

О.Н. ТРЮХАН

ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА

*комплексный курс PPL(A) -
JAR FCL 1.125*



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 25.09.2016г. № 8/15-319)

Рецензенты: Советник Президента Украины по вопросам авиации, 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**.

Ищенко С.А., Трюхан О.Н.

Принципы полета(альбом основных положений, графиков, схем): Учебно-наглядное пособие. – Киев: НАУ, 2017 – 135с. Ил. 308
ISBN 975 – 95995-16-8

В учебно-наглядном пособии представлены схемы, графики, основные положения по лекционному курсу дисциплин "Аэрогазодинамика", "Аэродинамика летательных аппаратов", "Динамика полета ла", иллюстрирующие основные законы аэродинамики дозвуковых, сверхзвуковых скоростей, теорию пограничного слоя, аэродинамику крыла, самолета. Представлен материал по основным положениям летных характеристик транспортных самолетов с ТРД, вопросам их устойчивости и управляемости. Приведены примеры аэродинамических компоновок транспортных самолетов, их аэродинамические, летно-технические характеристики.

Может использоваться как опорный конспект лекций по дисциплине. Предназначено для иностранных студентов, обучающихся по направлению "Авиация и космонавтика", "Аэронавигация", специальности "Эксплуатация летательных аппаратов", а также для студентов, обучающихся по другим авиационным специальностям.

ББК :39.52я73
30.124

ISB 966 – 95995 -1 -8
N 6

© О.Н. Трюхан, 2016

О Г Л А В Л Е Н И Е

	стр.		стр.
Введение.....	4		67
Основная задача аэродинамики.....	6		
Основные направления аэродинамики самолета.....	7		
Составные части динамики полета самолета.....	8		
Строение атмосферы	9		
Часть 1. АЭРОДИНАМИКА ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ	10		
ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ	10		
§ 1.1. Параметры состояния и физические свойства воздуха...	10		
§ 1.2. Международная стандартная атмосфера.....	13		
§ 1.3. Принцип обратимости движения.	14		
§ 1.4. Изображение потока	15		
§ 1.5. Классификация течений	17		
§ 1.6. Основные законы движения воздушного потока.....	18		
§ 1.7. Классификация скоростей	22		
§ 1.8. Пограничный слой	24		
§ 1.9. Особенности течения газа со сверхзвуковой скоростью...	31		
§ 1.10. Сверхзвуковые течения расширения.....	34		
§ 1.11. Образование ударных волн(скачков уплотнения).....	35		
§ 1.12. Критическое число М.....	38		
§ 1.13. Аэродинамические характеристики самолета при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.....	41		
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА			
§ 1.14. Основные геометрические характеристики крыльев ...	44		
§ 1.15. Связанная и скоростная системы координат	46		
§ 1.16. Аэродинамические характеристики крыла	48		
§ 1.17. Влияние формы тела на профильное сопротивление.....	50		
§ 1.18. Образование скоса потока и индуктивного сопротивления на крыле конечного размаха.....	51		
§ 1.19. Распределение давления в сечениях крыла	54		
§ 1.20. Аэродинамические компоновки и требования к ним.....	57		
§ 1.21. Аэродинамические характеристики самолета.....	59		
§ 1.22. Механизация крыла и ее влияние на ВПХ.....	61		
§ 1.23. Влияние близости земли на АДХ самолета.....	66		
		Часть 2. ДИНАМИКА ПОЛЕТА – УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ	
		§ 2.1. Моментные характеристики самолета	68
		§ 2.2. Продольный момент.....	69
		§ 2.3. Момент крена самолета.....	73
		§ 2.4. Момент рыскания самолета.....	76
		§ 2.5. Демпфирующие моменты	77
		§ 2.6. Спиральные моменты.....	78
		§ 2.7. Продольная статическая устойчивость самолета.....	79
		§ 2.8. Путевая статическая устойчивость	83
		§ 2.9. Поперечная статическая устойчивость	84
		§ 2.10. Продольная статическая устойчивость по скорости.....	86
		§ 2.11. Боковая балансировка самолета в прямолинейном полете с одним неработающим двигателем.....	87
		§ 2.12. Сваливание самолета	91
		§ 2.13. Срывной подхват	92
		§ 2.14. Самовращение самолета на больших углах атаки.....	93
		§ 2.15. Спиральное боковое движение самолета.....	94
		Часть 3. ДИНАМИКА ПОЛЕТА – ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ С ТРД	95
		§ 3.1. Системы координат.....	96
		§ 3.2. Горизонтальный полет.....	97
		§ 3.3. Взлет самолета.....	104
		§ 3.4. Набор высоты.....	106
		§ 3.5. Снижение	108
		§ 3.6. Кинематические характеристики виража (разворота).....	111
		§ 3.7. Посадка самолета	115
		§ 3.8. Дальность и продолжительность полета	121
		§ 3.9. Аэродинамические и летные характеристики транспортных самолетов	122
		Условные обозначения	138
		ЛИТЕРАТУРА.....	139

ВВЕДЕНИЕ

Со второй половины 20-го столетия самолет стал одним из самых удобных и комфортабельных транспортных средств. Авиация стала всепогодной, трансконтинентальной, сверхзвуковой.

Сегодня в гражданской авиации продолжают иметь место положительные тенденции оснащения авиакомпаний современными самолетами, развития сети линий воздушных сообщений, совершенствования воздушных перевозок, работ и услуг. Продолжают развиваться и совершенствоваться мероприятия, направленные на развитие интеграционных процессов авиационных отраслей различных стран в мировое авиационное сообщество. Осуществляется настойчивое внедрение европейских стандартов по всем направлениям деятельности национальных авиакомпаний, в том числе и украинских. Интенсивно развивается малая авиация.

Вместе с вышеуказанными положительными сторонами вызывает серьезное беспокойство состояние одного из ключевых звеньев авиации – состояние подготовки летного и инженерного состава всех уровней. Его резерв в странах бывшего СНГ практически исчерпан, а спрос постоянно возрастает по причине устойчивого развития авиакомпаний.

Украина имеет богатейший опыт подготовки летного и инженерного состава не только для своей, но и для авиации зарубежных стран, который необходимо сохранять и развивать.

В высших авиационных учебных заведениях страны в настоящее время проходят подготовку представители ряда зарубежных государств, получающих образование по большинству авиационных специальностей. Подготовка специалистов для авиации зарубежных стран способствует положительному имиджу и росту авторитета страны на международной арене.

Среди авиационных наук, лежащих в основе подготовки современного пилота и инженера, ведущее место принадлежит фундаментальным наукам о законах, управляющих полетом самолета, – аэродинамике и динамике полета самолета.

Знание аэродинамики и динамики полета одинаково важно как для авиационных конструкторов и инженеров, так и для летного состава.

Конструктор, пользуясь законами и методами этих наук, имеет возможность выбрать аэродинамическую компоновку проектируемого самолета и рассчитать его летные характеристики. Инженер, руководящий технической эксплуатацией и обслуживанием самолетов, обязан отчетливо понимать зависимость летных свойств самолетов от условий их эксплуатации, ремонта и наземного обслуживания.

Летчик должен овладеть этой наукой для того, чтобы сознательно управлять самолетом, добиться полного использования его летных данных.

К сожалению, в последние десятилетия все больше ощущается разрыв между техническим уровнем создаваемых образцов авиационной техники, оснащенности их современными системами управления, устойчивости, навигации и уровнем освоения ее летным и инженерным составом. Человеческий фактор является преобладающим в причинах продолжающих иметь место авариях и катастрофах. Многие авиационные фирмы с целью снижения влияния человеческого фактора пошли по пути сокращения отдельных категорий из состава летных экипажей – штурманов, бортинженеров, бортрадистов, возложив их функции на автоматические системы. В этих условиях возрастает роль пилота и особенно во внештатных ситуациях. Но грамотное решение при дефиците времени может принять только пилот, имеющий высокий уровень теоретической подготовки помноженный на практический опыт. Роль инженерного состава заключается в грамотных консультациях и обучении летного состава, умению грамотно анализировать опасные ситуации, разработать и внедрить мероприятия по их предупреждению.

Именно поэтому глубокое понимание аэродинамики, летных и маневренных свойств современных самолетов может позволить летному и инженерному составу грамотно эксплуатировать авиационную технику, принимать единственно правильное решение в сложной ситуации, уметь грамотно анализировать причины аварий и катастроф, а также предпосылок к ним. *Летчик должен учиться на ошибках чужих, ибо учиться на своих ошибках у него просто может не хватить жизни.*

Учебно-наглядное пособие "Аэродинамика, динамика полета транспортных самолетов (альбом основных положений, графиков, схем)" создан на базе курсов лекций дисциплин "Аэродинамика летательных аппаратов", "Динамика полета летательных аппаратов", "Принципы полета", "Аэрогазодинамика", читавшихся автором в Киевском институте Военно-Воздушных Сил, Военно-Воздушной академии(Ближний восток), Национальном авиационном университете и лежащих в основе теоретической подготовки иностранных студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальностям "Летная эксплуатация воздушных судов", "Техническое обслуживание и ремонт воздушных судов".

Основной целью учебно-наглядного пособия, совместно с другими дисциплинами учебного плана, является качественная подготовка национальных летных и инженерных кадров для гражданской авиации. Наряду с изложением основных положений принципов полета большое внимание в пособии уделяется раскрытию физической сущности рассматриваемых явлений.

Настоящее учебно-наглядное пособие предназначено также помочь летчику и инженеру разобраться в сущности возникающих в полете явлений, чтобы сознательно выполнять предписания инструкций.

Для успешного изучения и усвоения аэродинамики, динамики полета транспортных самолетов нужно твердо знать физику, математику, теоретическую механику.

Структурно учебно-наглядное пособие состоит из частей, в которых рассматриваются теоретические основы аэродинамики, аэродинамики частей самолета и самолета в целом, моментные характеристики самолета, вопросы устойчивости, управляемости, летные характеристики и факторы, влияющие на них. Вопросы динамики полета рассмотрены для транспортных самолетов с ТРД.

Глубокие знания аэродинамики и динамики полета, особенностей поведения самолета на различных режимах позволяют пилоту и инженеру: правильно проводить подготовку к полету; грамотно выбирать режим полета, анализировать поведение самолета, принимать и реализовывать решение, обеспечивая безопасность и экономичность полета; анализировать авиационные происшествия и предпосылки к ним, вырабатывать и реализовать рекомендации по их предотвращению; самостоятельно изучать новые типы самолетов, анализировать их характеристики; участвовать в совершенствовании летной эксплуатации самолетов.

Обобщая высказывания опытных пилотов, инженеров о значении глубоких знаний аэродинамики и динамики полета для летного и инженерного состава, можно сказать, что эти дисциплины как никакие другие формируют профессиональную культуру авиационного специалиста.

Учебное пособие может быть использовано студентами и курсантами высших учебных заведений, обучающихся по направлениям "Авиация и космонавтика", "Самолеты и вертолеты", "Летная эксплуатация воздушных судов", "Техническое обслуживание и ремонт воздушных судов и авиадвигателей", а также летным и инженерно-техническим составом военно-воздушных сил, предприятий и авиакомпаний гражданской авиации.

ОСНОВНАЯ ЗАДАЧА АЭРОДИНАМИКИ:

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ, А ТАКЖЕ ИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ

Аэродинамические силы

(проекция полной аэродинамической силы R на оси скоростной системы координат) :

ПОДЪЕМНАЯ СИЛА

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

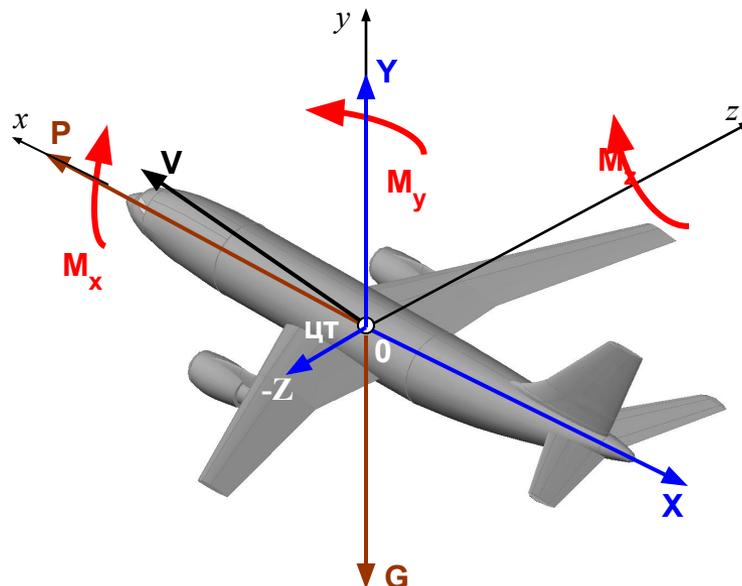
СИЛА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

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

БОКОВАЯ СИЛА

$$Z = C_z \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Аэродинамические силы и моменты являются результатом воздействия воздушной среды на летательный аппарат (несущие поверхности)



G – вес самолета; P – сила тяги двигателей;

V – скорость полета самолета;

Углы атаки и скольжения положительные: $\alpha > 0$, $\beta > 0$.

Аэродинамические моменты :

МОМЕНТ КРЕНА

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l;$$

МОМЕНТ РЫСКАНИЯ

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S l;$$

МОМЕНТ ТАНГАЖА

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_a.$$

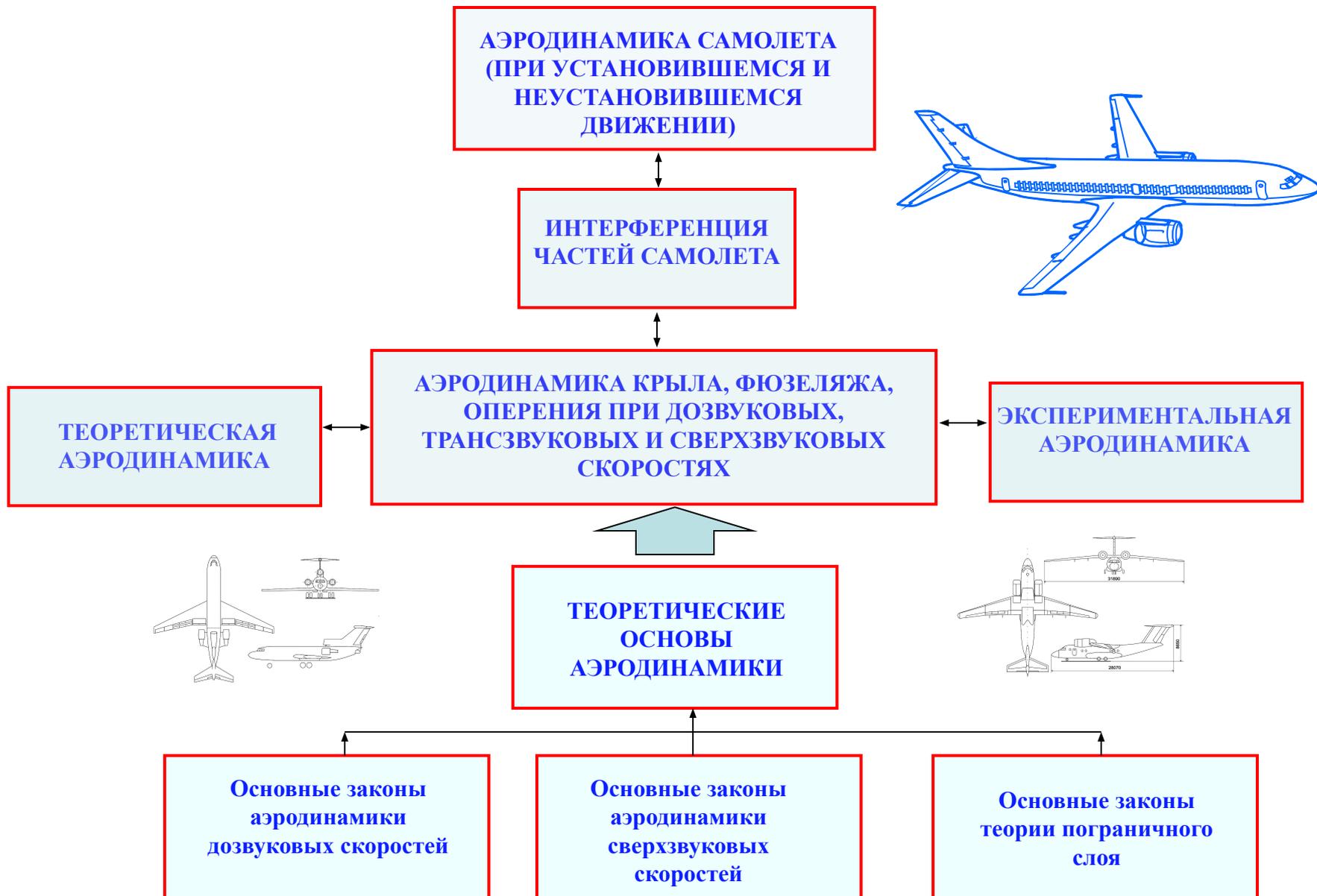
Полная аэродинамическая сила R является суммой распределенных по поверхности самолета сил давления и сил трения.

При полетных углах атаки ($\alpha \approx 0 \dots 10^\circ$) аэродинамические силы в скоростной и связанной системах координат практически одинаковы.

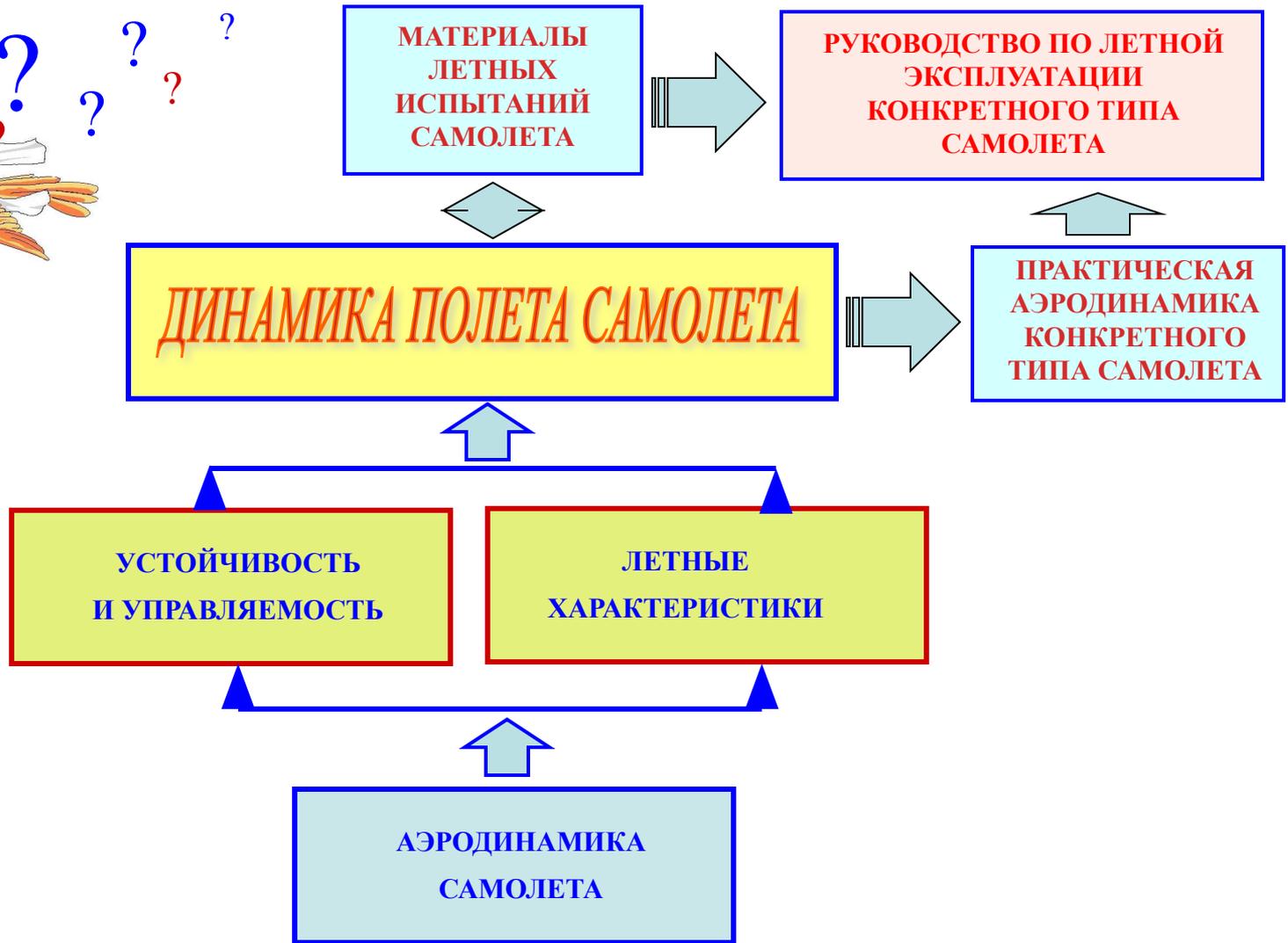
Виды моментов: моменты, обусловленные изменением углов атаки и скольжения, управляющие моменты, демпфирующие моменты, спиральные моменты, гироскопические моменты. Оси связанной системы координат условно не показаны

Изменение величины аэродинамических сил и моментов осуществляется путем отклонения соответствующих управляющих аэродинамических поверхностей – элеронов, рулей высоты (отклоняемого стабилизатора), рулей направления.

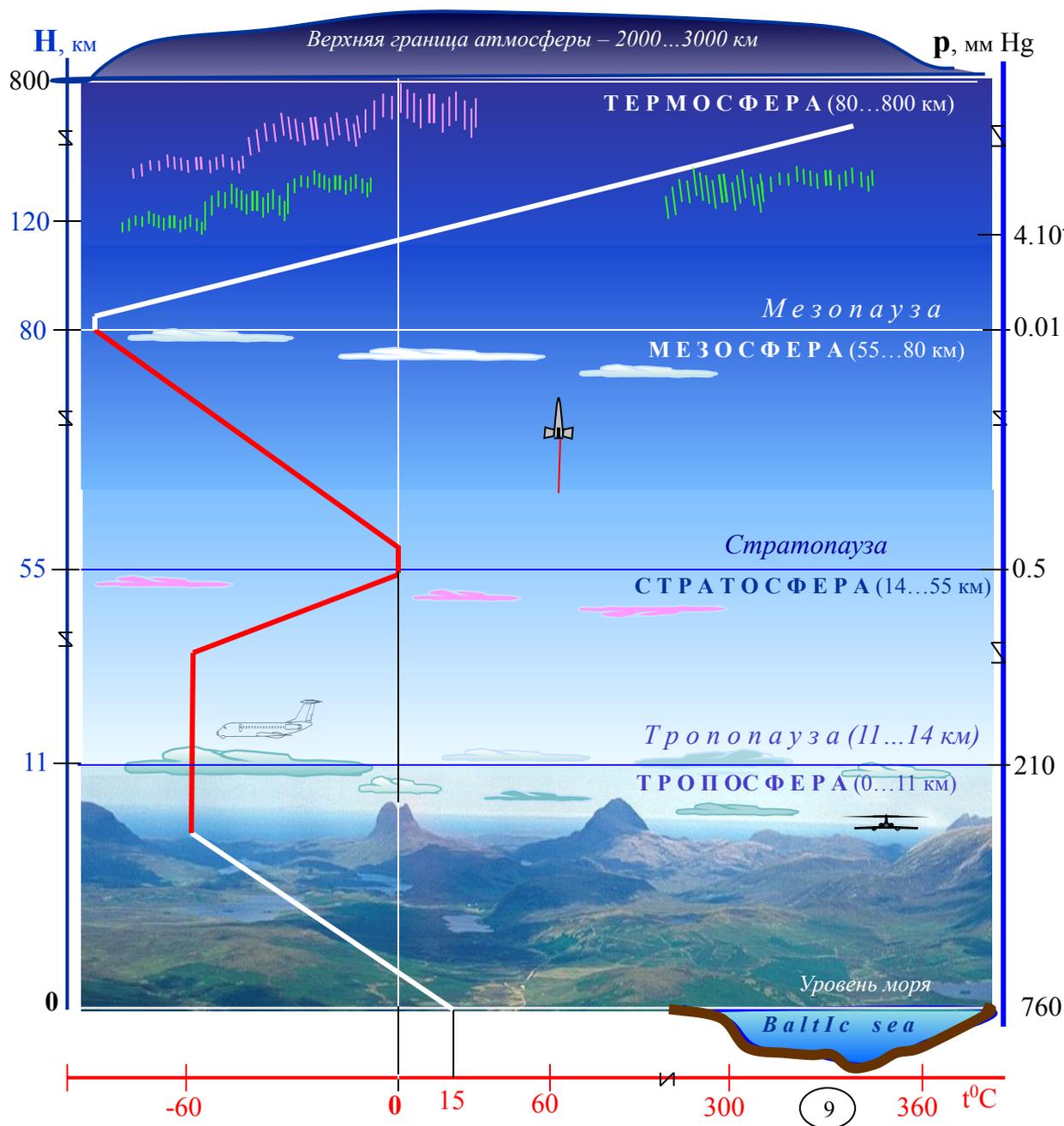
ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТА



СОСТАВНЫЕ ЧАСТИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



СТРОЕНИЕ АТМОСФЕРЫ



ТЕРМОСФЕРА

H = 80...800 км; Повышение t° до 1800°C на H=600км. Ионизация воздуха.

ИОНОСФЕРА (~ 80...800 км) – от мезопаузы до верхнего слоя термосферы – отражает радиоволны, обеспечивая дальнюю радиосвязь. Происходит ионизация газов, формируется полярное сияние.

МЕЗОСФЕРА

H = 55...80 км. Снижение t до -80°C . У верхней границы формируются серебристые кристаллические облака, ветры до 300...600км/ч

СТРАТОСФЕРА

До высот ~50...55км. Температура до H=35км постоянна и равна -56.5 . От H=35км t повышается до 0°C . В верхней части наблюдаются сильные стратосферные струйные течения.

ТРОПОСФЕРА

18 км над экватором, 8 км над полюсами, 11 км – в средних широтах; снижение t на $-6,5^{\circ} / 1\text{км}$; 80% всей массы атмосферы. Наблюдаются облачность, осадки, интенсивное перемещение воздушных масс, развиваются **ЦИКЛОНЫ** / 1км; 80% всей массы атмосферы. Наблюдаются облачность, осадки, интенсивное перемещение воздушных масс, развиваются циклоны и **АНТИЦИКЛОНЫ**. t от $+15^{\circ}$ у земли до -56.5° . Состав воздуха: 78% азота, 21% кислорода и около 1% других газов. Работают уравнения аэродинамики и газовой динамики, реализуются аэростатический и аэродинамический принципы полета л.а. До высот 4000...5000 м сохраняется жизнедеятельность человеческого организма без применения специальных средств (гермокомы, гермокабины и т.п.). Современные самолеты эксплуатируются на

Часть 1. АЭРОДИНАМИКА ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ.

§ 1.1. ПАРАМЕТРЫ СОСТОЯНИЯ И ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ВОЗДУХА

ПАРАМЕТРЫ СОСТОЯНИЯ

Рассматриваем параметры воздуха, оказывающие непосредственное влияние на величину аэродинамических сил и моментов.

Д а в л е н и е, p – нормальная составляющая силы, действующей на единицу поверхности.

$$p = \frac{\Delta F}{\Delta S} \left[\frac{H}{M^2} \right] \quad 1 \text{ Па} = 1 \text{ Н/м}^2 ; 1 \text{ бар} = 10^5 \text{ Па} ; 1 \text{ физическая атмосфера} = 760 \text{ мм Н} = 1 \text{ атм} = 101\,325 \text{ Па} = 1.01 \text{ бар.}$$

Плотность (массовая плотность), ρ – масса воздуха в единице объёма ; размерность : $\rho = \frac{m}{g} \left[\frac{кг}{м^3} \right]$.

Удельный вес : $\gamma = \rho g \left[\frac{кг}{м^3} \right]$. Формула для определения плотности воздуха на заданной высоте $\rho_H = \rho_0(20-H)/(20+H)$

Температура T^0 – степень нагретости воздуха, характеризует энергию молекулярного движения $T^0 \text{ К} = 273^0 + t^0 \text{ С}$

Связь между параметрами газа : $\frac{p}{\rho} = R T$; $R = 288 \frac{м^2}{с} / ^2 \text{ К}$ – универсальная газовая постоянная.

ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ВОЗДУХА

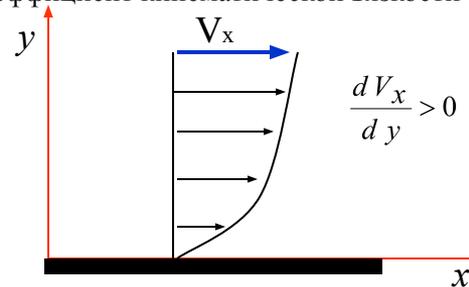
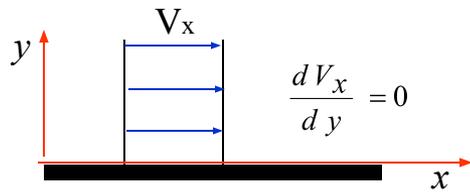
Инертность – свойство воздуха оказывать сопротивление изменению состояния покоя или прямолинейного движения. Инертность воздуха является причиной сопротивления движению тел. Сопротивление давления – одна из составляющих силы сопротивления самолёта. Мера инертности – массовая плотность воздуха.

Вязкость – способность воздуха оказывать сопротивление относительно смещению его слоев. Причина вязкости – наличие сил трения между слоями воздуха. Прямо пропорциональна T^0 . Вязкость является причиной образования силы трения самолета.

Силы трения прямо пропорциональны градиенту скорости смещения смежных слоев. Напряжение трения определяется выражением:

$$\tau = \mu \frac{dV}{dy}, \text{ где } \mu \text{ - коэффициент динамической вязкости, Па}\cdot\text{с}$$

$$\text{Коэффициент кинематической вязкости: } \nu = \frac{\mu}{\rho} \left[\frac{m^2}{c} \right]$$



Профили скоростей по нормали к обтекаемой поверхности в идеальном и вязком потоке газа.

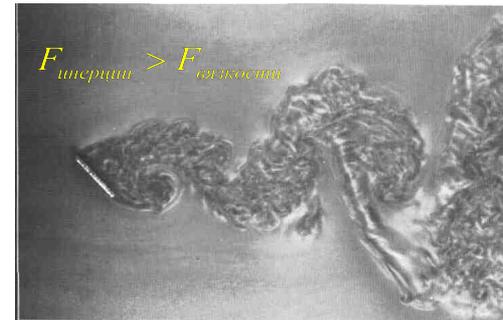
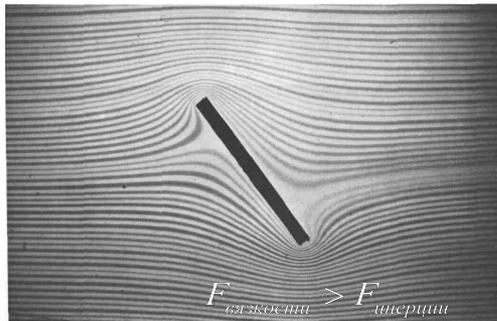
В идеальном газе силы трения (вязкости) отсутствуют.

Характеристикой соотношения между силами инерции и силами вязкости является число Рейнольдса: $Re = \frac{V L}{\nu}$

L - характерный размер тела (хорда крыла, длина фюзеляжа)

Физический смысл числа – отношение сил инерции к силам вязкости

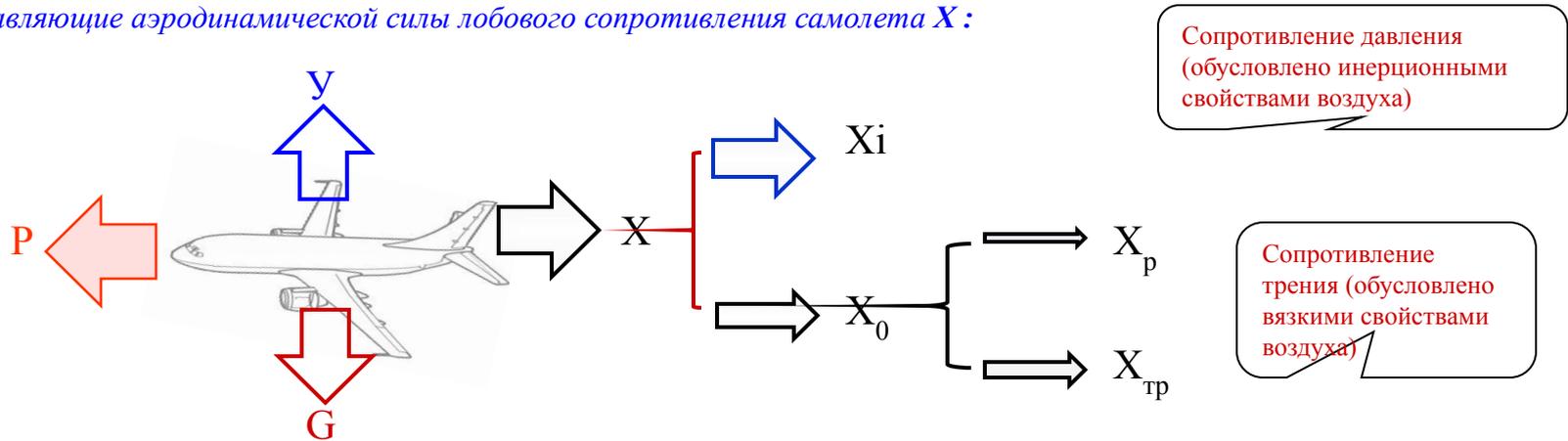
$$Re = \frac{F_{инерции}}{F_{вязкости}}$$



Обтекание наклонной пластины потоком жидкости с различными числами Re (более вязким потоком и с меньшей вязкостью)



Составляющие аэродинамической силы лобового сопротивления самолета X:



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

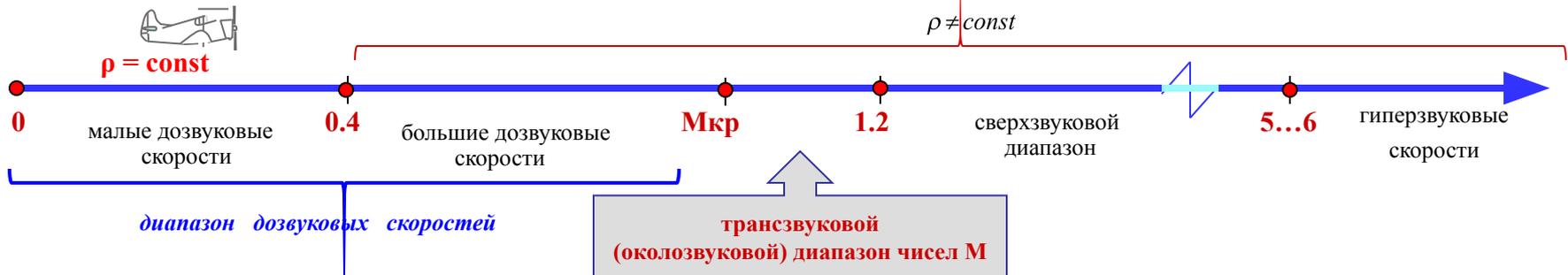
a – скорость звука – характеристика сжимаемости неподвижной воздушной среды. .

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

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

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

ХАРАКТЕРНЫЕ ДИАПАЗОНЫ ЧИСЕЛ M 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

§ 1.2. МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА

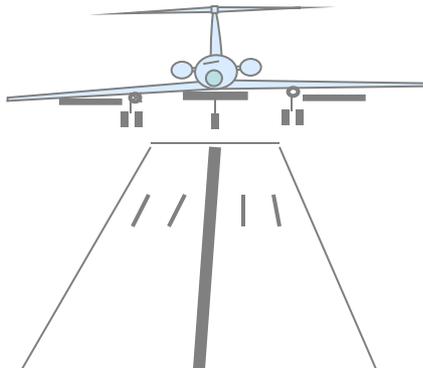
Международная стандартная атмосфера(МСА)

– условная воздушная среда, состояние которой отражает среднегодовые значения параметров воздуха для средних широт.

При нормальных условиях на уровне моря стандартной атмосфере соответствуют следующие значения параметров воздуха:

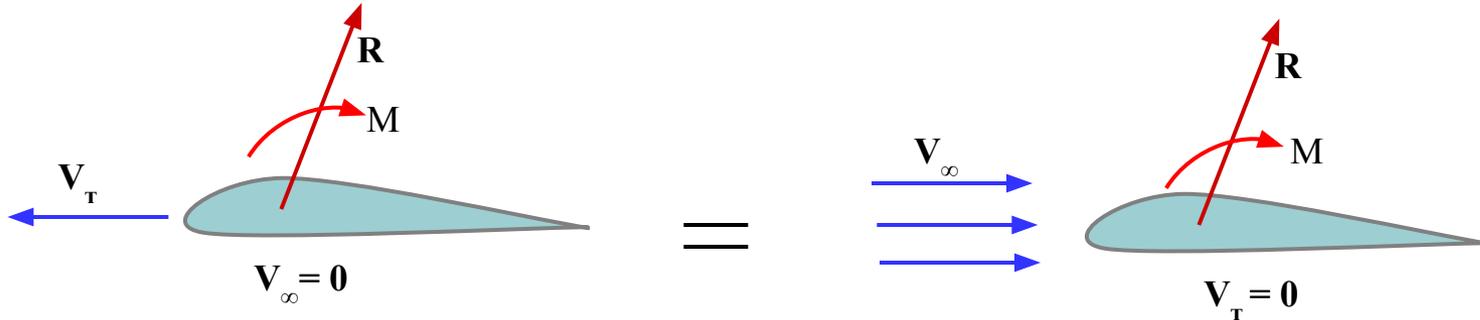
- температура $T^0 = 288^0 \text{ K}(+15^0\text{C})$;
- давление $P_0 = 101325 \text{ Па}$ (760 мм рт.ст. – Hg);
- плотность воздуха $\rho_0 = 1.225 \text{ кг/м}^3$;
- скорость звука $a = 340.28 \text{ м/с}$.

Анализируя МСА, следует отметить, что с увеличением высоты полета аэродинамические силы и моменты уменьшаются, так как уменьшаются давление, плотность воздуха.



Высота $H, \text{ м}$	Давление $P, \text{ мм Hg}$	Температура, $t^0 \text{ C}$	Вес γ , кг/м^3	Масса, ρ $\text{кгсек}^2/\text{м}^4$	Относительная плотность ρ_H / ρ_0	ρ_0 / ρ_H
0	760	15	1,225	0,125	1,000	1,000
500	716	11,8	1,168	0,119	0,953	1,049
1000	674	8,5	1,112	0,113	0,907	1,103
1500	634	5,3	1,058	0,108	0,864	1,157
2 000	596	2,0	1,007	0,103	0,822	1,216
2 500	560	— 1,3	0,957	0,098	0,781	1,280
3000	526	— 4,5	0,909	0,093	0,742	1,348
3500	493	— 7,8	0,863	0,088	0,705	1,418
4000	462	— 11,0	0,819	0,084	0,669	1,495
4 500	433	— 14,3	0,777	0,079	0,634	1,577
5 000	405	— 17,5	0,736	0,075	0,601	1,664
5 500	376	— 20,8	0,693	0,071	0,569	1,757
6 000	354	— 24,0	0,660	0,067	0,538	1,859
6500	330	— 27,3	0,624	0,064	0,509	1,964
7 000	308	— 30,5	0,590	0,060	0,481	2,079
7 500	287	— 33,8	0,557	0,057	0,454	2,203
8 000	267	— 37,0	0,525	0,054	0,429	2,331
8 500	248	— 40,3	0,495	0,051	0,404	2,475
9 000	230	— 43,5	0,466	0,048	0,380	2,604
9 500	214	— 46,8	0,439	0,045	0,358	2,793
10000	198	— 50,0	0,413	0,042	0,337	2,967
11000	169	— 56,5	0,364	0,037	0,297	3,367
12 000	145	— 56,5	0,310	0,032	0,253	3,953
13000	124	— 56,5	0,265	0,027	0,216	4,629
14 000	106	— 56,5	0,226	0,023	0,185	5,405
15000	90	— 56,5	0,193	0,020	0,158	

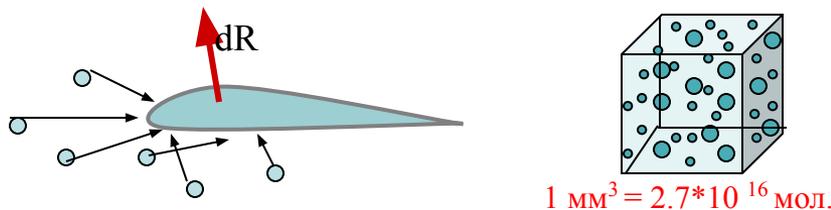
§ 1.3. ПРИНЦИП ОБРАТИМОСТИ ДВИЖЕНИЯ



На тело действуют одни и те же аэродинамические силы и моменты независимо от того, тело движется в воздушном потоке ($V_T \neq 0$) или воздушный поток движется относительно тела с такой же скоростью ($V_T = 0, V_\infty \neq 0$). Применяется в аэродинамических трубах.

ГИПОТЕЗА СПЛОШНОСТИ

В связи с тем, что в одном кубическом миллиметре воздуха содержится $2,7 \cdot 10^{16}$ молекул воздуха можно считать не дискретной, а сплошной средой. Такое положение называется гипотезой сплошности.



С увеличением высоты количество молекул в единице объема падает, уменьшается силовое взаимодействие воздуха с телом. На высотах свыше 80 км воздушная среда считается дискретной. Критерием сплошности среды является число Кнудсена.

Число Кнудсена $Kn = l_0 / L$

l_0 - длина свободного пробега молекулы (до соударения);

L - характерный размер тела.



$Kn < 10^{-3}$ - сплошная среда

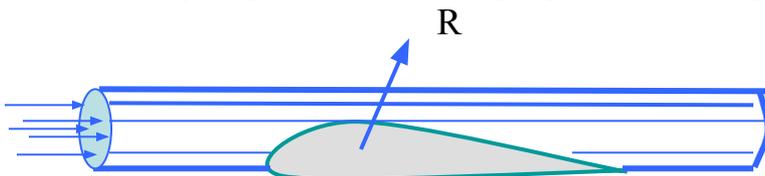
Уровень моря ($H=0$): $l_0 = 6.3 \cdot 10^{-6}$;

Дискретная среда:

$H = 100$ км $l_0 = 4.5$ см;

$H = 200$ км $l_0 = 300$ м.

При рассмотрении обтекания тел воздушным потоком можно использовать такие понятия как "струйка воздуха", "вихрь". Для расчета аэродинамических характеристик можно использовать аппарат дифференциального исчисления. Необходимым условием является непрерывность газодинамических параметров – давление, температура, плотность, скорость.

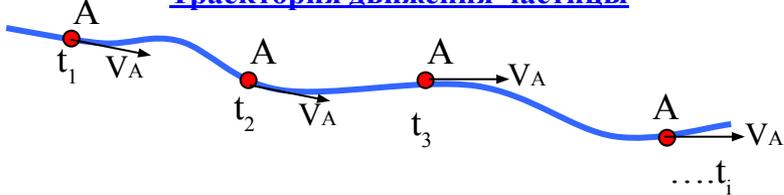


Взаимодействие профиля с потоком сплошной среды – струей воздуха.

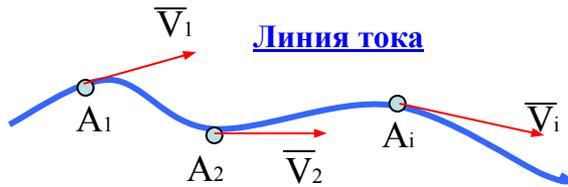
§ 1.4. ИЗОБРАЖЕНИЕ ПОТОКА

Для удобства рассмотрения взаимодействия воздушного потока с обтекаемым телом в нем выделяют определенные структурные элементы.

Траектория движения частицы

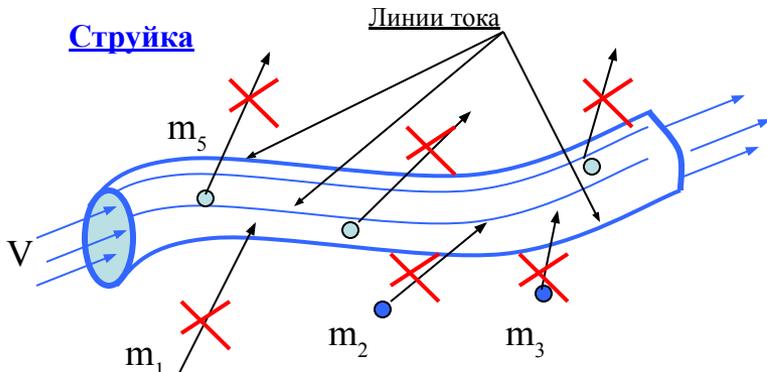


Линия тока



Вектора скоростей частиц направлены по касательной к линии тока

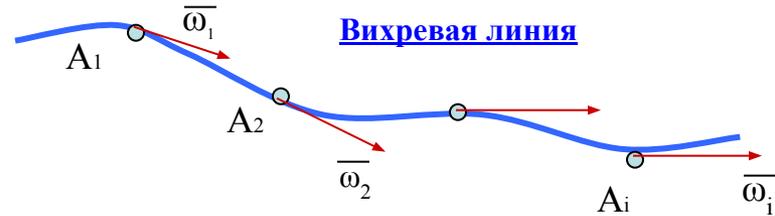
Струйка



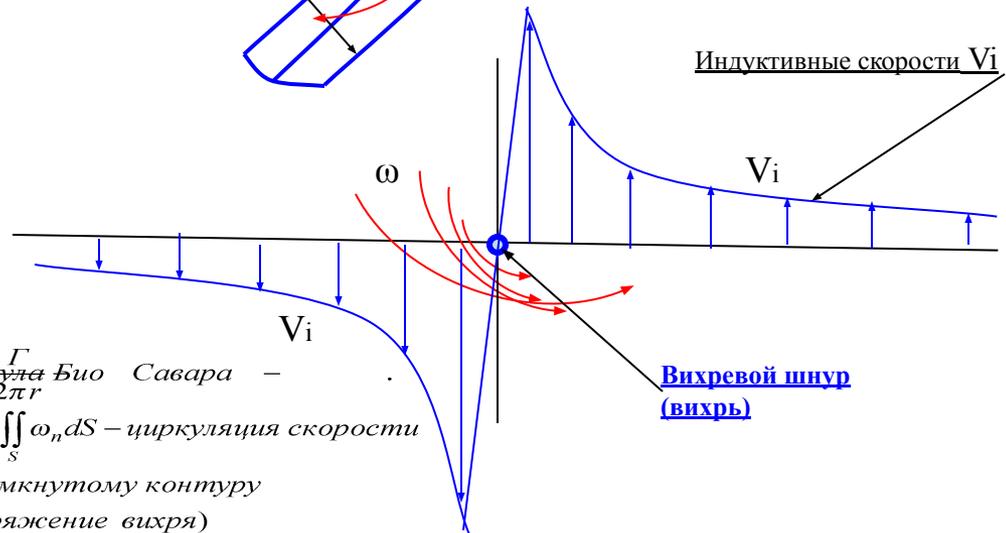
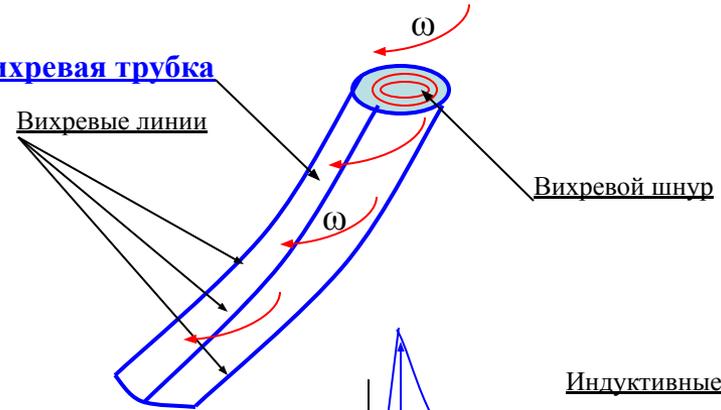
(нет вноса и выноса элементарных масс газа, вдоль струи работают законы сохранения массы, энергии...)

Если в каждой точке замкнутого контура провести касательными линии тока, то образующая поверхность будет трубкой тока, а жидкость(газ) протекаемая внутри – струйка.

Вихревая линия



Вихревая трубка



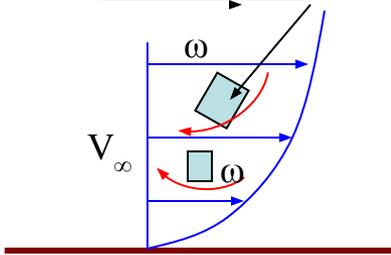
Формула Био Савара –

$$\Gamma = 2 \iint_S \omega_n dS$$
 – циркуляция скорости
 по замкнутому контуру
 (напряжение вихря)

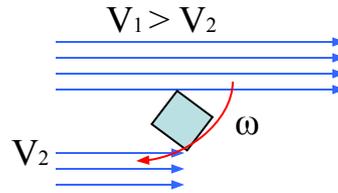
Вихрь – совокупность вихревого шнура с воздушной средой, вращающейся вместе с ним.

ОБРАЗОВАНИЕ ВИХРЕЙ

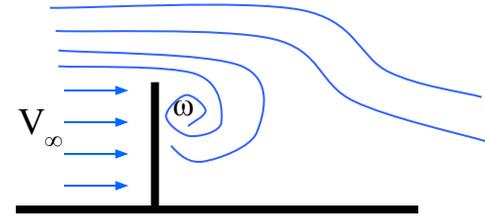
Вращающаяся частица
жидкости или газа



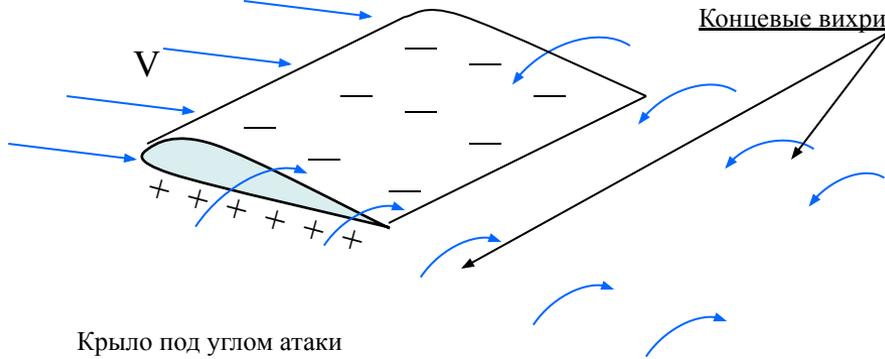
В пограничном слое



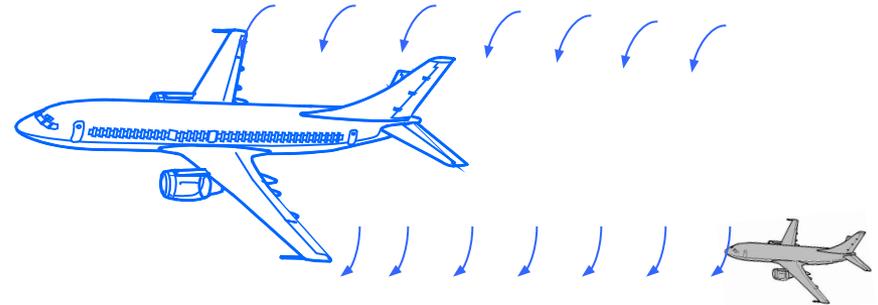
На границе двух потоков



При обтекании уступа



Крыло под углом атаки



Интенсивность концевых вихрей зависит от удельной нагрузки на крыло.

Природный вихрь большой интенсивности (торнадо). Наибольшее разрежение – в центре вихря. Обладает большой разрушительной силой.

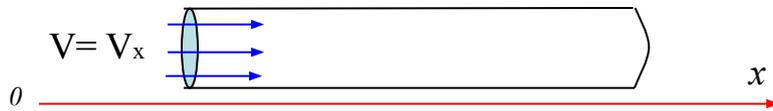


Представленные течения - *вихревые*.

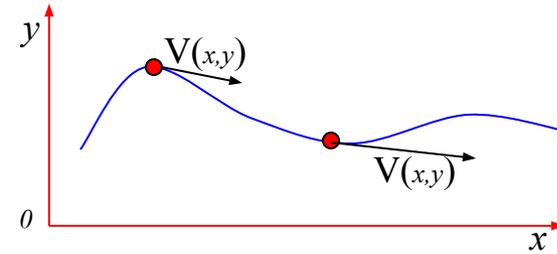
§ 1.5. КЛАССИФИКАЦИЯ ТЕЧЕНИЙ

В общем случае движение жидкости есть функция трех пространственных координат и времени.

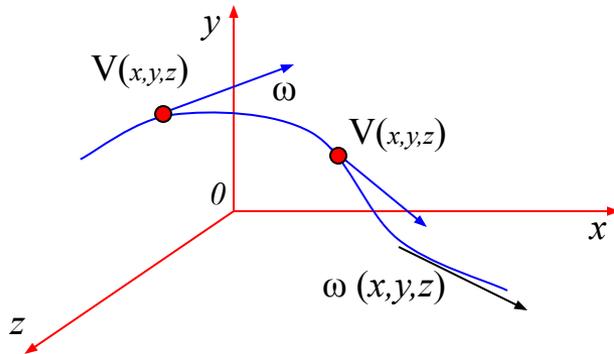
Рассматривают частные случаи с меньшим числом переменных:



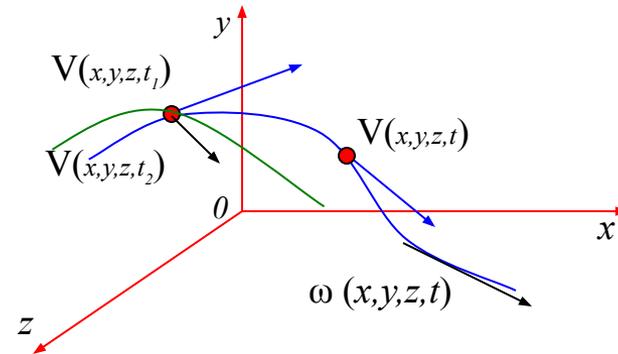
Одномерный поток



Двумерный поток (плоское течение)



Трехмерное (пространственное) течение



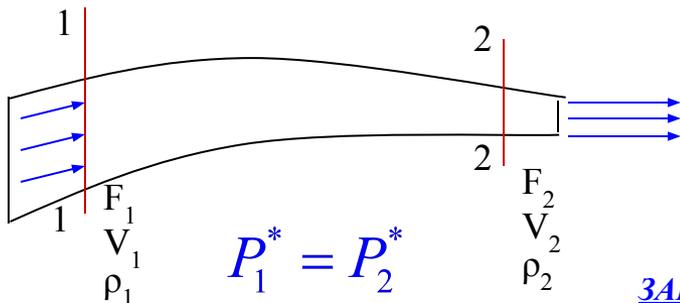
Неустановившееся течение

По зависимости от времени – неустановившиеся течения (с переменными от времени параметрами) и установившиеся – параметры не изменяются со временем.

В зависимости от характера распределения скоростей – *безвихревые и вихревые* течения.

§ 1.6. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

УРАВНЕНИЕ НЕРАЗРЫВНОСТИ (ПОСТОЯНСТВА РАСХОДА):



секундная масса газа, проходящая через любое сечение струи при установившемся движении есть величина постоянная

$$\rho_1 V_1 F_1 = \rho_2 V_2 F_2 = \text{const}$$

Для несжимаемого газа $\rho = \text{const}$: $VF = \text{const}$ или:

$$V_1/V_2 = F_2/F_1$$

ЗАКОН СОХРАНЕНИЯ ЭНЕРГИИ (УРАВНЕНИЕ БЕРНУЛЛИ):

Уравнение Бернулли для газа без учета сжимаемости:

Слагаемое p называется *статическим давлением*, а слагаемое $\frac{\rho V^2}{2}$ – *динамическим давлением (или скоростным напором)*.

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

Сумма статического и динамического давлений называется *полным давлением* и обозначается p^* :

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

Таким образом, **полное давление (равное сумме статического и динамического) единицы массы газа при установившемся движении в любом сечении струи есть величина постоянная** (формулировка уравнения Бернулли – закона сохранения энергии в параметрах газа).

Для сжимаемого потока ($M > 0.4$) уравнение Бернулли имеет следующий вид (приводится без вывода):

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} = \text{const};$$

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} RT = \text{const};$$

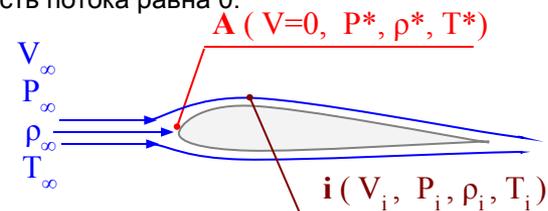
$$\frac{V^2}{2} + \frac{a^2}{k-1} = \text{const}.$$

$$k = \frac{C_p}{C_v} - \text{коэффициент сжимаемости};$$

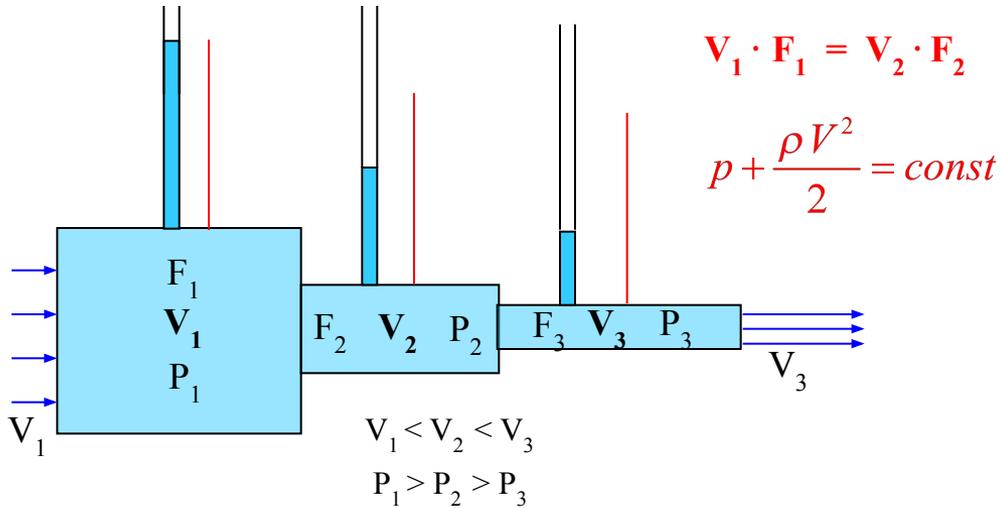
$$R = (C_p - C_v) - \text{универсальная газовая постоянная};$$

При рассмотрении уравнения Бернулли необходимо отметить, что при увеличении скорости потока динамическое давление будет расти, а статическое, соответственно, падать, т.к. их сумма изменяться не должна.

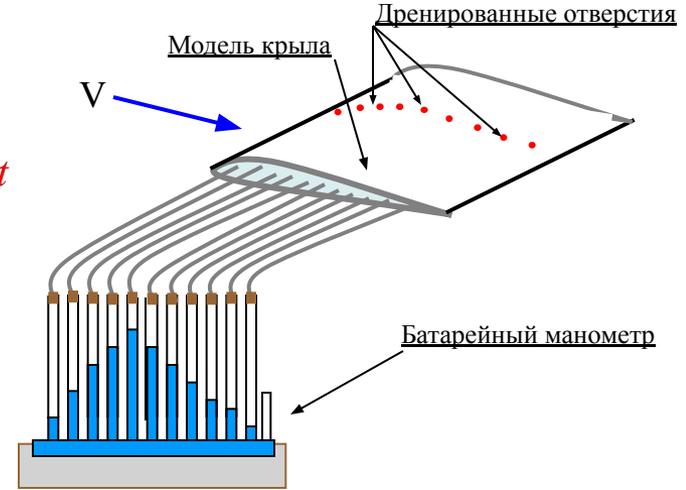
При обтекании тела набегающим потоком воздуха на его носке существует точка полного торможения потока А, в которой скорость потока равна 0.



ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УРАВНЕНИЯ СОХРАНЕНИЯ МАССЫ и БЕРНУЛЛИ

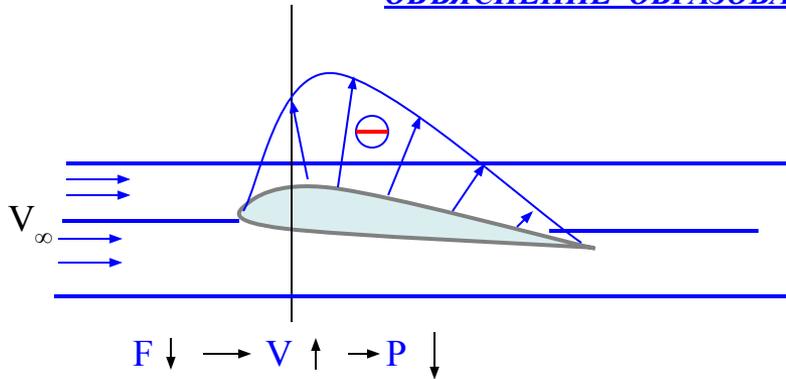


Определение параметров газа (жидкости) в трубопроводах переменного сечения (скорость потока, динамическое давление обратно пропорционально площади поперечного сечения трубопровода).

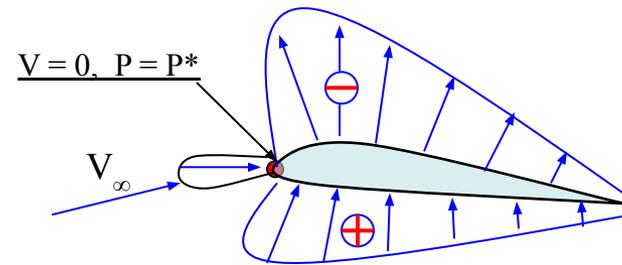


Определение распределенных характеристик крыла (изменение давления в различных точках сечения крыла и определение коэффициента давления в сечениях крыла по размаху).

ОБЪЯСНЕНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ



Изменение скорости и давления на поверхности крыла за счет деформации струи.



При обтекании верхней поверхности профиля крыла происходит поджатие струи, увеличение скорости, и уменьшение давления (статического) по сравнению с давлением невозмущенного потока. Разность давлений под и над крылом и является той силой, которая удерживает крыло (самолет) в воздухе – **подъемной силой.**

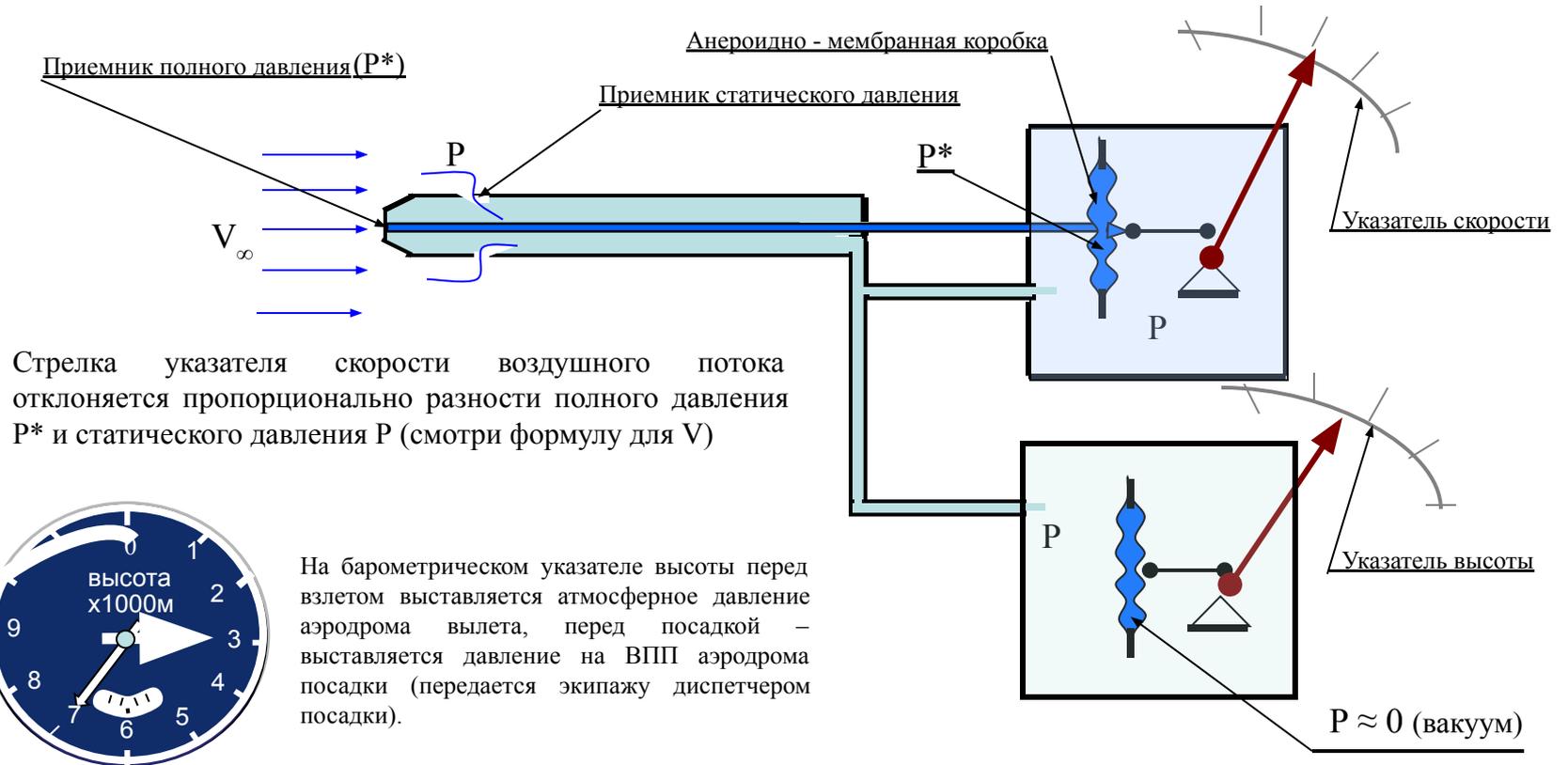
ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

P^* - давление заторможенного потока(полное давление); $P + \frac{\rho V^2}{2} = P^*$

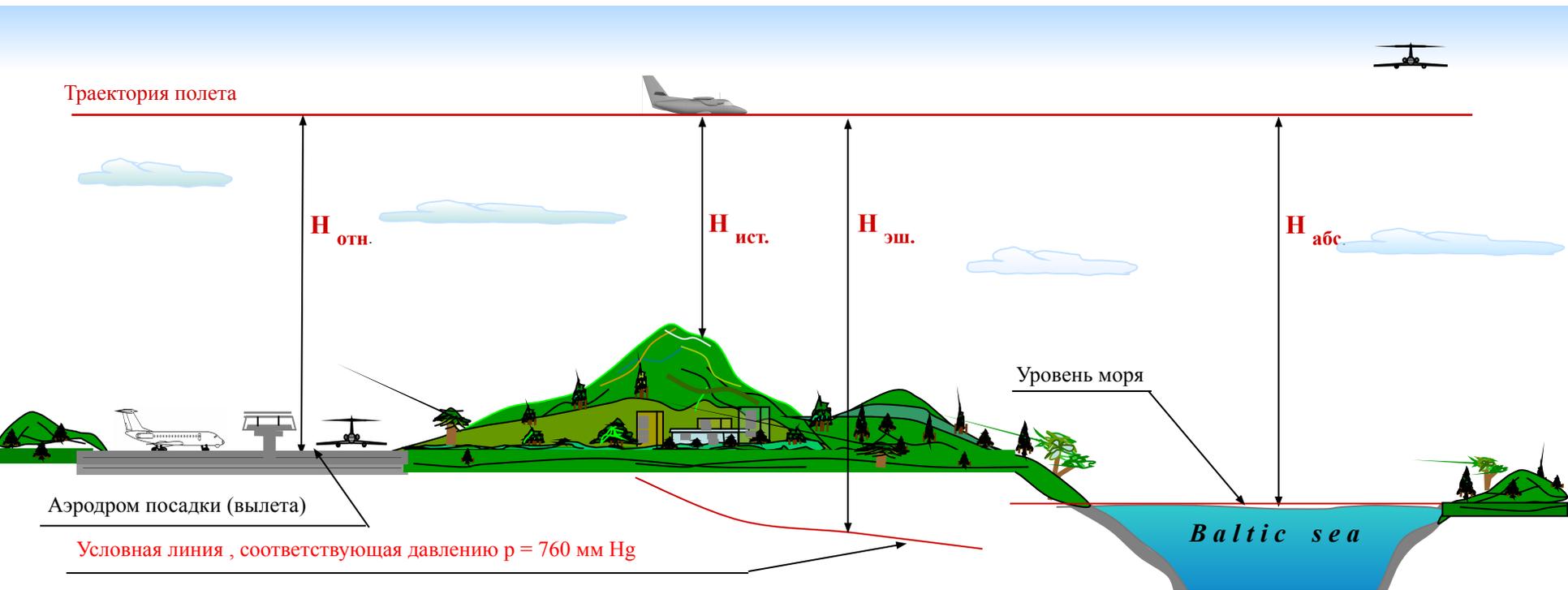
Скорость самолета относительно воздушного потока(воздушная или истинная):

$$V = \sqrt{\frac{2(P^* - P)}{\rho_H}}$$

ПРИНЦИП РАБОТЫ УКАЗАТЕЛЕЙ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА



КЛАССИФИКАЦИЯ ВЫСОТ ПОЛЕТА ПО УРОВНЮ НАЧАЛА ОТСЧЕТА



Высотой полета называется расстояние до самолета, отсчитанное по вертикали от некоторого уровня на земной поверхности, принятого за начало отсчета.

$H_{ист.}$ – **истинная высота**, отсчитывается от точки земной поверхности, находящейся под самолетом;

$H_{отн.}$ – **относительная высота** от условного уровня (как правило, – от уровня аэродрома вылета, посадки, цели и др.);

$H_{абс.}$ – **абсолютная высота** – отсчитывается от уровня моря;

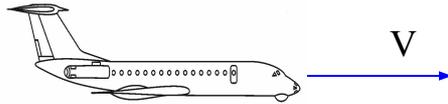
$H_{эш.}$ – **высота эшелона** - отсчитывается от условного уровня, который соответствует стандартному атмосферному давлению 760 мм рт.ст.

Основной высотой при пилотировании самолета является истинная высота полета.

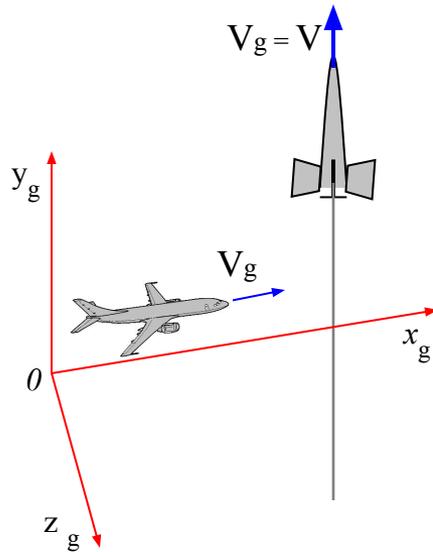
Высота полета измеряется барометрическим, радиотехническим, инерциальным и электростатическим методами. Основными методами являются барометрический и радиотехнический.

§ 1.7. КЛАССИФИКАЦИЯ СКОРОСТЕЙ

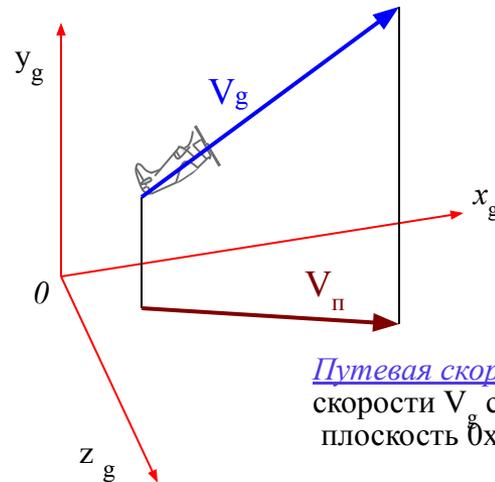
Воздушная (истинная) скорость V – скорость ц.м. самолета относительно воздушной среды.



Земная скорость V_g – скорость ц.м. самолета относительно земной поверхности. При скорости ветра $W=0$ $V_g = V$



В общем случае $V_g = V + W$



Путевая скорость V_{Π} – проекция земной скорости V_g самолета на горизонтальную плоскость θ_{x_g, y_g, z_g} .

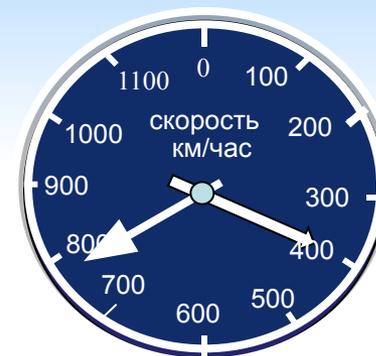
Индикаторная скорость V_i – скорость, которая соответствует скоростному напору у поверхности земли.

$$\frac{\rho_0 V_i^2}{2} = \frac{\rho_H V^2}{2} ; \quad V = V_i \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} ; \quad V_i = V \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} ; \quad V_i \approx V_{np}$$

СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ПРИБОРНОЙ И ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТЯМИ

**Приборная скорость
(широкая стрелка)**

**Воздушная скорость
(узкая стрелка)**



H = 12 000 м; V_{пр.} = 4 0 0 км/ч

V = 7 9 0 км/ч



H = 8 000 м; V_{пр.} = 4 0 0 км/ч

V = 6 0 8 км/ч



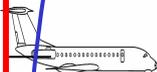
12 000 м	395	1185 1.12*	1581 1.49*
8 000 м	304	912	1217 1.1*
4 000 м	244	731	975
H / V _{пр.}	2 0 0 км/ч	6 0 0 км/ч	8 0 0 км/ч

)* – соответствующие значения чисел М

Воздушная скорость (при постоянной приборной) с увеличением высоты возрастает, так как уменьшается плотность воздуха.

H = 4 000 м; V_{пр.} = 4 0 0 км/ч

V = 4 4 8 км/ч



$$\frac{\rho_0 V_{пр}^2}{2} = \frac{\rho_H V^2}{2}$$



$$V \approx V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$$

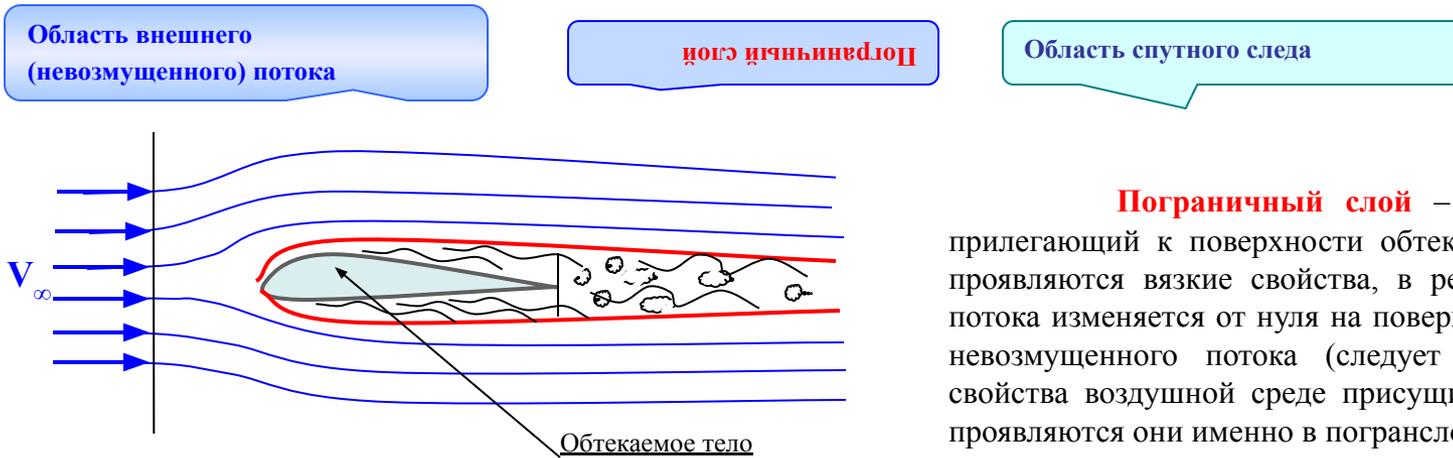


H = 0: V_{пр.} = V = 400 км/ч



§ 1.8. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Характерные области воздушной среды вокруг обтекаемого тела



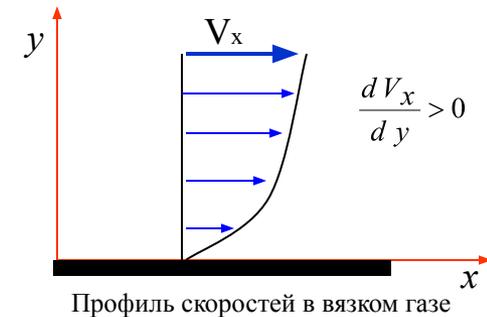
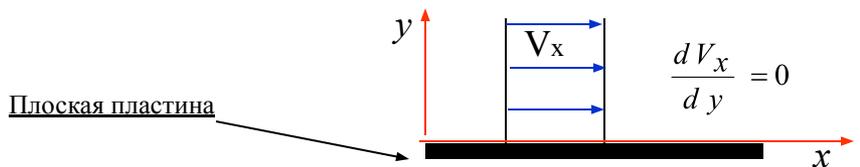
Пограничный слой – тонкий слой воздуха, прилегающий к поверхности обтекаемого тела, в котором проявляются вязкие свойства, в результате чего скорость потока изменяется от нуля на поверхности тела до скорости невозмущенного потока (следует уточнить, что вязкие свойства воздушной среде присущи в любой ее точке, но проявляются они именно в погранслое);

Область внешнего (невозмущенного) потока – находится вне пограничного слоя и спутного следа, вязкие свойства не проявляются, среда считается идеальной.

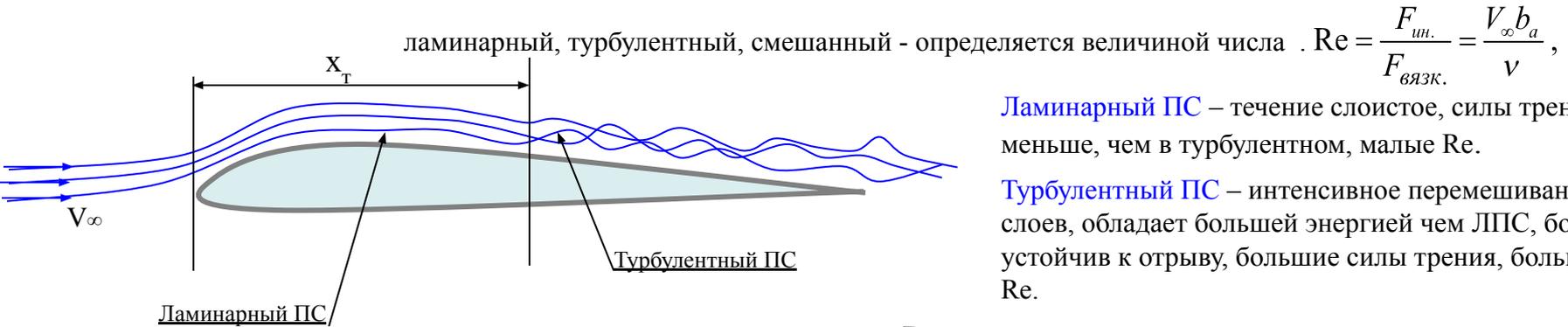
Область спутного следа – образованная телом и находящаяся за ним возмущенная область. Образуется: реактивной струей двигателя; турбулентным пограничным слоем, сбегаящим с поверхности тела; концевыми вихрями с крыла, связанными с образованием подъемной силы;

Необходимость изучения пограничного слоя:

- с целью определения одной из составляющих силы лобового сопротивления – $X_{тр.}$;
- изучение вопросов, связанных с отрывом потока;
- изучение течения в следе за телом;
- изучение вопросов нагрева летательного аппарата на больших скоростях.



ВИДЫ ПОГРАНСЛОЯ



Ламинарный ПС – течение слоистое, силы трения меньше, чем в турбулентном, малые Re .

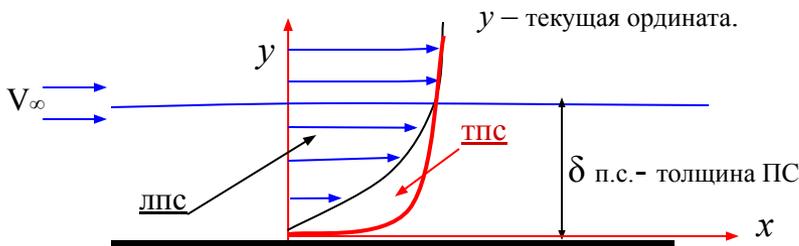
Турбулентный ПС – интенсивное перемешивание слоев, обладает большей энергией чем ЛПС, более устойчив к отрыву, большие силы трения, большие Re .

Точка перехода ламинарного погранслоя в турбулентный $\bar{x}_T = \frac{Re_{кр}}{Re}$ X_T – координата точки перехода ЛПС в ТПС;

Профиль скоростей в ПС

$$V_{x_l} = V_{\infty} \left[\frac{3}{2} \frac{y}{\delta_l} - \frac{1}{2} \left(\frac{y}{\delta_l} \right)^3 \right] \quad \text{— формула определения скорости по высоте ламинарного погранслоя.}$$

$$V_{x_T} = V_{\infty} \left(\frac{y}{\delta_T} \right)^{\frac{1}{7}} \quad \text{— формула определения скорости по высоте турбулентного погранслоя}$$



За толщину погранслоя δ принимают расстояние от поверхности тела, где скорость потока отличается от скорости невозмущенного потока на 1% ($V_{\delta} \approx 0.99V_{\infty}$).

При расчете толщины пограничного слоя

пользуются следующими формулами:

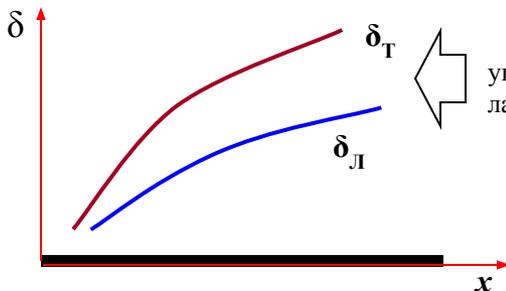
– для ламинарного пограничного слоя:

$$\delta_l = \frac{4.64 x}{\sqrt{Re_x}} ;$$

– для турбулентного пограничного слоя:

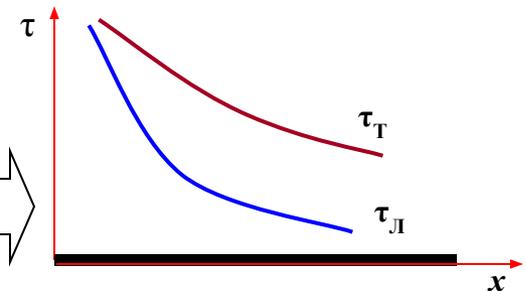
$$\delta_T = \frac{0.37 x}{\sqrt[5]{Re_x}} ;$$

Здесь Re_x – местное число Рейнольдса; x – текущая координата.

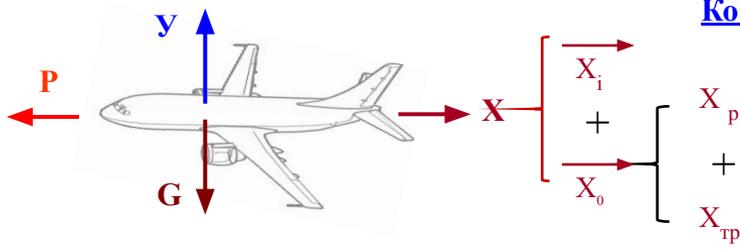


Толщина турбулентного погранслоя увеличивается более интенсивно, чем ламинарного

По мере удаления от носка пластины напряжения трения убывают в ламинарном слое более интенсивно, чем в турбулентном



Коэффициент силы сопротивления трения



К определению силы сопротивления самолета.

$$X_{тр} = C_{x_{тр}} q S$$

$$C_{x_{тр}} = 2 C_f k_M ;$$

$$C_{x_0} \approx 2 C_f k_M k_c ,$$

$$X_{тр} = C_{x_{тр}} \cdot (\rho V^2 / 2) \cdot S ;$$

$$C_{x_{тр}} = f(2C_f, M, C_{проф} \dots)$$

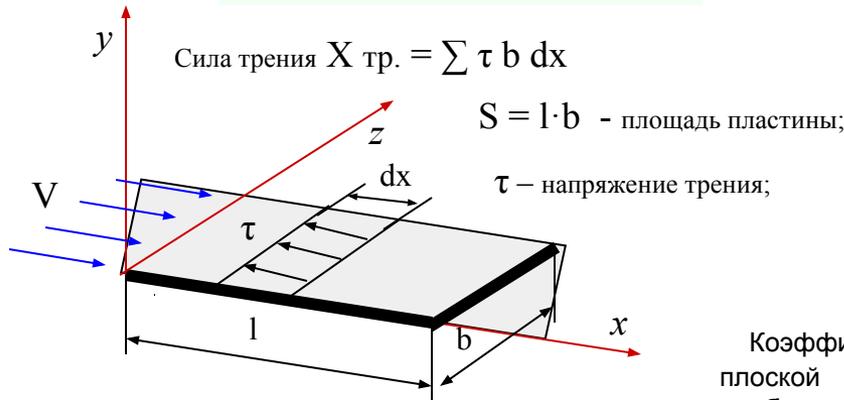
$$X = X_0 + X_i = X_i + X_p + X_{тр}$$

$$X_p + X_{тр}$$

$2C_f = f(x_{тр}, Re, \text{состояние поверхности л.а.})$ - коэффициент двухстороннего трения плоской пластины.

k_M — коэффициент, учитывающий сжимаемость ;

k_c — коэффициент, учитывающий толщину профиля крыла.



Коэффициент одностороннего трения плоской пластины при **ламинарном** пограничном слое определяется по формуле

$$C_{fл} = \frac{1.3}{\sqrt{Re}}$$

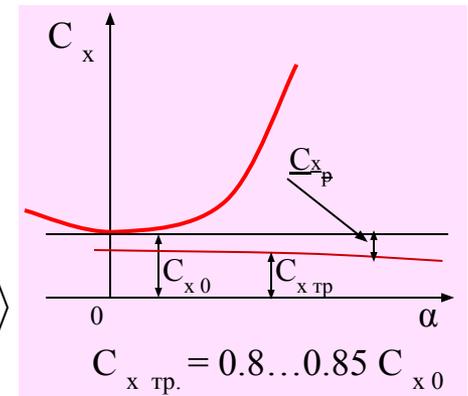
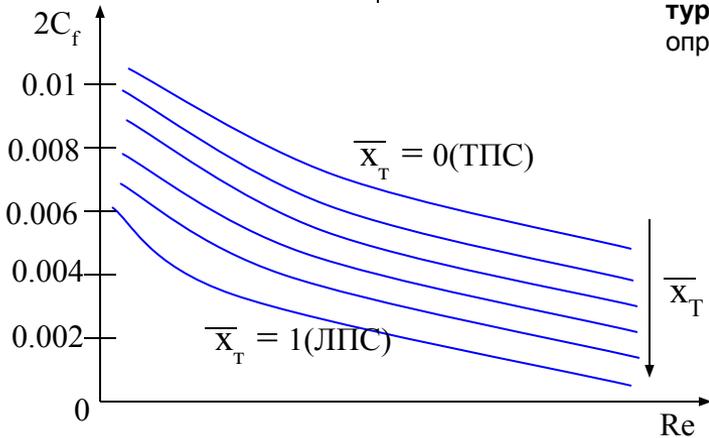
Коэффициент одностороннего трения плоской пластины при полностью **турбулентном** пограничном слое определяется по формулам

$$C_{fT} = \frac{0.072}{\sqrt[5]{Re}} \text{ при } Re < 10^6 ,$$

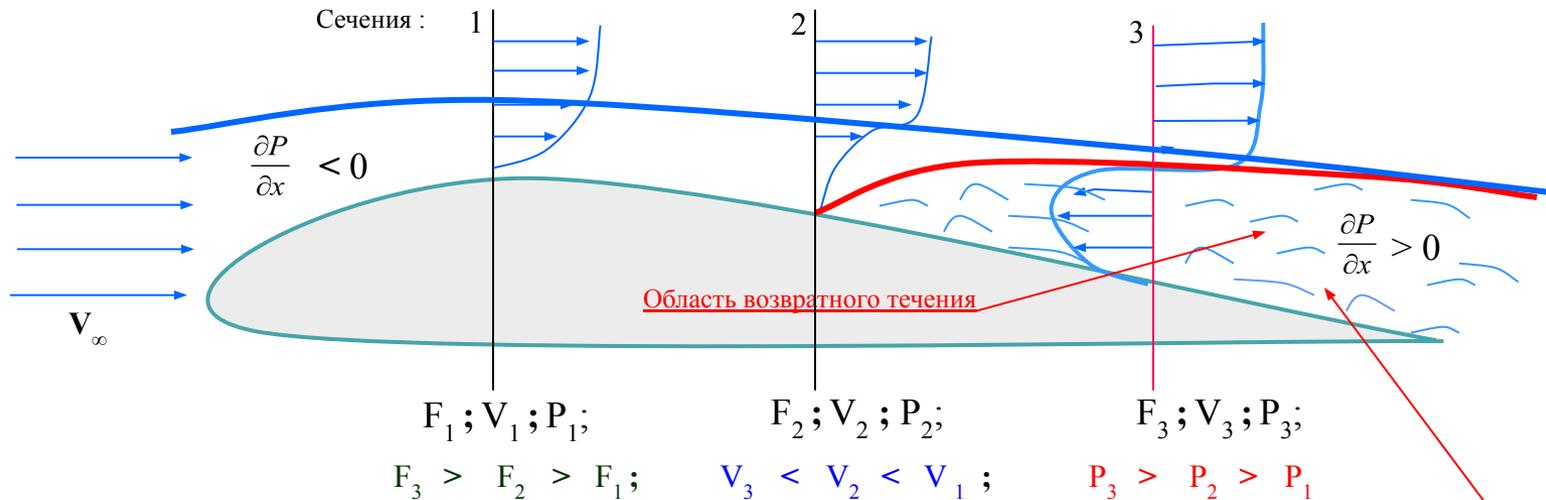
$$C_{fT} = \frac{0.455}{(\lg Re)^{2.58}} \text{ при } 10^6 \leq Re \leq 10^9 .$$

С ростом числа Re коэффициент C_f уменьшается как при ламинарном, так и при турбулентном пограничном слое.

График зависимости коэффициента силы лобового сопротивления крыла самолета C_x от угла атаки



ОТРЫВ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ С КРИВОЛИНЕЙНОЙ ПОВЕРХНОСТИ (ДИФFUЗОРНЫЙ ОТРЫВ)

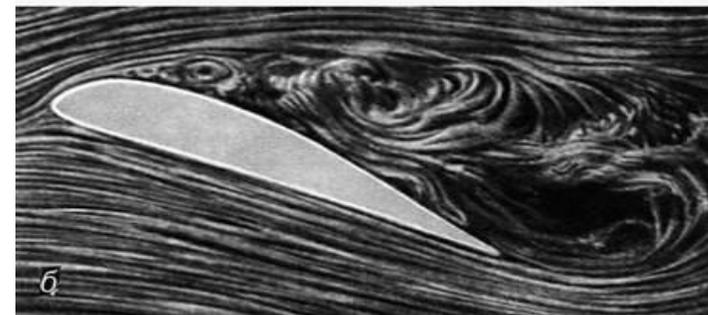
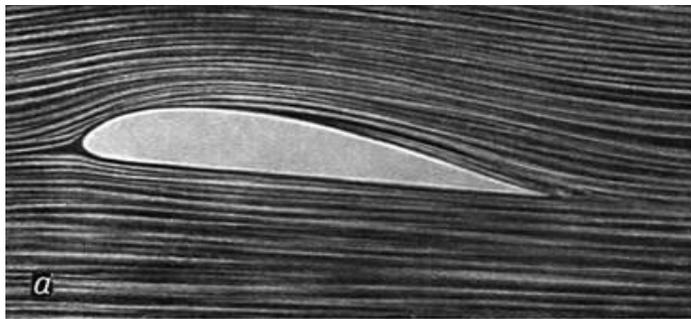


Отрыв погранслоя – отход пограничного слоя от обтекаемой поверхности с образованием слоя смешения.

Условие отрыва погранслоя с криволинейной поверхностью (с верхней поверхности крыла) – наличие положительного градиента давления. Более устойчив к отрыву турбулентный погранслой. 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).

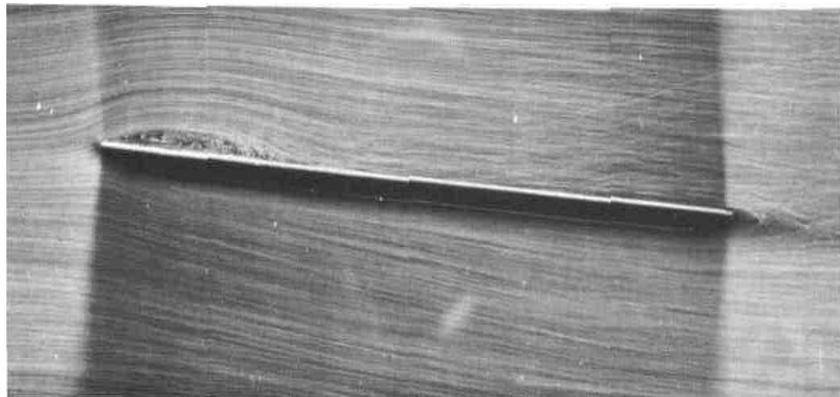
Отрыв потока на крыле носит нестационарный характер и сопровождается большими пульсациями давления.

БЕЗОТРЫВНОЕ И ОТРЫВНОЕ ОБТЕКАНИЕ ТОНКОГО ПРОФИЛЯ (углы атаки 3^0 и 15^0)

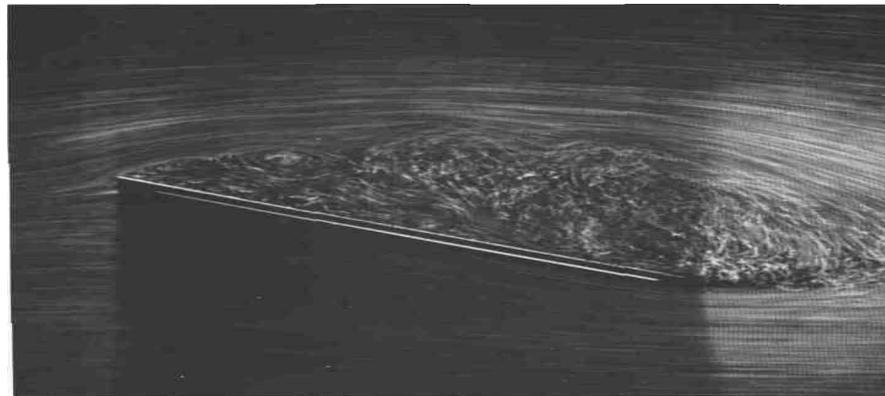


На верхней поверхности профиля (б) в результате образования положительного градиента давления образуется возвратное течение (направлено против невозмущенного потока), отход погранслоя от поверхности профиля и снос его потоком по течению. После этого процесс снова повторяется.

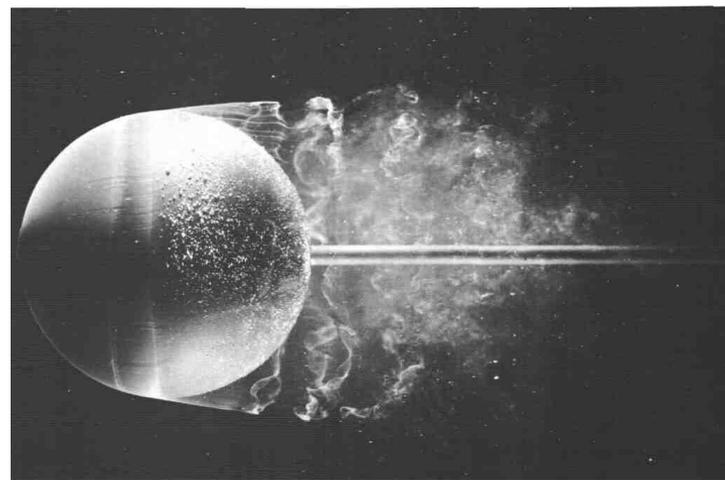
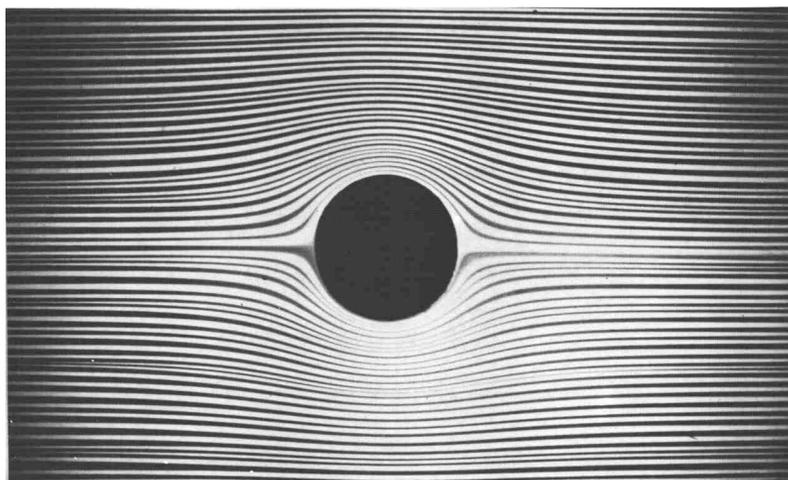
БЕЗОТРЫВНОЕ И ОТРЫВНОЕ ОБТЕКАНИЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ И ШАРА



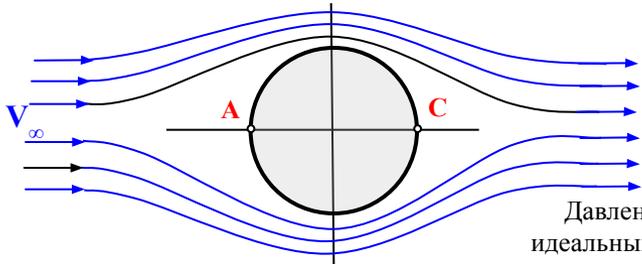
Угол атаки $2,5^{\circ}$



Угол атаки 17°

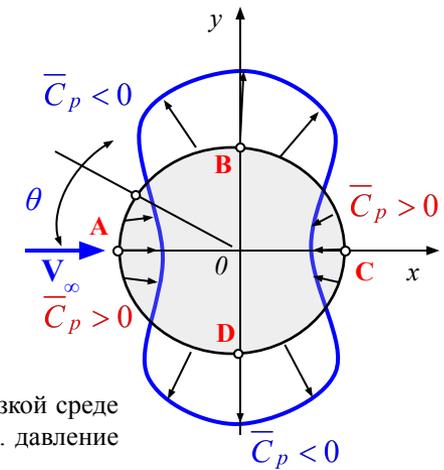


Вязкий кризис при срывном обтекании тел

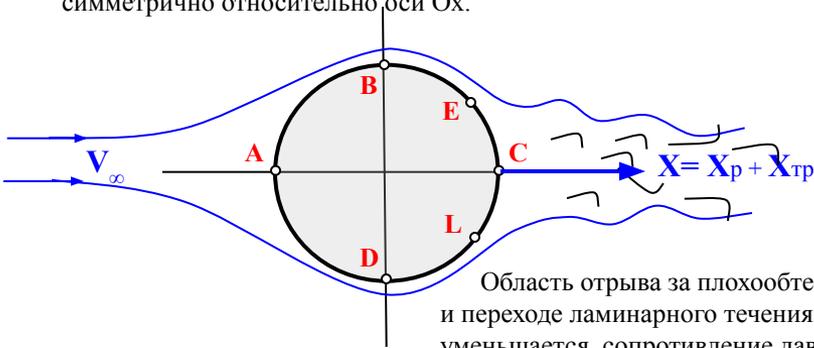


Цилиндр обтекается **невязким**, несжимаемым потоком. Обтекание безотрывное. Давления в точках А и С будут наибольшими (скорость в этих точках равна 0). Коэффициенты давления в этих точках $C_p = 1$

Давления в точках на поверхности цилиндра при обтекании идеальным потоком определяется по формуле $p_i = 1 - 4 \sin^2 \theta$, где θ – полярная координата точки

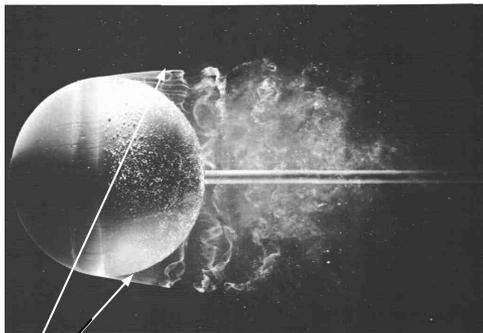


Давления в точках, симметричных относительно вертикальной оси Oy – одинаковые. Таким образом, в невязкой среде цилиндр не испытывает сопротивления – **парадокс Эйлера – Даламбера**. Подъемная сила также равна 0, т.к. давление симметрично относительно оси Ox.

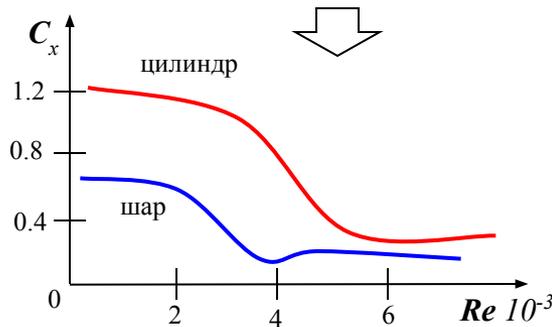


При обтекании цилиндра **вязким** потоком на участке BC и DC образуется положительный градиент давления способствующий отрыву пограничного слоя (точки E и L). Давление в т.А не восстанавливается и оно меньше, чем в т.А, что является причиной образования сопротивления давления X_p . Поскольку поток вязкий, то образуется и сопротивление трения – $X_{тр}$.

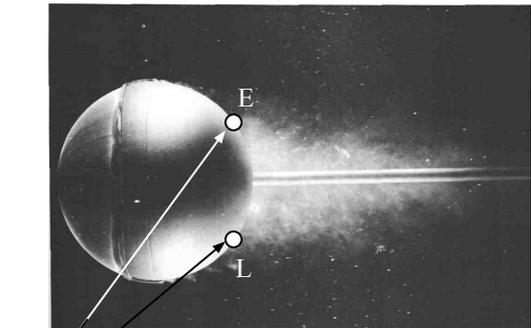
Область отрыва за плохообтекаемыми телами зависит от величины Re. При увеличении Re и переходе ламинарного течения в турбулентное (перестройка обтекания) область отрыва потока уменьшается, сопротивление давления также резко уменьшается – **явление вязкого кризиса**.



Отрыв ламинарного ПС шара почти на экваторе



Вязкий кризис при обтекании цилиндра и шара



Отрыв турбулентного ПС происходит ниже по течению (точки E и L)

Срыв потока на большей части поверхности крыла самолета МиГ – 23М (угол атаки $\approx 24^\circ$)

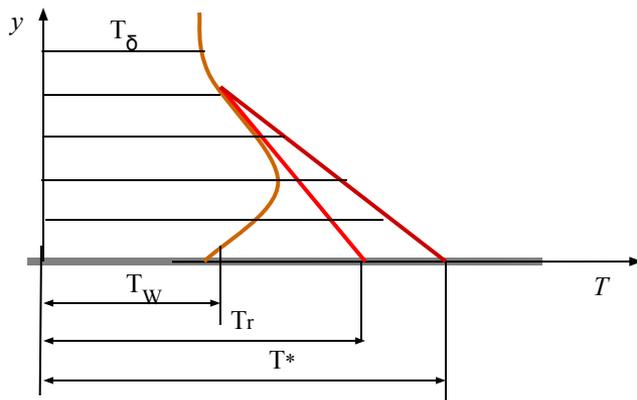
КИНЕТИЧЕСКИЙ НАГРЕВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

– 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_δ — температура на границе теплового пограничного слоя;
- T_w — температура у поверхности при теплопроводной поверхности и газе;
- T_r — температура у при теплоизолированной поверхности и наличии теплообмена между частицами воздуха;
- T^* — температура торможения(поверхность теплоизолирована и нет обмена теплом между частицами газа).

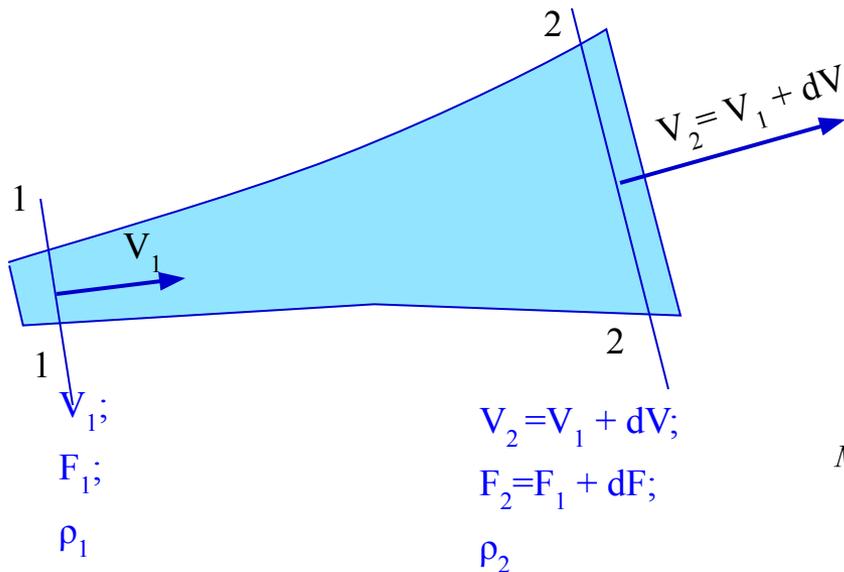
ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ.

§ 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...1947г.г.

Изменение скорости газа вдоль струи при изменении площади ее поперечного сечения



Воспользуемся уравнением постоянства расхода для струи сжимаемого газа: $\rho V F = \text{const.}$

Дифференцируем и делим почленно на $\rho V F$:

$$d(\rho V F) = V F d\rho + \rho F dV + \rho V dF = 0$$

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

$$M^2 = -\frac{\frac{d\rho}{\rho}}{\frac{dV}{V}}$$

– 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 :

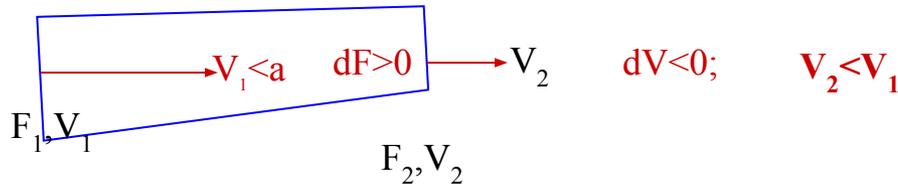


$$\frac{dF}{F} = \frac{dV}{V} (M^2 - 1).$$

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

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

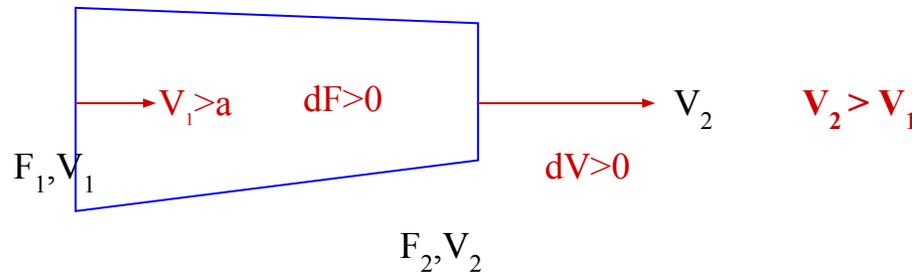
Знак dF обратен знаку dV . $F_2 > F_1$; ($dF > 0$).



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

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.*



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

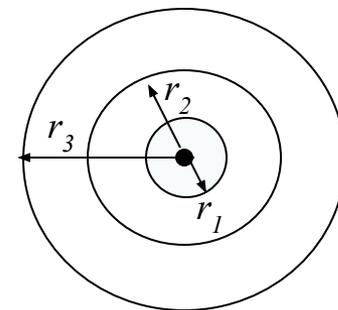
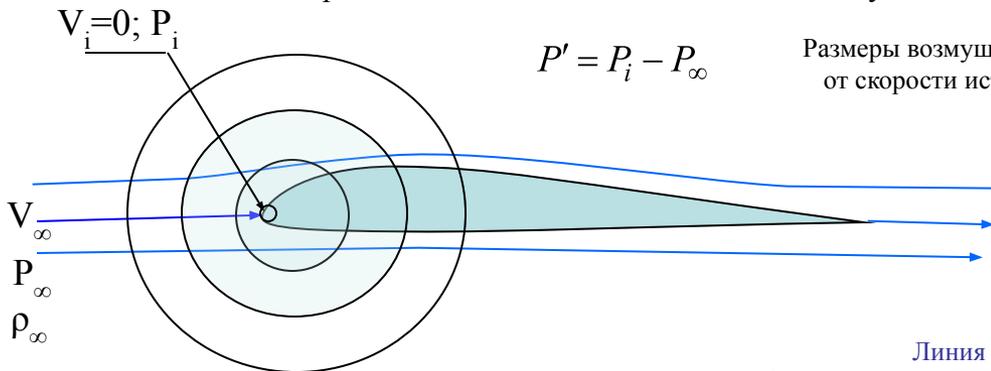
Увеличение площади поперечного сечения сверхзвуковой струи сопровождается увеличением в ней скорости. Увеличение скорости происходит за счет преобразования внутренней энергии газа в кинетическую энергию.

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.

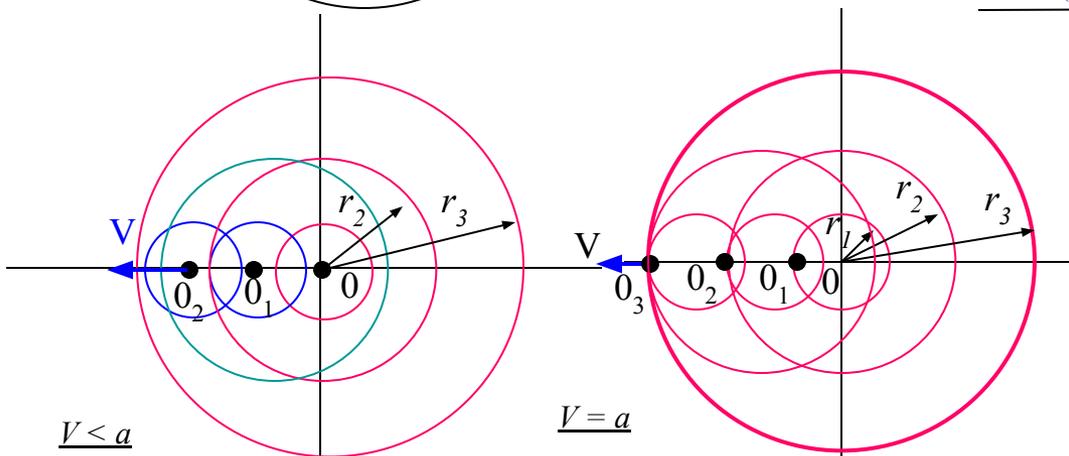
РАСПРОСТРАНЕНИЕ СЛАБЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ГАЗОВОМ ПОТОКЕ

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.



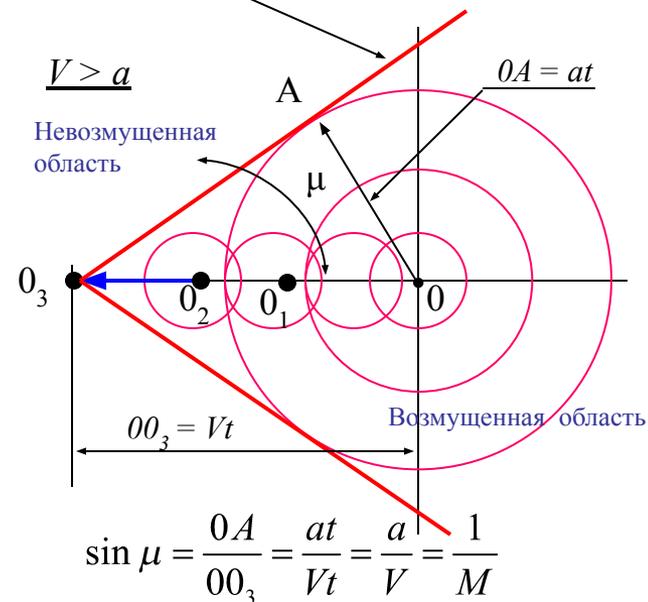
Распространение малых возмущений в неподвижной среде.

Линия (конус) возмущений (конус Маха)



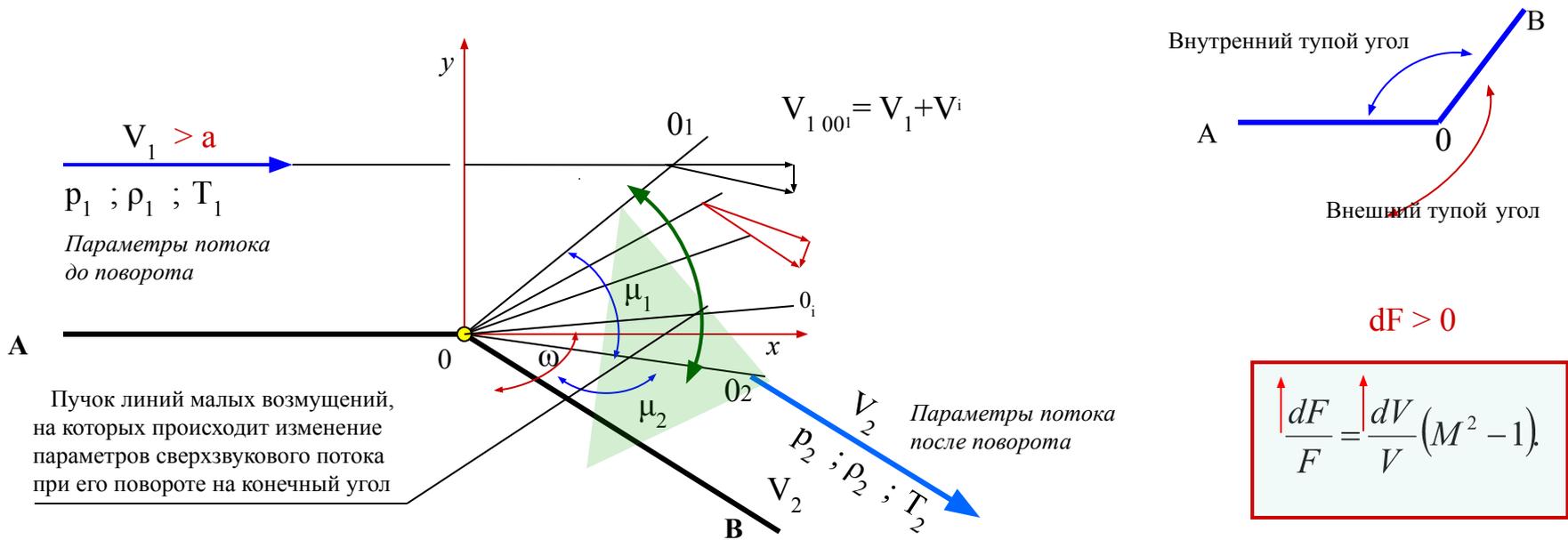
Распространение малых возмущений в дозвуковом потоке (возмущения распространяются впереди источника).

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



Поток движется параллельно стороне АО, после поворота – параллельно стороне ОВ. ω – угол поворота потока.

Скорость потока возрастает от V_1 до V_2 ;

Увеличение скорости (изменение параметров) происходит **на пучке линий малых возмущений** (характеристик) $00_1 \dots 00_2$.

$\mu_1 = \arcsin 1/M_1$ – 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 0 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 ω пользуются специальными таблицами.

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

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

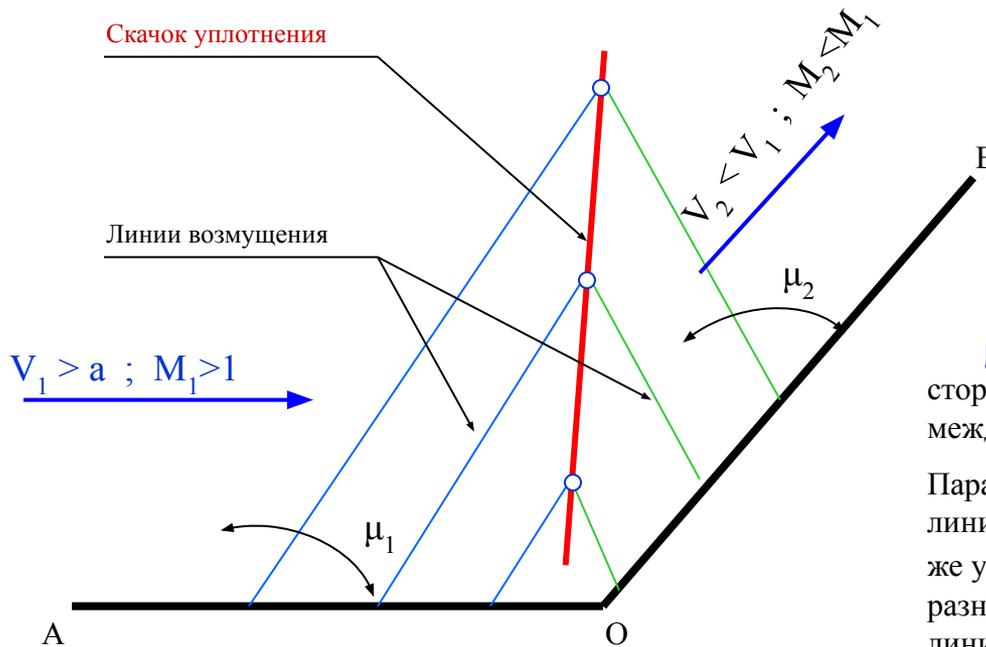
§ 1.11. СВЕРХЗВУКОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ СЖАТИЯ.

ОБРАЗОВАНИЕ УДАРНЫХ ВОЛН (СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ)

На примере обтекания внутреннего тупого угла сверхзвуковым потоком.

Каждая точка на поверхности тупого угла является источником слабых возмущений

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



μ_1, μ_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, ρ постоянны вдоль линий малых возмущений, расположенных под одним и тем же углом μ , 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**.

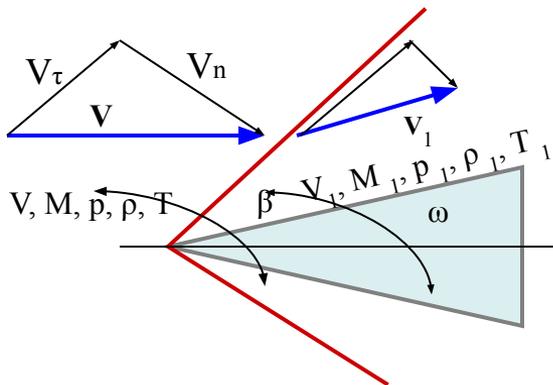
На скачке уплотнения теряется часть кинетической энергии, поэтому скорость потока уменьшается.

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, ρ, T, ω ;

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)

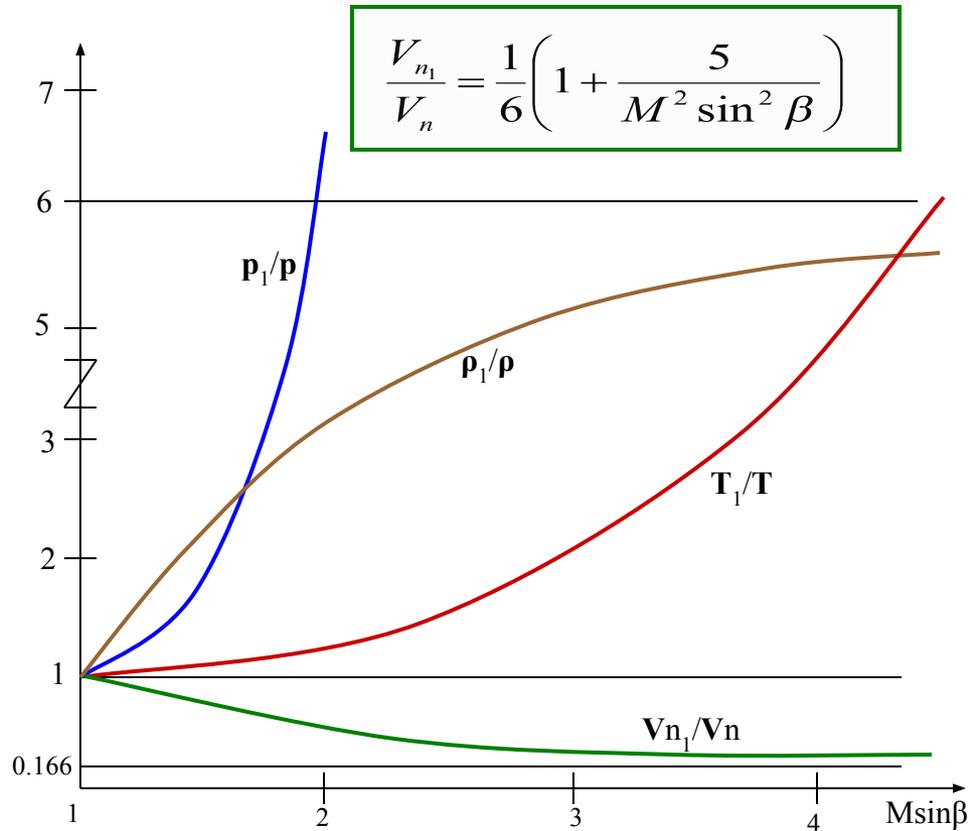
$$\frac{p_1}{p} = 1 + \frac{2k}{k+1} (M^2 \sin^2 \beta - 1)$$

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

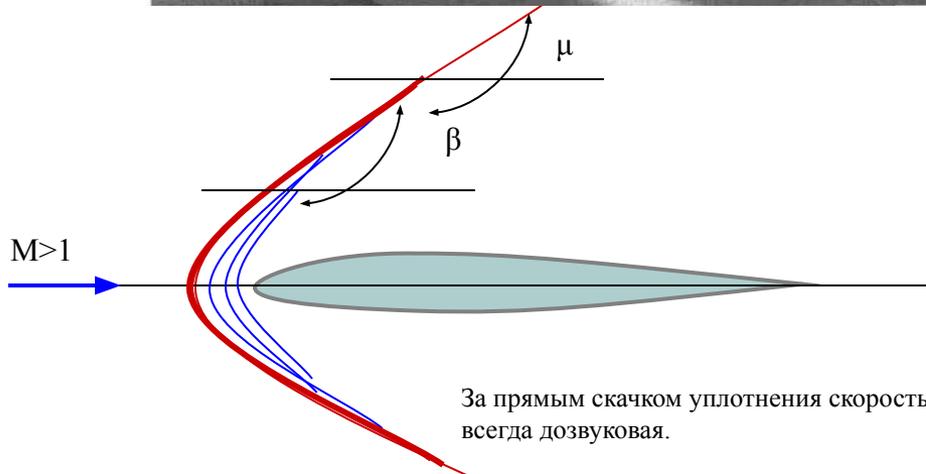
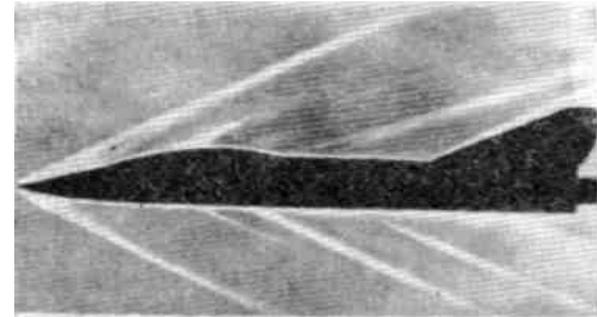
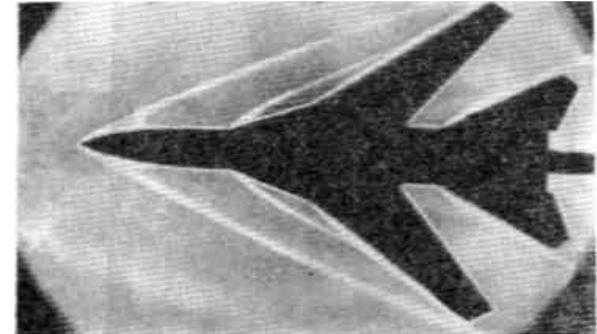
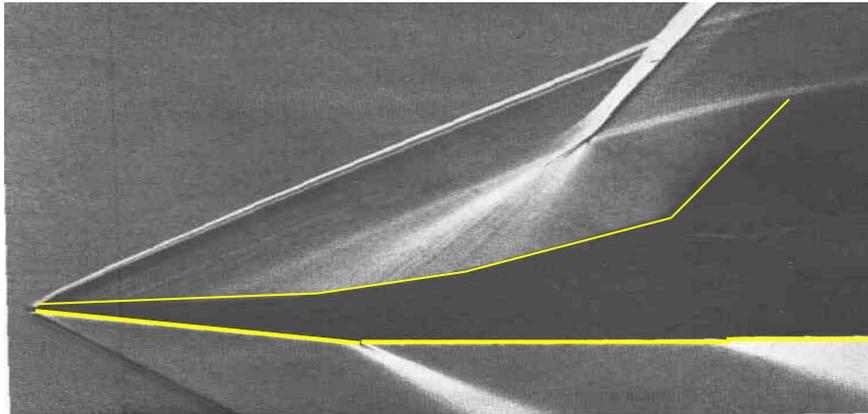
$$\frac{\rho_1}{\rho} = \frac{k+1}{(k-1) + \frac{2}{M^2 \sin^2 \beta}}$$

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.

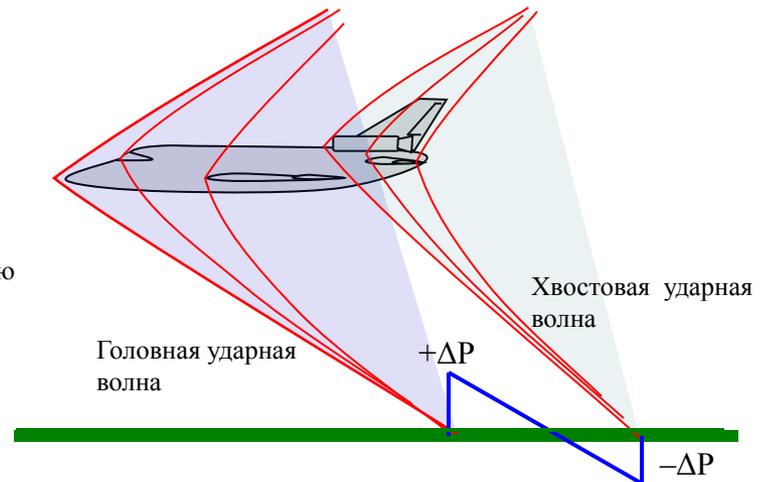
При $M \sin \beta \rightarrow \infty: \frac{\rho_1}{\rho} \rightarrow \frac{k+1}{k-1} \rightarrow 6$ (для воздуха)



ПРИМЕРЫ ОБРАЗОВАНИЯ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ
ПРИ ОБТЕКАНИИ РАЗЛИЧНЫХ ТЕЛ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

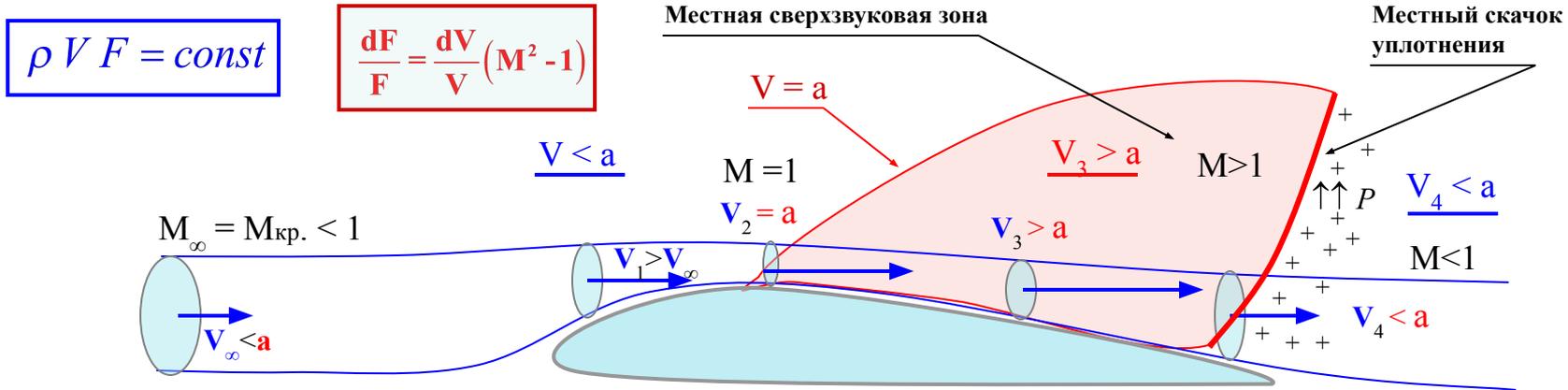


При полете на сверх звуке возникает система ударных волн. Скачки уплотнения возникающие в носовой части самолета, по мере удаления от самолета, догоняют носовую ударную волну. Скачки уплотнения, в хвостовой части самолета, возникшие в области пониженного давления, отстают и сливаются с хвостовой ударной 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.



§ 1.12. ОБРАЗОВАНИЕ МЕСТНЫХ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ. КРИТИЧЕСКОЕ ЧИСЛО M

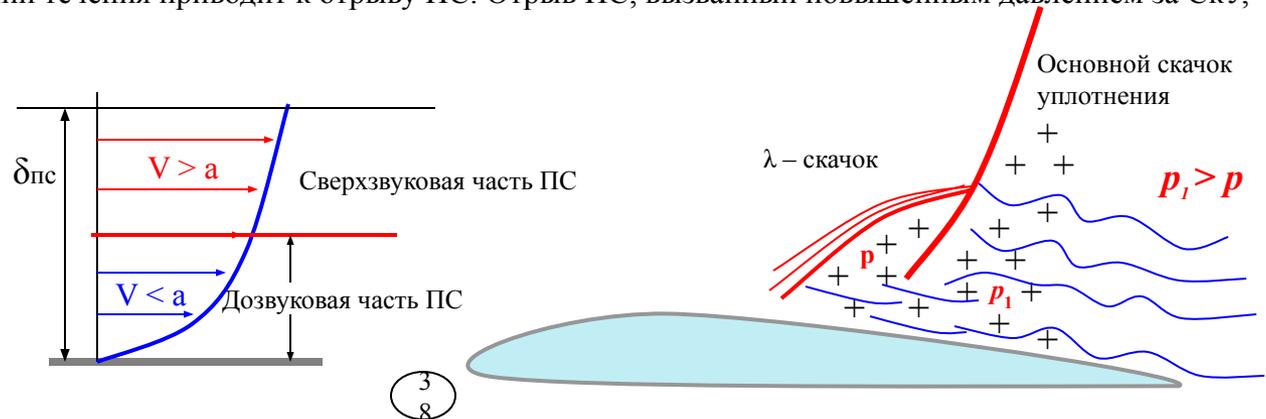
На больших дозвуковых скоростях части самолета обтекаются смешанным – дозвуковым и сверхзвуковым – потоком, в результате чего образуются **местные скачки уплотнения**, замыкающие местные сверхзвуковые зоны. Происходит не только количественное, но и качественное изменение динамики газового потока, сопровождающееся 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.

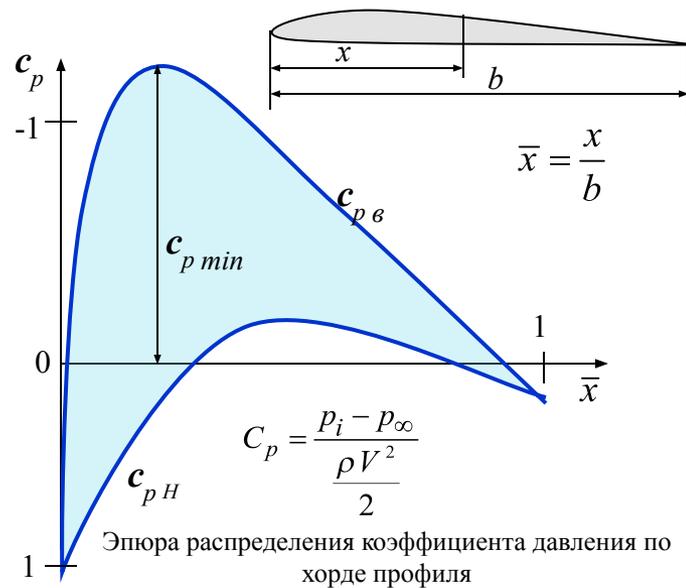
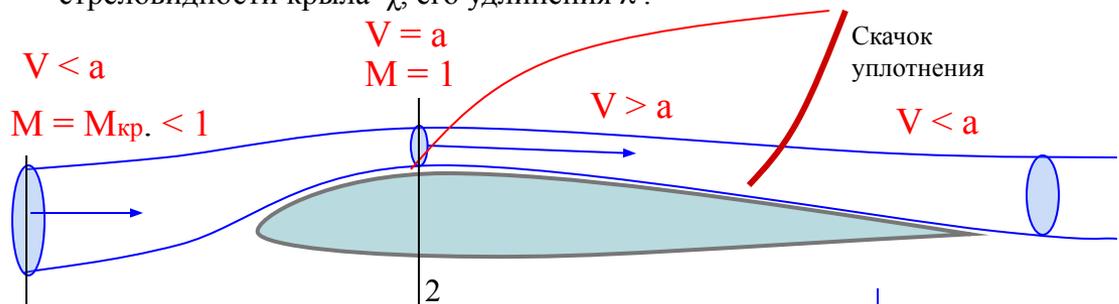
ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ПС И СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ – λ -скачок – волновой срыв. Суть в том, что частицы воздуха через дозвуковую часть погранслоя проникают в пространство перед скачком, образуя вторичный скачок уплотнения. Возрастание давления в направлении течения приводит к отрыву ПС. Отрыв ПС, вызванный повышенным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

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

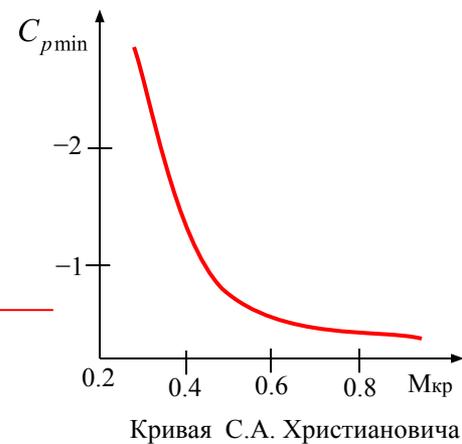
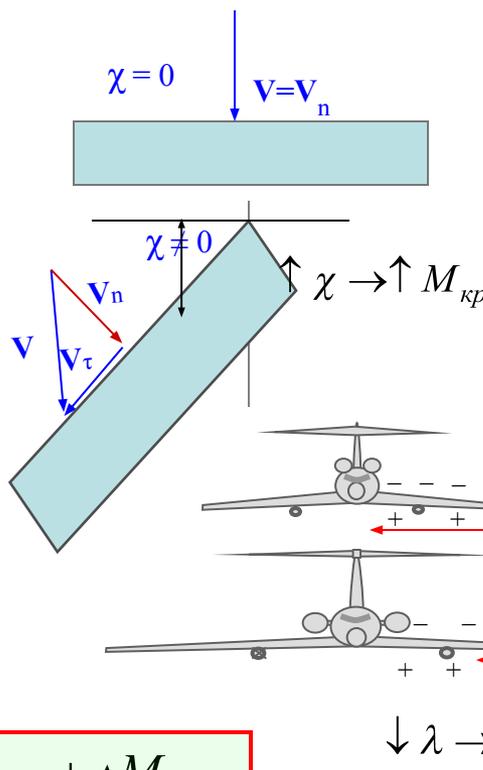
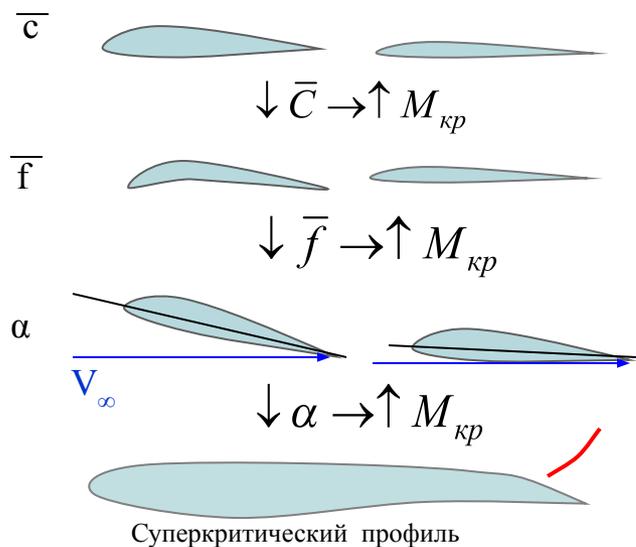


ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА КРИТИЧЕСКОЕ ЧИСЛО M

$M_{кр}$ — 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 α , стреловидности крыла χ , его удлинения λ .

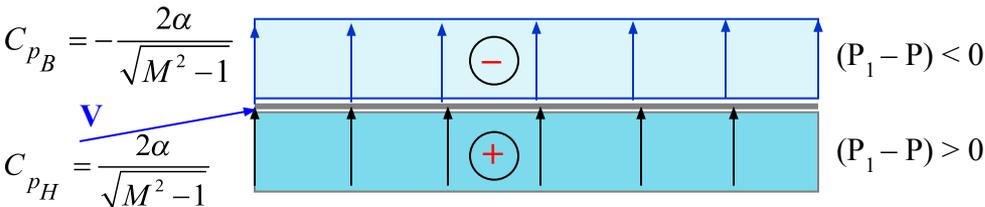
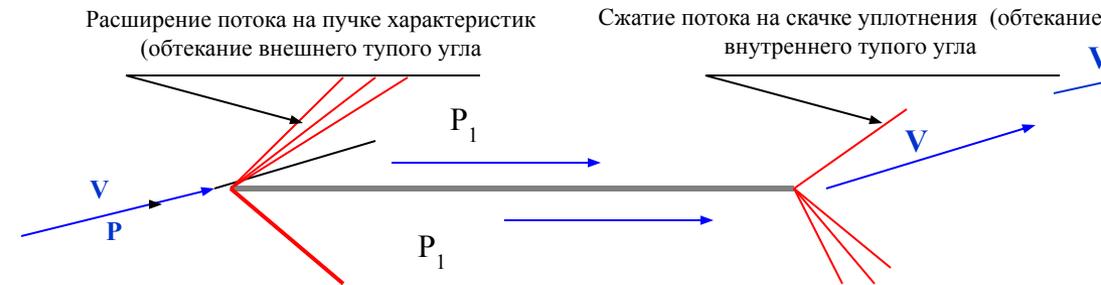


Факторы, влияющие на величину $M_{кр}$:

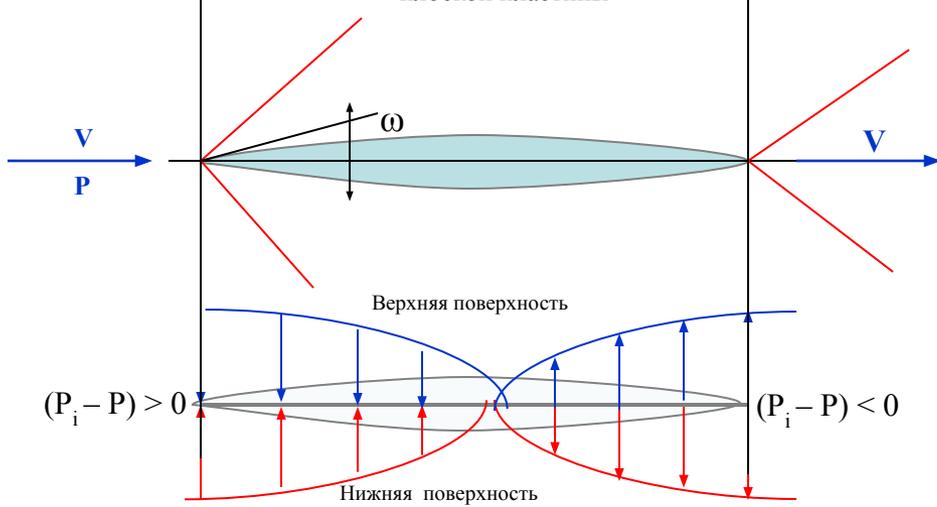


$$M_{кр.крыла} = M_{кр.проф.} + \Delta M_{кр.\lambda} + \Delta M_{кр.\chi}$$

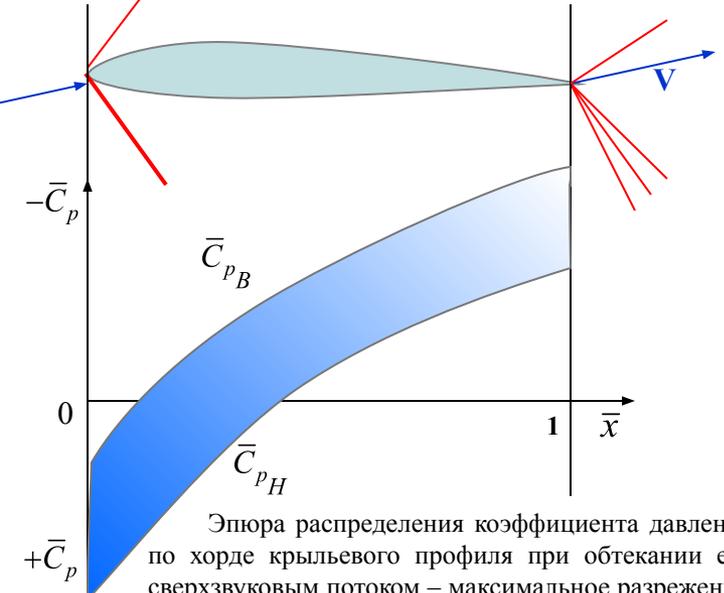
ОБТЕКАНИЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ И ПРОФИЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ



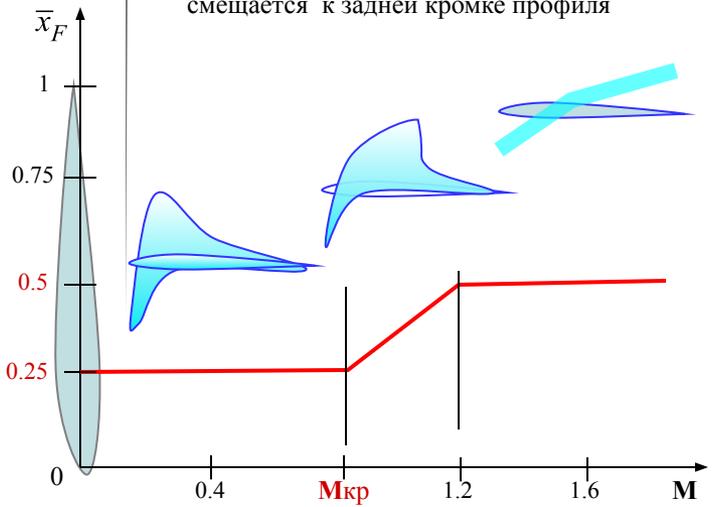
Эпюра распределения давления по верхней и нижней поверхностям плоской пластины



Эпюра распределения давления по верхней и нижней поверхностям симметричного профиля.



Эпюра распределения коэффициента давления по хорде крылевого профиля при обтекании его сверхзвуковым потоком – максимальное разрежение смещается к задней кромке профиля

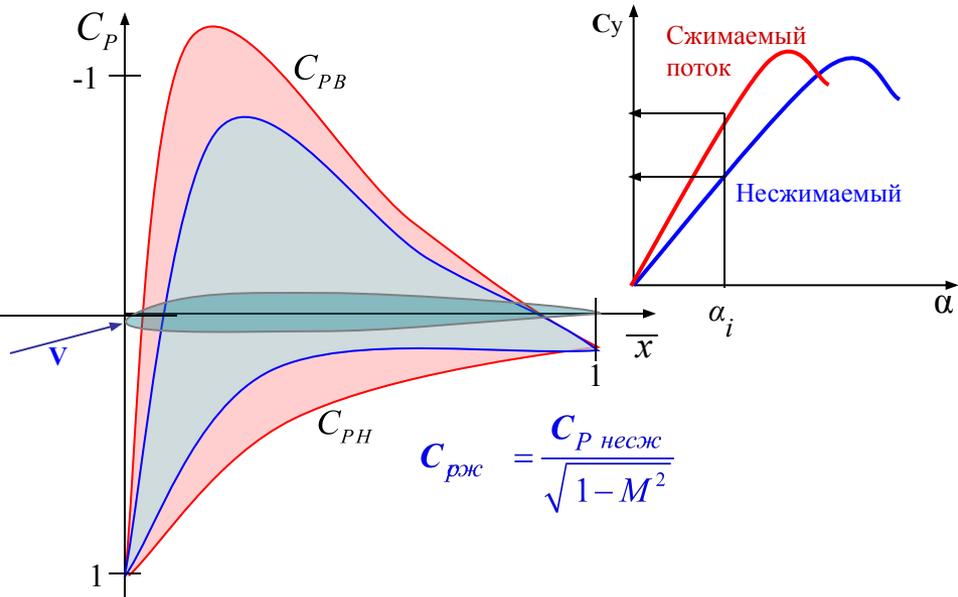


Смещение координаты фокуса самолета \bar{x}_F с 0.25 всах на дозвуке до 0.5 всах при переходе в транзвуковой и сверхзвуковой диапазоны скоростей. Это влечет за собой появление большого пикирующего момента (режим "затягивание в пикирование"), неустойчивости по скорости и необходимости установки цельноповоротного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

§ 1.13. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

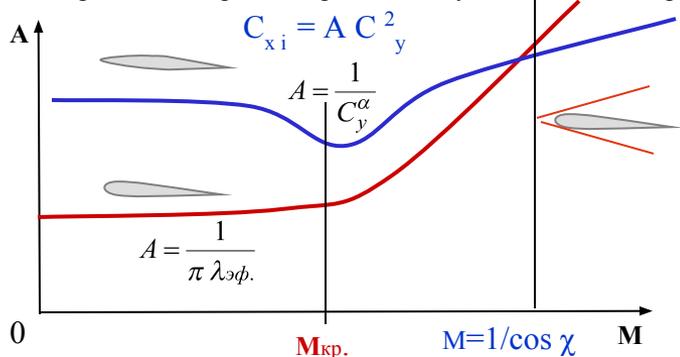
ПРИ БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ, ТРАНСЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

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



$$C_{p_{ож}} = \frac{C_{p_{несж}}}{\sqrt{1-M^2}}$$

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.

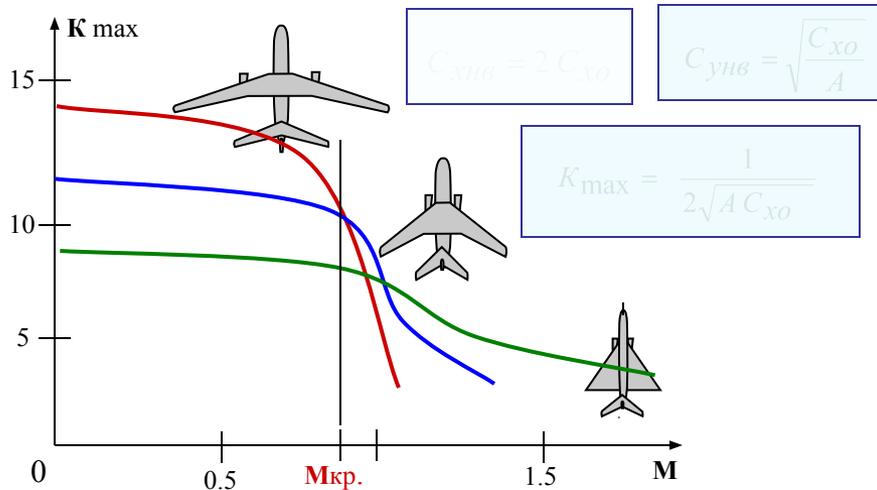
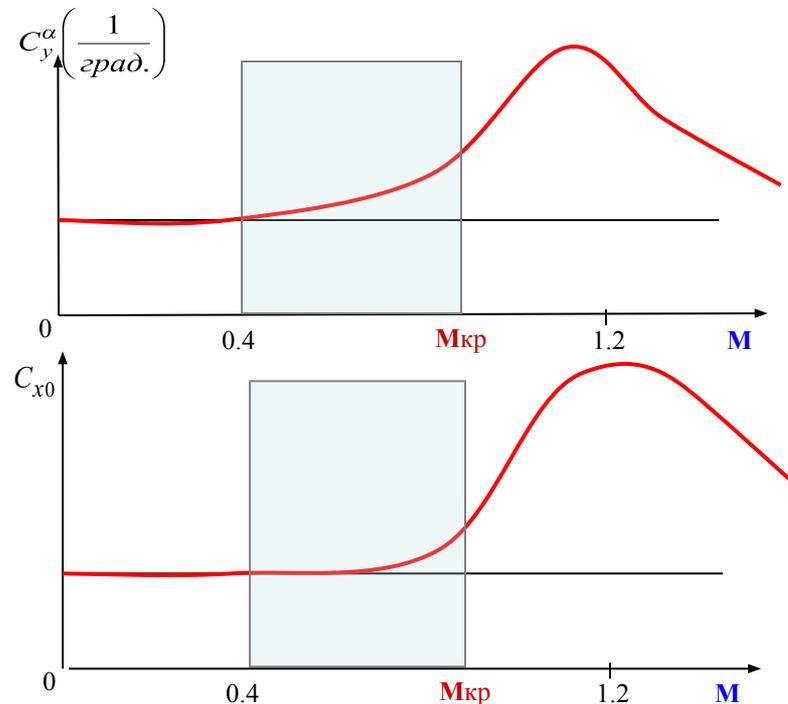


$$C_{xi} = A C_y^2$$

$$A = \frac{1}{C_y^\alpha}$$

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{эф.}}$$

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



$$C_{y_{инв}} = 2 C_{x0}$$

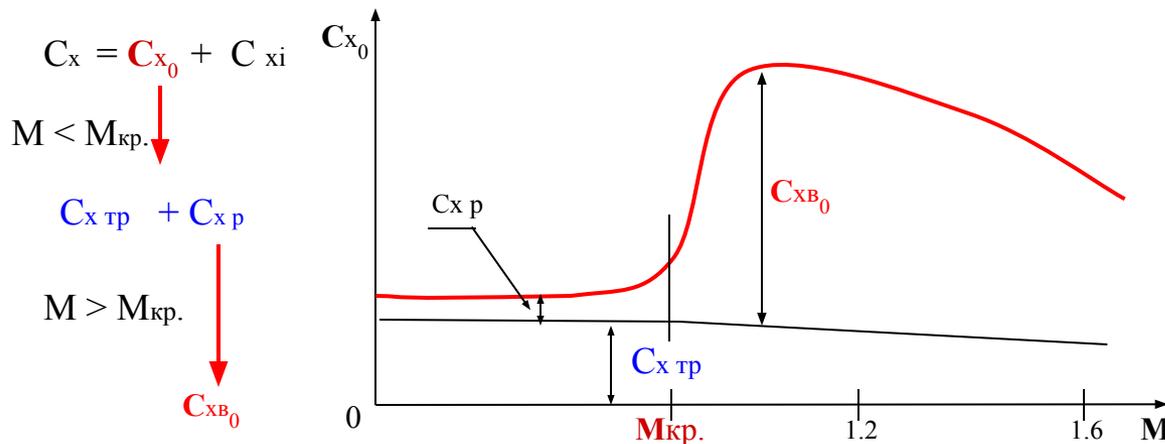
$$C_{y_{инв}} = \sqrt{\frac{C_{x0}}{A}}$$

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{A C_{x0}}}$$

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

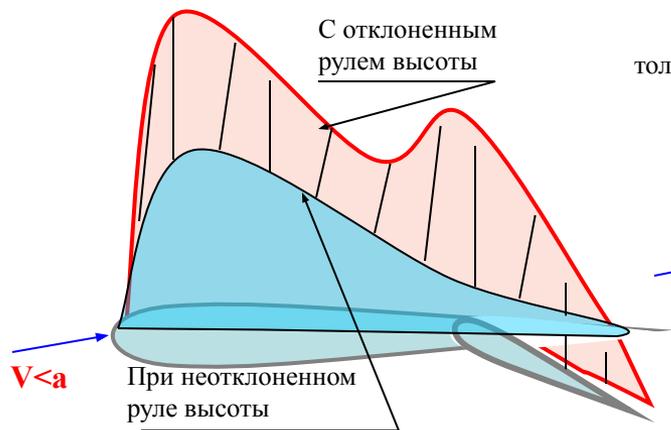
СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА(САМОЛЕТА) В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

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**.

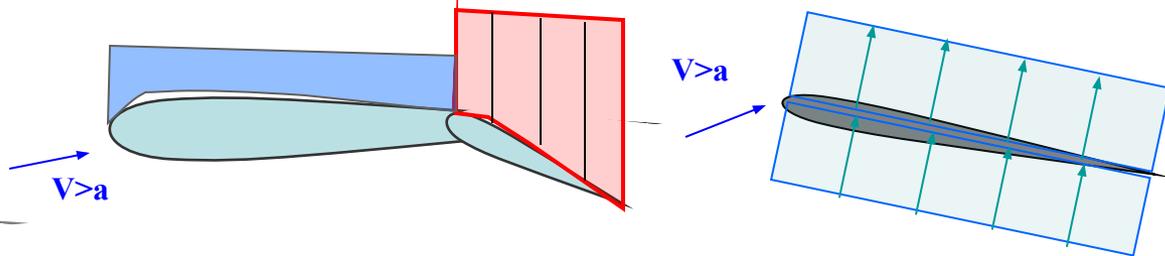


Резкое увеличение лобового сопротивления самолета (а, значит, и его потребной тяги) при $M > M_{кр}$ *требует увеличения располагаемой тяги двигателей*. Турбореактивные двигатели, устанавливаемые на дозвуковых транспортных самолетах, обеспечить ее не могут. Для этого нужны ТРД с форсажными камерами, 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



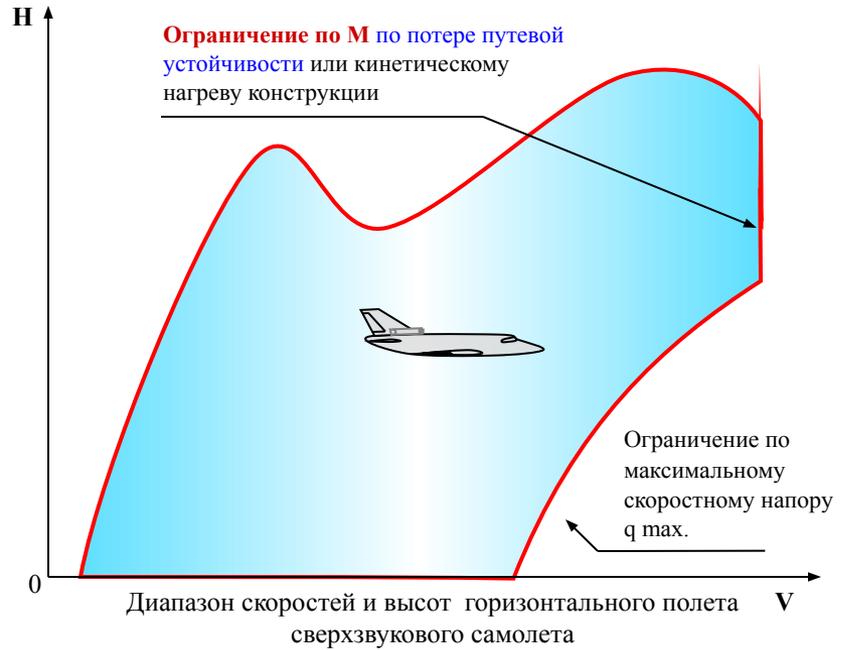
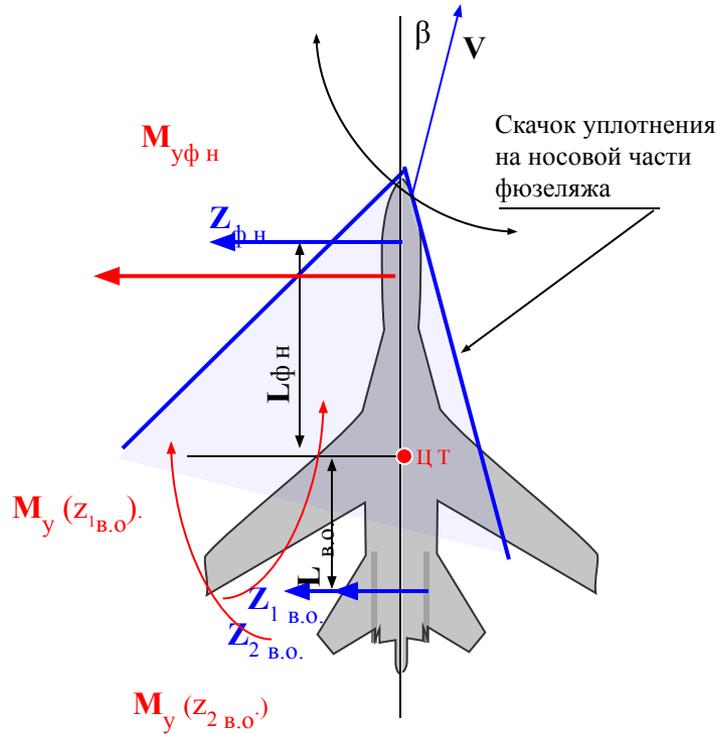
На сверхзвуковых скоростях при использовании руля высоты изменение давления происходит только над отклоненной поверхностью – вперед возмущения не распространяются



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

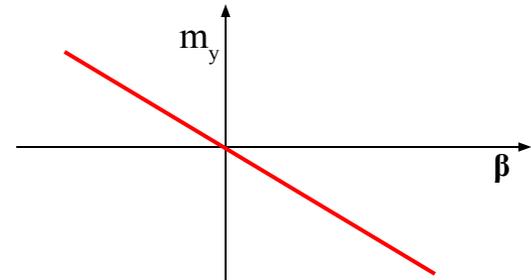


$M_{уфн}$ - момент, создаваемый боковой силой носовой части фюзеляжа при скольжении самолета на сверхзвуковой скорости (скачок уплотнения на носовой части асимметричен плоскости симметрии самолета)

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

При $M_{уфн} > 2M_{y z в.о.}$ 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..

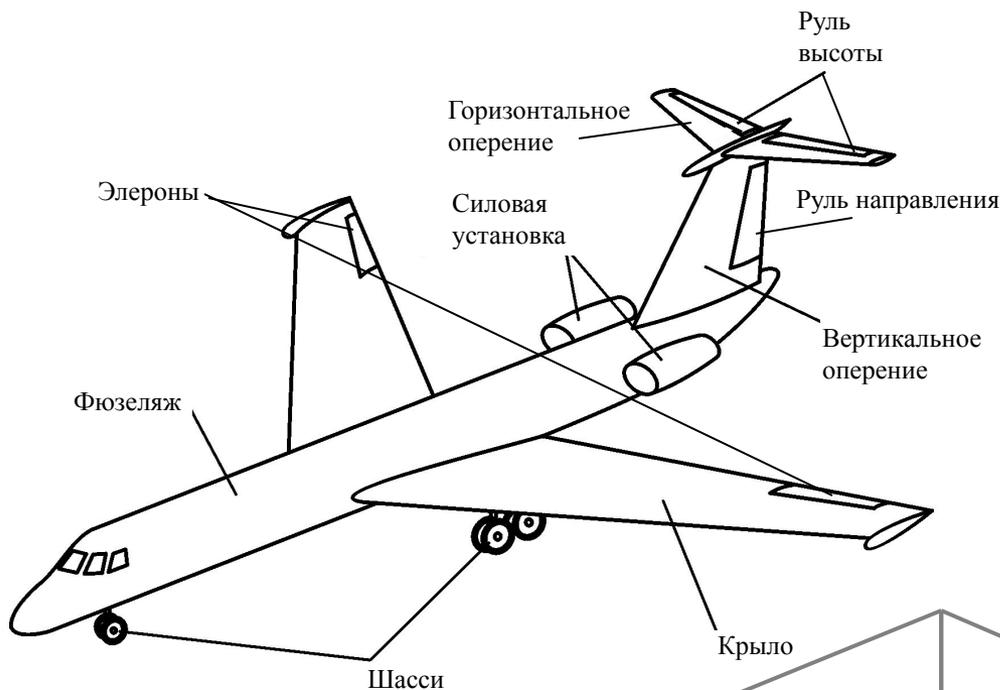
Боковая сила, образующаяся на носовой части фюзеляжа на сверхзвуке $Z_{фн}$ создает момент относительно центра масс самолета больший, чем момент от боковых сил, создаваемых вертикальным оперением – самолет становится статически неустойчивый в путевом канале. Один из способов решения вопроса путевой устойчивости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

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА.

§1.14. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Основные части самолета: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка, бортовое оборудование

Аэродинамические характеристики самолета в основном определяются крылом, а также оперением, фюзеляжем, шасси (выпущено, убрано) мотогондолами двигателей.



Несущие свойства создают: крыло, фюзеляж, оперение.

Назначение крыла: создание подъемной силы и управляющих моментов (совместно с органами управления).

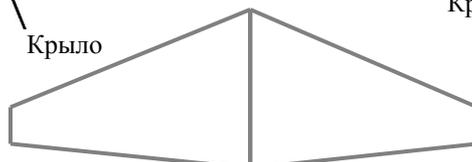
На крыле, как правило, располагаются: органы поперечного управления (элероны, флапероны, интерцепторы), механизация передней и задней кромок (предкрылки, отклоняемые носки, закрылки, элевоны...), мотогондолы двигателей, шасси, различные подвески (топливные баки, вооружение и т.п. – на военных самолетах).

Форма крыла в плане

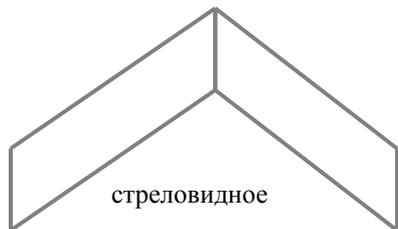
Крыло сложной формы (с наплывом)



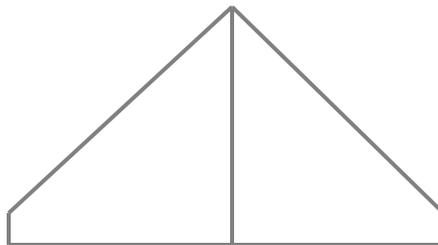
прямоугольное



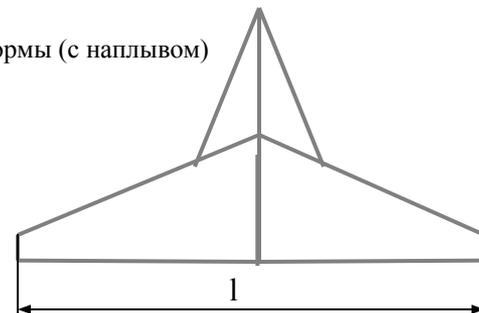
трапецевидное



стреловидное



треугольное



Размах крыла – $l(L)$;

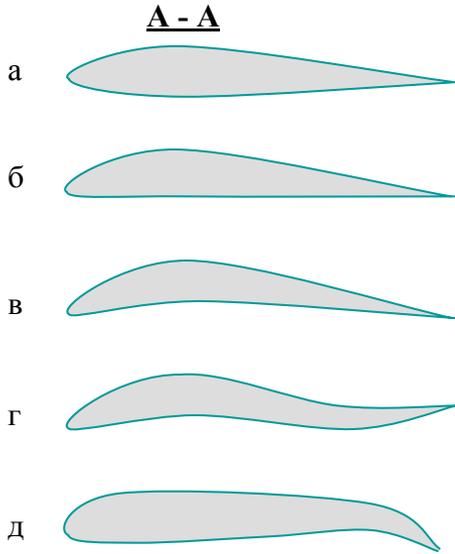
Удлинение крыла: $\lambda = \frac{l^2}{S}$

Сужение крыла: $\eta = \frac{b_o}{b_k}$

ГЕОМЕТРИЯ ПРОФИЛЯ

Профиль крыла – сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета. Благодаря профилю поток при обтекании верхней поверхности поджимается, создается разрежение и подъемная сила (как результат разности давлений под и над крылом)

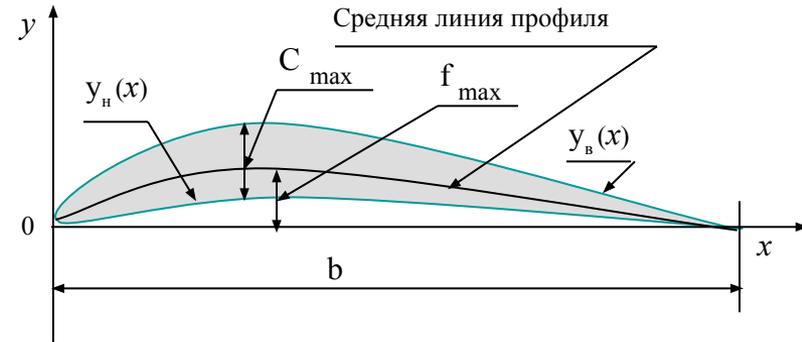
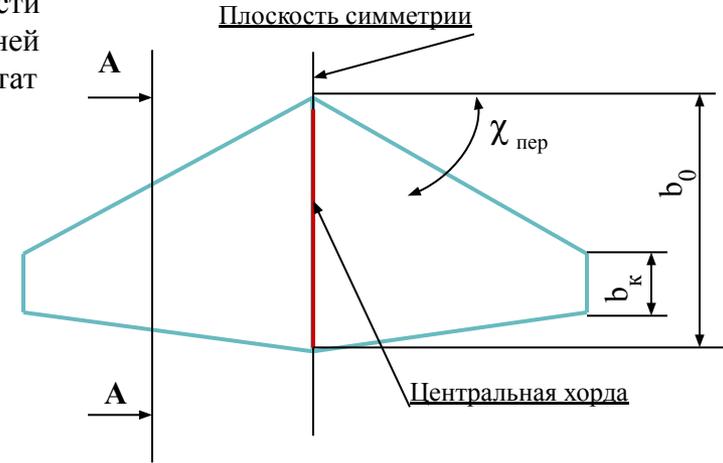
Формы профилей – двояковыпуклый симметричный (а), плосковыпуклый несимметричный (б); выпукло-вогнутый (в); S-образный (г); суперкритический (д).



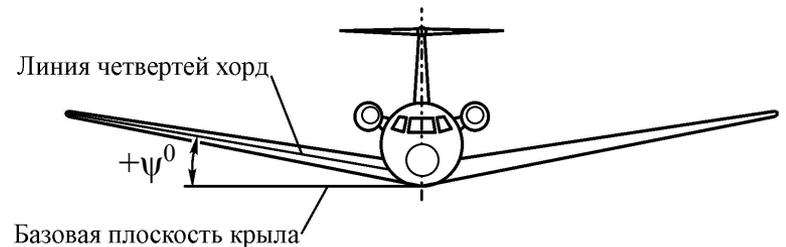
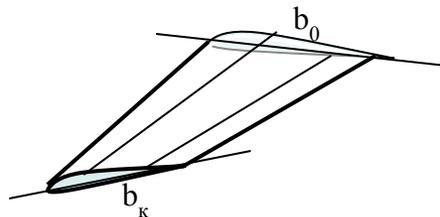
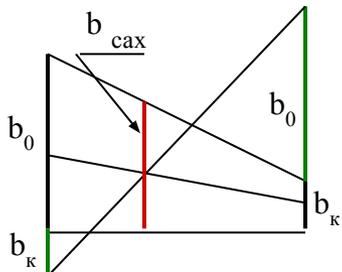
Геометрические характеристики профиля: хорда профиля b , относительная толщина профиля \bar{c} , относительная кривизна профиля \bar{f} , относительная координата максимальной толщины \bar{x}_c ; относительный радиус закругления носка профиля \bar{r}

Стреловидность крыла χ – по передней кромке, по линии 0.25 хорд, по задней кромке

Хорды крыла: центральная, концевая, средняя аэродинамическая $b_{сax}$

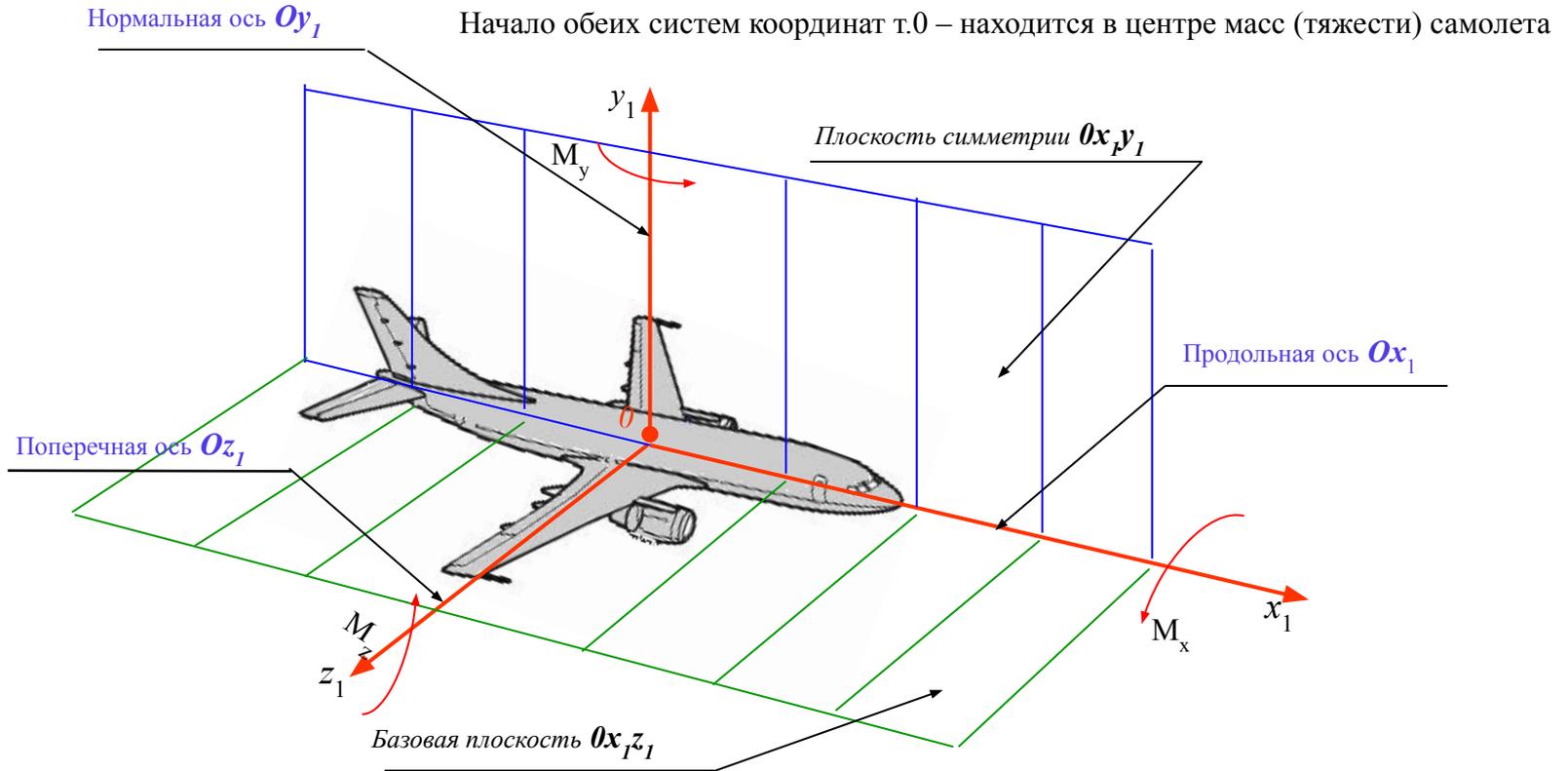


Геометрические характеристики крыла: размах крыла l , площадь крыла S , сужение крыла η , удлинение крыла λ . Поперечное V крыла ψ (положительное или отрицательное). Крыло также характеризуется геометрической или аэродинамической круткой.



§1.15. СВЯЗАННАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ $Ox_1y_1z_1$

В аэродинамике используются две правые, прямоугольные системы координат – скоростная (для определения аэродинамических сил) и связанная(для определения аэродинамических моментов, действующих на самолет).



Проекция результирующей аэродинамической силы R на оси связанной системы координат – продольная сила X_1 , нормальная сила Y_1 , поперечная сила Z_1

Проекция результирующего момента M на оси связанной системы координат – момент крена M_x , рыскания M_y , тангажа M_z .

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

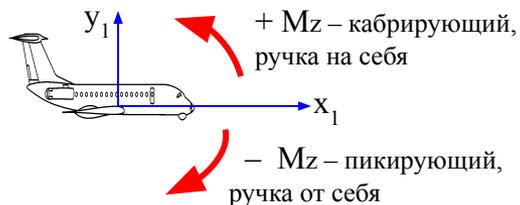
Поскольку моменты определяются только в связанной системе координат, то индекс 1 в обозначении моментов и их коэффициентов – опускаем.

Коэффициенты момента крена, рыскания и тангажа (определяются в связанной системе координат):

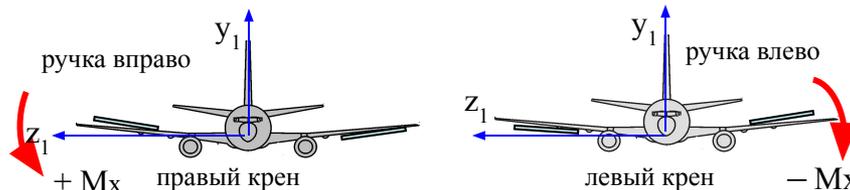
$$m_x = \frac{M_x}{q S l}; \quad m_y = \frac{M_y}{q S l}; \quad m_z = \frac{M_z}{q S b_a}$$

Знаки моментов:

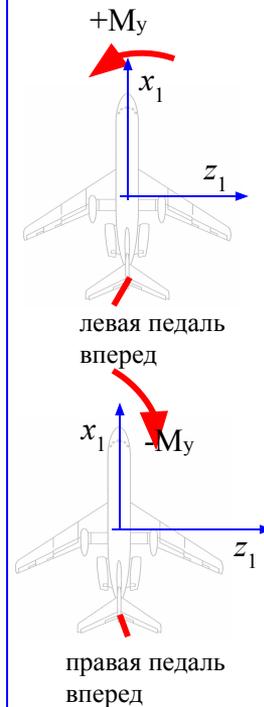
Управляющий момент рыскания
(путевой момент)



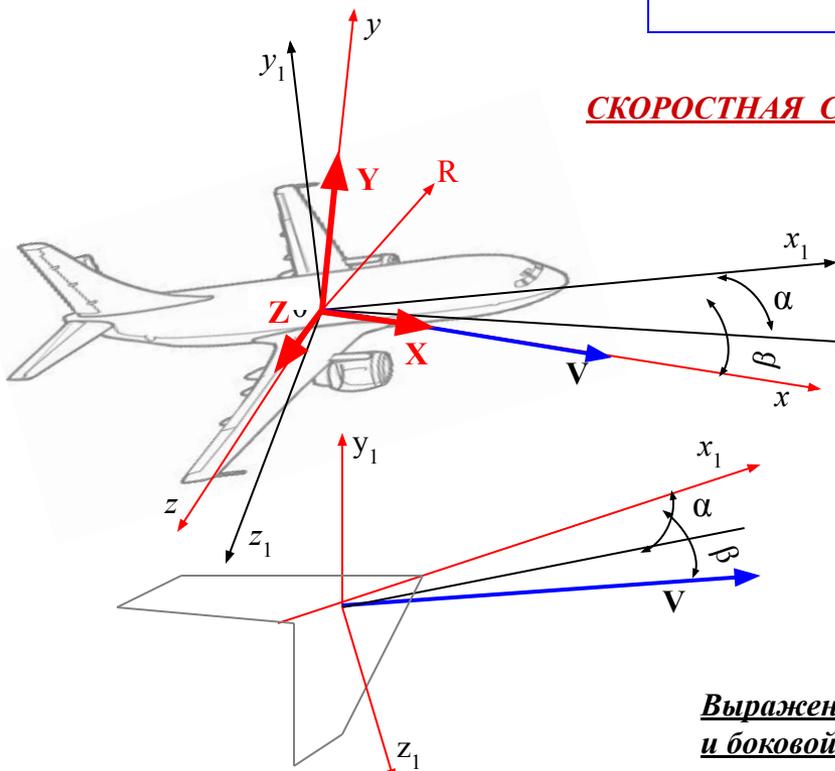
Управляющий момент тангажа



Управляющий момент крена



СКОРОСТНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ Oxyz



Скоростная ось Oх – направлена по вектору скорости самолета (крыла);
Ось Oy – ось подъемной силы, перпендикулярна оси Oх и лежит в плоскости симметрии самолета (крыла);
Ось Oz – боковая ось направлена вдоль правой плоскости и перпендикулярна плоскости Oxy.

Положение самолета (крыла) относительно вектора скорости полностью определяется углом атаки α и углом скольжения β .

Угол атаки α - угол между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии и продольной осью самолета. Угол скольжения β – угол между вектором скорости и плоскостью симметрии самолета.

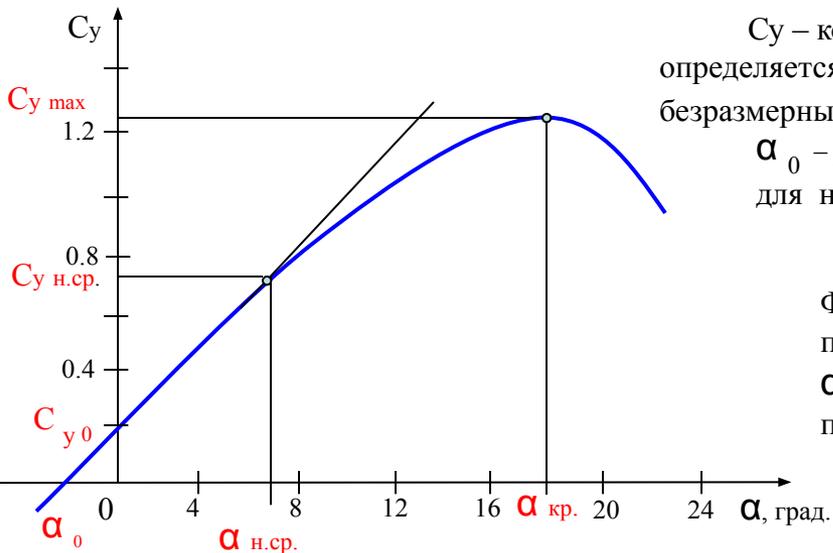
Для крыла угол атаки α – угол между вектором скорости и центральной хордой крыла.

Выражения для коэффициентов подъемной силы, силы лобового сопротивления и боковой силы:

$$R = C_R \frac{\rho V^2}{2} S = C_R q S \quad Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S; \quad \bar{O} = c_o \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Z = c_z \frac{\rho V^2}{2} S. \quad C_y = \frac{Y}{q S}; \quad C_x = \frac{X}{q S}; \quad C_z = \frac{Z}{q S};$$

§ 1.16. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛЬЕВ

– это зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от различных параметров, влияющих на их величину.



C_y – коэффициент подъемной силы, характеризует несущие свойства крыла, определяется разностью давлений между верхней и нижней поверхностями крыла, безразмерный. α , градусы, – текущее значение угла атаки крыла.

α_0 – угол атаки нулевой подъемной силы. Для симметричного профиля $\alpha_0 = 0$, для несимметричных – $\alpha_0 \neq 0$.

$C_y^\alpha \left[\frac{1}{град} \right]$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки.

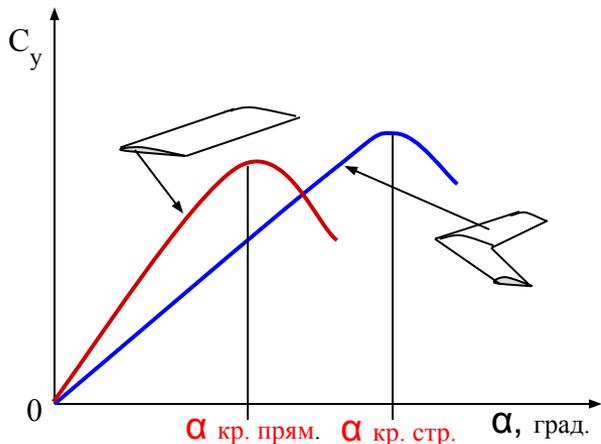
Физический смысл – показывает приращение коэффициента подъемной силы при увеличении угла атаки на один градус.

$\alpha_{н.ср.}$ – угол атаки начала срыва потока, до этого угла зависимость $C_y(\alpha)$ прямопропорциональная, справедлива зависимость: $C_y = C_{y0} + C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0)$

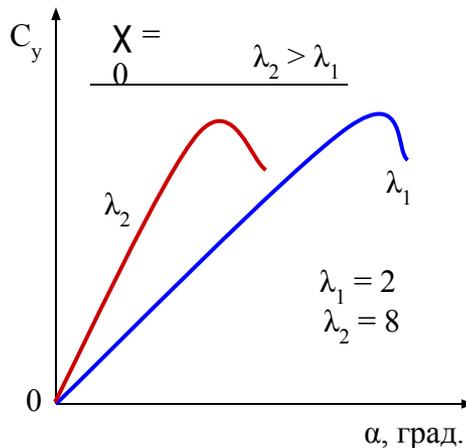
или $C_y = C_{y0} + C_y^\alpha \alpha$

C_{y0} – коэффициент подъемной силы при нулевом угле атаки.

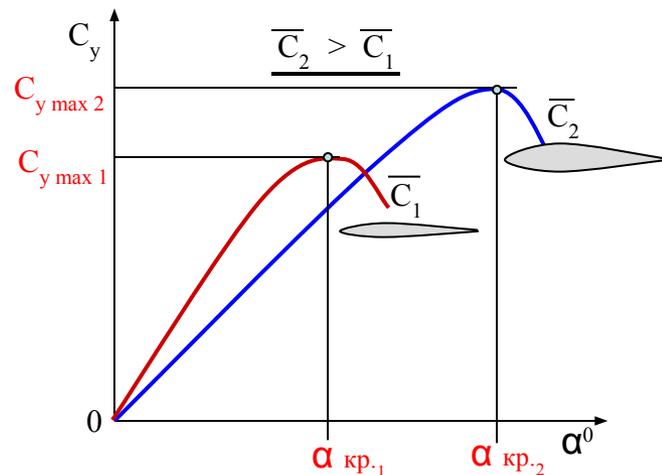
Зависимость коэффициента подъемной силы крыла C_y от угла атаки α



Зависимость коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α для прямоугольного и стреловидного крыльев.

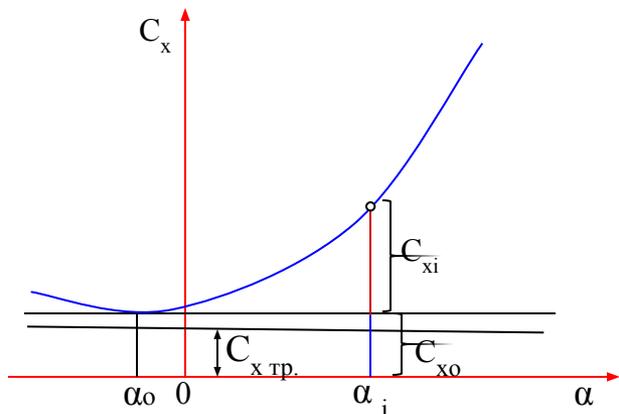


Влияние удлинения прямоугольного крыла на производную C_y^α .



Влияние относительной толщины профиля крыла на зависимость $C_y(\alpha)$.

ГРАФИКИ ЗАВИСИМОСТЕЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ КРЫЛА ОТ УГЛА АТАКИ

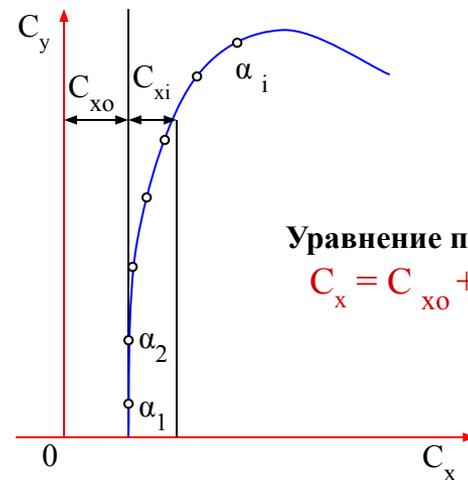


Зависимость $C_x(\alpha)$ крыла

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i}$$

$$\downarrow \qquad \qquad \downarrow$$

$$C_{x_{тр}} + C_{xp} \quad AC_y^2$$



Уравнение поляры:

$$C_x = C_{x_0} + AC_y^2$$

Поляра крыла - зависимость $C_x(C_y)$ крыла

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО
(представляет собой показатель аэродинамического совершенства крыла, компоновки самолета в целом):

$$K = Y/X = C_y / C_x$$

Вывод значений для $C_{x_{нв}}$, $C_{y_{нв}}$ и K_{max} :

$$\dot{E} = \frac{\tilde{N}'_o}{\tilde{N}'_{o_i} + A\tilde{N}'^2_o} ; \quad \frac{dK}{dC_y} = \frac{C_{x_0} + AC_{y_{нв}}^2 - 2AC_{y_{нв}}^2}{(C_{x_0} + AC_{y_{нв}}^2)^2} = 0$$

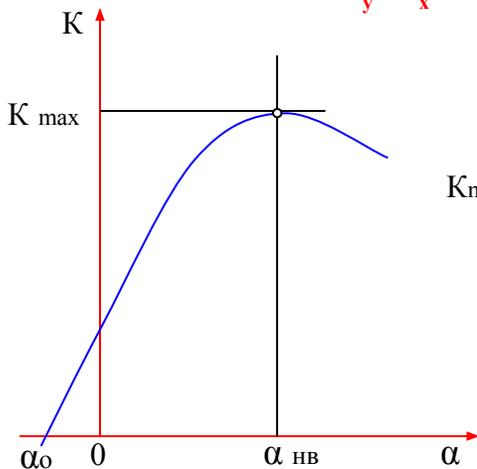
$$C_{x_0} = AC_{y_{нв}}^2$$

$$C_{x_{нв}} = 2C_{x_0}$$

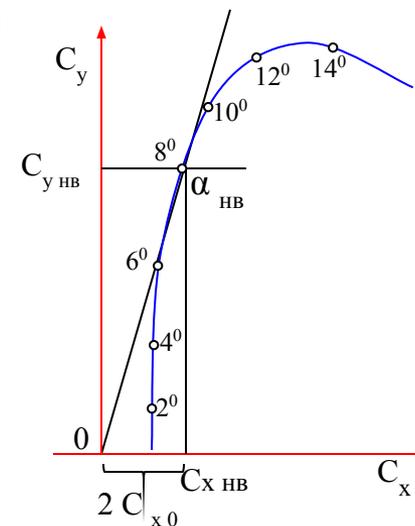
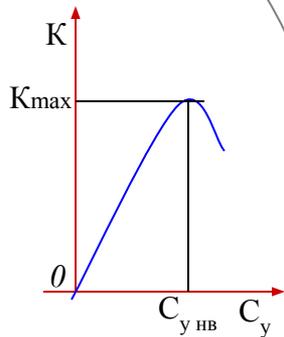
$$C_{y_{нв}} = \sqrt{\frac{C_{x_0}}{A}}$$

$$K_{max} = \frac{C_{y_{нв}}}{C_{x_{нв}}} = \frac{\sqrt{\frac{C_{x_0}}{A}}}{2C_{x_0}} = \frac{1}{2\sqrt{AC_{x_0}}}$$

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{AC_{x_0}}}$$



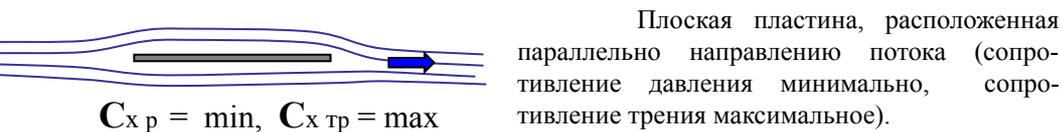
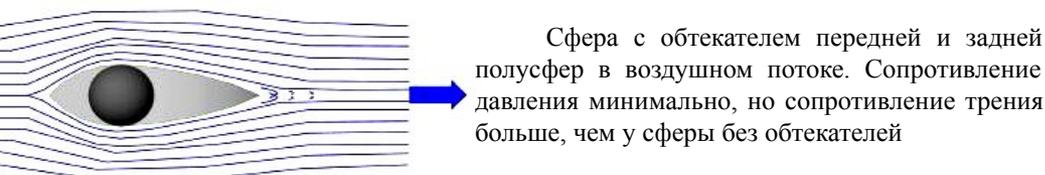
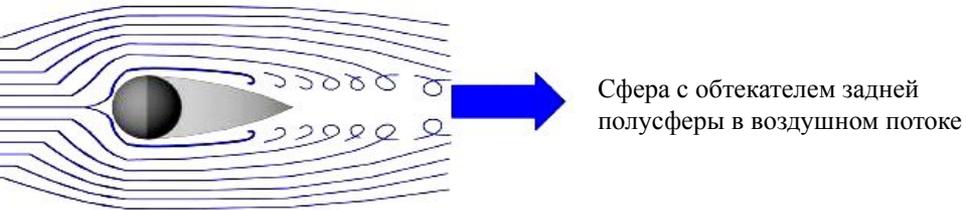
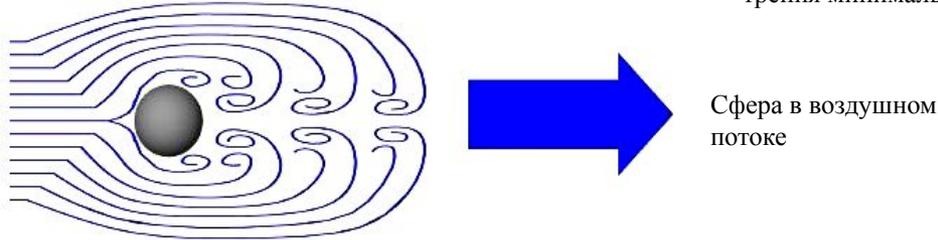
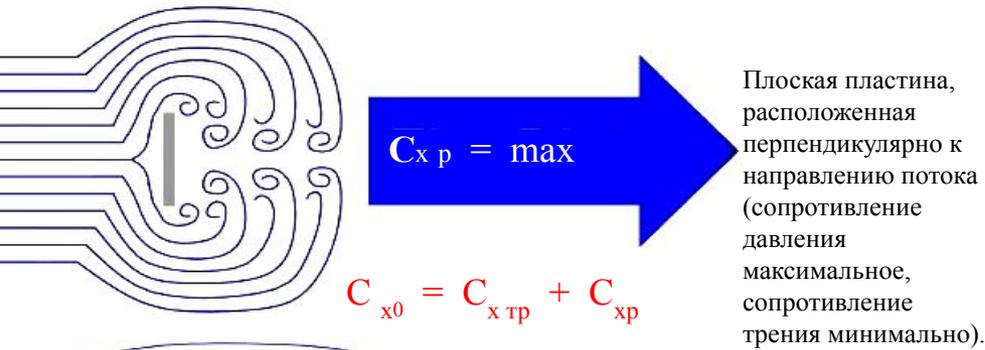
Зависимости $K(\alpha)$ и $K(C_y)$ крыла



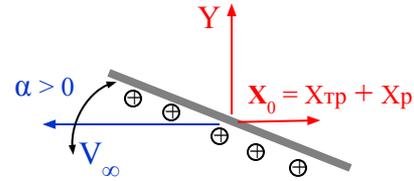
Определение $C_{x_{нв}}$, $C_{y_{нв}}$, $\alpha_{нв}$

§ 1.17. ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ТЕЛА НА ПРОФИЛЬНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

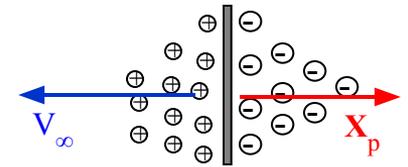
(СОПРОТИВЛЕНИЕ ТРЕНИЯ И ДАВЛЕНИЯ)



Во всех рассмотренных случаях подъемная сила равна 0, так как обтекаются симметричные тела и вектор скорости лежит в плоскости симметрии этих тел.



Образование подъемной силы Y и силы лобового сопротивления профильного X_0 на пластине при положительном угле атаки α .



Образование сопротивления давления: на передней стенке поток тормозится, давление возрастает. На задней стенке частицы воздуха эжектируются внешним потоком – увеличивается разрежение

ЗНАЧЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ C_{x0} РАЗЛИЧНЫХ ТЕЛ

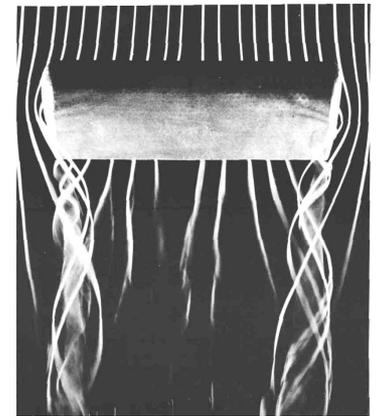
Наименование тела	Схематический рисунок тела	Значение к-та C_{x0}
Плоская пластина		0.64
Выпуклая пластина		0.7
Крыло		0.02
Шар		0.1
Каплевидное тело $\lambda = 6$ $\lambda = l/d$		0.038
Каплевидное тело $\lambda = 5$		0.036
Каплевидное тело $\lambda = 4$		0.035

§1. 18. ОБРАЗОВАНИЕ СКОСА ПОТОКА И ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ НА КРЫЛЕ КОНЕЧНОГО РАЗМАХА

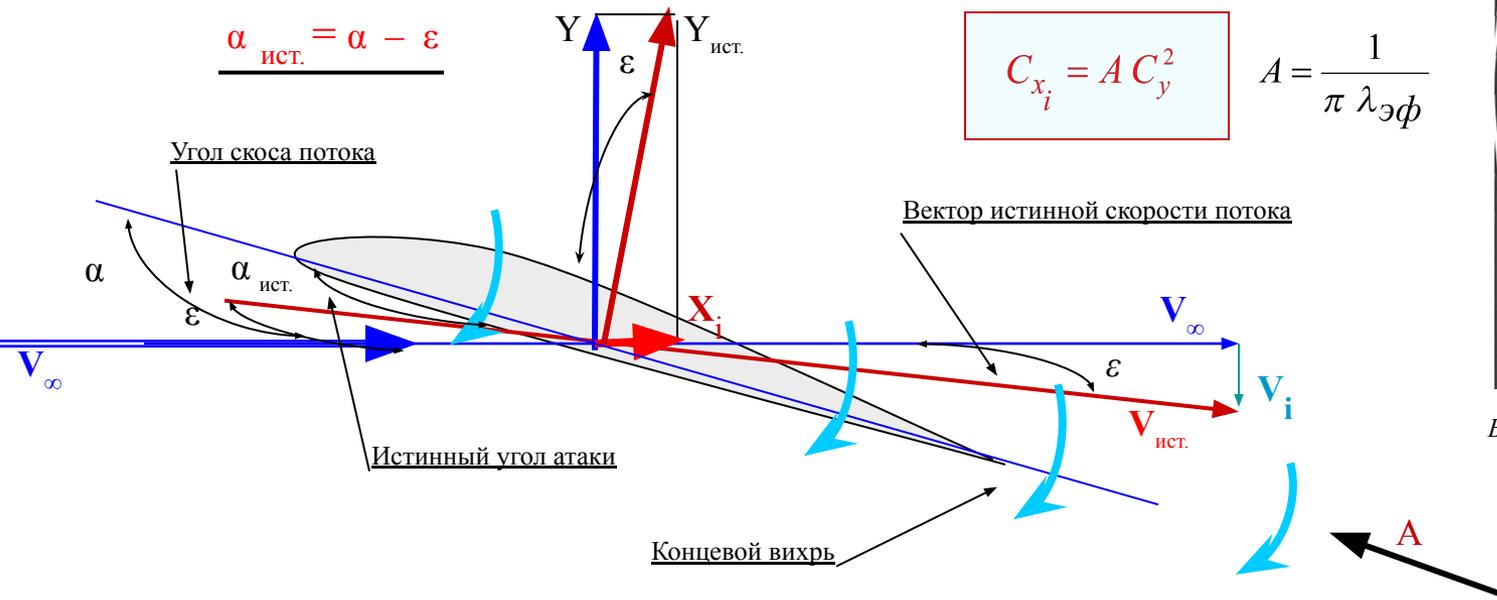
$$\alpha_{\text{ист.}} = \alpha - \varepsilon$$

$$C_{x_i} = A C_y^2$$

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{эф}}}$$



Визуализация концевых вихрей в гидродинамической трубе.

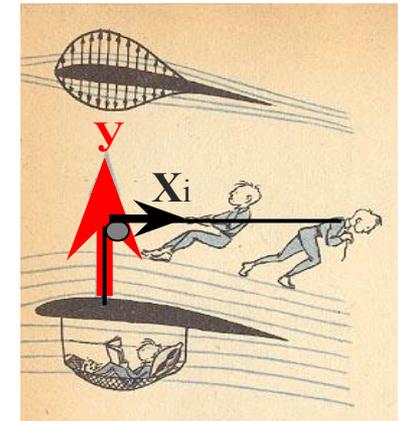
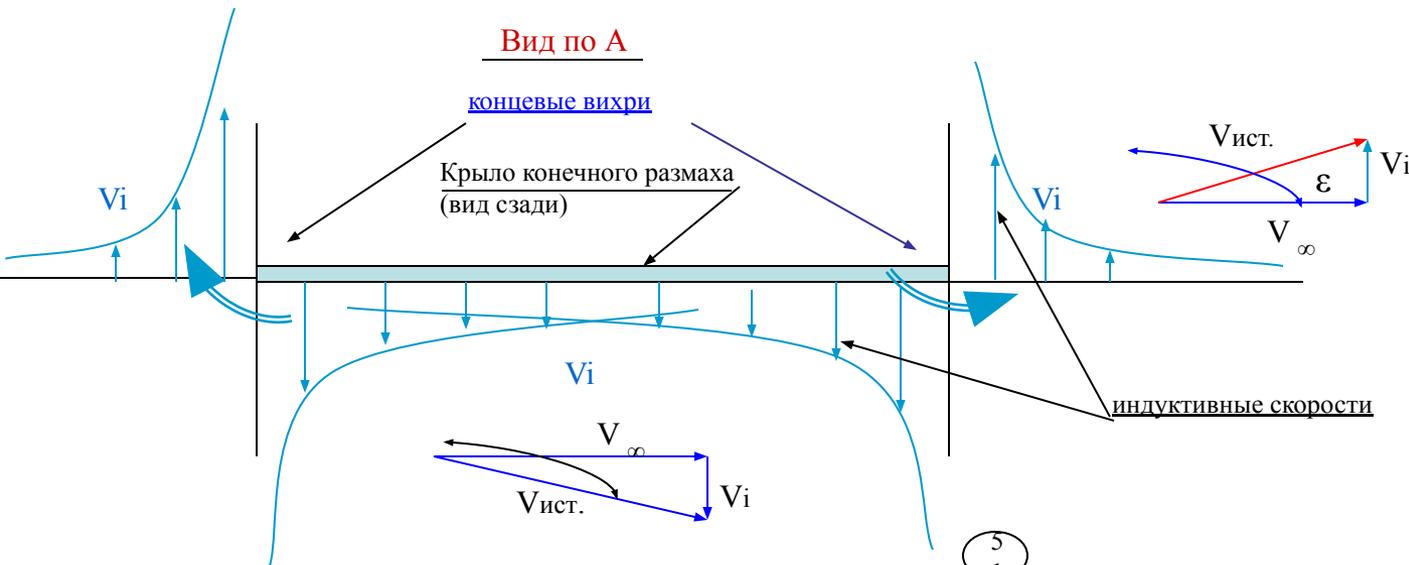


Вид по А

концевые вихри

Крыло конечного размаха (вид сзади)

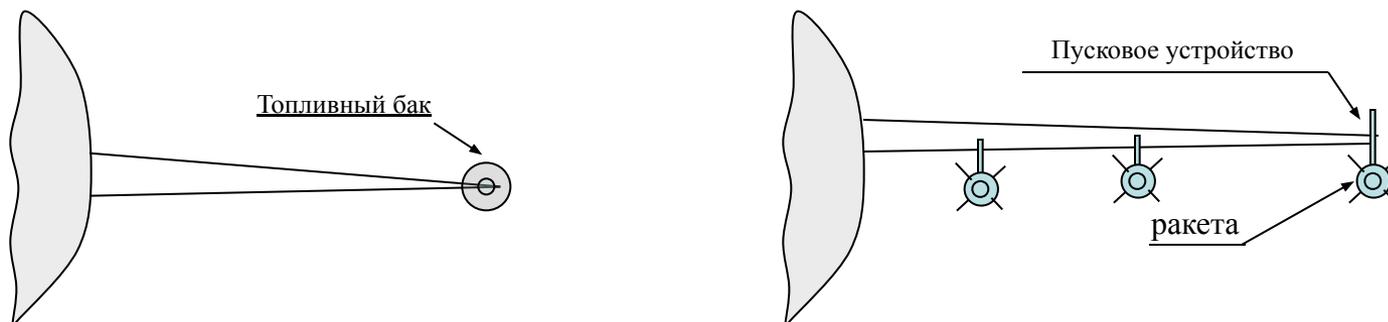
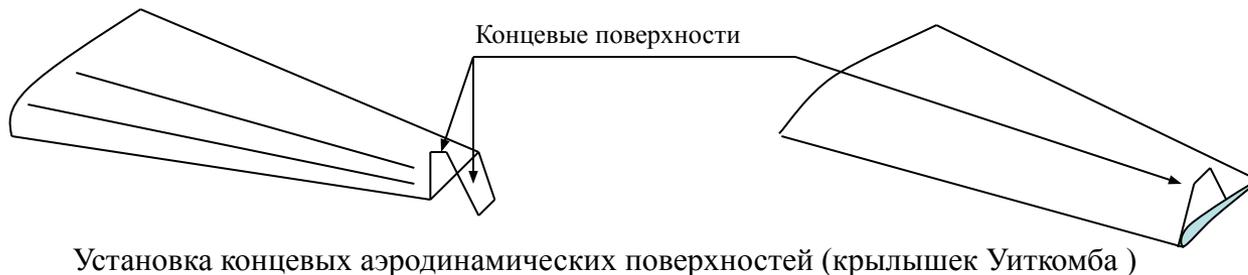
индуктивные скорости



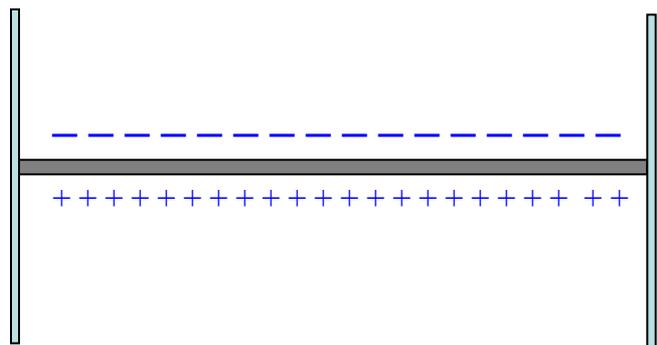
Интерпретация образования индуктивного сопротивления

СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

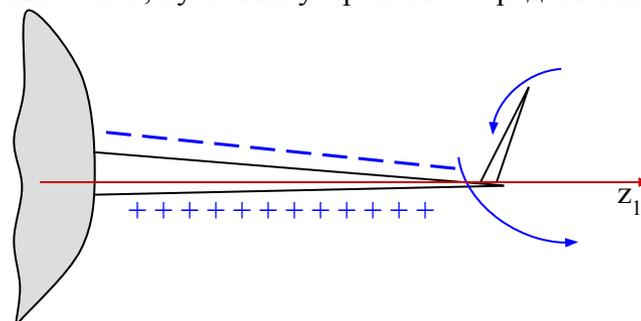
Принцип их работы заключается в уменьшении интенсивности концевых перетеканий воздуха (скосов потока).



Размещение на консолях крыла конструктивных элементов – топливных баков, пусковых устройств со средствами поражения



Имитация обтекания крыла бесконечного размаха (профиля) путем установки концевых шайб



Уменьшение суммарной интенсивности пары вихрей – крыльевого и с концевой поверхности

ОБРАЗОВАНИЕ МОМЕНТА КРЕНА ПРИ ПОПАДАНИИ САМОЛЕТА В ОБЛАСТЬ ВЛИЯНИЯ КОНЦЕВОГО ВИХРЯ ОТ ВПЕРЕДИ ЛЕТАЮЩЕГО САМОЛЕТА

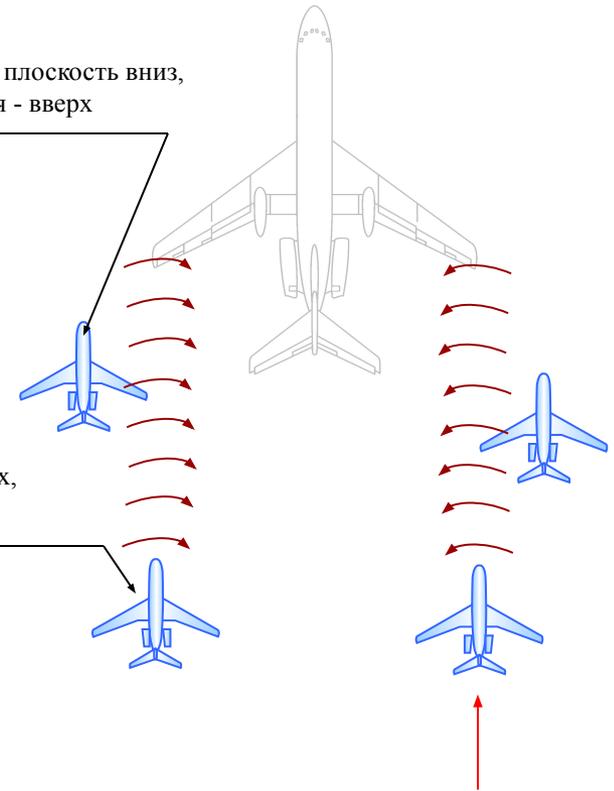
Спутный след — возмущенная область атмосферы, которую образуют за летящим самолетом:

- реактивные струи двигателей;
- турбулентный пограничный слой, сбегаящий с поверхности самолета,
- концевые вихри, образующиеся при обтекании крыла конечного размаха.

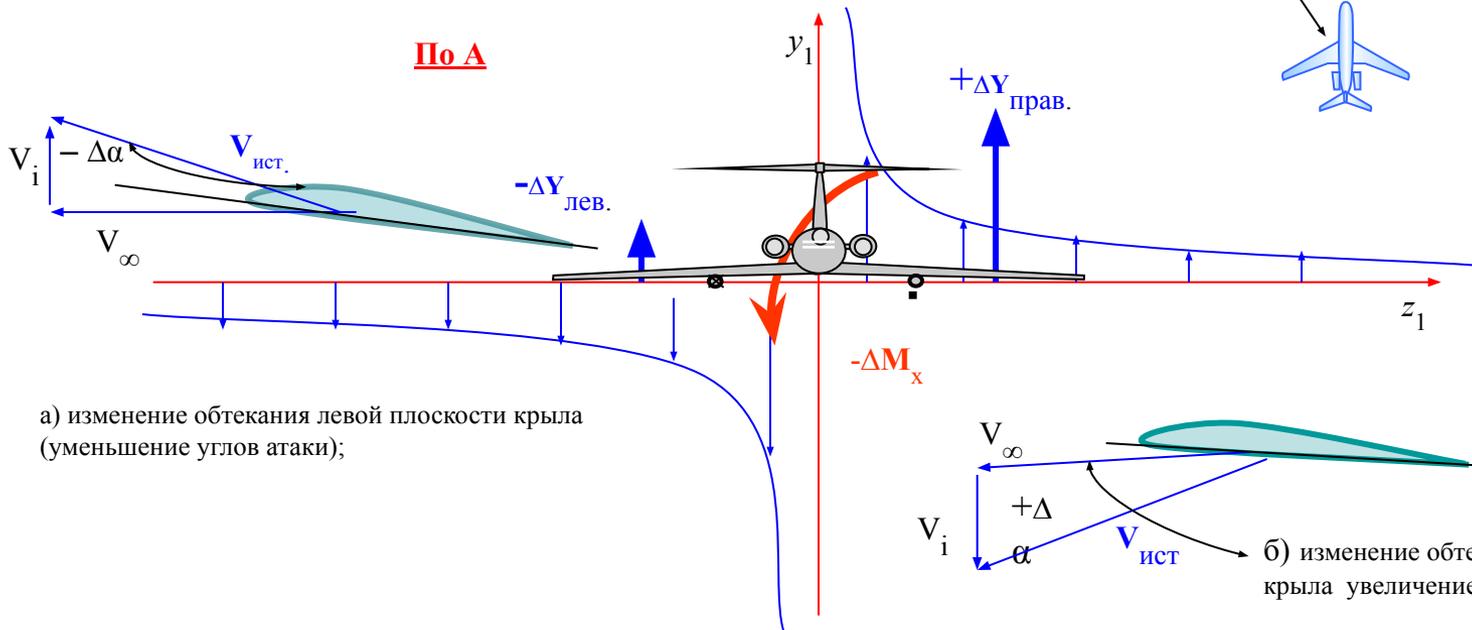
Наиболее сильное воздействие на попавший в спутный след самолет, оказывают концевые вихри.

Направление вращения самолета зависит от взаимного положения концевого вихря и крыла самолета

Левая плоскость вниз,
правая - вверх



Вид А

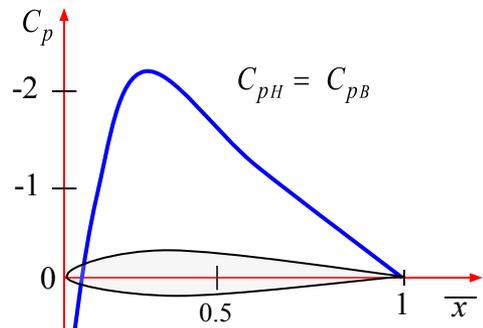
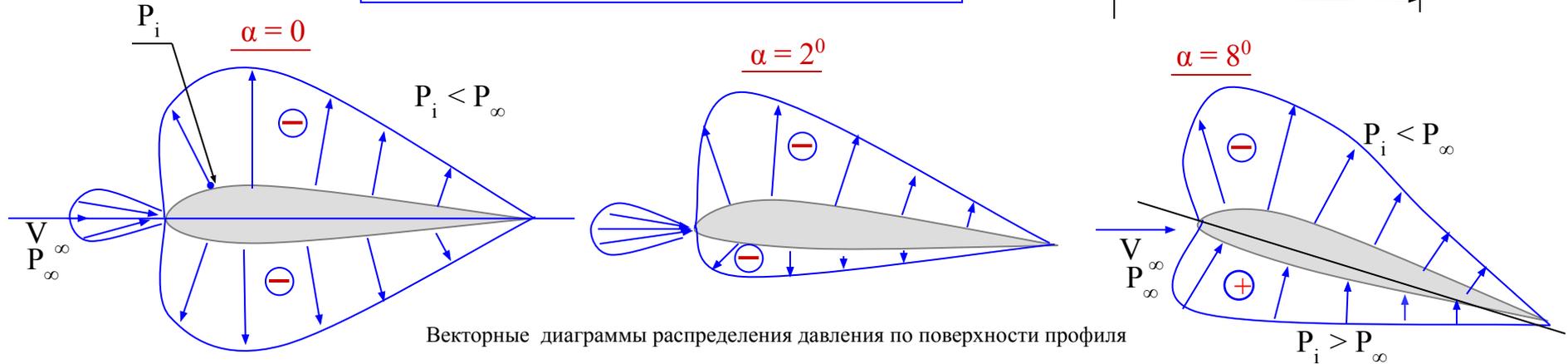
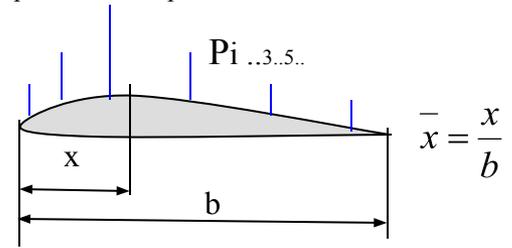


§ 1.19. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В СЕЧЕНИЯХ КРЫЛА (ПРОФИЛЯ)

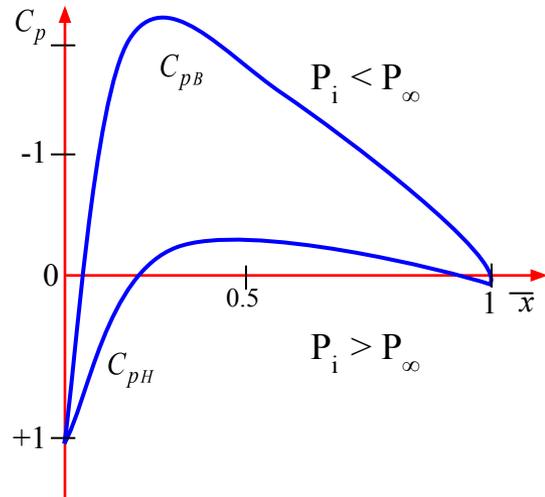
P_i - давление в i -той точке на поверхности крыла (профиля);
 P_∞ - давление невозмущенного потока;
 $P_i - P_\infty$ - избыточное давление в i -той точке на поверхности крыла;

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

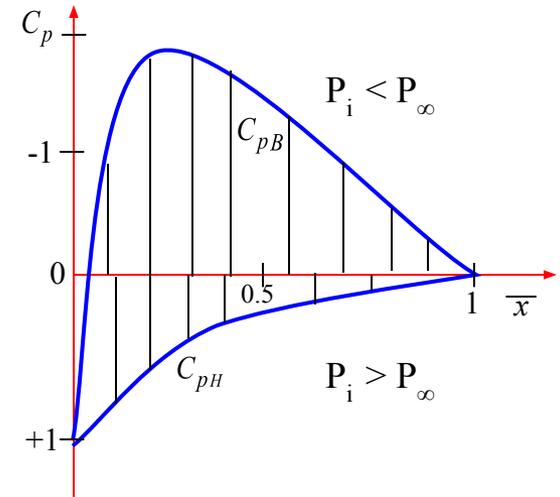
$$C_p = \frac{P_i - P_\infty}{q} \text{ — коэффициент давления}$$



Распределение C_p по верхней и нижней поверхностям одинаково – профиль симметричный, угол $\alpha = 0$

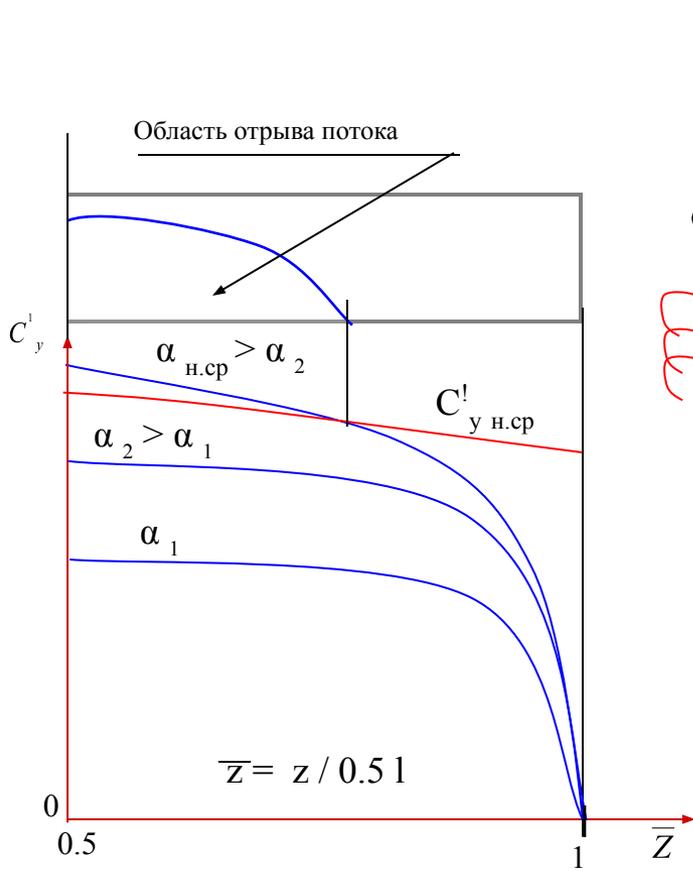


$P_i < P_\infty$
 $P_i > P_\infty$

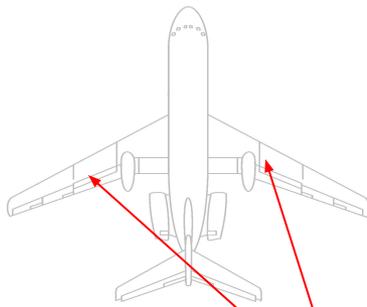
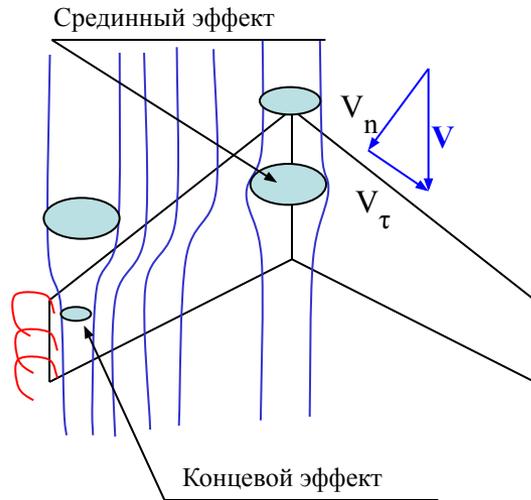


Эпюры распределения коэффициента давления по хорде профиля (хордовые диаграммы)

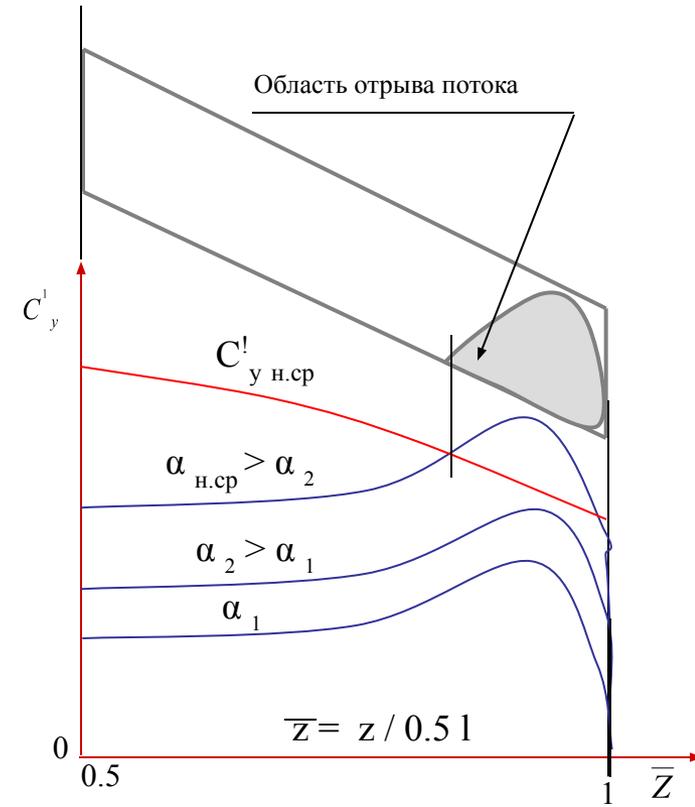
**ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ НА ИЗМЕНЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ
В СЕЧЕНИЯХ ПО РАЗМАХУ**



Изменение коэффициентов подъемной силы в сечениях по размаху прямоугольного крыла $C'_y(\bar{z})$.



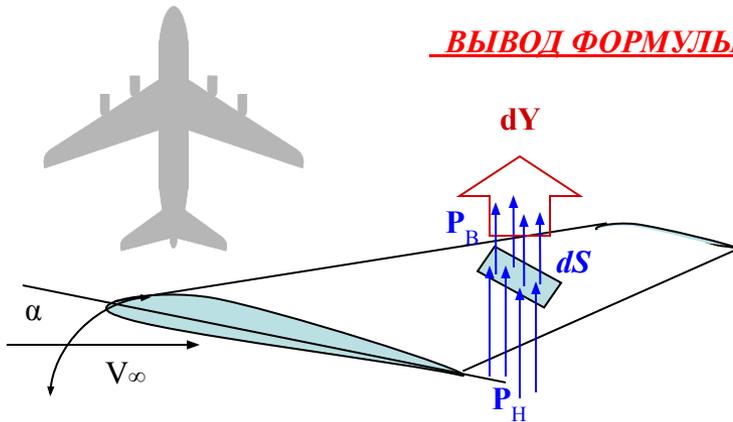
Аэродинамические гребни



Изменение коэффициентов подъемной силы в сечениях по размаху стреловидного крыла $C'_y(\bar{z})$.

Способы предотвращения отрыва потока с крыла: установка аэродинамических гребней, геометрическая и аэродинамическая крутка крыла, применение щелевой механизации передней и задней кромок крыла.

ВЫВОД ФОРМУЛЫ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА



Рассматриваем элемент площади крыла dS , который находится под углом атаки α к набегающему потоку. На верхнюю и нижнюю поверхности элемента площади действуют соответственно давления P_B и P_H , разность которых и будет представлять собой подъемную силу dY , действующую на элемент поверхности крыла:

$$dY = (P_H - P_B) dS$$

Используем выражения для коэффициента давления для нижней и верхней поверхностей крыла соответственно:

$$C_{p_i} = \frac{P_i - P_\infty}{\rho V^2} ; \quad C_{p_n} = \frac{P_n - P_\infty}{\rho V^2} ; \quad C_{p_\theta} = \frac{P_\theta - P_\infty}{\rho V^2} .$$

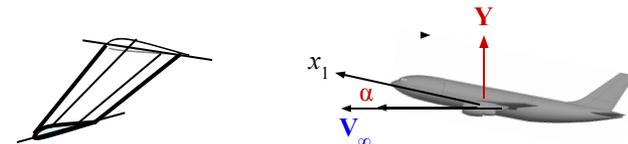
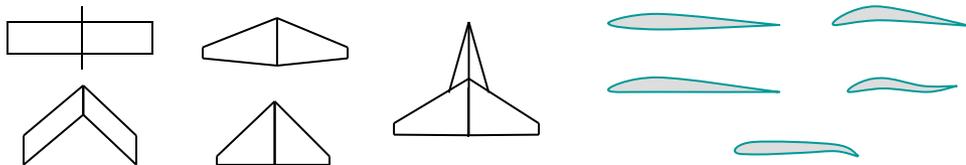
Интегрируя по всей поверхности крыла и введя понятие коэффициента подъемной силы C_y , получаем формулу подъемной силы крыла Y :

$$Y = \iint_S (P_H - P_B) dS = \iint_S [(P_H - P_\infty) - (P_A - P_\infty)] \frac{\rho V_\infty^2}{2} dS = \iint_S (C_{P_H} - C_{P_B}) \frac{\rho V_\infty^2}{2} dS ;$$

$$(C_{P_H} - C_{P_B}) = C_y ; \quad Y = \iint_S C_y \frac{\rho V_\infty^2}{2} dS ;$$

$$Y = C_y \frac{\rho V_\infty^2}{2} S$$

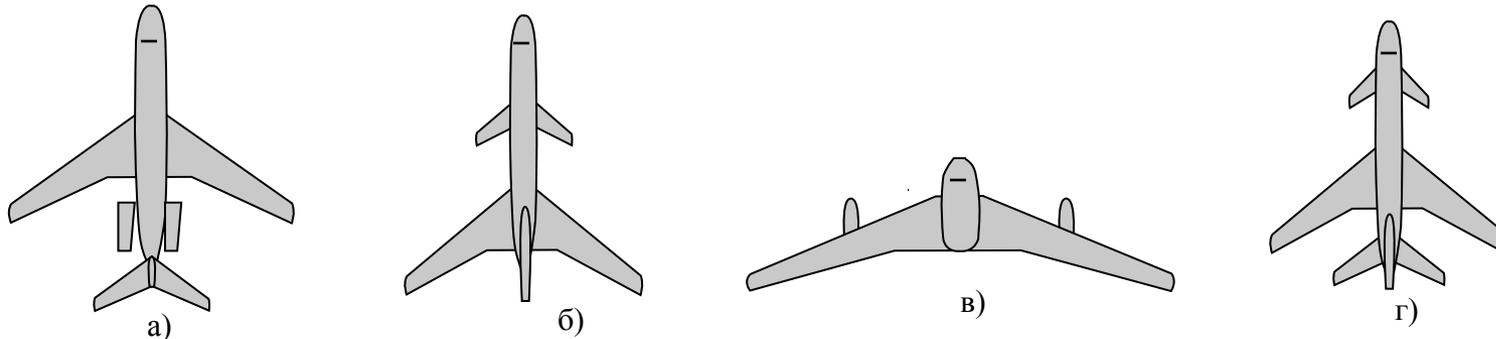
Следует отметить, что C_y определяется формой крыла в плане (прямое, стреловидное, треугольное и т.д.), формой профиля крыла (симметричный, плоско-выпуклый, выпукло-вогнутый...), стреловидностью передней кромки крыла, углом атаки крыла, числом M полета, числом Re



Внимание! Подъемная сила направлена перпендикулярно скорости набегающего потока.

§ 1.20. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОМПОНОВКИ И ТРЕБОВАНИЯ К НИМ

Аэродинамические и летные характеристики самолета определяются его **компоновкой**, под которой понимают формы, размеры и взаимное расположение основных частей самолета с целью обеспечения заданных летных характеристик. основным частям самолета относятся крыло, фюзеляж, оперение, шасси, двигатели. В основе компоновки самолета лежит аэродинамическая схема. Различают следующие основные аэродинамические схемы: нормальная(а), "утка" (б), бесхвостка (летающее крыло)(в), схема с передним оперением ("трехлистник")(г) и др.



В последние десятилетия при разработке истребителей четвертого поколения (военная авиация) широко применяется **интегральная схема**, в которой крыло и фюзеляж представляют собой единую несущую поверхность(МиГ-29, Су-27, F-16, F-15 и др.)

В зависимости **от количества крыльев** – моноплан, биплан, полутораплан; **от формы крыла** - компоновки с прямым крылом, стреловидным, трапецевидным, треугольным, с изменяемой геометрией.

В зависимости **от положения крыла относительно фюзеляжа** различают: высокоплан, среднеплан, низкоплан. **По взаимному расположению киля и стабилизатора**: стабилизатор расположен у основания киля, посреди киля, Т-образное хвостовое оперение.

Количество, тип и расположение двигателей: ТРД, ТРДД, ТВД на пилонах под крылом, над крылом, в месте сочленения крыла с фюзеляжем, в хвостовой части фюзеляжа.

Тип шасси: убирающиеся трехстоечное с носовым или хвостовым колесом, велосипедное. Гондолы шасси могут располагаться в фюзеляже, под крылом.

Транспортные самолеты компонуются по нормальной аэродинамической схеме(оперение позади крыла, однокилевые), крылья больших удлинений($\lambda= 8-12$) со стреловидностью по передней кромке **от 10^0 до 35^0** , располагаются по схеме высокоплан или низкоплан, толщина профилей крыла от 12% и выше. Крылья имеют геометрическую и аэродинамическую крутку, положительное(у низкопланов) или отрицательное(высокопланы) поперечное "V" Шасси трехстоечные с носовым колесом, убирающимися в фюзеляж или в крыло(у низкопланов).

ТРЕБОВАНИЯ К АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КОМПОНОВКАМ :

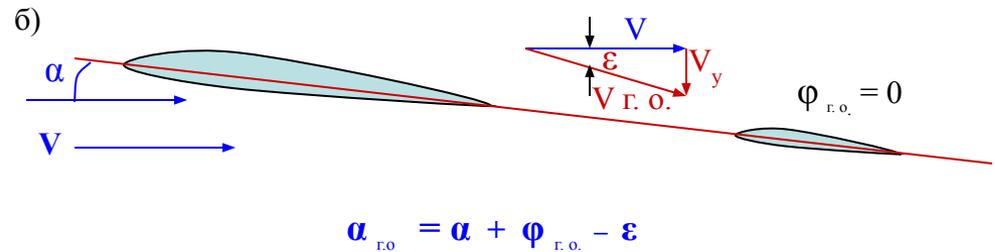
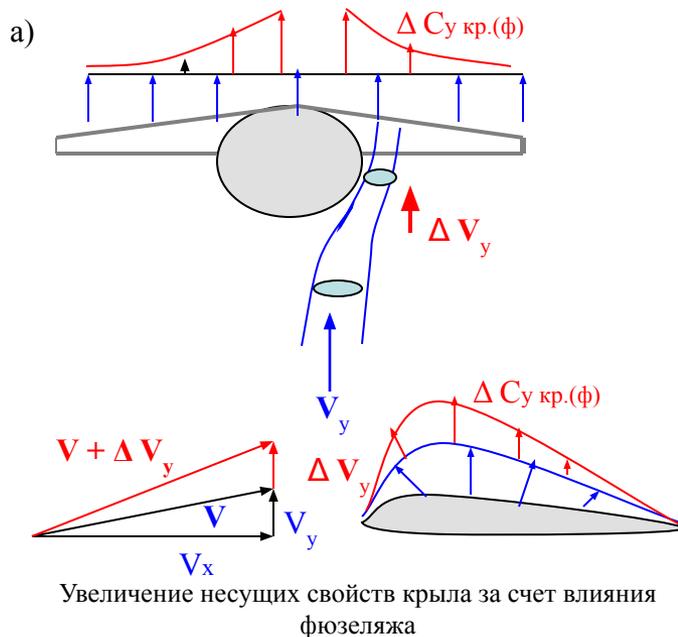
- обеспечение максимально возможного качества на всех режимах полета;
- обеспечение требуемых характеристик устойчивости и управляемости на всех режимах полета, включая околокритические;
- обеспечение хороших взлетно-посадочных характеристик.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ИНТЕРФЕРЕНЦИЯ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

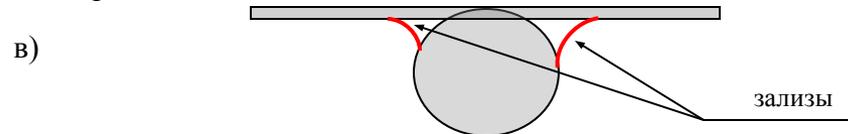
Аэродинамические характеристики самолета определяются аэродинамическими характеристиками его частей, но не равны сумме этих характеристик. **Аэродинамическая интерференция** – взаимное влияние частей самолета друг на друга, результатом чего является изменение поля скоростей и давлений относительно поверхности самолета.

$$Y_{кр.} + Y_{ф.} + Y_{г.о.} \neq Y_{самолета}$$

Виды интерференции: между крылом и фюзеляжем(а, в), крылом и горизонтальным оперением(б), крылом и двигателями, фюзеляжем и мотогондолами двигателей,

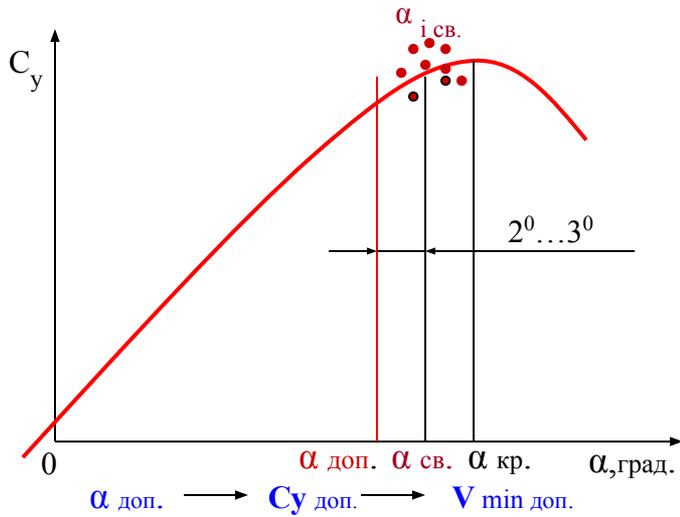


Влияние скоса потока от крыла на угол атаки горизонтального оперения

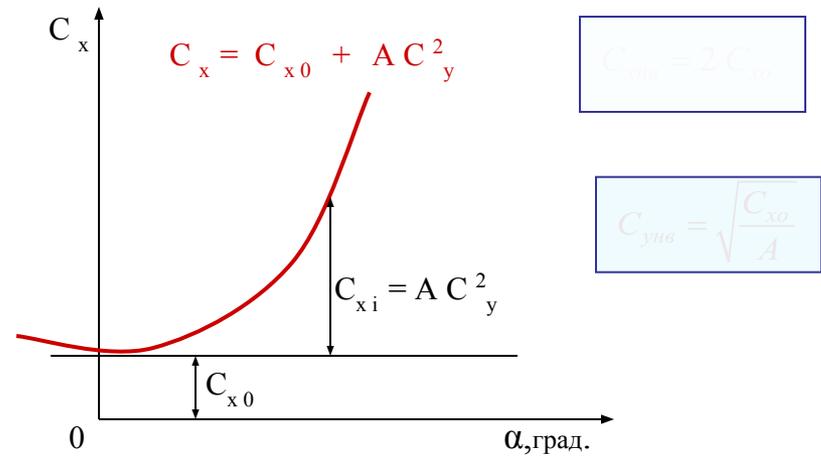


Установка зализов в месте сочленения крыла с фюзеляжем с целью уменьшения диффузного эффекта и снижения профильного сопротивления.

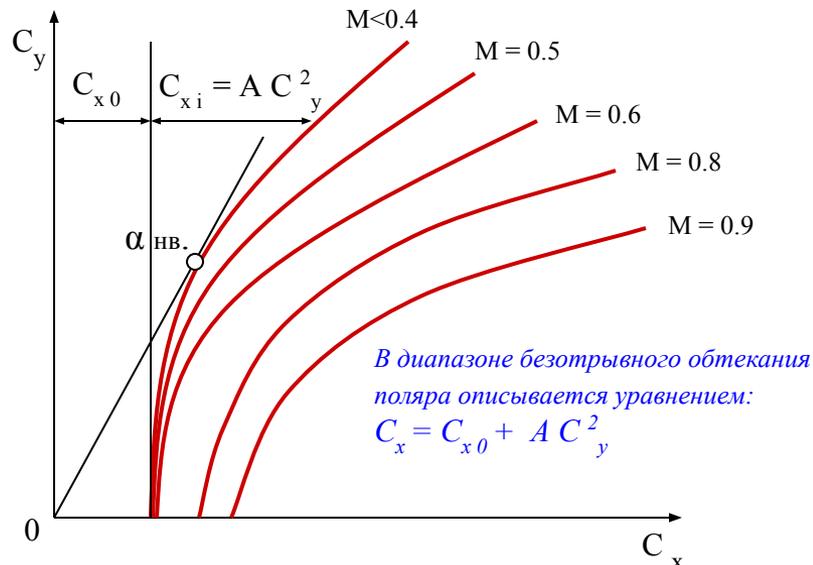
§ 1.21. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА



Зависимость C_y (α) самолета. (α св. определяется в летных испытаниях, α доп. назначается генеральным конструктором).

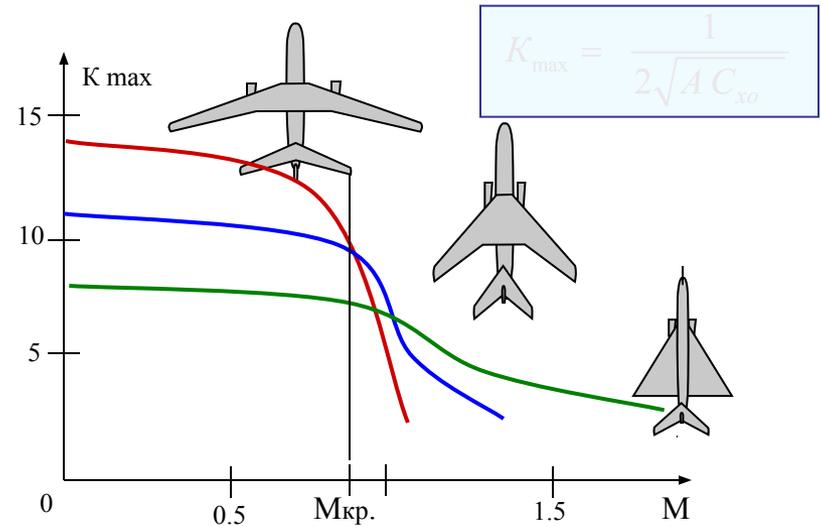


Зависимость C_x (α) самолета.



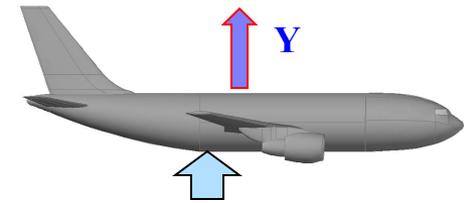
Семейство поляр самолета (малые дозвуковые и большие дозвуковые скорости).

В диапазоне безотрывного обтекания поляра описывается уравнением:
 $C_x = C_{x0} + A C_y^2$



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

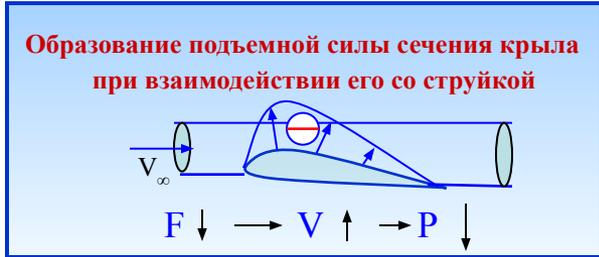
АЛГОРИТМ ОБРАЗОВАНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ САМОЛЕТА



интерференция

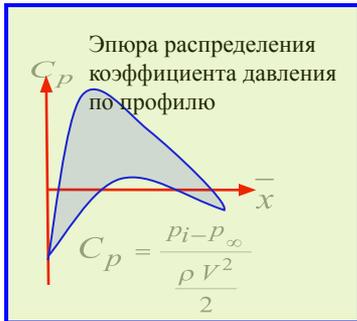
Подъемная сила крыла, го, фюзеляжа

$$Y = \iint_S C_y \frac{\rho V^2}{2} dS$$



Подъемная сила элемента площади крыла

$$\Delta Y = (p_H - p_B) dS = \frac{\rho V^2}{2} [(p_H - p_\infty) - (p_B - p_\infty)] dS = (C_{p_H} - C_{p_B}) \frac{\rho V^2}{2} dS = C_y \frac{\rho V^2}{2} dS$$



Основные уравнения движения воздушного потока

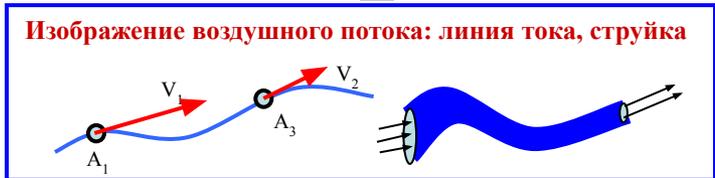
Уравнение неразрывности $\nabla F = \text{const}$

Уравнение Бернулли $P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}$

$\downarrow F \uparrow \Rightarrow \uparrow V \downarrow \Rightarrow \downarrow P \uparrow$

Область применимости:

- среда идеальная (вязкими свойствами пренебрегаем);
- течение установившееся.



Атмосфера Земли.

Параметры состояния воздушной среды - P, ρ, T, ν

Международная стандартная атмосфера

Гипотеза сплошности

Число Кнудсена $Kn = l_0 / L$

$1 \text{ мм}^3 = 2.7 \cdot 10^{16} \text{ мол.}$

§ 1.22. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА И ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА ВЗЛЕТНО – ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

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:

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

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

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

$C_{y_{отр}}$, $C_{y_{пос}}$ – 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.

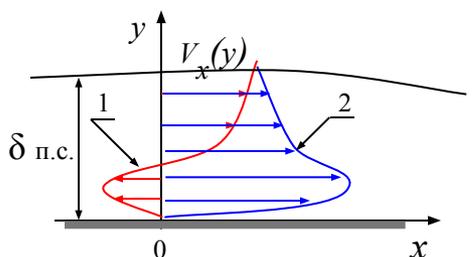
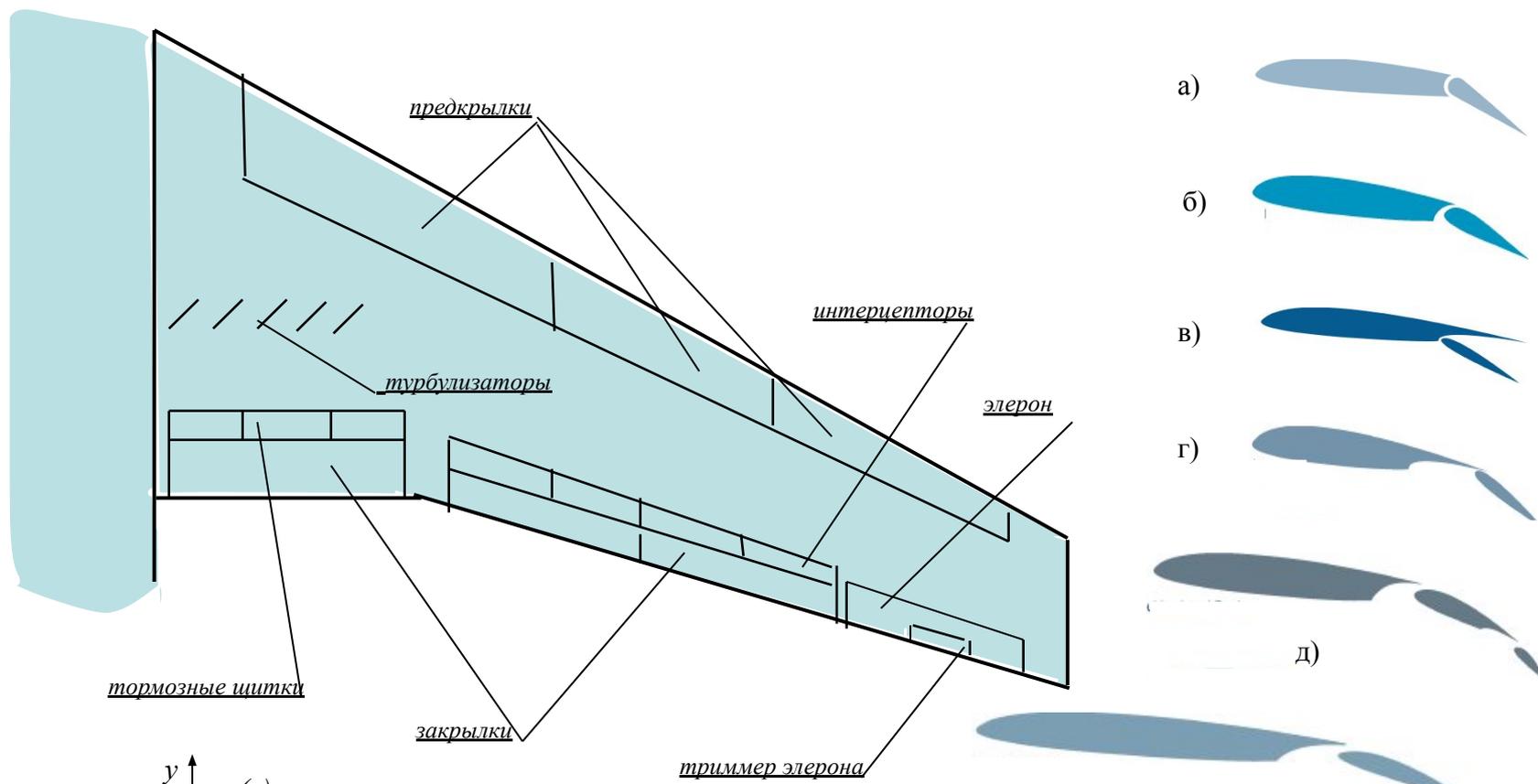
Механизация крыла – конструктивные элементы, предназначенные для *увеличения коэффициента подъемной силы* на режимах взлета, посадки, а также коэффициента лобового сопротивления на режимах снижения и во время пробега на посадке.

Различают механизацию передней, 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: е)
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.

ТИПЫ МЕХАНИЗАЦИИ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

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



Отклоняемый носок



Щиток Крюгера



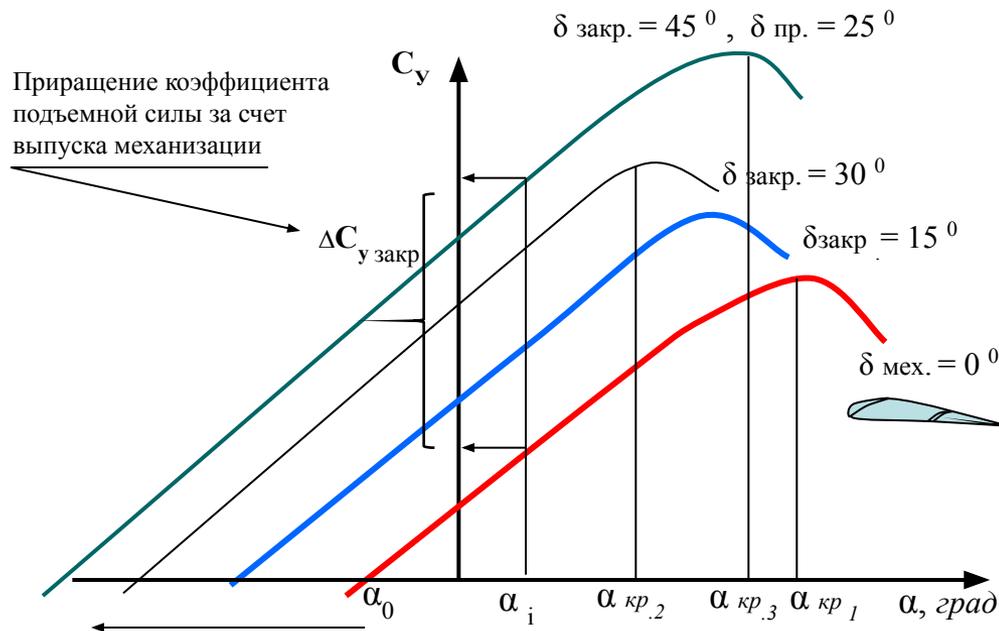
Предкрылок



Выдвижной предкрылок

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

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

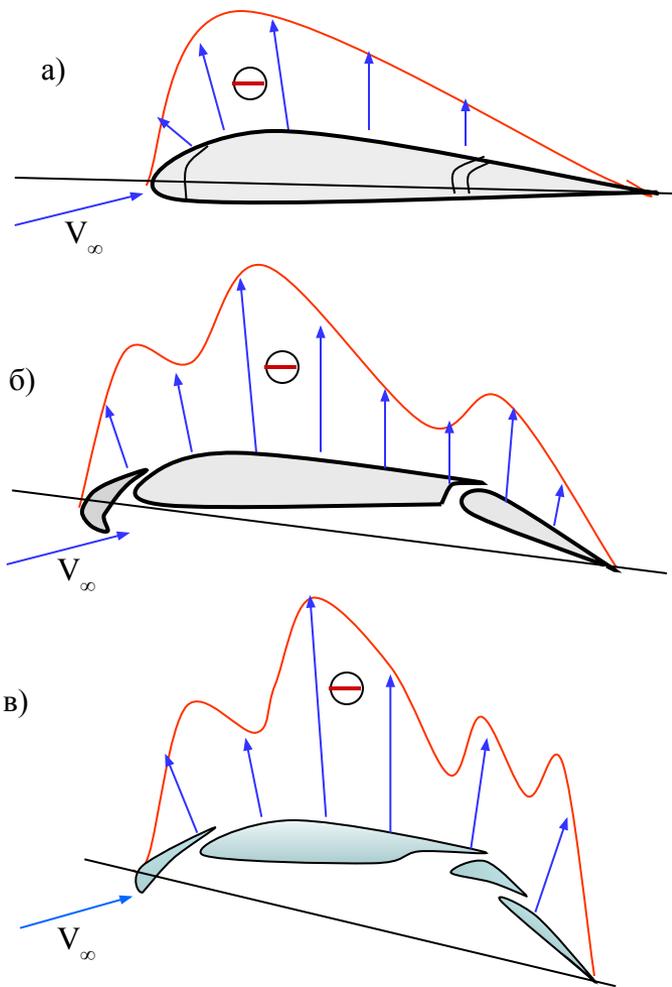


Выпуск механизации не оказывает влияния на величину производной C_y^α — зависимость $C_y(\alpha)$ с выпущенными закрылками смещается эквидистантно исходной зависимости

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

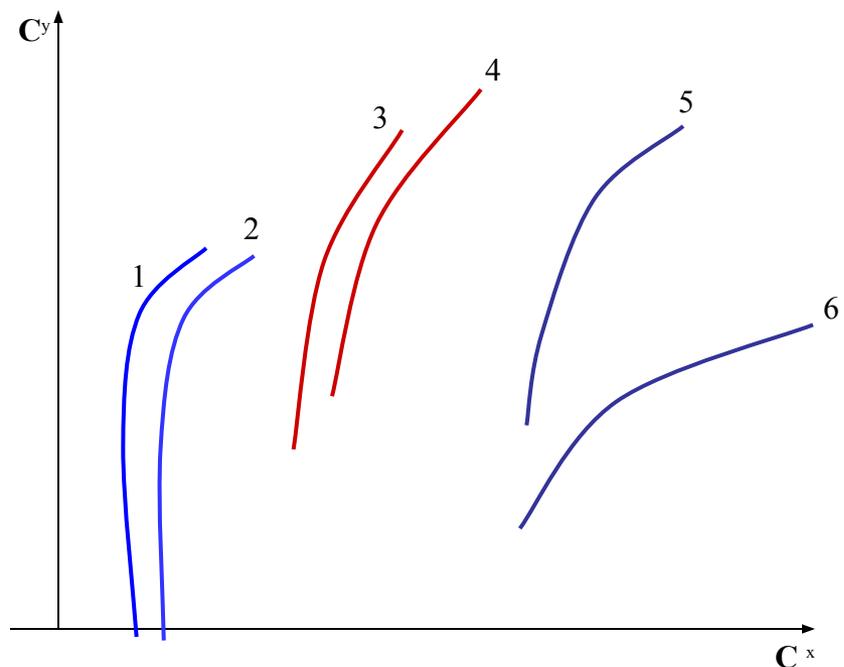
Следует обратить внимание на резкое уменьшение коэффициента подъемной силы при уборке закрылков — это влечет за собой падение подъемной силы, что является причиной многих катастроф на взлете при преждевременной уборке закрылков.

**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.

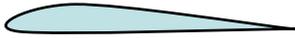
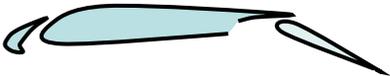
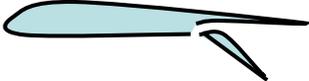
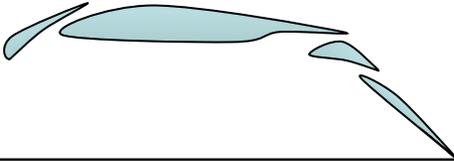
ПОЛЯРЫ САМОЛЕТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ



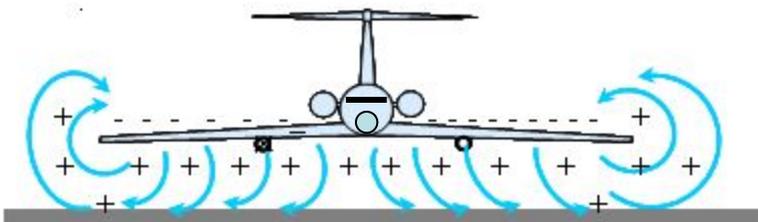
Поляры самолета при различных конфигурациях:

- 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).

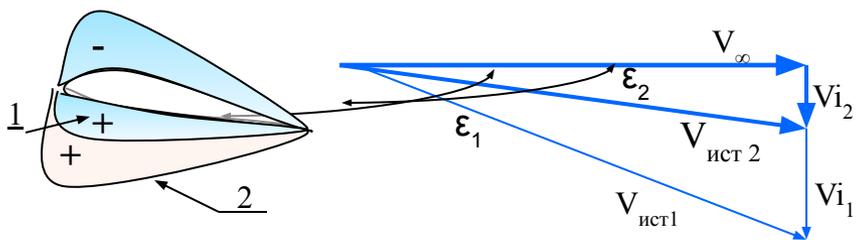
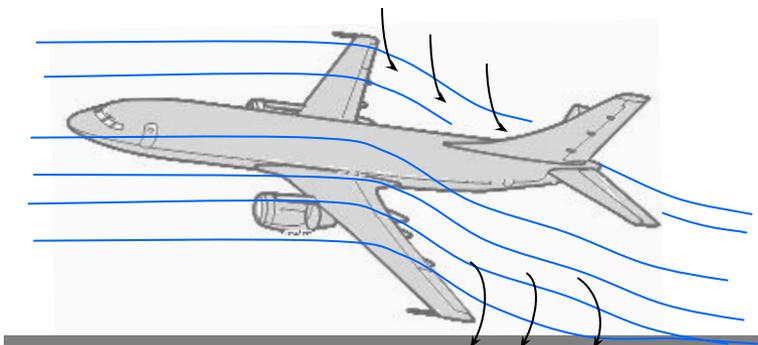
ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

№ 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

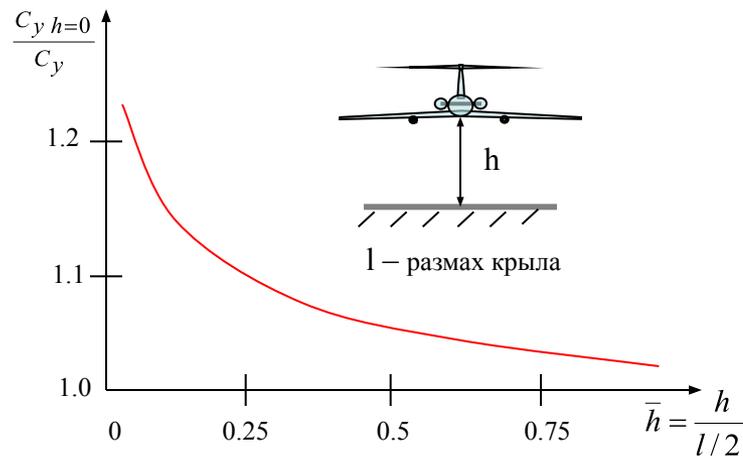
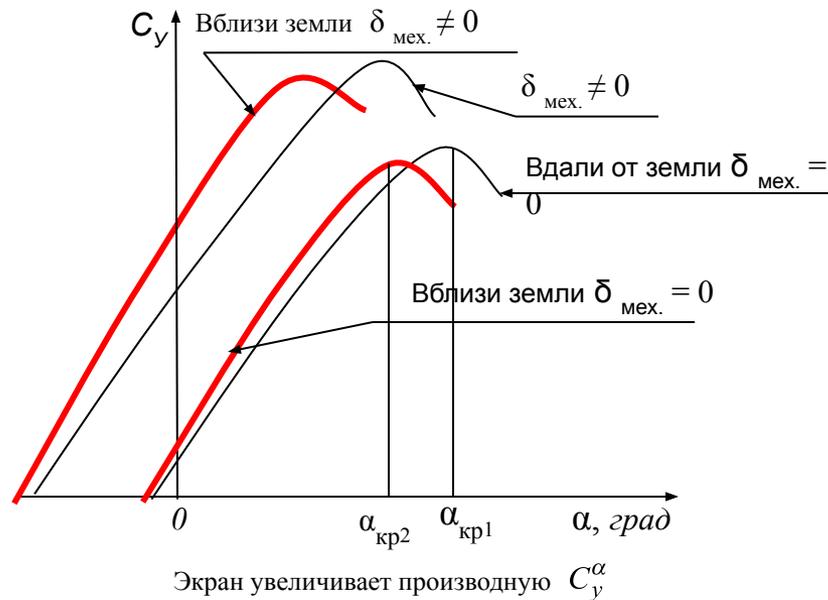
§ 1.23. ВЛИЯНИЕ БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА



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.

С.А. ИЩЕНКО, О.Н. ТРЮХАН

*АЭРОДИНАМИКА,
ДИНАМИКА ПОЛЕТА
ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ*

(АЛЬБОМ ОСНОВНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ, ГРАФИКОВ, СХЕМ)

Часть 1

КИЕВ

