

## УЧИСЬ ЛЕТАТЬ НА ДЕЛЬТАПЛАНЕ

|                                                                                                |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| ○ I. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА                                                                  | 2   |
| ○ АЭРОДИНАМИКА ДЕЛЬТАПЛАНА                                                                     | 2   |
| ○ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЕЛЬТАПЛАНА                                                    | 17  |
| ○ ЭВОЛЮЦИЯ КРЫЛА ДЕЛЬТАПЛАНА                                                                   | 19  |
| ○ ТЕОРИЯ ПОЛЕТА ДЕЛЬТАПЛАНА                                                                    | 22  |
| ○ ТЕОРИЯ ПАРЯЩИХ ПОЛЕТОВ                                                                       | 29  |
| ○ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ДЕЛЬТАПЛАНА                                                     | 36  |
| Боковая устойчивость и управляемость дельтаплана                                               | 40  |
| ○ ЗАТЯГИВАНИЕ В ПИКИРОВАНИЕ И МЕРЫ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ УСТОЙЧИВОСТИ ПЛАНИРУЮЩЕГО ПОЛЕТА ДЕЛЬТАПЛАНА | 44  |
| ○ БАЛАНСИРОВКА ДЕЛЬТАПЛАНА. ВЫБОР ТОЧКИ ПОДВЕСКИ ПИЛОТА. МЕТОДИКА ОБЛЕТА ДЕЛЬТАПЛАНА           | 47  |
| ○ КОНСТРУКЦИЯ ДЕЛЬТАПЛАНА                                                                      | 48  |
| ○ КЛАССИФИКАЦИЯ ДЕЛЬТАПЛАНОВ                                                                   | 61  |
| ○ НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ДЕЛЬТАПЛАН В ПОЛЕТЕ. ПРОЧНОСТЬ ДЕЛЬТАПЛАНА                          | 63  |
| ○ МЕТЕОРОЛОГИЯ                                                                                 | 68  |
| Ветер                                                                                          | 70  |
| Турбулентность                                                                                 | 73  |
| Признаки изменения погоды                                                                      | 80  |
| ○ ОКАЗАНИЕ ПЕРВОЙ МЕДИЦИНСКОЙ ПОМОЩИ                                                           | 82  |
| Раны мягких тканей                                                                             | 83  |
| Растяжение связок                                                                              | 83  |
| Сотрясение или сдавление головного мозга                                                       | 83  |
| Вывихи                                                                                         | 83  |
| Переломы                                                                                       | 83  |
| Основные приемы оказания помощи при переломах                                                  | 84  |
| Основные виды переломов                                                                        | 84  |
| Травматический шок                                                                             | 85  |
| Коллапс                                                                                        | 85  |
| Кровотечения                                                                                   | 85  |
| Отморожения                                                                                    | 85  |
| Утопление                                                                                      | 86  |
| Электротравма                                                                                  | 86  |
| ○ II. НАЗЕМНАЯ ПОДГОТОВКА                                                                      | 86  |
| ○ ОБЩАЯ И СПЕЦИАЛЬНАЯ ФИЗИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА ДЕЛЬТАПЛАНЕРИСТА                                   | 86  |
| Комплекс упражнений, рекомендуемый дельтапланеристам                                           | 87  |
| ○ ТРЕНАЖНАЯ ПОДГОТОВКА                                                                         | 89  |
| Упражнения на тренажере                                                                        | 89  |
| Упражнения на собранном дельтаплане                                                            | 92  |
| ○ ВОПРОСЫ ПСИХОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ДЕЛЬТАПЛАНЕРИСТОВ                                         | 95  |
| ○ ЭКИПИРОВКА ДЕЛЬТАПЛАНЕРИСТА                                                                  | 98  |
| Подвесная система                                                                              | 98  |
| ○ ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ ДЕЛЬТАПЛАНА                                                            | 100 |
| ○ ОСМОТРЫ ТЕХНИКИ                                                                              | 103 |
| ○ Ремонт дельтаплана                                                                           | 103 |
| ○ III. ЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА                                                                       | 105 |
| ○ ТРЕБОВАНИЯ К ОРГАНИЗАЦИИ ПОЛЕТОВ НА ДЕЛЬТАПЛАНАХ                                             | 105 |
| Организация полетов в дельтаклубе                                                              | 105 |
| Выбор склонов для первоначального обучения                                                     | 106 |
| ○ ПРАКТИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ                                                                  | 107 |

|                                                                                                                        |     |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|-----|
| ○ СТАРТ                                                                                                                | 107 |     |
| Подготовка к старту                                                                                                    |     | 108 |
| Ошибки, их последствия и действия по устранению                                                                        |     | 108 |
| Ошибки, их последствия и действия по устранению                                                                        |     | 109 |
| ○ Разбег                                                                                                               | 109 |     |
| Ошибки, их последствия и действия по устранению                                                                        |     | 109 |
| ○ Взлет                                                                                                                | 110 |     |
| Ошибки, их последствия и действия по устранению                                                                        |     | 110 |
| ○ Набор скорости после отрыва                                                                                          | 110 |     |
| Ошибки, их последствия и действия по устранению                                                                        |     | 111 |
| ○ Трудности, возникающие при старте                                                                                    | 111 |     |
| ○ ПЛАНИРОВАНИЕ                                                                                                         | 112 |     |
| Ошибки, их последствия и действия по устранению                                                                        |     | 112 |
| ○ ПОВОРОТЫ                                                                                                             | 113 |     |
| ○ ПОСАДКА                                                                                                              | 115 |     |
| Ошибки, их последствия и действия по устранению                                                                        |     | 115 |
| ○ ПАРЯЩИЕ ПОЛЕТЫ В ПОТОКАХ ОБТЕКАНИЯ                                                                                   | 116 |     |
| Мыс                                                                                                                    |     | 117 |
| Лощина                                                                                                                 |     | 117 |
| Обрыв                                                                                                                  |     | 118 |
| Сигнализация флажками при парящих полетах                                                                              |     | 120 |
| Правила расхождения дельтапланов в воздухе                                                                             |     | 120 |
| ○ ДЕЙСТВИЯ СПОРТСМЕНА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА                                                                          | 122 |     |
| Действия спортсмена при попадании в опасные метеоусловия                                                               |     | 122 |
| Действия спортсмена при потере пространственной ориентировки                                                           |     | 122 |
| Действия спортсмена при попадании в зону спутной турбулентности от впереди летящего дельтаплана                        |     | 122 |
| Действия спортсмена при ухудшении состояния здоровья                                                                   |     | 122 |
| Действия спортсмена при попадании в режимы, при которых дельтаплан непреднамеренно теряет устойчивость и управляемость |     | 122 |
| Действия спортсмена при затягивании в облака                                                                           |     | 123 |
| Действия спортсмена при вынужденной посадке вне посадочной площадки                                                    |     | 123 |
| Действия спортсмена при посадке на воду                                                                                |     | 123 |
| Действия спортсмена при посадке на лес                                                                                 |     | 123 |
| Действия спортсмена при посадке на строения                                                                            |     | 123 |
| Действия спортсмена при посадке на линию электропередач                                                                |     | 123 |
| Действия спортсмена при частичной поломке дельтаплана в воздухе                                                        |     | 123 |
| Действия спортсмена по устранению столкновения с прочими препятствиями                                                 |     | 123 |
| ○ ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ НА ДЕЛЬТАПЛАНАХ                                                  | 124 |     |
| ○ ПАМЯТКА НАЧИНАЮЩЕМУ ДЕЛЬТАПЛАНЕРИСТУ                                                                                 | 124 |     |

---

## I. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА

### АЭРОДИНАМИКА ДЕЛЬТАПЛАНА

**Аэродинамика** — наука, изучающая законы движения газов и их силовое воздействие на поверхность обтекаемых тел.

Воздух отличается от других газов лишь значением своих физических констант; законы движения воздуха и других газов, а в определенных условиях и жидкостей, качественно одни и те же. Поэтому аэродинамика в более широком понимании есть наука о движении газов и жидкостей и их взаимодействии с находящимися в потоке телами.

Аэродинамика летательных аппаратов имеет большое прикладное значение. Данные аэродинамики широко используются при проектировании летательных аппаратов различного назна-

чения, при расчете летных и маневренных свойств самолетов, ракет, а также при решении целого ряда других технических задач.

**Атмосфера Земли.** Воздух, окружающий Землю, является смесью газов. На уровне моря в его объемный состав входят 78% азота, 21% кислорода и 1% других газов и водяных паров.

Состояние атмосферы непостоянно: вблизи поверхности земли оно зависит от времени года, суток, географической широты, метеорологических явлений и т. п. Особенно изменяются физические и термодинамические свойства воздуха с изменением высоты. В связи с нестабильностью этих характеристик для практических расчетов введены условные зависимости параметров атмосферы, сведенные в таблицы и графики Стандартной атмосферы (СА) (ГОСТ 4401—73). Рассмотрим ряд основных параметров, определяющих характеристики атмосферы.

Давление — это вес столба воздуха, приходящийся на единицу поверхности.

объема поверхности земли оно составляет 101 325 Па. Плотность воздуха определяется его массой, заключенной в единице объема.

$$\rho = m / V \text{ (кг/м}^3\text{)}.$$

где:  $m$  — масса воздуха в кг,

$V$  — объем, занимаемый воздухом в  $\text{м}^3$ .

На уровне моря, по данным СА-73, в  $1 \text{ м}^3$  заключено 1,226 кг воздуха.

Плотность и давление воздуха резко уменьшаются с подъемом на высоту и на высоте 6,5 км составляют половину величин плотности и давления на уровне моря.

Температура воздуха измеряется в градусах Цельсия. Подъем на 1 км (в тропосфере, до высот примерно 8—12 км) соответствует понижению температуры в среднем на  $6,5^\circ \text{C}$ . Однако имеются диапазоны высот, где температура остается постоянной либо резко увеличивается с ростом высоты.

Вязкость — это способность жидкостей и газов сопротивляться усилиям сдвига.

Вязкость газа практически не проявляется в свободном потоке, но сильно сказывается при движении потока вблизи твердых поверхностей. В результате на поверхности тела образуется заторможенный, так называемый пограничный слой жидкости (или газа). Скорость потока в пограничном слое возрастает от нуля на поверхности тела до местной скорости набегающего потока (рис. 4).

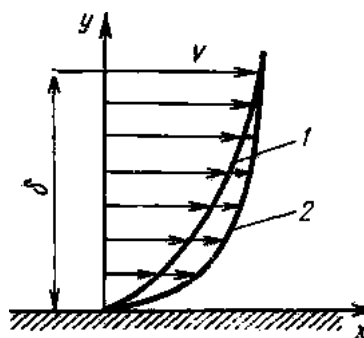


Рис. 4. Скорость потока в пограничном слое:

Если газ (жидкость) в пограничном слое течет плавно, без завихрений, то такой слой называется ламинарным. Если в пограничном слое происходит интенсивное завихрение частиц газа (жидкости), то такой слой называется турбулентным.

Толщина пограничного слоя  $\delta$  весьма условна, так как торможение потока, вызванное вязкостью газа, распространяется на довольно большую область, окружающую тело. Тем не менее интенсивное торможение частиц газа наблюдается только в очень тонком слое, непосредственно прилегающем к поверхности тела.

Толщина пограничного слоя нарастает по мере удаления от передней кромки (по мере увеличения координаты  $X$ ), причем при одинаковых скоростях невозмущенного потока ламинар-

ный слой всегда тоньше, чем турбулентный (рис. 5).

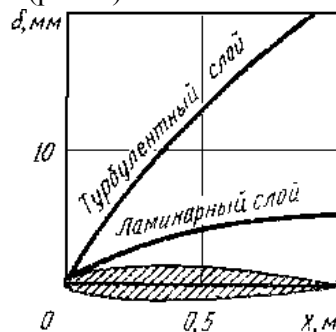


Рис. 5. Толщина пограничного слоя

Это объясняется тем, что в турбулентном слое, вследствие интенсивного перемешивания частиц, большая масса газа вовлекается в процесс торможения за счет вязкости.

Сходя с задней кромки обтекаемого тела, пограничный слой образует спутную струю, постепенно размывающуюся по мере удаления от тела (рис. 6).

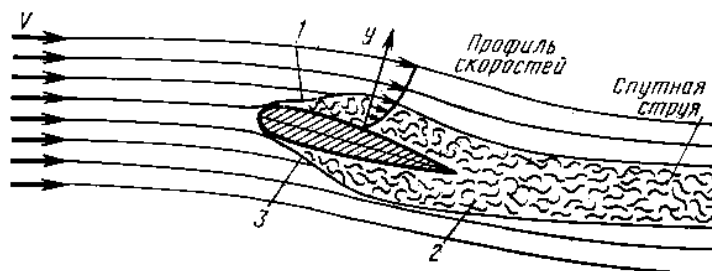


Рис. 6. Образование спутной струи:  
1 - ламинарный слой; 2 — турбулентный слой; 3 — зона перехода

Сжимаемость воздуха — это его способность изменять свой объем и плотность при изменении температуры или внешнего давления. Влияние сжимаемости в полете проявляется на скоростях, близких к скорости звука, и поэтому мы рассматривать ее не будем.

**Аэродинамические спектры обтекания тел потоком газа.** При изучении сложных явлений, связанных с обтеканием тел потоком газа, очень помогает наблюдение за линиями тока и траекториями частиц.

Изучение аэродинамических спектров помогает правильно понять физическую сущность явлений обтекания. На рис. 7 хорошо видно, что наиболее плавный спектр обтекания с небольшим завихрением потока за телом имеет каплеобразное тело (рис. 7, в). Такие тела в аэродинамике называются удобообтекаемыми.

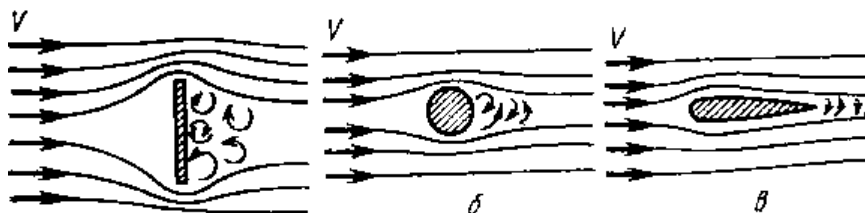


Рис. 7. Спектры обтекания воздушным потоком тел различной формы:  
а — плоская пластина; б — шар; в — профиль крыла

Возникновение за телом области вихрей является одной из причин образования силы сопротивления, возникающей у тела в потоке воздуха. Чем больше и интенсивнее вихреобразование за телом, тем больше сила сопротивления такого тела. Вполне очевидно, что спектры обте-

кания зависят не только от формы и размеров тела, но и от их ориентации по отношению к набегающему потоку.

**Крыло в потоке несжимаемой жидкости.** Свойства летательного аппарата в значительной мере определяются аэродинамикой крыла.

Величина аэродинамического качества крыла в первую очередь зависит от его геометрии, которая определяется формой профиля, формой в плане и поперечной стреловидностью.

Профилем крыла называется форма (контур) сечения крыла, получаемая от пересечения крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета (рис. 8).

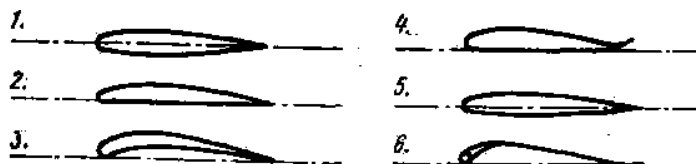


Рис. 8. Формы профилей крыла (дозвуковые профили):

1 — симметричный профиль; 2 — плосковыпуклый профиль; 3 — профиль крыла, разработанный Н. Е. Жуковским; 4 — S-образный профиль; 5 — двояко-выпуклый профиль; 6 — профиль купола дельтаплана

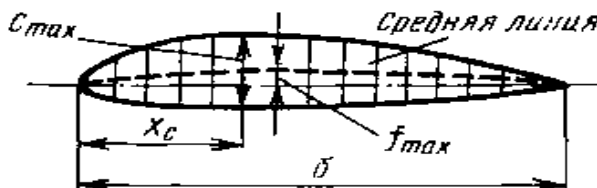


Рис. 9. Параметры профиля крыла

Рассмотрим основные параметры, характеризующие форму профилей крыла (рис. 9).

**Относительная толщина профиля ( $\bar{C}$ )** - отношение максимальной толщины профиля  $C_{max}$  к его хорде  $b$ , измеряемое в процентах:

$$\bar{C} = \frac{C_{max}}{b} 100\%.$$

До 4% — тонкие профили, 4—12% — профили средней толщины, более 12% — толстые профили, так называемые профили Жуковского.

**Хордой  $b$**  называется отрезок, соединяющий концевые точки профиля (см. рис. 9).

**Координата  $\bar{X}_C$  максимальной толщины профиля** измеряется в процентах от хорды, считая от носка профиля:

$$\bar{X}_C = \frac{X_c}{b} 100\%.$$

**Относительная кривизна (вогнутость) профиля ( $\bar{f}$ )** — отношение стрелы прогиба средней линии профиля  $f_{max}$  к его хорде, измеряемое в процентах:

$$\bar{f} = \frac{f_{max}}{b} 100\%.$$

Стрелой прогиба называется максимальное отклонение средней линии профиля от его хорды, средней линией профиля — линия, проходящая через середины отрезков, соединяющих точки с одинаковой координатой  $X$  на верхнем и нижнем обводах профиля.

Группа профилей, имеющих одинаковый закон построения средней линии, но отличаю-

щихся относительной толщиной, называется серией или семейством профилей.

Исходя из требований аэродинамики и из конструктивных соображений, крыло обычно набирают из профилей разных серий с разной относительной толщиной. Такие крылья называют аэродинамически закрученными (рис. 10).

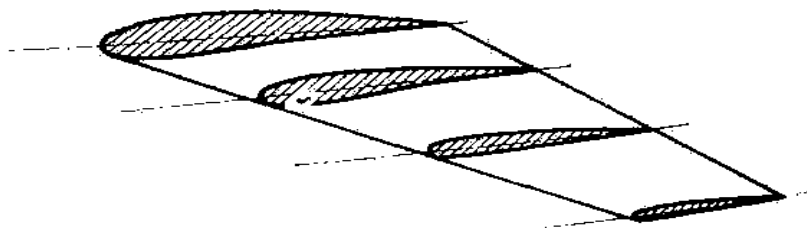


Рис. 10. Аэродинамическая крутка крыла

Хорды профилей, составляющих крыло, могут иметь разные углы по отношению к продольной оси летательного аппарата, которые обычно у корня крыла больше, а на конце крыла меньше. Такие крылья называют геометрически закрученными (рис. 11).

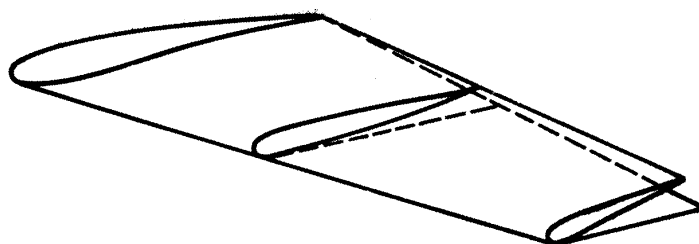


Рис. 11. Геометрическая (отрицательная) крутка крыла

Форма крыла в плане — это вид на крыло сверху (рис. 12).

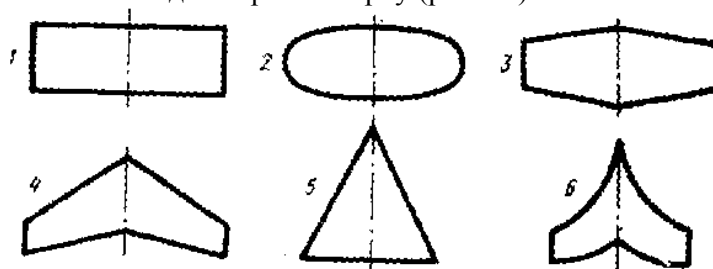


Рис. 12. Форма крыла в плане:

1 — прямоугольное; 2 — эллиптическое; 3 — трапецевидное; 4 — стреловидное;  
5 — треугольное; 6 — серповидное

Рассмотрим параметры, характеризующие форму крыла в плане (рис. 13).

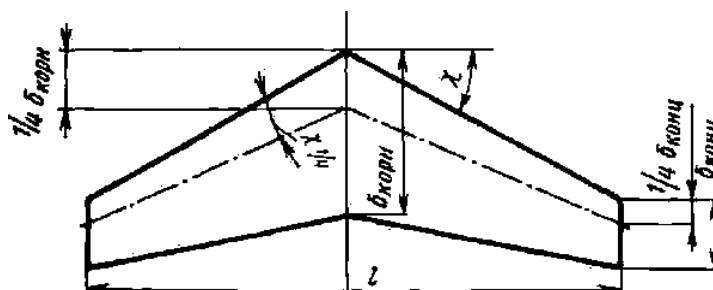


Рис. 13. Параметры, характеризующие форму крыла в плане

**Размах**  $l$  — расстояние между концевыми точками крыла, измеренное по нормали к плоскости симметрии.

**Относительное удлинение**  $\lambda$  — отношение квадрата размаха к площади крыла:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}.$$

Для прямоугольного крыла формула удлинения имеет более простой вид:

$$\lambda = \frac{l}{b} \quad \text{— отношение размаха крыла к его хорде.}$$

**Сужение**  $\eta$  — отношение корневой хорды крыла  $b_{\text{корн}}$  к его концевой хорде  $b_{\text{кон}}$ :

$$\eta = \frac{b_{\text{КОРН}}}{b_{\text{КОН}}}.$$

**Угол стреловидности**  $\chi$ . Обычно под этим углом понимают угол, заключенный между перпендикуляром к плоскости симметрии крыла и передней кромкой крыла. Иногда угол стреловидности отсчитывают от оси, расположенной на расстоянии  $1/4$  хорды крыла от его передней кромки (угол  $\chi_{1/4}$  на рис. 13). Величина угла стреловидности достигает  $60^\circ$  и более.

**Поперечная стреловидность крыла.** Многие крылья кроме стреловидности в плане имеют также поперечную стреловидность, при которой концы крыла подняты вверх (положительная стреловидность) или опущены вниз (отрицательная стреловидность). Поперечная стреловидность оценивается углом поперечного  $V$  крыла (рис. 14).

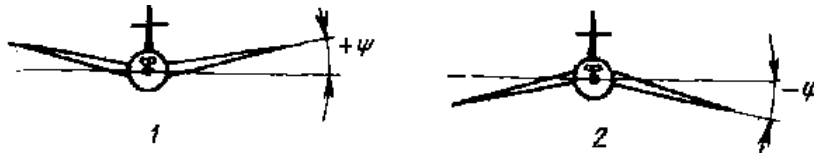


Рис. 14. Поперечное V-крыла:

1 —положительный угол  $+\psi$ ; 2 — отрицательный угол  $-\psi$

**Угол атаки крыла** (ориентировка крыла в воздушном потоке). Величина действующей на крыло аэродинамической силы зависит от угла, под которым крыло встречает набегающий поток воздуха. Этот угол, именуемый углом атаки  $\alpha$ , определяется для изолированного профиля как угол между хордой профиля и вектором скорости набегающего потока. Угол атаки может быть положительным, отрицательным и нулевым (рис. 15).

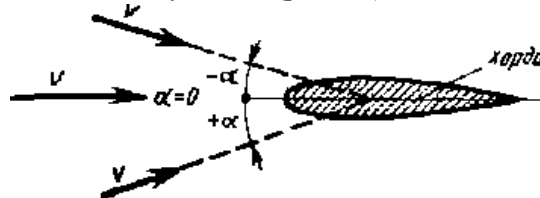


Рис. 15. Угол атаки крыла

Для геометрически закрученного крыла, у которого хорды составляющих его профилей не лежат в одной плоскости, угол атаки определяется как угол, образованный так называемой средней аэродинамической хордой (САХ) крыла и вектором скорости. Средняя аэродинамическая хорда — это хорда условного прямоугольного крыла, которое создает такой же продольный момент относительно центра тяжести самолета, что и действительное крыло (рис. 16).

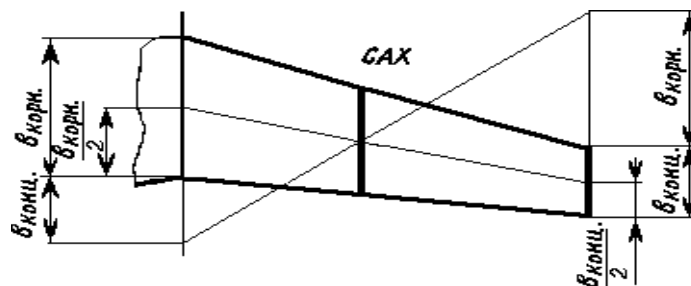


Рис. 16. Построение САХ крыла

**Полная аэродинамическая сила крыла.** Согласно третьему закону Ньютона сила воздействия крыла на воздух равна силе воздействия воздушного потока на крыло. Эта сила получила название полной аэродинамической силы  $R$  крыла.

Если обтекание крыла имеет симметричный характер, то направление силы  $R$  совпадает с направлением невозмущенного потока (рис. 17, а). В общем случае при несимметричном обтекании направление силы  $R$  не совпадает с направлением невозмущенного потока (рис. 17, б). Точка пересечения линии действия силы  $R$  с хордой называется центром давления (ЦД). Координата ЦД относительно носа профиля обозначается через  $X_D$  (рис. 17, б).

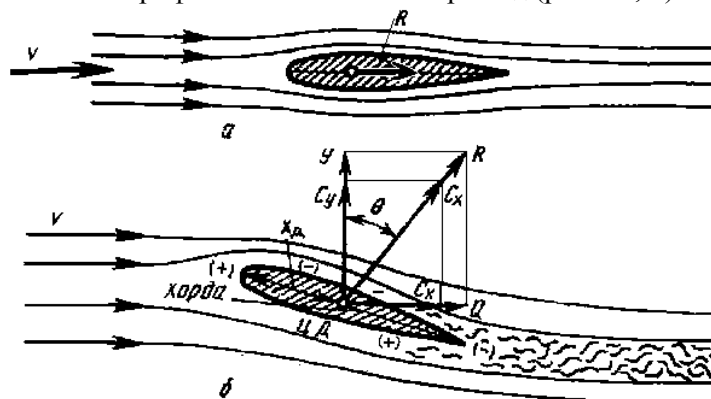


Рис. 17. Полная аэродинамическая сила крыла:

а — при симметричном обтекании, б — при несимметричном обтекании (здесь и далее знак «+» означает повышенное давление воздуха по сравнению с давлением окружающей атмосферы, знак «-» — пониженное давление)

Рассмотрим причины возникновения полной аэродинамической силы в случае несимметричного обтекания крыла.

Профиль крыла деформирует набегающий на него поток воздуха таким образом, что на верхней поверхности крыла скорость обтекания возрастает, а давление воздуха уменьшается. На нижней поверхности крыла картина обратная — скорость обтекания уменьшается, а давление возрастает. Перед носком крыла поток тормозится, поэтому в данной зоне давление воздуха повышается, а за задней кромкой крыла, где поток воздуха отрывается, возникает область разряжения.

Силовое воздействие воздушного потока на крыло проявляется не только в виде давления, но также и в виде трения воздуха в пограничном слое. От общего воздействия разностей давлений воздуха под и над крылом, перед крылом и за ним, а также трения в пограничном слое образуется полная аэродинамическая сила крыла.

Формула для определения силы  $R$  выглядит следующим образом:

$$R = C_R \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} \quad \text{или} \quad R = C_R \cdot S \cdot q,$$

где:  $q = \rho \cdot \frac{V^2}{2}$  — скоростной напор,  $C_R$ —коэффициент полной аэродинамической силы крыла, зависящий от угла атаки, формы профиля, формы крыла в плане, состояния (шероховатости) поверхности крыла и др.,  $S$  — площадь крыла,  $\rho$  — плотность воздуха,  $V$  — скорость набегающего потока воздуха.

Полную аэродинамическую силу  $R$  удобно разложить на два направления: вдоль потока и перпендикулярно ему (см. рис. 17, б).

Составляющую полной аэродинамической силы  $R$  направленную вдоль потока воздуха в сторону, противоположную направлению движения крыла, обозначают через  $Q$  и называют силой лобового сопротивления.

Составляющую полной аэродинамической силы, направленную перпендикулярно к набегающему поток воздуха, обозначают через  $Y$  и называют подъемной силой.

Рассмотрим более подробно эти составляющие полной аэродинамической силы.

**Подъемная сила крыла.** Причиной возникновения подъемной силы является разность давлений воздуха на верхней и нижней поверхности крыла. При симметричном профиле крыло на нулевом угле атаки не создает подъемной силы вследствие симметричности обтекания сверху и снизу крыла (см. рис. 17, а). У несимметричного (выпуклого) профиля подъемная сила может быть равной нулю только при некотором отрицательном угле атаки  $\alpha$ .

Формула подъемной силы крыла по структуре аналогична формуле полной аэродинамической силы  $R$ :

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

где  $C_y$ —коэффициент подъемной силы, учитывающий форму профиля, угол атаки крыла и определяемый опытным путем в аэродинамической трубе или расчетным методом.

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки. Опыт показывает, что при увеличении угла атаки крыла коэффициент подъемной силы  $C_y$  сначала возрастает, а затем, при достижении какого-то максимального значения, с дальнейшим увеличением угла атаки начинает уменьшаться (рис. 18).

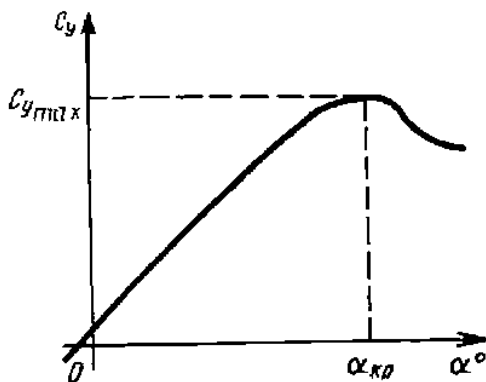


Рис 18. Зависимость  $C_y$  от  $\alpha$

Угол атаки  $\alpha_{кр}$ , при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения, называют критическим углом атаки. На закритических углах атаки, т. е. при  $\alpha > \alpha_{кр}$ , коэффициент  $C_y$  уменьшается вследствие срыва потока с верхней поверхности крыла.

При увеличении относительной кривизны  $f$  профиля его обтекание улучшается, срыв потока происходит на больших углах атаки крыла, коэффициенты  $C_y$  и  $C_{y_{max}}$  увеличиваются.

**Сила лобового сопротивления крыла.** Сила лобового сопротивления крыла  $Q$  независимо от величины угла атаки всегда направлена против движения крыла. Лобовое сопротивление

крыла является суммой сил сопротивления, вызываемых различными причинами. Познакомимся с этими силами.

**Профильное сопротивление крыла.** Рассмотрим крыло бесконечного размаха, когда влияние концов крыла исключено. В этом случае аэродинамические характеристики крыла являются характеристиками его профиля.

Сопротивление крыла бесконечного размаха называется профильным сопротивлением и обозначается  $Q_P$ . Профильное сопротивление, вызываемое разностью давлений перед крылом и за ним, трением воздуха о его поверхность в пограничном слое, зависит только от формы профиля и состояния (шероховатости) поверхности крыла (рис. 19).

$$Q_P = C_{x_P} \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$$

где:  $C_{x_P}$  — коэффициент профильного сопротивления. В диапазоне летных углов  $C_{x_P} \approx \text{const}$ .



Рис. 19. К возникновению профильного сопротивления

**Индуктивное сопротивление крыла.** При переходе от крыла бесконечного размаха к крылу конечного удлинения появляется новый вид сопротивления, величина которого резко повышается при увеличении угла атаки.

Это сопротивление называется индуктивным и обозначается  $Q_i$ .

$$Q_i = C_{x_i} \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2},$$

где,  $C_{x_i} \approx \frac{C_y^2}{\pi \lambda}$  — коэффициент индуктивного сопротивления, зависящий от удлинения крыла и угла атаки.

В отличие от крыла бесконечного размаха, все сечения которого обтекаются плоскопараллельным потоком, обтекание на концах крыла конечного размаха имеет пространственный характер. Это объясняется перетеканием воздуха по торцам крыла из области повышенного давления под крылом в область пониженного давления над крылом (рис. 20).

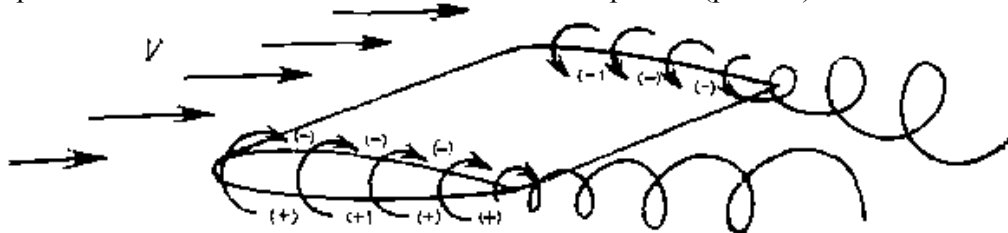


Рис. 20. Перетекание воздуха по торцам крыла

Так как разность давления на поверхности крыла определяет величину подъемной силы, то между подъемной силой и индуктивным сопротивлением имеется тесная связь. Если нет подъемной силы, индуктивное сопротивление отсутствует.

Чем больше угол атаки, тем больше подъемная сила и, следовательно, индуктивное сопротивление.