

Основы аэродинамики

1. Введение.

1.1. Аэродинамика.

1.2. Примеры обтекания воздушным потоком твердых тел различной формы.

1.2.1 Симметричное обтекание.

1.2.2 Несимметричное обтекание.

1.3. Силы, действующие на безмоторный летательный аппарат (ЛА) в прямолинейном полете с постоянной скоростью в неподвижном воздухе.

2. Системы координат (СК).

2.1. ЗЕМНАЯ СК.

2.2. СВЯЗАННАЯ СК.

2.3. СКОРОСТНАЯ СК.

3. Разложение полной аэродинамической силы на составляющие.

3.1. Понятия подъемной силы и силы сопротивления.

3.2. Вернемся к рассмотрению сил, действующих на ЛА при выполнении прямолинейного полета с постоянной скоростью в неподвижном воздухе.

4. Характерные углы, определяющие ориентацию ЛА в пространстве.

4.1. Углы, определяющие ориентацию ЛА относительно земной поверхности.

4.2. Углы, определяющие ориентацию ЛА относительно воздушного потока.

4.3. Углы, определяющие ориентацию траектории движения ЛА относительно земной поверхности.

5. Обтекание воздушным потоком тонкой пластины.

5.1. Схемы обтекания тонкой пластины.

5.2. Поляра крыла.

5.3. Понятие АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА.

6. Закритические углы атаки, понятия штопора и заднего сваливания.

7. Обтекание воздушным потоком реального крыла.

7.1. Основные геометрические характеристики реального крыла.

7.2. Образование дополнительной подъемной силы на крыле с несимметричным профилем.

7.3. Составляющие коэффициента сопротивления C_x .

7.4. Индуктивное сопротивление крыла.

7.5. Зависимость формы поляры крыла от формы профиля.

8. Пограничный слой (ПС).

8.1. Понятие пограничного слоя.

8.2. Обтекание воздушным потоком вращающегося шара.

1. Введение.

1.1. Аэродинамика.

Аэродинамика - наука, изучающая процессы обтекания твердых тел жидкостями и газами.

Процессы взаимодействия твердых тел с жидкостями и газами (при малых скоростях и температурах набегающего потока) описываются одними и теми же уравнениями. При больших скоростях (около - и сверхзвуковых) воздух начинает сжиматься и вести себя существенно иначе. Мы будем рассматривать основы аэродинамики малых (дозвуковых) скоростей.

ПОЛНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА - сила, с которой набегающий воздушный поток воздействует на твердое тело.

ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ - точка приложения полной аэродинамической силы.

Можно сказать и так: воздушный поток воздействует (ДАВИТ) на твердое тело с силой, которая

называется ПОЛНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА. Точка приложения этой силы (той, которая ДАВИТ): ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ.

$$\bar{R} = \bar{C}_r * q * S;$$

R - Полная аэродинамическая сила.

C_r - Коэффициент полной аэродинамической силы.

q - Динамический напор.

S - Эффективная площадь тела.

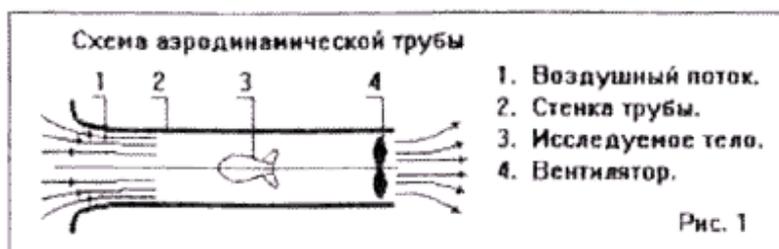
$$q = \frac{\rho * V^2}{2};$$

ρ - Плотность воздуха.

V - Скорость тела относительно воздуха (или 'воздушная скорость' тела).

Физический смысл 'Cr': Тела, имеющие одинаковую форму (при разных линейных размерах), взаимодействуют с набегающим потоком воздуха одинаково. Можно сказать, что $C_r=R$ при продувке тела некоего единичного размера воздушным потоком единичной интенсивности (плотность и скорость). Такого рода коэффициенты очень широко используются в аэродинамике. Они позволяют исследовать характеристики летательных аппаратов (ЛА) на уменьшенных моделях.

При взаимодействии твердого тела с потоком воздуха не важно, движется ли тело в неподвижном воздухе или неподвижное тело обтекается движущимся воздушным потоком. Возникающие силы взаимодействия будут одинаковы. Но с точки зрения УДОБСТВА изучения этих сил нам легче иметь дело со вторым случаем. Именно на этом принципе основана работа аэродинамических труб, где неподвижные модели ЛА обдуваются потоком воздуха, разгоняемым мощными вентиляторами. Смотри рисунок 1.



Впр: Почему вентилятор ставится за исследуемым телом, а не перед ним?

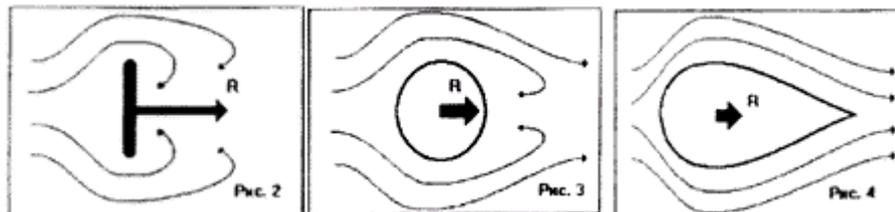
Отв: Для исследований нужен ровный (ламинарный) поток, а за вентилятором воздух закручивается (турбулизируется).

1.2. Примеры обтекания воздушным потоком твердых тел различной формы.

Полная аэродинамическая сила зависит от формы тела и его ориентации относительно набегающего потока воздуха. Рассмотрим примеры обтекания воздухом тел разной формы при одинаковом поперечном сечении.

1.2.1 Симметричное обтекание.

Рассмотрим три тела: пластину, установленную поперек потока, шар и тело каплевидной формы. Смотри рисунки 2, 3, 4.



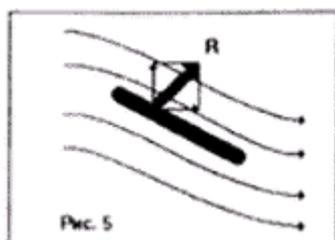
- За пластиной, установленной поперек воздушного потока, образуются мощные завихрения. Сила, с которой воздушный поток воздействует на нее, максимальна.
- При обтекании шара зона вихрей будет существенно меньше, так как воздуху 'проще' обтекать закругленные поверхности.
- При обтекании тела каплевидной формы завихрений практически не образуется. Сила взаимодействия минимальна.

1.2.2 Несимметричное обтекание.

В рассмотренных выше случаях R была направлена по потоку. При обтекании же некоторых тел полная аэродинамическая сила может быть направлена не только вдоль потока воздуха, но и иметь боковую составляющую.

Впр: Привести пример такого обтекания.

Отв: Смотри рисунок 5.



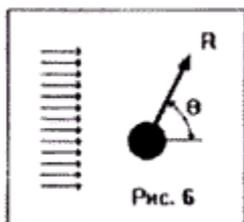
При обтекании наклоненной пластины воздушная масса - отбрасывается 'вниз'. Пластина же 'стремится вверх', как бы отталкиваясь от набегающего потока воздуха.

Именно на принципе отклонения полной аэродинамической силы от направления движения воздушного потока основывается возможность полетов почти всех типов ЛА тяжелее воздуха.

Примечание. Полная аэродинамическая сила НИКОГДА не может быть направлена навстречу набегающему потоку, так как молекулы воздуха, встречаясь с обтекаемым телом, всегда его 'толкают назад' и никогда не смогут "двинуть вперед". По этой же причине невозможен случай, чтобы R была направлена перпендикулярно потоку, не имея составляющей вдоль него.

1.3. Силы, действующие на безмоторный летательный аппарат (ЛА) в прямолинейном полете с постоянной скоростью в неподвижном воздухе.

Для того чтобы не привязываться к какому-либо конкретному типу ЛА (парашют, дельтаплан, планер), будем считать ЛА материальной точкой. Пусть по результатам продувок в аэродинамической трубе было определено, что полная аэродинамическая сила R отклоняется от направления движения воздушного потока на угол θ . Смотри рисунок 6.



При взаимодействии твердого тела с потоком воздуха не важно, движется ли тело в неподвижном воздухе или неподвижное тело обтекается движущимся воздушным потоком. Если скорость течения относительно воздуха (воздушная скорость) не меняется, то и возникающие силы будут одинаковы. Если было определено, что при обтекании неподвижного тела сила R отклонилась на угол \hat{O} , то при движении тела в неподвижном воздухе направление действия и величина R останутся такими же (относительно направления воздушного потока).

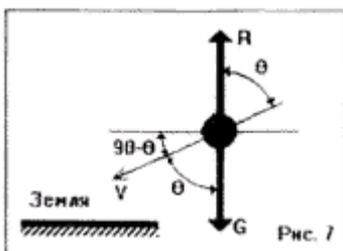
Из 1-го и 2-го законов Ньютона следует, что тело остается в покое или движется равномерно и прямолинейно, если сумма действующих на него сил равна нулю.

На безмоторный ЛА действуют две силы:

- 1) Сила тяжести G .
- 2) Полная аэродинамическая сила R .

Пусть безмоторный ЛА выполняет прямолинейный полет с постоянной скоростью в неподвижном воздухе. Сила тяжести G направлена вниз. Очевидно, что аэродинамическая сила R должна смотреть вверх и быть той же величины, что и G .

Смотри рисунок 7.



R возникает при ДВИЖЕНИИ тела относительно воздуха и определяется формой тела и его ориентацией в воздушном потоке. Для того чтобы сила R была направлена вверх, траектория движения тела (его скорость V) должна быть наклонена к земле на угол 90 -град. Для того чтобы тело летело 'далеко', нужно, чтобы угол отклонения полной аэродинамической силы \hat{O} был максимально большой (но он не может равняться или превысить 90 градусов). При $\hat{O}=0$ тело станет опускаться вертикально вниз.

2. Системы координат (СК).

В авиации используются следующие системы координат:

- земная СК;
- связанная СК;
- скоростная СК.

2.1. ЗЕМНАЯ СК.

СК 'привязана' к земле.

Используется для определения положения ЛА как точечного объекта относительно наземных ориентиров. Для ближних перелетов при расчетах взлета и посадки применяют прямоугольную (Декартову) СК. Для дальних полетов, когда необходимо учитывать то, что Земля - 'шарик',

полярную.

Оси координат обычно привязываются к базовым наземным ориентирам, используемым при прокладке маршрута полета. Смотри рисунок 8.



2.2. СВЯЗАННАЯ СК.

СК 'привязана' к конструкции ЛА.

Используется для определения положения различных объектов ВНУТРИ ЛА (агрегаты, элементы конструкции, экипаж, пассажиры, грузы и прочее).

Расположение осей координат:

- X - Вдоль строительной оси ЛА от 'носа' к 'хвосту' .
- Y - Вверх перпендикулярно плоскости крыла и оси X.
- Z - В плоскости крыла образует 'правую тройку' с осями X и Y.

Смотри рисунок 9.



2.3. СКОРОСТНАЯ СК.

СК 'привязана' к скорости ЛА относительно ВОЗДУХА.

Используется для определения положения ЛА относительно воздушного потока и расчета аэродинамических сил. При исследованиях ЛА в аэродинамической трубе фактически 'привязана' к трубе.

Расположение осей координат:

- X - По направлению вектора скорости набегающего потока воздуха.
- Z - 'На нас' в плоскости крыла перпендикулярно оси X
- Y - 'Вверх' перпендикулярно плоскости XZ.

Смотри рисунок 10.



3. Разложение полной аэродинамической силы на составляющие.

3.1. Понятия подъемной силы и силы сопротивления.

Для УДОБСТВА выполнения аэродинамических расчетов полная аэродинамическая сила R раскладывается на три взаимно перпендикулярные составляющие по осям СКОРОСТНОЙ СК.

$$\bar{R} = \bar{Y} + \bar{X} + \bar{Z};$$

R - Полная аэродинамическая сила.

- Y - Подъемная сила.
- X - Сила сопротивления.
- Z - Боковая сила.

Формулы подъемной силы и сопротивления очень похожи на формулу полной аэродинамической силы:

$$Y = C_y * \frac{\rho * V^2}{2} * S; \quad X = C_x * \frac{\rho * V^2}{2} * S;$$

C_y - Коэффициент подъемной силы.

C_x - Коэффициент сопротивления.

ρ - Плотность воздуха.

V - Скорость тела относительно воздуха (или 'воздушная скорость' тела).

S - Эффективная площадь тела.

ВНИМАНИЕ: В природе не существует самостоятельно действующих подъемной силы и силы сопротивления. Они являются составными частями полной аэродинамической силы. Если принять величину боковой силы $Z=0$, то согласно теореме Пифагора:

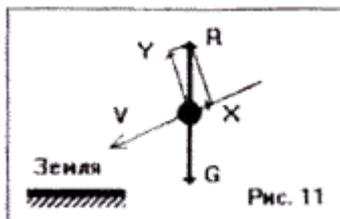
$$R^2 = Y^2 + X^2; \quad \text{или} \quad C_r^2 = C_y^2 + C_x^2;$$

3.2. Вернемся к рассмотрению сил, действующих на ЛА при выполнении прямолинейного полета с постоянной скоростью в неподвижном воздухе.

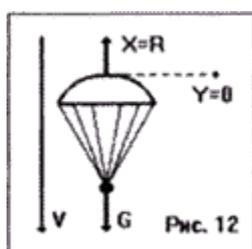
На безмоторный ЛА действуют две силы.

- Сила тяжести G , направленная вертикально вниз.
- Полная аэродинамическая сила R , направленная вертикально вверх и уравновешивающая G .

На рисунке 11 показано разложение полной аэродинамической силы R на подъемную силу Y и силу сопротивления X . Разложение R на Y и X строится относительно воздушной скорости ЛА.

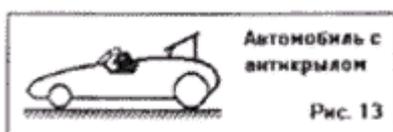


ПОДЪЕМНАЯ СИЛА, ХОТЯ И НАЗЫВАЕТСЯ -ПОДЪЕМНОЙ, НО ОНА НЕ ОБЯЗАНА БЫТЬ. 'ПОДНИМАЮЩЕЙ', ОНА НЕ ОБЯЗАНА БЫТЬ НАПРАВЛЕНА 'ВВЕРХ'. На рисунке 11 видно, что Y относительно земной поверхности направлена не только 'вверх', но и немного 'вперед' (вдоль проекции траектории полета на землю), а X не только 'назад', но и немного 'вверх'. Если рассмотреть помет круглого парашюта, который фактически не летит, а опускается вертикально вниз, то в этом случае $Y=0$, а X совпадает с R . Смотри рисунок 12.



Впр: Назвать случаи применения в технике 'антикрыльев'. То есть крыльев, которые специально устанавливаются таким образом, чтобы создаваемая ими подъемная сила была направлена 'вниз'.

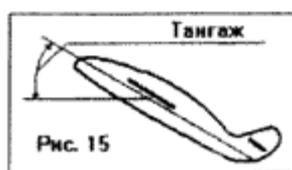
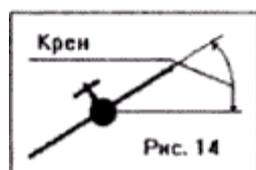
Отв: Гоночный автомобиль прижимается на большой скорости антикрылом к дороге для улучшения сцепления колес с трассой. Смотри рисунок 13.



4. Характерные углы, определяющие ориентацию ЛА в пространстве.

4.1. Углы, определяющие ориентацию ЛА относительно земной поверхности.

- КРЕН - Смотри рисунок 14 (угол между осью Z связанной СК и плоскостью XZ земной СК.).
- ТАНГАЖ - Смотри рисунок 15 (угол между осью X связанной СК и плоскостью XZ земной СК).
- КУРС - Угол между проекцией строительной оси ЛА (ось X связанной СК) на землю (плоскость XZ земной СК) и направлением на некоторый 'базовый ориентир'.



Различают истинный, магнитный, приборный и условный курсы.

Впр: Что такое истинный, магнитный и приборный курсы?

Отв:

- **ИСТИННЫЙ** курс: Измеряется относительно географической **точки** - географического северного полюса.
- **МАГНИТНЫЙ** курс: Измеряется относительно географической точки-магнитного северного

полюса.

- **ПРИБОРНЫЙ** курс: Это то, что показывает бортовой компас со всеми его погрешностями.

Смотри рисунок 16.



Курс измеряется в градусах, от 0-я до 360-ти. Направление на север: 0. На восток: 90. На юг: 180. На запад: 270.

На величину вариации (угла отклонения приборного курса от магнитного) влияют не столько погрешности в настройке бортового компаса, сколько местные возмущения магнитного поля. Если, например, рядом с обычным туристическим компасом положить магнит, то стрелка компаса, скорее всего, нацелится куда угодно, но только не на север.

При планировании полета с использованием компаса, пилот СЛА должен заблаговременно позаботиться о том, чтобы его 'бортовой' компас располагался возможно дальше от намагниченных предметов экипировки и оборудования.

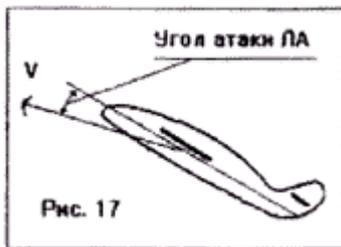
- **УСЛОВНЫЙ** курс (пеленг) - Угол между проекцией строительной оси ЛА (ось X связанной СК) на землю (плоскость XZ земной СК) и направлением на какой-либо произвольный ориентир.

Обычно в качестве базовых ориентиров в авиации используются радиостанции, Направление на радиостанцию может быть определено с помощью специальной антенны имеющей форму рамки. Определив пеленги на две-три радиостанции и зная их наземные координаты, экипаж ЛА может с достаточной точностью определить свое положение на местности. Используемый для этих целей на самолетах и вертолетах прибор носит название РАДИОКОМПАС. Сверхлегкие ЛА (СЛА) не имеют подобного оборудования из-за его большого веса и габаритов.

В настоящее время все более широкое применение находят приборы GPS (Global Positioning System), позволяющие ориентироваться по навигационным спутникам. Имея минимальные габариты и вес, такой прибор может определить свои координаты на местности с точностью до нескольких десятков метров. Стоит это оборудование недешево, но оно очень полезно на соревнованиях и в длительных маршрутных полетах над малознакомой местностью.

4.2. Углы, определяющие ориентацию ЛА относительно воздушного потока.

- **УГОЛ АТАКИ** ЛА (У А) - Смотри рисунок 17 (угол между осью X связанной СК и плоскостью XZ скоростной СК.).



- УГОЛ СКОЛЬЖЕНИЯ - Смотри рисунок 18 (угол между осью X связанной СК и плоскостью XY скоростной СК.).



4.3. Углы, определяющие ориентацию траектории движения ЛА относительно земной поверхности.

УГОЛ НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ - Смотри рисунок 19 (угол между скоростью ЛА относительно земли и плоскостью XZ земной СК.).

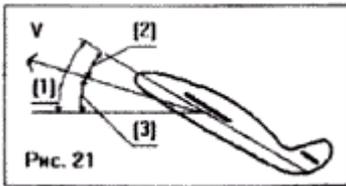


- НАПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТА - Смотри рисунок 20 (угол между проекцией скорости ЛА относительно земли на землю и направлением на 'базовый ориентир': северный полюс).



Следует обратить внимание на разницу между понятиями 'направление полета' и 'курс'. Нос ЛА может 'смотреть' в одну сторону (то есть курс), а лететь он может в другую из-за сноса ветром. Это особенно важно учитывать при полетах на сверхлегких ЛА (СЛА), чья воздушная скорость невелика и обычно соизмерима со скоростью ветра.

Впр: Назвать углы, отмеченные на рисунке 21.



Отв:

- (1)- Тангаж.
- (2)- Угол атаки.
- (3)- Угол наклона траектории.

5. Обтекание воздушным потоком тонкой пластины.

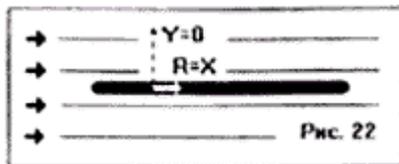
5.1. Схемы обтекания тонкой пластины.

Разделим полную аэродинамическую силу R на составляющие: подъемную силу Y и силу сопротивления X . Рассмотрим зависимость этих составляющих от угла установки пластины к набегающему потоку воздуха (угла атаки).

- Пластина расположена вдоль потока (угол атаки равен нулю).

Так как поток воздуха пластиной не отклоняется, $Y=0$. Сопротивление X минимально, но не нуль. Оно будет создаваться силами трения молекул воздуха о поверхность пластины. Полная аэродинамическая сила R совпадает с силой сопротивления X .

Смотри рисунок 22.

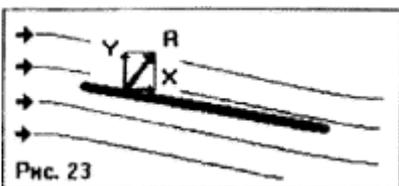


На рисунках 27 и 28 отметить точку (0).

- Пластина начала отклоняться.

Из-за сдвига потока появилась подъемная сила Y . Сопротивление X немного увеличивается, так как увеличилось поперечное сечение пластины по отношению к потоку. Следует отметить, что на малых углах атаки подъемная сила растет быстрее, чем сопротивление.

Смотри рисунок 23.

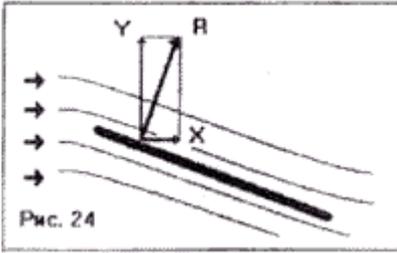


На рисунках 27 и 28 отметить точку (1).

- Увеличиваем наклон пластины.

Из-за увеличения скоса потока подъемная сила увеличивается. $Y_2 > Y_1$. Очевидно, что сопротивление тоже растет. $X_2 > X_1$.

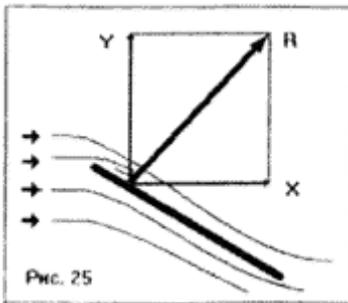
Смотри рисунок 24.



На рисунках 27 и 28 отметить точку (2).

- Увеличиваем наклон пластины.

Воздуху становится 'труднее' плавно обтекать сильно наклоненную пластину. Над верхней поверхностью начинает образовываться микровихрь. Подъемная сила хотя и увеличивается ($Y_3 > Y_2$), но существенно медленнее чем раньше. Сопротивление продолжает быстро расти. $X_3 > X_2$. Следует отметить, что на больших углах атаки рост сопротивления обгоняет рост подъемной силы. Смотри рисунок 25.

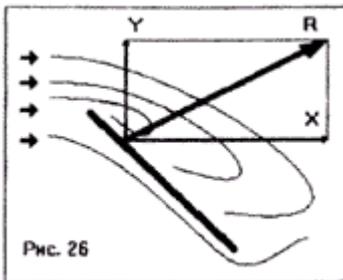


На рисунках 27 и 28 отметить точку (3).

- Увеличиваем наклон пластины.

Воздушный поток не в состоянии плавно обтекать пластину. Происходит СРЫВ ПОТОКА. За пластиной образуется мощный вихрь. Подъемная сила падает. $Y_4 < Y_3$. Сопротивление резко растет. $X_4 > X_3$.

Смотри рисунок 26



На рисунках 27 и 28 отметить точку (4).

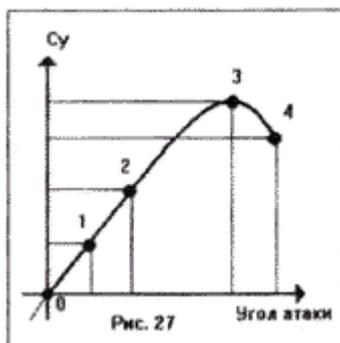


Рис. 27

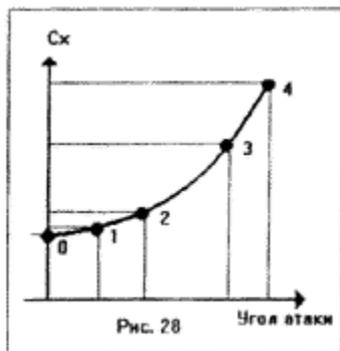


Рис. 28

5.2. Поляра крыла.

Объединим графики на рисунках 27 и 28 в график на рисунке 29.



Рис. 29

Получившаяся кривая называется ПОЛЯРА КРЫЛА - основной график, характеризующий летные свойства крыла. Откладывая на осях координат значения коэффициентов подъемной силы C_y и сопротивления C_x , этот график показывает величину и направление действия полной аэродинамической силы R (при условии что боковая сила $Z=0$).

Если считать, что воздушный поток движется вдоль оси C_x слева направо, а центр давления тела находится в центре координат ($C_y=0$, $C_x=0$), то для каждого из разобранных ранее углов атаки коэффициент C_r будет идти из центра координат ($C_y=0$, $C_x=0$) в точку поляры, соответствующую заданному углу атаки.

Характерные точки и соответствующие им углы атаки (УА) на поляре.

- **КРИТИЧЕСКИЙ УА - УА, при превышении которого начинается срыв потока.**

На этом УА C_y максимально- ЛА может удерживаться в воздухе на минимально возможной скорости. Это полезно при заходе на посадку. Смотри точку (3) на рисунках 26 и 28.

Значения C_y и C_x определяют величину C_r . Для обеспечения равномерного прямолинейного полета сумма сил, действующих на ЛА, должна быть равна нулю. То есть полная аэродинамическая сила R должна равняться весу тела G . Вес тела постоянен. Следовательно, **и R не должно изменяться.**

$$R = C_r * \frac{\rho * V^2}{2} * S;$$

Для сохранения постоянного значения R при увеличении C_r скорость полета V уменьшится, так как плотность воздуха ρ и площадь крыла S остаются неизменными.

- **ЭКОНОМИЧЕСКИЙ УА - УА, при котором C_x минимально.**

На этом УА ЛА может лететь с максимальной скоростью.

- **НАИВЫГОДНЕЙШИЙ УА - УА, обеспечивающий максимально возможное отношение C_y/C_x .**

При установке крыла на наивыгоднейший УА угол отклонения полной аэродинамической силы R от направления движения воздушного потока максимален. Смотри рисунок 28.

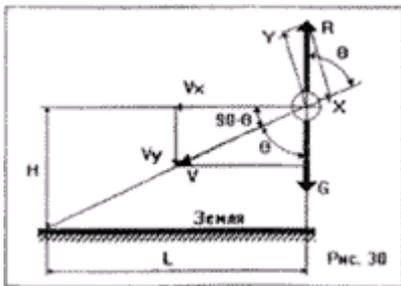
5.3. Понятие АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО - отношение C_y/C_x при установке крыла на наивыгоднейший УА. То есть максимально возможное отношение C_y/C_x для заданного крыла.

$K=C_y/C_x$ (При установке крыла на наивыгоднейший угол атаки.)

Впр: Если безмоторный ЛА с $K=5$ находится на высоте $H=100$ метров и воздух неподвижен, то какое максимальное расстояние L он может пролететь?

Отв: Вернемся к рассмотрению равномерного прямолинейного полета безмоторного ЛА в неподвижном воздухе. Смотри рисунок 30.



Аэродинамическое качество равно отношению коэффициентов подъемной силы и сопротивления:

$$K=C_y/C_x$$

Из формул определения подъемной силы и сопротивления: $C_y/C_x = Y/X$.

Следовательно: $K=Y/X$

Разложим скорость полета ЛА относительно земли V на горизонтальную и вертикальную составляющие V_x и V_y .

Траектория полета ЛА наклонена к земле на угол $90-\hat{\theta}$. Из подобия прямоугольных треугольников по углу $\hat{\theta}$ видно: $Y/X=V_x/V_y$.

Очевидно, что отношение дальности полета L к высоте H равно отношению скоростей V_x/V_y : $L/H=V_x/V_y$

Таким образом: $K=C_y/C_x=Y/X=V_x/V_y=L/H$

То есть $K=L/H$. Если $K=5$, а $H=100$, то $L=5*100=500$.

Ответ: , высоты 100 метров на аппарате с качеством 5 можно пролететь 500 метров.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО ПОКАЗЫВАЕТ, СКОЛЬКО МЕТРОВ ПО ГОРИЗОНТАЛИ МОЖЕТ ПРОЛЕТЕТЬ АППАРАТ ПРИ ПОТЕРЕ ОДНОГО МЕТРА ВЫСОТЫ ПРИ УСЛОВИИ ТОГО, ЧТО ВОЗДУХ НЕПОДВИЖЕН.

6. Закритические углы атаки, понятия штопора и заднего сваливания.

Впр: Кто знает авиационное слово 'штопор' и может объяснить, как и почему в него может попасть самолет?

Отв: При выходе крыла за критический угол атаки происходит срыв потока. Происходит он обычно не совсем одновременно на правой и левой консолях. На 'сорвавшейся' консоли РЕЗКО падает Y и растет X . В результате самолет валится вниз, одновременно закручиваясь вокруг 'сорвавшейся' консоли.

На парашуте штопор невозможен. При выходе на закритические углы атаки аппарат попадает в

режим 'заднего сваливания'. **ЗАДНЕЕ СВАЛИВАНИЕ - ЭТО УЖЕ НЕ ПОЛЕТ, А ПАДЕНИЕ.** Купол парашюта складывается и уходит вниз и назад за спину пилота так, что угол наклона строп достигает 45-55 градусов. Пилот падает к земле спиной. При падении с высоты 20-30 метров в режиме заднего сваливания проблемы со здоровьем пилоту гарантированы. Чтобы не попасть в беду, мы будем изучать этот режим на практических занятиях. Нас будут интересовать ответы на два вопроса. Как не попасть в 'сваливание'? Что делать, если аппарат все-таки сорвался? Тогда этот режим будет разобран подробнее.

7. Обтекание воздушным потоком реального крыла.

7.1. Основные геометрические характеристики реального крыла.

Обычно форму крыла определяют, задавая профиль, вид сверху, угол крутки и угол поперечного V.

ПРОФИЛЬ КРЫЛА - сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии (рисунок 31 сечение А-А). Иногда под профилем понимают сечение, перпендикулярное передней или задней кромке крыла (рисунок 31 сечение Б-Б).



ХОРДА ПРОФИЛЯ - участок прямой, соединяющий наиболее удаленные точки профиля. Длину хорды обозначают через 'b'.

Описывая форму профиля, применяют прямоугольную систему координат с началом в передней точке хорды. Ось ОХ направляют по хорде от передней точки к задней, а ось ОУ - вверх. Верхняя и нижняя границы профиля задаются по точкам с помощью таблицы или формулами. Контур профиля строят также, задавая среднюю линию и распределение толщины профиля вдоль хорды. Смотри рисунок 32.



Основными геометрическими характеристиками профиля являются следующие (смотри рисунок 32).

$$\bar{c} = \frac{c}{b};$$

- ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ТОЛЩИНА.

$\bar{X}_c = \frac{X_c}{b}$; - ОТНОСИТЕЛЬНАЯ КООРДИНАТА МАКСИМАЛЬНОЙ ТОЛЩИНЫ.

$\bar{f} = \frac{f}{b}$; - ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ВОГНУТОСТЬ.

$\bar{X}_f = \frac{X_f}{b}$; - ОТНОСИТЕЛЬНАЯ КООРДИНАТА МАКСИМАЛЬНОЙ ВОГНУТОСТИ.

$\bar{R}_n = \frac{R_n}{b}$; - ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ РАДИУС НОСКА.

2τ - УГОЛ ЗАОСТРЕНИЯ ЗАДНЕЙ КРОМКИ.

Описывая форму крыла, используют следующие понятия и характеристики (смотри рисунок 31):

- РАЗМАХ КРЫЛА - расстояние между плоскостями, параллельными плоскости симметрии и касающимися концов крыла.
- $b(r)$ МЕСТНАЯ ХОРДА - хорда профиля в сечении Z .
- b_0 ЦЕНТРАЛЬНАЯ ХОРДА - местная хорда в плоскости симметрии.
- b_k КОНЦЕВАЯ ХОРДА - хорда в конечном сечении.

Если концы крыла закруглены, то концевая хорда определяется так как это показано на рисунке 33.



БАЗОВАЯ ПЛОСКОСТЬ КРЫЛА - плоскость, содержащая центральную хорду и перпендикулярная плоскости симметрии.

- S - ПЛОЩАДЬ КРЫЛА - площадь проекции крыла на его базовую плоскость.
- $\chi_{пк}$ - УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ ПО ПЕРЕДНЕЙ КРОМКЕ - угол между касательной к линии передней кромки и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде.
- $\Phi_{кп}(z)$ - МЕСТНЫЙ УГОЛ КРУТКИ - угол между местной хордой и базовой плоскостью крыла.

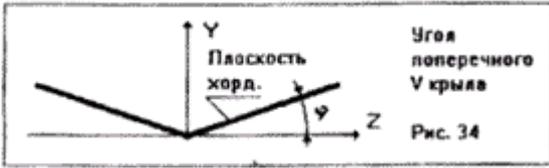
Примечание 1: Крутка считается положительной, если координата 'у' передней точки хорды больше координаты 'у' задней точки хорды.

Примечание 2: Различают геометрическую и аэродинамическую крутки.

- Геометрическая крутка: Закладывается при проектировании ЛА.
- Аэродинамическая крутка: Возникает в полете при деформации крыла под действием аэродинамических сил.

Примечание 3: Наличие крутки приводит к тому, что отдельные участки крыла устанавливаются к воздушному потоку на разных углах атаки.

- $\Phi(z)$ МЕСТНЫЙ УГОЛ ПОПЕРЕЧНОГО V КРЫЛА - смотри рисунок 34 (угол между проекцией на плоскость, перпендикулярную центральной хорде, касательной к линии 1/4 хорд и базовой плоскостью крыла).



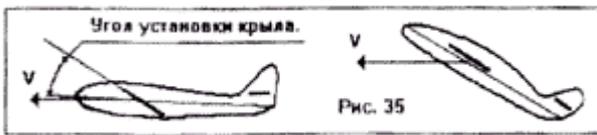
- **УГОЛ АТАКИ КРЫЛА** - Угол между центральной хордой крыла и плоскостью XZ скоростной системы координат.

Впр: Есть ли разница между углами атаки (УА) крыла и самолета?

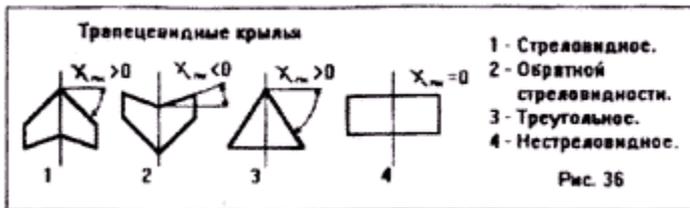
Отв: Угол атаки самолета измеряется относительно строительной оси самолета.

Крыло обычно устанавливают под некоторым углом к ней. Угол этот называется - **УГОЛ УСТАНОВКИ КРЫЛА**.

$УА_КРЫЛА = УА_САМОЛЕТА + УГОЛ_УСТАНОВКИ_КРЫЛА$. Делается это для того, чтобы при полете самолета в крейсерском режиме крыло, установленное под некоторым углом к потоку, создавало 'хорошую' подъемную силу, а фюзеляж, установленный вдоль потока, давал минимальное сопротивление. Смотри рисунок 35.



Форма трапецевидных крыльев однозначно определяется тремя параметрами (смотри рисунок 36):



$\lambda = \frac{l^2}{S}$; **УДЛИНЕНИЕ КРЫЛА** - Отношение квадрата размаха к площади крыла:

$\eta = \frac{b_o}{b_k}$; **СУЖЕНИЕ КРЫЛА** - Отношение длин центральной и концевой хорд.

$X_{ПК}$ - **УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ ПО ПЕРЕДНЕЙ КРОМКЕ**.

7.2. Образование дополнительной подъемной силы на крыле с несимметричным профилем.

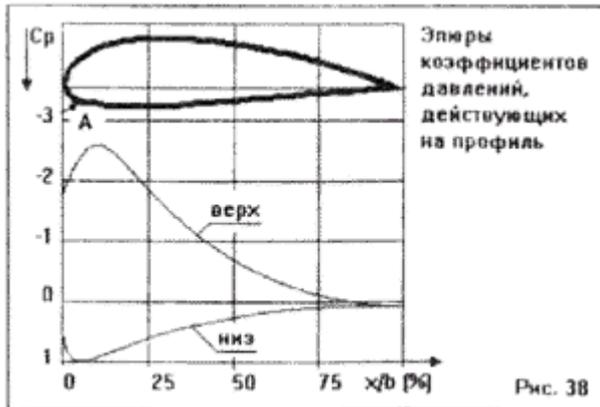
На рисунке 37 показана схема обтекания несимметричного профиля.



Рассмотрим две струйки воздуха, обтекающие верхнюю и нижнюю поверхности профиля. Профиль обтекается без завихрений. Молекулы воздуха в струйках 1 и 2, подходящие одновременно к передней кромке крыла, должны также одновременно отойти от задней кромки. Из рисунка видно, что длина траектории струйки воздуха, обтекающей верхнюю поверхность профиля, (1) больше, чем длина траектории обтекания нижней поверхности (2). Над верхней поверхностью молекулы воздуха

движутся быстрее и располагаются реже, чем внизу. Возникает РАЗРЯЖЕНИЕ. Разница давлений под нижней и над верхней поверхностями крыла приводит к появлению дополнительной подъемной силы. В отличие от пластины, при нулевом угле атаки на крыле с подобным профилем подъемная сила будет не нуль.

Наибольшее ускорение обтекающего профиль потока возникает над верхней поверхностью вблизи передней кромки. Соответственно там же наблюдается и максимальное разрежение. На рисунке 38 показаны эпюры распределения давления по поверхности профиля.



$$C_p = \frac{P - P_n}{q_n}; \quad q_n = \frac{\rho_n * V_n^2}{2};$$

C_p - Коэффициент давления.

P - Давление в потоке.

P_n - Давление в невозмущенном потоке.

q_n - Скоростной напор невозмущенного потока.

ρ_n - Плотность воздуха в невозмущенном потоке.

V_n - Скорость невозмущенного потока.

Примечание: Твердое тело, взаимодействуя с потоком воздуха, изменяет его характеристики (давление, плотность, скорость). Под характеристиками невозмущенного потока мы будем понимать характеристики потока на бесконечно большом удалении от исследуемого тела. То есть там где исследуемое тело с потоком не взаимодействует (не возмущает его).

Коэффициент C_p показывает относительную разницу между давлением воздушного потока на крыло и атмосферным давлением в невозмущенном потоке. Там где $C_p < 0$ поток разрежен. Там где $C_p > 0$ поток испытывает сжатие.

Особо отметим точку 'А'. Это критическая точка. В ней происходит разделение потока. В этом месте скорость потока равна нулю, давление максимально и равно давлению торможения, а коэффициент давления $C_p = 1$.

$$P_o = P_n + q_n;$$

P_o - Давление торможения.

P_n - Давление в невозмущенном потоке.

q_n - Скоростной напор невозмущенного потока.

Распределение давлений по профилю существенно зависит от формы профиля, угла атаки и может значительно отличаться от приведенного на рисунке. Важно лишь уяснить, что **основная часть подъемной силы образуется на первых 25% хорды профиля за счет разрежения воздушного потока над верхней поверхностью крыла.**

7.3. Составляющие коэффициента сопротивления Сх.

$$C_x = C_x(\text{профильное}) + C_x(\text{индуктивное})$$

$$C_{лс}(\text{профильное}) = C_c(\text{давления}) + C_{л:}(\text{трения})$$

$$C_x = C_x(\text{давления}) + C_x(\text{трения}) + C_{л-}(\text{индуктивное})$$

Оглавления): определяется формой профиля.

$C_x(\text{трения})$: зависит от шероховатости обтекаемой поверхности.

$C_c(\text{индуктивное})$: возникает из-за закручивания потока на концах крыла.

7.4. Индуктивное сопротивление крыла.

При обтекании крыла над верхней и под нижней поверхностями давление воздуха оказывается разным. Внизу больше, наверху меньше. Собственно, это и определяет возникновение подъемной силы. В 'середине' крыла воздух течет строго от передней кромки к задней. На концах же картина обтекания меняется. Воздух, стремясь из зоны повышенного давления в зону пониженного давления, перетекает из под нижней поверхности на верхнюю через законцовки крыла. Воздушный поток при этом закручивается. С концов крыла срываются два вихря, которые некоторое время 'живут' в атмосфере, а затем постепенно рассасываются. Очевидно, что чем разница давлений над верхней и под нижней поверхностями крыла больше, тем образующиеся вихри интенсивнее.

Вихри, срывающиеся с законцовок крыла, называются СПУТНЫМИ СТРУЯМИ.

Энергия, затрачиваемая на образование этих вихрей, и определяет индуктивное сопротивление крыла. См. рисунок 39.



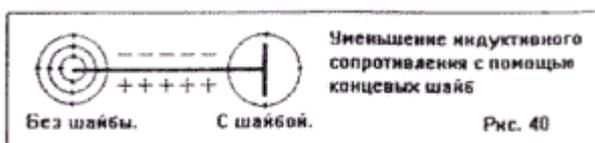
Способы уменьшения индуктивного сопротивления:

- Увеличение удлинения крыла.
- Установка концевых шайб.
- Отрицательная кривая крыла (уменьшение углов атаки на законцовках консолей).

Примечание 1: УДЛИНЕНИЕ КРЫЛА - отношение квадрата размаха к площади крыла. У крыла с бесконечным размахом (или бесконечным удлинением) индуктивное сопротивление равно нулю.

Примечание 2: Концевые шайбы - это вертикальные плоскости, устанавливаемые на законцовках консолей. Они препятствуют перетеканию воздуха и, таким образом, уменьшают индуктивное сопротивление.

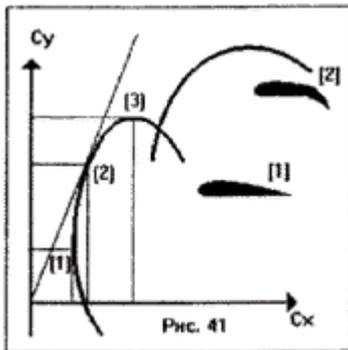
См. рисунок 40.



Примечание 3: Уменьшение углов атаки на законцовках консолей на парапланах не применяется, так как ведет к увеличению вероятности подворота консолей.

7.5. Зависимость формы поляры крыла от формы профиля.

Смотри рисунок 41.



Впр: На рисунке 41 для профиля [1] показаны точки (1), (2), (3). Назвать соответствующие им углы атаки.

Отв: (1)- Экономический УА.
(2)- Наивыгоднейший УА.
(3)- Критический УА.

Впр: Какое крыло лучше, судя по полярам на рисунке 417

Отв: Каждое крыло хорошо для 'своего' режима полета:

[1]- Имеет лучшее аэродинамическое качество. Это полезно в полете.

[2]- Имеет большие значения C_y . Это полезно при заходе на посадку для уменьшения посадочной скорости.

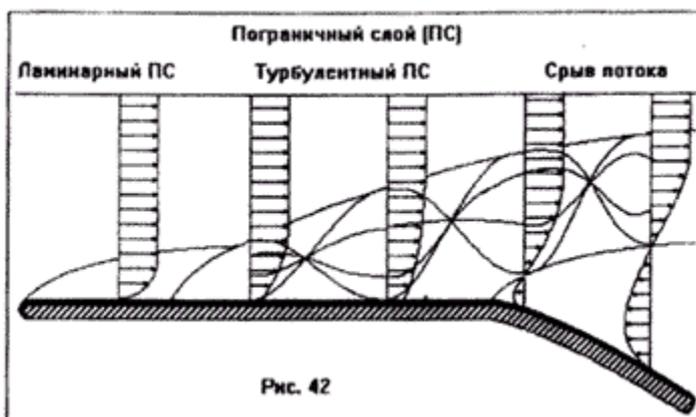
8. Пограничный слой (ПС).

8.1. Понятие пограничного слоя.

ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ - тонкий слой воздуха, непосредственно примыкающий к обтекаемой поверхности и тормозящийся о нее.

На расстоянии НУЛЬ от обтекаемой поверхности скорость потока относительно поверхности равна НУЛЮ. По мере удаления от поверхности ее влияние уменьшается и скорость потока увеличивается. Толщина ПС для сверхлегких ЛА(СЛА) составляет 2-12 мм. ПС бывает ЛАМИНАРНЫЙ (ровный) и ТУРБУЛЕНТНЫЙ (вихревой).

Смотри рисунок 42.



Ламинарный ПС бывает на очень гладких поверхностях обтекания, как правило, при малых скоростях и температурах набегающего потока. По мере удаления от передней кромки толщина ПС увеличивается и он из ламинарного обычно превращается в турбулентный. На парапланах и дельтапланах из-за шершавости материала, из которого изготовлены крылья, ПС практически всегда турбулентный. При увеличении толщины ПС до некоторого критического значения происходит его отрыв от обтекаемой поверхности. Обсуждавшийся ранее 'срыв потока' фактически определяется

отрывом ПС.

8.2. Обтекание воздушным потоком вращающегося шара.

Впр: Игравшие в футбол слышали о таком приеме, как 'закрутка' мяча. 'Крученный' мяч летит иначе, чем 'некрученный'. Очевидно, что в воздухе на него действует какая-то аэродинамическая сила. Как эта сила образуется и куда направлена?

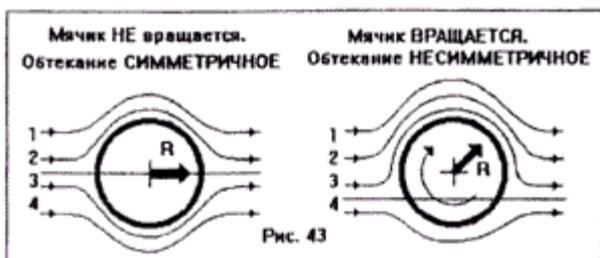
Примечание 1: Этот эксперимент можно провести в домашних условиях, если использовать не тяжелый мяч, а легкий круглый надувной воздушный шар. Если шар закрутить и бросить вперед, то полетит он не прямо, а по дуге.

Примечание2: Отвлечемся от футбола и мяча. Формально задача сводится к тому, что нужно определить, как будут взаимодействовать между собой вращающийся шар и набегающий на него поток воздуха.

Отв: Для ответа на вопрос следует вспомнить две разобранные темы.

- Пограничный слой (1).
- Механизм образования дополнительной подъемной силы на крыле с несимметричным профилем (2).

Нарисуем схемы обтекания невращающегося и вращающегося шаров.
Смотри рисунок 43.



Если мяч не вращается, то воздух обтекает его симметрично. Условные струйки воздуха 1 и 2 обходят его сверху, а 3 и 4 снизу. Аэродинамическая сила R направлена вдоль набегающего потока.

Если мяч начинает вращаться, то картина его обтекания меняется. Так как на поверхности тела скорость воздуха относительно тела равна нулю (I), то струйка 3, при приближении к вращающейся поверхности мяча как бы 'захватывается' ею, 'прилипает' к ней и начинает обходить мяч сверху. Обтекание мяча становится **НЕСИММЕТРИЧНЫМ**.

Далее все происходит, как на крыле с несимметричным профилем. Струйка 3 бежит 'дальней дорогой', струйка 4 - 'ближней'. Струйка 3 бежит быстрее. Над мячом возникает разряжение. У R появляется боковая составляющая направленная, в данном случае, вверх.