звуке возникает система ударных волн. Скачки уплотнения возникающие в носовой части самолета, по мере удаления от самолета, догоняют носовую ударную волну. Скачки уплотнения, в хвостовой части самолета, возникшие в области пониженного давления, отстают и сливаются с хвостовой ударной волной. Вдали от самолета наблюдаются две ударные волны – носовая и хвостовая. Скачкообразное изменение давления на носовой и хвостовой ударных волнах у поверхности земли воспринимается как двойной хлопок или звуковой удар.





## § . ОБРАЗОВАНИЕ МЕСТНЫХ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ. КРИТИЧЕСКОЕ ЧИСЛО $M$

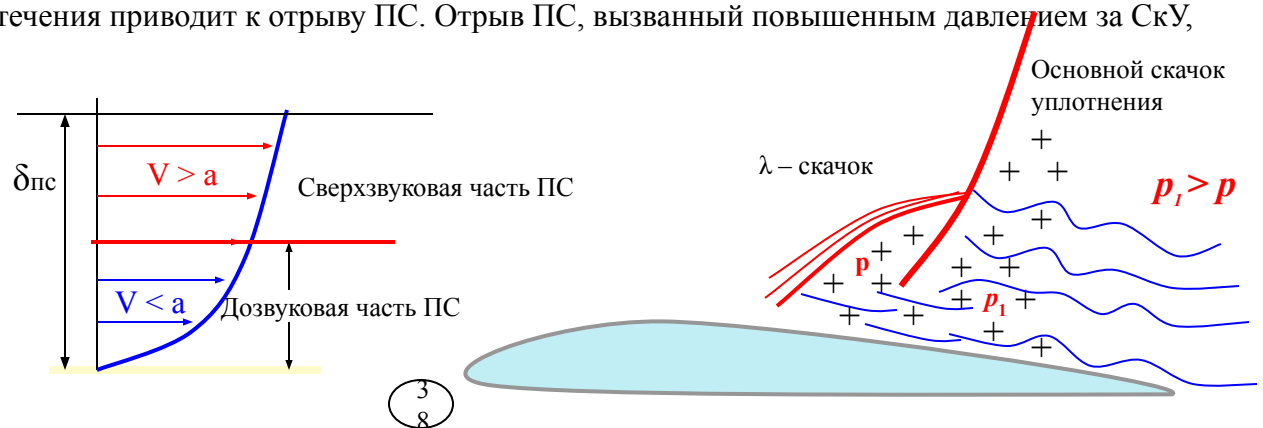
На больших дозвуковых скоростях части самолета обтекаются смешанным – дозвуковым и сверхзвуковым – потоком, в результате чего образуются **местные скачки уплотнения**, замыкающие местные сверхзвуковые зоны. Происходит не только количественное, но и качественное изменение динамики газового потока, сопровождающееся изменением всех аэродинамических характеристик крыла (сил, моментов), начинается новый диапазон скоростей – **трансзвуковой**.



**Критическим числом  $M_{кр}$**  принято называть такое число  $M$  полета (**невозмущенного потока**), при котором **на крыле** возникает скорость потока, равная местной скорости звука.  $M_{кр}$  отделяет диапазон больших дозвуковых скоростей от трансзвуковых.

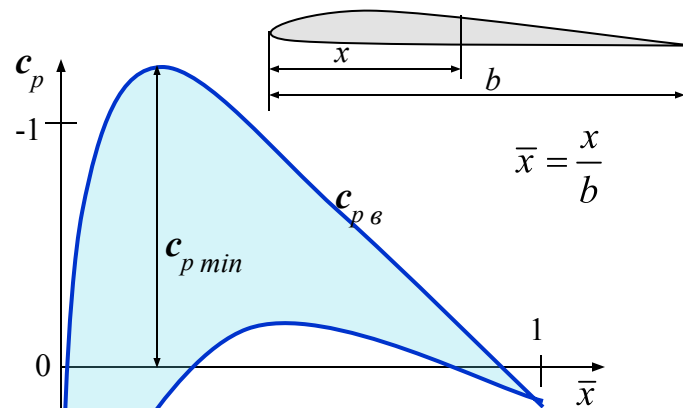
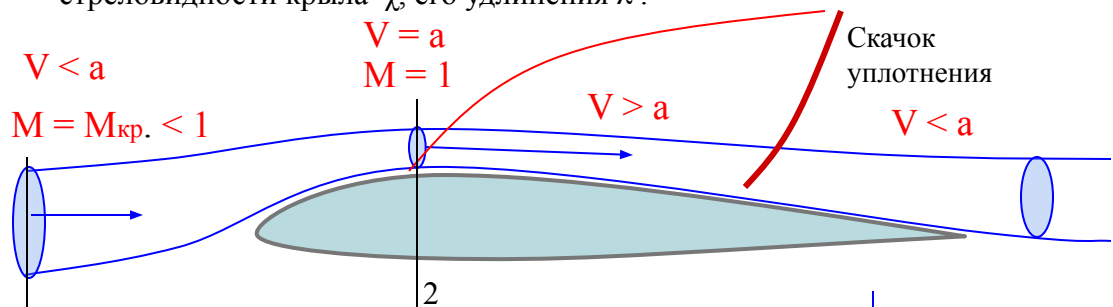
**ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ПС И СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ –  $\lambda$  - скачок – волновой срыв.** Суть в том, что частицы воздуха через дозвуковую часть погранслоя проникают в пространство перед скачком, образуя вторичный скачок уплотнения. Возрастание давления в направлении течения приводит к отрыву ПС. Отрыв ПС, вызванный повышенным давлением за СкУ, называется **волновым срывом**.

**Волновой срыв** – нестационарный процесс, сопровождается интенсивной тряской самолета и увеличением сопротивления.

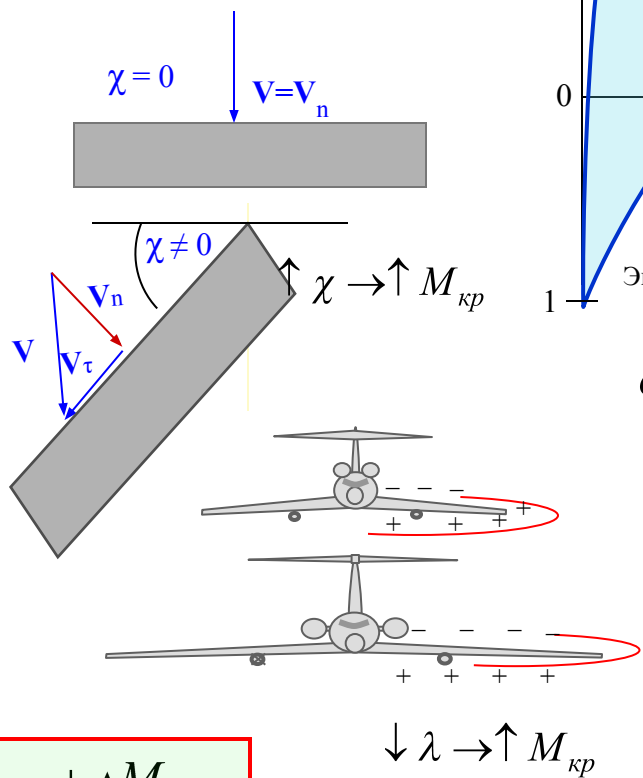
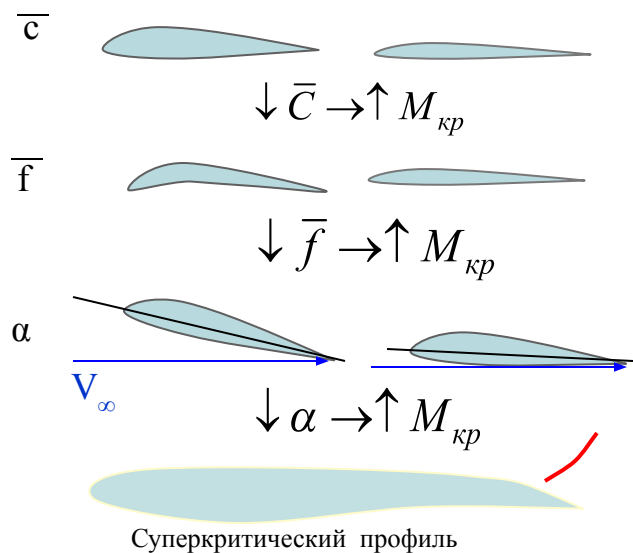


## ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА КРИТИЧЕСКОЕ ЧИСЛО M

$M_{кр}$  — такое число M полета (невозмущенного потока), при котором на крыле возникает скорость потока, равная местной скорости звука.  $M_{кр} < 1$  и зависит от величины наибольшего разрежения  $C_{p\ min}$ , которое возникает в месте наибольшего поджатия струй над крылом. Установлена связь между  $M_{кр}$  профиля и величиной  $C_{p\ min}$ , которая представлена графически в виде кривой С.А. Христиановича.  $C_{p\ min}$  зависит от формы профиля (относительной толщины  $\bar{c}$ , кривизны  $\bar{f}$ ), угла атаки  $\alpha$ , стреловидности крыла  $\chi$ , его удлинения  $\lambda$ .

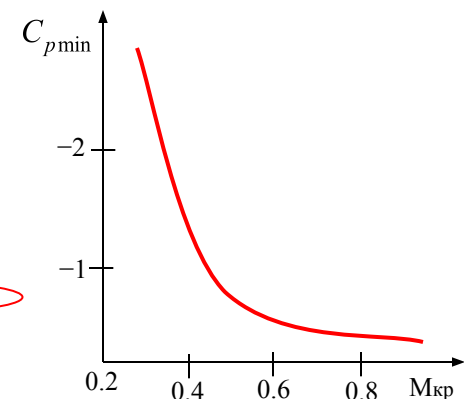


Факторы, влияющие на величину  $M_{кр.}$ :



$$C_p = \frac{p_i - p_\infty}{\frac{\rho V^2}{2}}$$

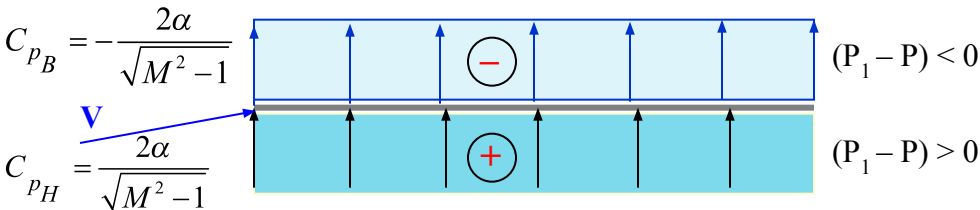
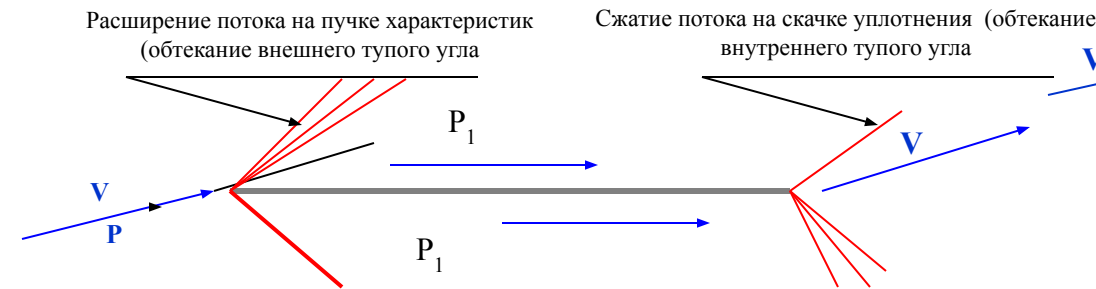
Эпюра распределения коэффициента давления по хорде профиля



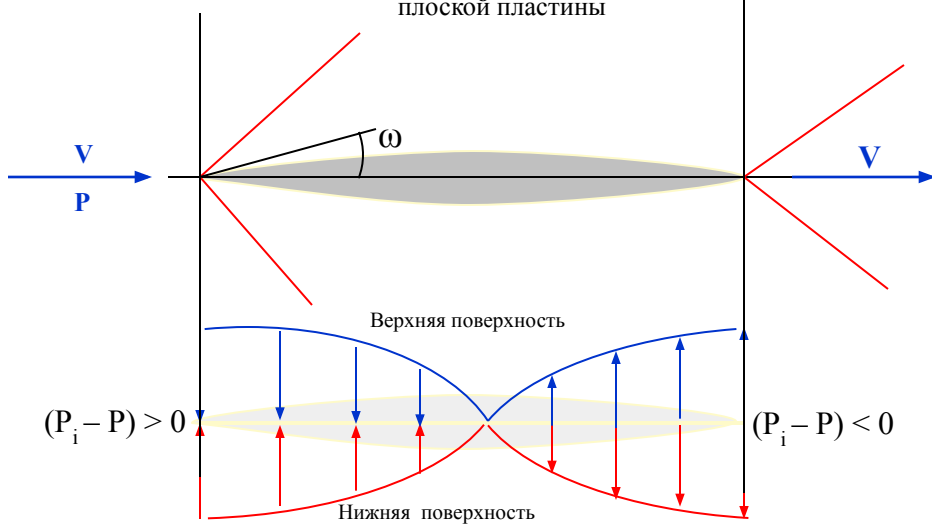
Кривая С.А. Христиановича

$$M_{кр.крыла} = M_{кр.проф.} + \Delta M_{кр.\lambda} + \Delta M_{кр.\chi}$$

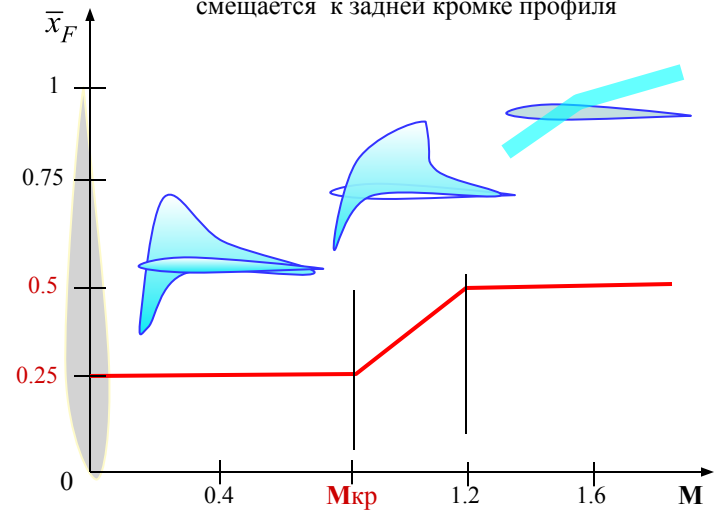
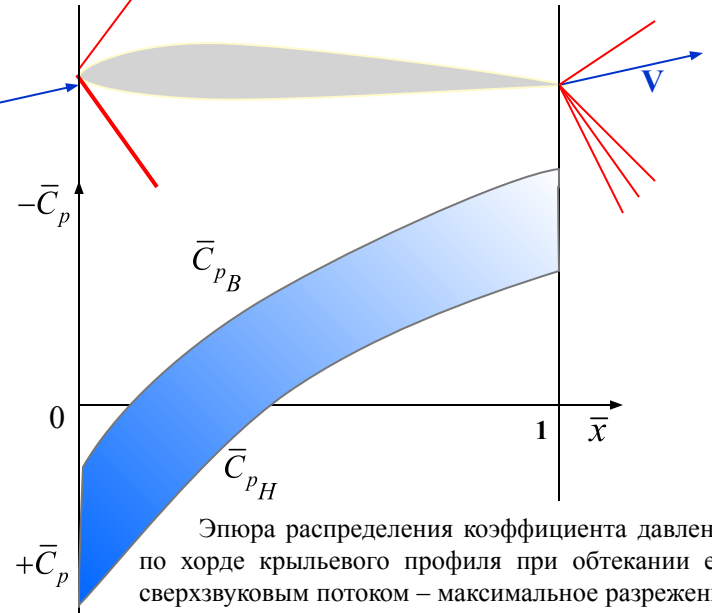
# ОБТЕКАНИЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ И ПРОФИЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ



Эпюра распределения давления по верхней и нижней поверхностям плоской пластины



Эпюра распределения давления по верхней и нижней поверхностям симметричного профиля.

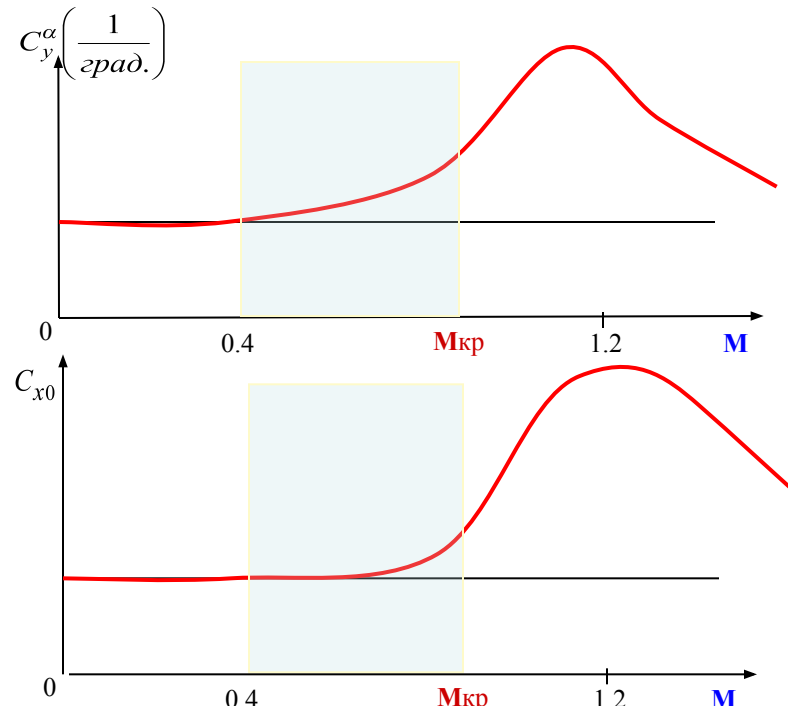
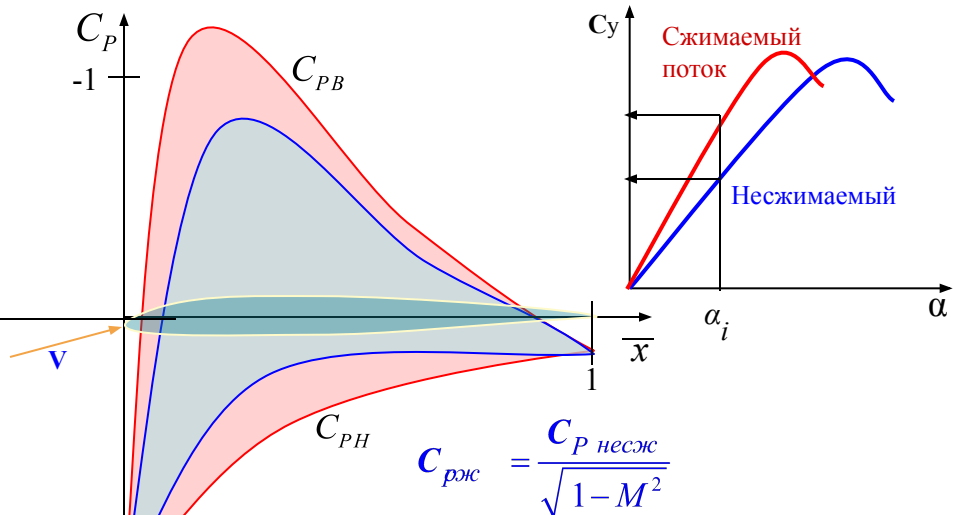


**Смещение координаты фокуса самолета  $\bar{x}_F$**  с 0.25 всах на дозвуке до 0.5 всах при переходе в транзвуковой и сверхзвуковой диапазоны скоростей. Это влечет за собой появление большого пикирующего момента (режим "затягивание в пикирование"), неустойчивости по скорости и необходимости установки цельноповоротного стабилизатора.

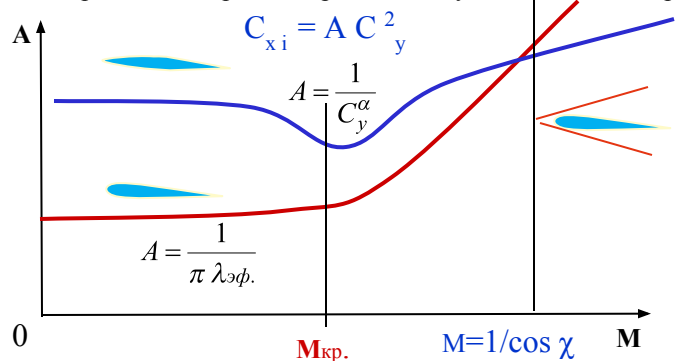
## § 1.13. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

### ПРИ БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ, ТРАНСЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

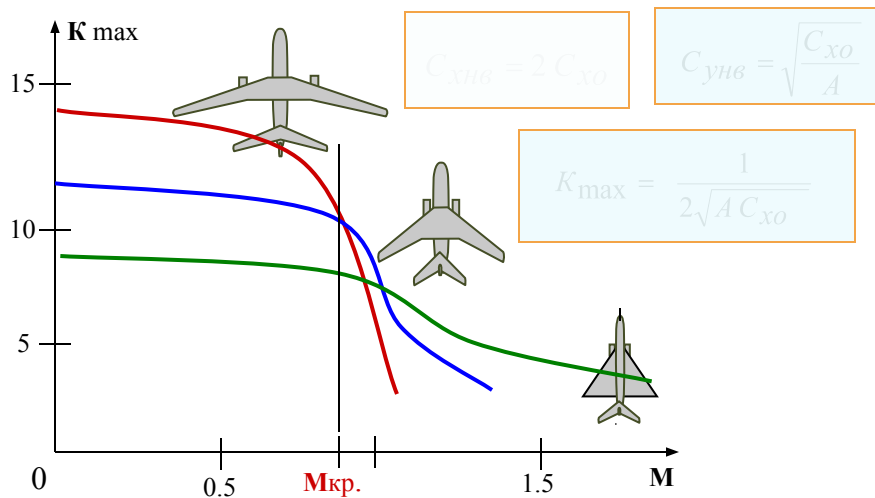
Большие дозвуковые скорости  $M = 0.4 \dots \text{Мкр.}$



Эпюра распределения коэффициента давления по хорде профиля в несжимаемом и сжимаемом дозвуковом потоках. При больших дозвуковых скоростях в местах разрежения величина разрежения увеличивается, а в местах поджатия потока возрастает давление. В итоге: разность давлений между верхней и нижней поверхностями крыла возрастает, несущие свойства возрастают.



Зависимость коэффициента индуктивности  $A$  от числа  $M$  полета для крыла со скругленной передней кромкой и острой передней кромкой (подсасывающая сила не реализуется)

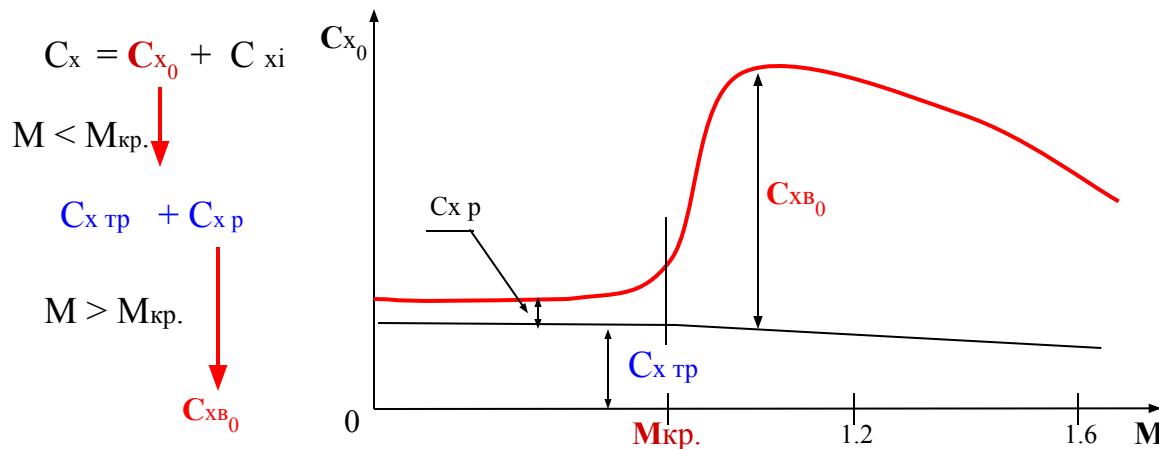


Влияние аэродинамической компоновки (формы крыла в плане...) самолета на зависимость  $K_{\text{max}}(M)$ .



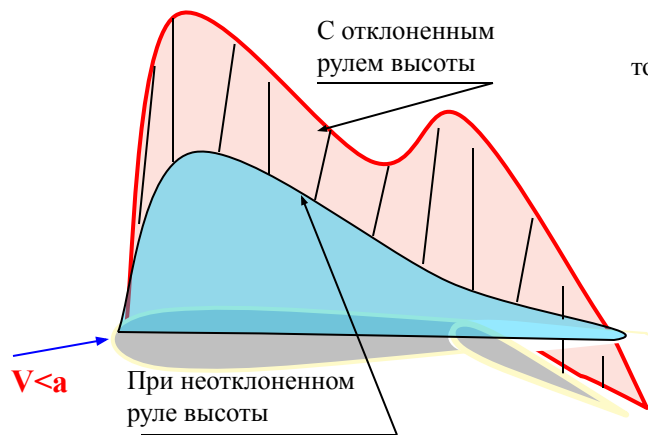
## СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА САМОЛЕТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

На околозвуковых скоростях (при  $M > M_{кр}$ ) резко увеличивается сила сопротивления давления  $X_p$  (соответственно и  $C_{xp}$ ), обусловленная разрежением в местных сверхзвуковых зонах у поверхности крыла, которая называется **ВОЛНОВЫМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ**.

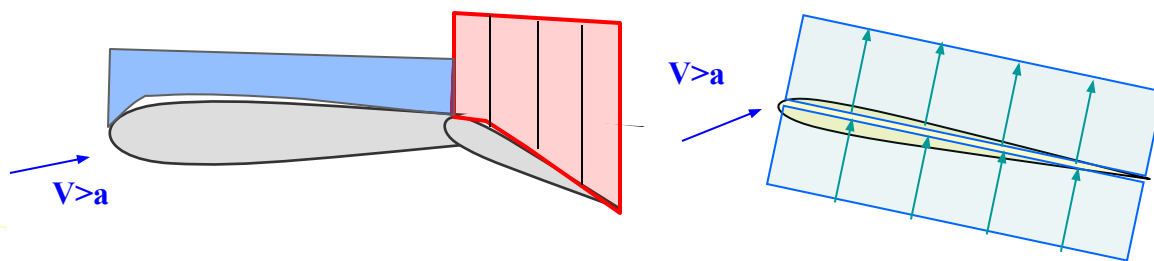


Резкое увеличение лобового сопротивления самолета (а, значит, и его потребной тяги) при  $M > M_{кр}$  *требует увеличения располагаемой тяги двигателей*. Турбореактивные двигатели, устанавливаемые на дозвуковых транспортных самолетах, обеспечить ее не могут. Для этого нужны ТРД с форсажными камерами, ими обычно оснащают сверхзвуковые истребители. Работа на форсажном режиме увеличивает расход топлива, ограничена прочностью конструкции двигателя и самолета (большие температурные напряжения) и не должна превышать 10...15 минут. Дозвуковые транспортные самолеты имеют крыло с большой толщиной профиля, большого удлинения, малой стреловидности – все это способствует большому волновому сопротивлению.

### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦЕЛЬНОПОВОРОТНОГО СТАБИЛИЗАТОРА НА СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ



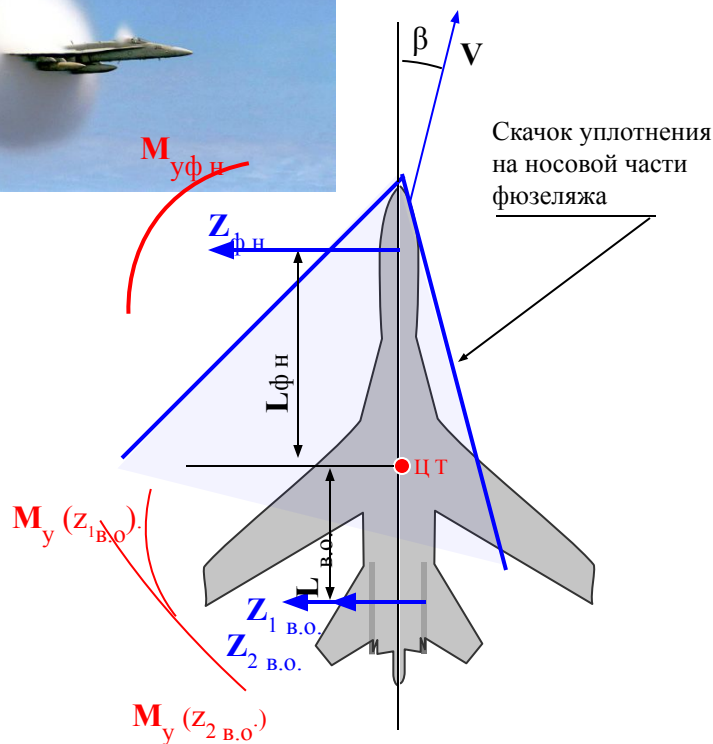
На сверхзвуковых скоростях при использовании руля высоты изменение давления происходит только над отклоненной поверхностью – вперед возмущения не распространяются



Распределение коэффициента давления  $C_p$  по хорде профиля (верхней поверхности) при неотклоненном и отклоненном руле высоты при дозвуковых скоростях (увеличиваются несущие свойства всего стабилизатора, а не только руля высоты)

Для получения потребной на сверхзвуке подъемной силы на стабилизаторе необходимо отклонять его полностью. Необходимость использования цельноповоротного стабилизатора на сверхзвуковых скоростях заключается также в том, что на сверхзвуке фокус смещается назад, увеличивается момент тангажа и для его компенсации необходим значительно больший располагаемый управляющий момент, чем на дозвуке. Использование рулей высоты приводит к затягиванию самолета в пикирование (см. параграф "Неустойчивость по скорости").

## ПОТЕРЯ ПУТЕВОЙ УСТОЙЧИВОСТИ НА СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

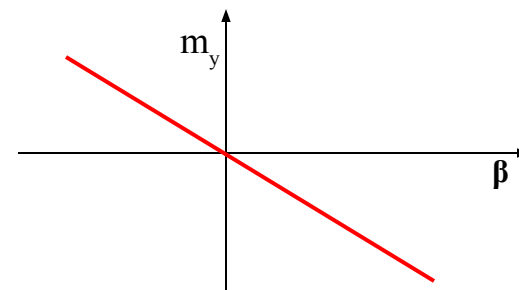


$M_{y\phi n}$  - момент, создаваемый боковой силой носовой части фюзеляжа при скольжении самолета на сверхзвуковой скорости (скачок уплотнения на носовой части асимметричен плоскости симметрии самолета)

$M_{y(z_{1в.о.})}, M_{y(z_{2в.о.})}$  - моменты от вертикального оперения (двухкилевое ВО)

При  $M_{y\phi n} > 2M_{y z в.о.}$  будет иметь место путевая неустойчивость.

$$\frac{\Delta m_y}{\Delta \beta} \approx m_y^\beta < 0 \text{ - условие путевой статической устойчивости}$$

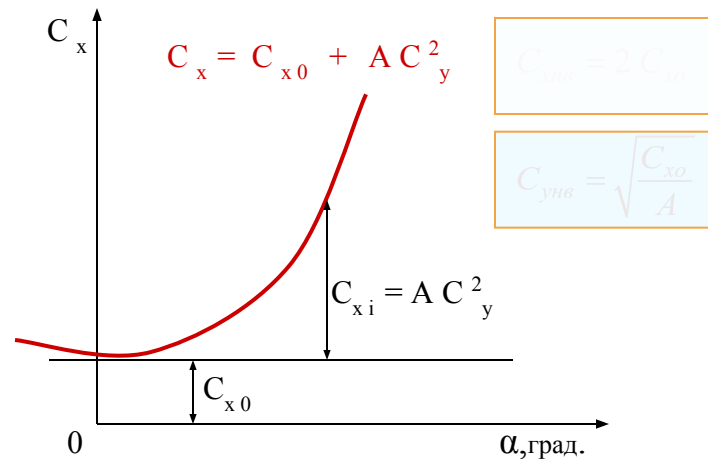
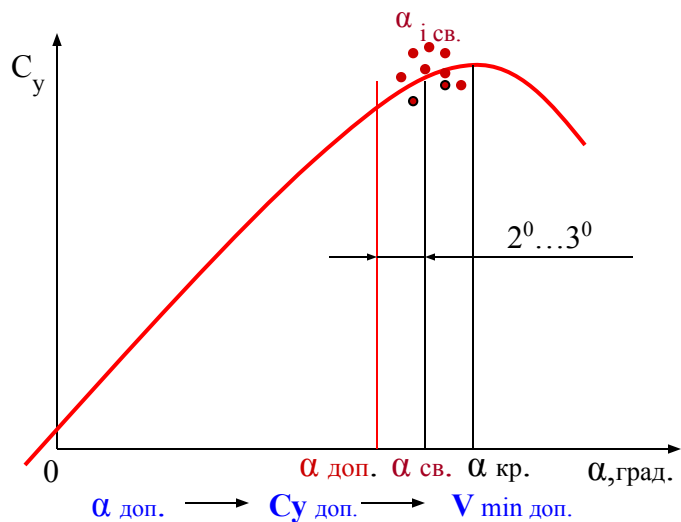


Зависимость  $m_y(\beta)$  для статически устойчивого в путевом канале самолета..

Боковая сила, образующаяся на носовой части фюзеляжа на сверхзвуке  $Z_{\phi n}$  создает момент относительно центра масс самолета больший, чем момент от боковых сил, создаваемых вертикальным оперением - самолет становится статически неустойчивый в путевом канале. Один из способов решения вопроса путевой устойчивости на сверхзвуковых режимах полета - установка двухкилевого вертикального оперения

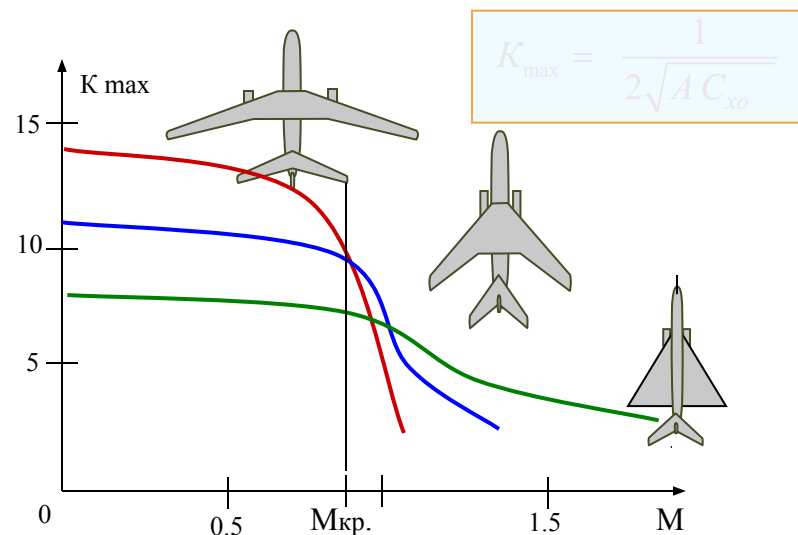
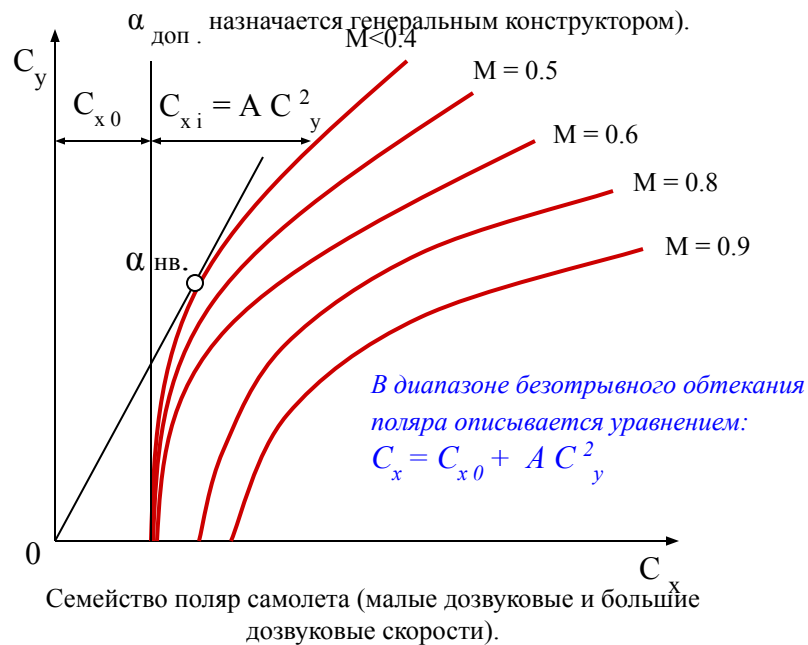
## § 1.21. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

- это зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от различных факторов – углов атаки, скольжения, чисел М, аэродинамической компоновки и т.п.



Зависимость  $C_x$  ( $\alpha$ ) самолета.

Зависимость  $C_y$  ( $\alpha$ ) самолета ( $\alpha_{\text{св.}}$  определяется в летных испытаниях,



Влияние аэродинамической компоновки (формы крыла в плане...) самолета на зависимость  $K_{\text{max}}(M)$ .

## Сверхзвуковой истребитель МиГ-29



Экипаж, чел 1 (2)

Длина самолета, м 17,3

Размах крыла, м 11,99

Высота самолета, м 4,5

Взлетная масса, кг:

– нормальная 17 500 (17 800)

– максимальная 23 500

Максимальная посадочная масса, кг 16 800

Запас топлива во внутренних баках, кг 4800

Максимальная масса боевой нагрузки, кг. 6500

Максимальная скорость, км/ч:

– у земли 1400

– на высоте 2100

Максимальное число М 2,0

Практический потолок, м. 17 500

Максимальная эксплуатационная перегрузка 9,0

Максимальная дальность полета, км:

– без ПТБ 2000 (1700)

– с 3 ПТБ 3000 (2700)

– с 3 ПТБ и одной дозаправкой в полете 6000 (5700)

Длина разбега, м 550

Длина пробега, м 600

Тип двигателей РД-33МК

Тяга на форсаже, кгс 2x9000



Истребитель F-35.



На режиме МАХ за одну секунду через воздухозаборник МиГ-21 проходит 60 кг воздуха.