

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**  
Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности  
летательных аппаратов

Ефимов В.В., Ефимова М.Г.

**АВИАЦИЯ В СИСТЕМЕ ТРАНСПОРТНЫХ КОММУНИКАЦИЙ**

Пособие к практическим занятиям

*для студентов специальности 030602  
дневного обучения*

Москва – 2007

Рецензент к.т.н., доцент Клемина Л.Г.

Ефимов В.В., Ефимова М.Г.

Авиация в системе транспортных коммуникаций: Пособие к практическим занятиям. – М.:МГТУГА. – 2007. 30 с.

Данное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов 2 курса специальности 030602 дневного обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 04.09.2007 (протокол №1) и методического совета МФ \_\_\_\_\_.

**СОДЕРЖАНИЕ**

ВВЕДЕНИЕ .....	4
РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА .....	4
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 1 Изучение строения атмосферы, параметров и свойств воздуха. Стандартная атмосфера.....	5
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 2 Определение геометрических характеристик профиля крыла.....	12
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3 Определение геометрических характеристик крыла в плане и при виде спереди .....	16
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 4 Определение аэродинамических характеристик крыла самолета .....	20
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 5 Понятие о перегрузке.....	22
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 6 Определение летно-технических характеристик самолета.....	24
ПРИЛОЖЕНИЕ 1 .....	27
ПРИЛОЖЕНИЕ 2 .....	28
ПРИЛОЖЕНИЕ 3 .....	30

## ВВЕДЕНИЕ

Настоящее пособие содержит в себе задания для проведения практических занятий по дисциплине «Авиация в системе транспортных коммуникаций». Практические занятия призваны помочь закреплению теоретического материала и получению знаний прикладного характера по всем изучаемым разделам курса. Задания, выполняемые на практических занятиях, могут быть использованы студентами для подготовки к сдаче зачета, поэтому желательно выполнять их в отдельной тетради или в тетради с конспектом лекций, который студент должен приносить на каждое практическое занятие.

Практическое занятие должно быть оформлено аккуратно, обязательно записан его номер и название. Все записи должны быть выполнены ручкой, а чертежи и графики – карандашом. Для практических занятий обязательно понадобятся линейка, ластик, карандаш, калькулятор с полным набором функций и, желательно, транспортир.

Отчет о выполнении заданий в конце занятия представляется преподавателю на подпись. Студенты, пропустившие занятия по уважительной причине, должны получить у преподавателя задание для отработки. Студенты, пропустившие и не отработавшие хотя бы одно практическое занятие, не допускаются к сдаче экзамена.

## РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Ефимова М.Г. Авиация в системе транспортных коммуникаций: Учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2006. – 108 с., 80 рис., 3 табл.
2. Никитин Г.А., Баканов Е.А. Основы авиации. – М.: Транспорт, 1984. – 264 с.
3. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники. – М.: Машиностроение, 2003. – 720 с.: ил.

## ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 1

### Изучение строения атмосферы, параметров и свойств воздуха.

#### Стандартная атмосфера

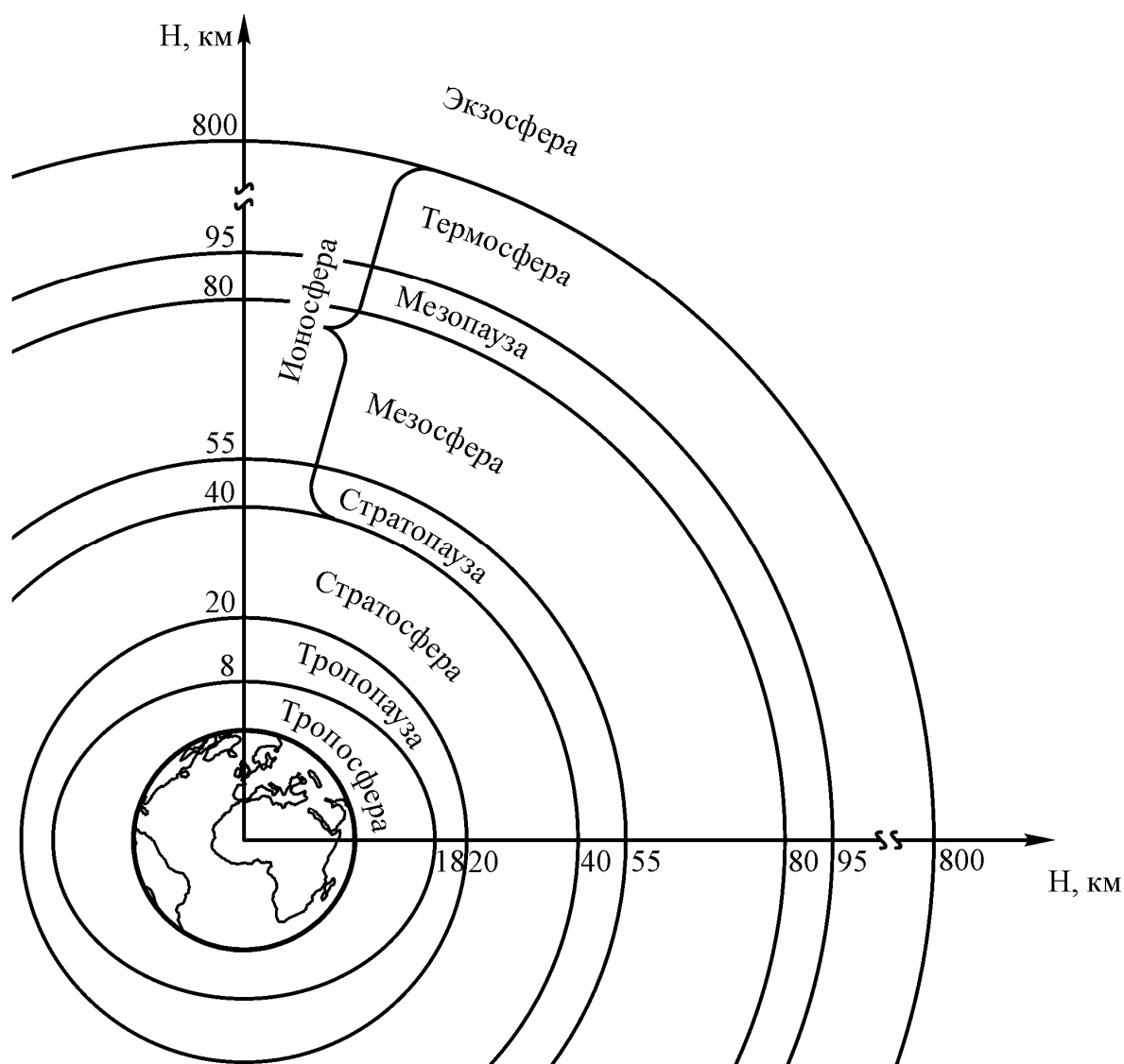
Полеты летательных аппаратов (ЛА) гражданской авиации (ГА) происходят в атмосфере Земли, поэтому при создании и эксплуатации ЛА необходимо учитывать строение и параметры атмосферы (давление, плотность, температуру).

А т м о с ф е р о й называют газовую оболочку, которая благодаря воздействию гравитационного поля Земли удерживается ею и вращается вместе с планетой как единое целое. Плотность воздуха и атмосферное давление максимальны у поверхности Земли, а с подъемом на высоту постепенно уменьшаются. Воздух, составляющий атмосферу, представляет собой механическую смесь газов. В нижних слоях атмосферы содержание газов в объемных долях следующее: азот ( $N_2$ ) ~ 78 %, кислород ( $O_2$ ) ~ 21 %, аргон (Ar) ~ 0,93 %, другие газы (в том числе  $CO_2$  – углекислый газ) ~ 0,07 %. До высоты 90 км относительный состав основных компонентов атмосферы практически не изменяется. Кроме газов в нижних слоях атмосферы содержится большое количество паров воды, а также пыль, различные химические соединения (особенно над городами и промышленными центрами).

Атмосфера Земли имеет четкое слоистое строение (рис. 1.1). При этом под влиянием центробежных сил, возникающих при вращении планеты, атмосфера, как и сама Земля, сплюснута у полюсов, а в районе экватора имеет несколько большую толщину. Нижний слой атмосферы (от поверхности Земли до высоты 8 км над полюсами и 18 км в над экватором) называется т р о п о с ф е р о й . Для тропосферы характерно интенсивное перемещение воздушных масс, наличие облачности. В ней наблюдаются различные метеорологические явления: осадки, молнии, струйные течения. В

этом слое атмосферы температура воздуха заметно уменьшается с высотой (в среднем на  $6,5^{\circ}\text{C}$  через каждые 1000 м), а также подвержена суточным и сезонным колебаниям. В верхнем слое тропосферы (для средних широт начиная с 11 км) температура воздуха практически неизменна и равна приблизительно  $-56^{\circ}\text{C}$  (217 К). Это явление носит название т р о п о п а у з ы . Толщина тропопаузы колеблется на различных широтах от нескольких сотен метров до нескольких километров.

Тропопауза как и другие п а у з ы (переходные зоны между основными слоями атмосферы) отделяет тропосферу от следующего слоя – с т р а т о с ф е р ы , которая простирается до высоты приблизительно 55 км.



## Рис. 1.1. Строение атмосферы

Практическое значение для гражданской авиации в настоящее время имеют нижние слои атмосферы: тропосфера и нижняя часть стратосферы (до высоты 20 км).

Основными параметрами воздуха, которые характеризуют его состояние, являются: температура, плотность и давление. Эти параметры связаны между собой уравнением Менделеева – Клайперона:

$$p = \frac{\rho}{m} RT,$$

где  $p$  – давление газа [Па];

$\rho$  – плотность газа [кг/м<sup>3</sup>];

$m$  – молекулярная масса газа [кг/моль];

$R$  – универсальная газовая постоянная  $\left[ \frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{моль}} \right]$ ;

$T$  – температура газа [К].

К свойствам воздуха относятся вязкость и сжимаемость. Из опыта известно, что при обтекании поверхности набегающим потоком воздуха на некотором удалении от этой поверхности скорость частиц воздуха начинает уменьшаться вплоть до полного торможения частиц, непосредственно контактирующих с поверхностью (рис. 1.2). Разделим условно поток по вертикали к поверхности на отдельные слои. В этом случае слой, находящийся ближе к поверхности будет двигаться с меньшей скоростью, чем смежный с ним слой, расположенный выше. Нижний слой будет оказывать сопротивление верхнему слою. В этом явлении проявляется вязкость воздуха, т.е. его способность сопротивляться сдвигу слоев, их относительному перемещению.

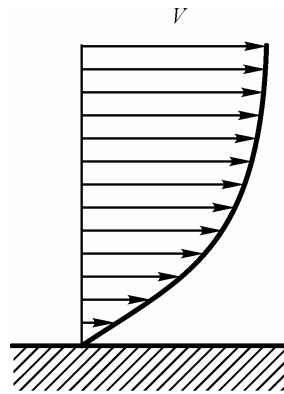


Рис. 1.2. Профиль скоростей потока вблизи поверхности

При таком взаимодействии слоев между ними возникают касательные напряжения  $\tau$ , которые пропорциональны приращению скорости набегающего потока по нормали к поверхности:

$$\tau = \mu \frac{\Delta V_x}{\Delta y},$$

где  $\mu$  – коэффициент динамической вязкости, [Па × с];

$V_x$  – скорость набегающего потока [м / с].

Если коэффициент динамической вязкости разделить на плотность воздуха  $\rho$ , то получится коэффициент кинематической вязкости:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}.$$

Динамическая вязкость воздуха возрастает при повышении температуры. Это происходит в связи с тем, что с ростом температуры скорость хаотического теплового движения молекул увеличивается.

Кинематическая вязкость зависит от высоты полета. При ее увеличении кинематическая вязкость растет.

Опыт показывает, что влияние вязкости на поток проявляется только на небольшом удалении от поверхности тела. Слой воздуха, где проявляется его вязкость, называется пограничным. Толщина пограничного слоя невелика, на носке тела она минимальна и увеличивается вниз по потоку.



Другим важным свойством воздуха является его сжимаемость. С ж и м а е м о с т ь ю называется свойство среды изменять свой объем при изменении давления. Это свойство воздуха определяет возможность распространения в нем малых возмущений давления в виде упругих волн сжатия-разрежения. Эти волны воспринимаются нашим слуховым аппаратом как звук. Скорость распространения звуковых волн называется с к о р о с т ь ю з в у к а :

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta \rho}} = \sqrt{\frac{1}{m} RT} .$$

Подставим в эту формулу значение универсальной газовой постоянной  $R$  и молекулярной массы воздуха  $m$  и получим:

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

Таким образом, скорость звука однозначно определяется температурой воздуха. При повышении температуры возрастает интенсивность хаотического движения молекул газа, а значит, увеличивается его сопротивляемость сжатию, т.е. газ становится менее сжимаемым. Следовательно, скорость звука является характеристикой сжимаемости воздуха.

При рассмотрении явлений в движущемся потоке пользуются мерой сжимаемости воздуха, которой является ч и с л о М а х а – отношение скорости потока  $V$  к скорости звука  $a$  при данных условиях:

$$M = \frac{V}{a} .$$

Если  $M < 1$ , то течение называется д о з в у к о в ы м , если  $M = 1$ , то течение называется з в у к о в ы м (если  $M$  чуть больше или чуть меньше 1, то – т р а н с з в у к о в ы м или о к о л о з в у к о в ы м ), а если  $M > 1$ , то говорят, что течение с в е р х з в у к о в о е .

С т а н д а р т н а я а т м о с ф е р а — это условная атмосфера с осредненными значениями параметров воздуха по высотам. Она была введена в использование для удобства аэродинамических расчетов и корректно-



Для контроля сравните значения, полученные в столбце «2000», со значениями, приведенными в таблице МСА. Сделайте вывод о характере изменения  $T_H$ ,  $p_H$ ,  $\rho_H$  в зависимости от высоты.

3. Решите задачи.

1) ЛА движется на высоте 10 000 м со скоростью 800 км/ч. Определите динамическую и кинематическую вязкость воздуха на этой высоте, а также число Маха полета этого ЛА.

2) ЛА движется с числом Маха 0,7, при этом его скорость составляет 750 км/ч. Определите динамическую и кинематическую вязкость воздуха на этой высоте.

3) На высоте движения ЛА кинематическая вязкость  $3,53 \times 10^{-5}$  м<sup>2</sup>/с. Определите, на какой высоте движется ЛА, а также его скорость, если число Маха составляет 0,8.

4) ЛА движется на высоте, кинематическая вязкость на которой равна  $2,21 \times 10^{-5}$  м<sup>2</sup>/с. Определите динамическую вязкость на этой высоте, а также скорость полета, если число Маха равно 0,5.

### Контрольные вопросы

1. Какие параметры атмосферы Вы знаете?
2. Как изменяются плотность воздуха и его давление с высотой?
3. Каков основной химический состав атмосферы Земли?
4. В каких слоях атмосферы осуществляются полеты самолетов гражданской авиации?
5. Что такое стандартная атмосфера?

## ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 2

### Определение геометрических характеристик профиля крыла

Геометрия крыла характеризуется формой его профиля, видами крыла в плане и спереди.

Профилем крыла называется форма сечения, получаемая от пересечения крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета.

Ниже приведены основные геометрические характеристики профиля крыла (рис. 2.1).

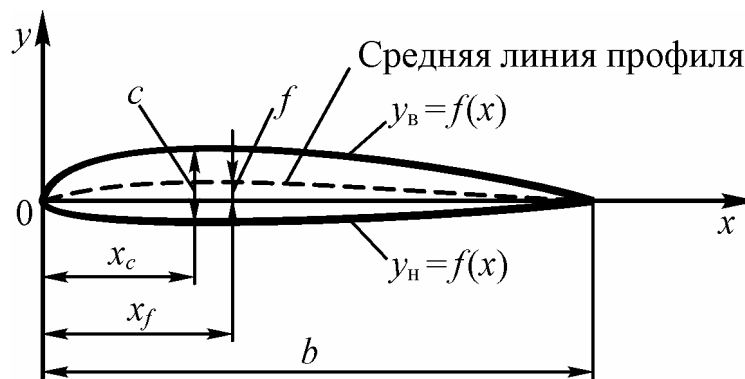


Рис. 2.1. Геометрические характеристики профиля крыла

Хорда профиля  $b$  – это отрезок прямой, соединяющей две наиболее удаленные точки передней и задней кромок профиля.

Максимальная толщина профиля  $c_{\max} = (y_{\text{в}} - y_{\text{н}})_{\max}$  – наибольшее расстояние между точками профиля, лежащими на перпендикуляре к его хорде. Положение максимальной толщины профиля по хорде определяется относительной координатой

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} 100\%.$$

Относительная толщина профиля  $\bar{c}$  – отношение максимальной толщины профиля к его хорде:  $\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} 100\%$ . Относительная

толщина профиля в зависимости от вида ЛА находится в пределах 2...20 %.

Средняя линия профиля – это геометрическое место точек середин толщин профиля по длине профиля  $y(x) = 0,5(y_v + y_n)$ .

Вогнутость (кривизна) профиля определяется кривизной его средней линии. Максимальная (по модулю) вогнутость профиля:  $f = 0,5(y_v + y_n)_{\max}$ .

Относительная максимальная вогнутость профиля  $\bar{f} = \frac{f}{b} 100\%$  – отношение максимальной вогнутости профиля к его хорде, выраженное в процентах (для транспортных ЛА  $\bar{f} \leq 3\%$ ). Положение максимальной вогнутости по хорде профиля определяется относительной координатой  $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} 100\%$ .

В зависимости от назначения самолета, его летно-технических характеристик (особенно скорости полета) выбирают различные формы профиля крыла. На большинстве самолетов различного назначения применяют двояковыпуклый несимметричный профиль (рис. 2.2), так как, имея сравнительно небольшое профильное сопротивление, он позволяет достичь высоких значений  $c_{ya \max}$ . Двояковыпуклый симметричный профиль применяется для сверхзвуковых ЛА и для оперения. Выпукло-вогнутые профили позволяют достичь больших значений подъемной силы крыла, но при этом имеют и достаточно большое лобовое сопротивление. Суперкритический профиль служит для повышения критических значений числа  $M$ . Применение такого профиля позволяет довести  $M_{\text{крейс}}$  до 0,98 без существенного увеличения волнового сопротивления. Использование этого профиля позволяет также уменьшать угол стреловидности крыла и увеличивать относительную толщину его профиля, сохраняя высокие значения  $M_{\text{крейс}}$ .

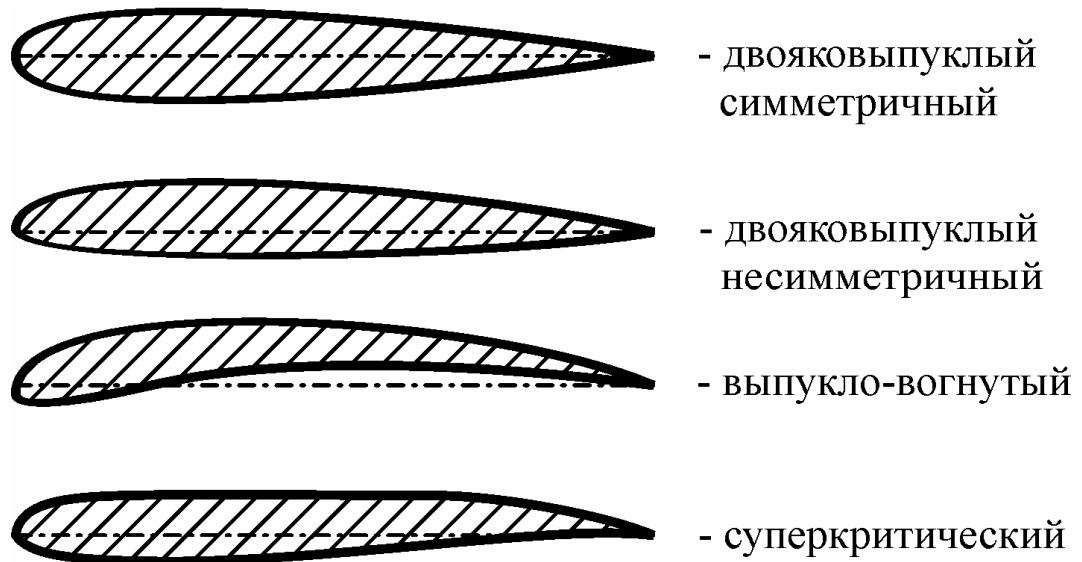


Рис. 2.2. Виды профилей крыла

### Задание

1. В таблице 2.1 даны координаты трех профилей крыла: *NACA 2213* (I), *NACA 2315*(II) и *NACA 23014* (III). (Координаты даны в % от хорды).

Постройте заданный профиль крыла по таблице координат. Координаты  $y_v$  и  $y_n$  выберите в соответствии с вариантом.

2. Определите толщину профиля  $c$  в каждом сечении и внесите значения в таблицу.

3. Определите относительную толщину профиля  $\bar{c}$ , максимальную толщину профиля  $c_{\max}$ , положение максимальной толщины  $\bar{x}_c$ , вогнутость профиля  $f$ , относительную максимальную вогнутость  $\bar{f}$ , положение максимальной вогнутости  $\bar{x}_f$ . На чертеже профиля крыла укажите его среднюю линию, а также укажите те геометрические характеристики профиля, которые могут быть проставлены на чертеже.

Таблица 2.1

Координата $x$	Координата $y_B$			Координата $y_H$			Толщина профиля $c$	Вогнутость профиля
	I	II	III	I	II	III		
0	0	0	0	0	0	0		
2,5	3,57	3,85	4,10	-2,18	-2,74	-2,30		
5	4,92	5,26	5,57	-2,87	-3,66	-2,85		
10	6,68	7,08	7,18	-3,51	-4,66	-3,73		
15	7,72	8,25	8,08	-3,86	-5,13	-4,43		
20	8,21	8,97	8,45	-4,22	-5,38	-4,98		
30	8,47	9,50	8,55	-4,53	-5,50	-5,45		
40	8,16	9,22	8,10	-4,40	-5,29	-5,43		
50	7,45	8,47	7,28	-4,00	-4,77	-5,07		
70	5,20	5,95	4,92	-2,37	-3,22	-3,64		
90	2,00	2,39	1,88	-1,09	-1,26	-1,66		
100	0	0	0	0	0	0		

### Контрольные вопросы

1. Чем характеризуется геометрия крыла?
2. Что такое профиль крыла?
3. Перечислите геометрические характеристики профиля крыла.
4. Что влияет на выбор формы профиля крыла?
5. Какие вам известны виды профилей крыла?

### ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3

#### Определение геометрических характеристик крыла в плане и при виде спереди

##### Вид крыла в плане.

Помимо формы и геометрических размеров профиля крыло характеризуется видом в плане, то есть проекцией крыла на плоскость, перпендикулярную плоскости симметрии самолета. Эта плоскость называется базовой плоскостью крыла. На рис. 3.1 представлены различные формы крыла в плане. Крыло прямоугольной формы имеет большой коэффициент подъемной силы, оно применяется на небольших, как правило, несерийных самолетах, ввиду простоты изготовления. Трапециевидное крыло имеет меньшую массу по сравнению с прямоугольным. Стреловидные и треугольные крылья применяются на самолетах с большими дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями полета.

Ниже приведены геометрические параметры, характеризующие форму крыла в плане (рис. 3.2).

Размах крыла  $l$  – наибольшее расстояние между концевыми точками крыла, замеренное по нормали к плоскости симметрии самолета.

Площадь крыла  $S$  – площадь его проекции на базовую плоскость крыла (включая подфюзеляжную часть).

Стреловидность крыла определяется углом стреловидности  $\chi$ , который образуется при виде крыла сверху перпендикуляром к плоскости симметрии самолета, и линией, лежащей на расстоянии  $0,25b$  профилей крыла, считая от носка (так называемая линия четвертей хорд). Кроме того, определяют еще углы стреловидности передней кромки  $\chi_{п.к.}$  и задней кромки  $\chi_{з.к.}$ .



Удлинение крыла  $\lambda$  – отношение квадрата размаха к площади крыла:  $\lambda = \frac{l^2}{S}$ . Эта формула справедлива для крыла любой формы в плане.

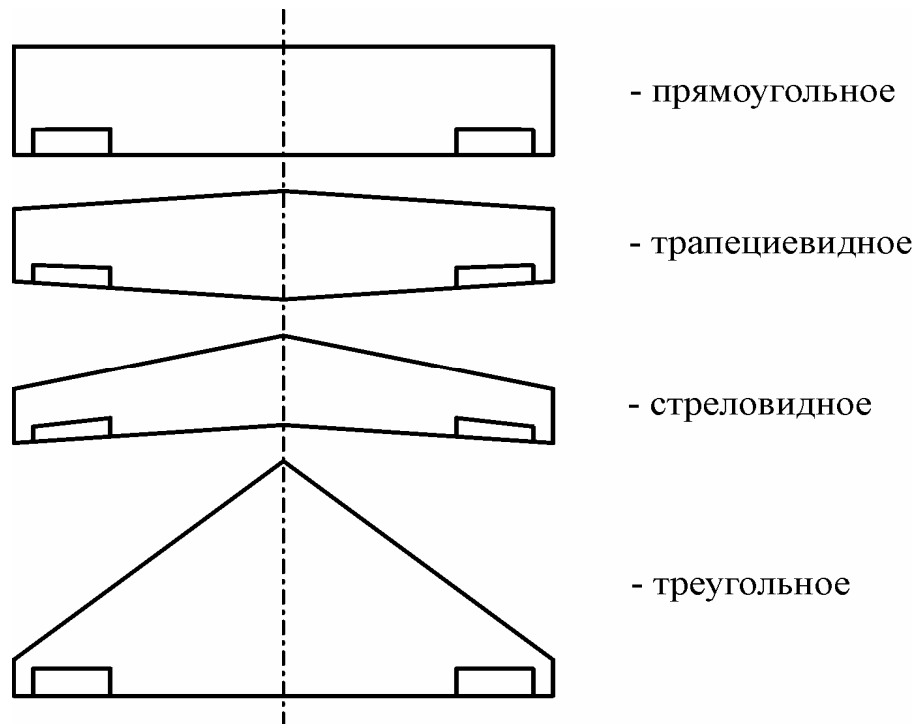


Рис. 3.1. Формы крыла в плане

Корневая хорда  $b_0$  – расстояние от передней кромки крыла до задней, измеренное по продольной оси самолета.

Концевая хорда  $b_k$  – расстояние от передней кромки крыла до задней, измеренное на конце крыла по линии, параллельной продольной оси самолета.

Сужение крыла  $\eta$  – отношение длины корневой хорды к длине концевой хорды:  $\eta = \frac{b_0}{b_k}$ .

Средняя геометрическая хорда  $b_{cp}$  – хорда равновеликого по площади прямоугольного крыла такого же размаха:  $b_{cp} = \frac{S}{l}$ .

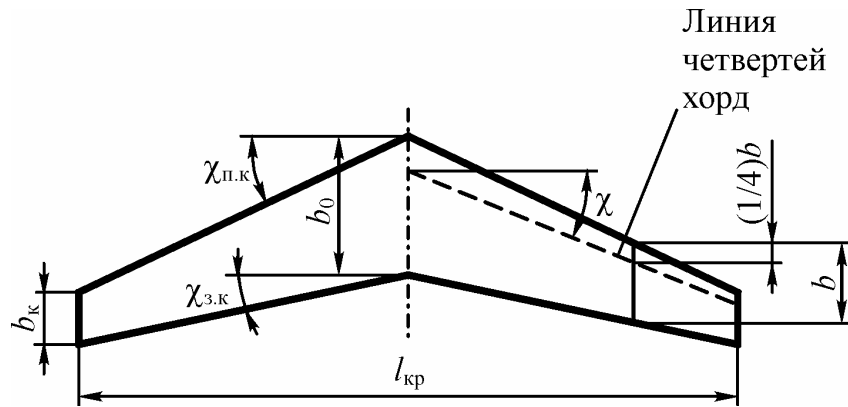


Рис. 3.2. Геометрические характеристики крыла в плане

Средняя аэродинамическая хорда (САХ)  $b_{САХ}$  – хорда равновеликого по площади прямоугольного крыла с такой же полной аэродинамической силой и таким же моментом тангажа. Для крыла с прямолинейными передней и задней кромками САХ и ее положение определяются по формулам:

$$b_{САХ} = \frac{2}{3} \left( b_0 + b_k - \frac{b_0 b_k}{b_0 + b_k} \right); \quad z_{САХ} = \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k} \frac{l}{6}.$$

### Вид крыла спереди.

Большинство крыльев современных самолетов при виде спереди имеют угол  $\psi$ , образованный плоскостью хорд и горизонтальной плоскостью, который называется углом поперечного «V». Угол  $\psi$  считается положительным, если линия четвертей хорд расположена над базовой плоскостью крыла (рис. 3.3). Этот параметр оказывает существенное влияние на поперечную устойчивость и управляемость ЛА.

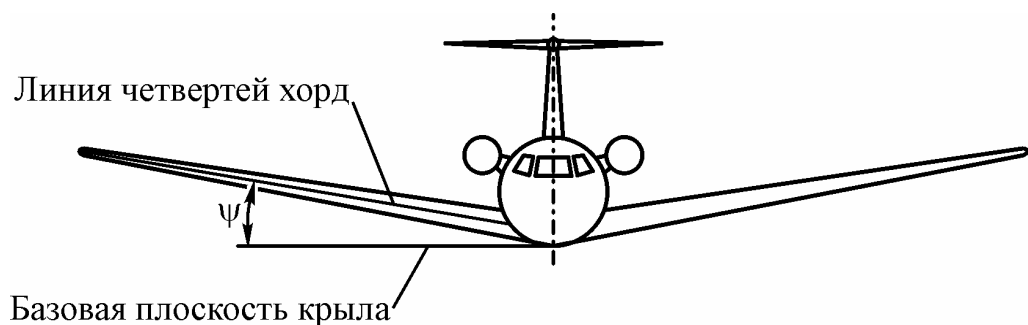


Рис. 3.3. Угол поперечного «V» крыла

### Задание

1. Ознакомьтесь с чертежом крыла (Приложение 2), выполненным в масштабе 1:400 к крылу реального ЛА.
2. Перечертите заданное крыло в тетрадь в масштабе 1:1.
3. Поставьте размерные линии для следующих геометрических характеристик: размах крыла, корневая хорда, концевая хорда, средняя геометрическая хорда, углы стреловидности по передней и задней кромкам и по линии четвертой хорд.
4. Пользуясь масштабом, определите геометрические характеристики реального крыла и поставьте размеры на чертеже.
5. По формулам определите среднюю геометрическую и среднюю аэродинамическую хорду, а также местоположение САХ. Полученные размеры отобразите на чертеже.
6. Определите площадь, удлинение и сужение крыла.

Примечание: сам чертеж крыла, все размерные линии и размеры на чертеже должны быть выполнены карандашом.

### Контрольные вопросы

1. Что такое форма крыла в плане?
2. Какие виды крыла в плане вам известны? В каких случаях применяются те или иные виды крыла?
3. Чем характеризуется форма крыла в плане?
4. Как определяется стреловидность крыла?
5. Что такое средняя аэродинамическая хорда? Как ее можно определить?
6. Что такое угол поперечного «V»? Что он характеризует?

## ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 4

### Определение аэродинамических характеристик крыла самолета

В общем случае при движении самолета в воздухе вектор полной аэродинамической силы  $\vec{R}_a$ , действующей на тело со стороны набегающего потока, ориентирован в пространстве произвольным образом. Проекция этого вектора на оси скоростной системы координат будут иметь вид:

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S; \quad X_a = c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Z_a = c_{za} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где  $Y_a$  – подъемная сила самолета,  $X_a$  – сила лобового сопротивления,  $Z_a$  – боковая сила;  $c_{ya}$ ,  $c_{xa}$ ,  $c_{za}$  – безразмерные коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления и боковой силы соответственно, называемые аэродинамическими коэффициентами;  $S$  – площадь крыла самолета.

Аэродинамическими характеристиками (АХ) самолета называется описание его динамического взаимодействия с потоком воздуха, представленное в виде зависимостей аэродинамических коэффициентов или других величин от параметров, характеризующих форму самолета и условия его обтекания. Зависимость АХ от параметров могут быть аналитическими, табличными или графическими. Параметры формы самолета – это его геометрические характеристики; параметры, характеризующие условия обтекания, – это угол атаки, числа Маха и т.д. Основными аэродинамическими характеристиками (АХ) профиля крыла являются зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки  $c_{ya} = f(\alpha)$  (характеризует несущие свойства профиля), коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки  $c_{xa} = f(\alpha)$  (характеризует сопротивление профиля) и коэффициента момента тангажа от угла атаки  $m_z = f(\alpha)$  (выражает моментные характеристики профиля). К АХ профиля крыла относится также зависимость его коэффициента подъемной

силы от коэффициента силы лобового сопротивления  $c_{ya} = f(c_{xa})$ , называемая **п о л я р о й**.

### Задание

1. По данным в таблицах, приведенных в Приложении 3, рассчитайте аэродинамическое качество  $K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}$  заданного профиля и постройте гра-

фики  $c_{xa} = f(\alpha)$ ,  $c_{ya} = f(\alpha)$ ,  $c_{ya} = f(c_{xa})$ ,  $K = f(\alpha)$ .

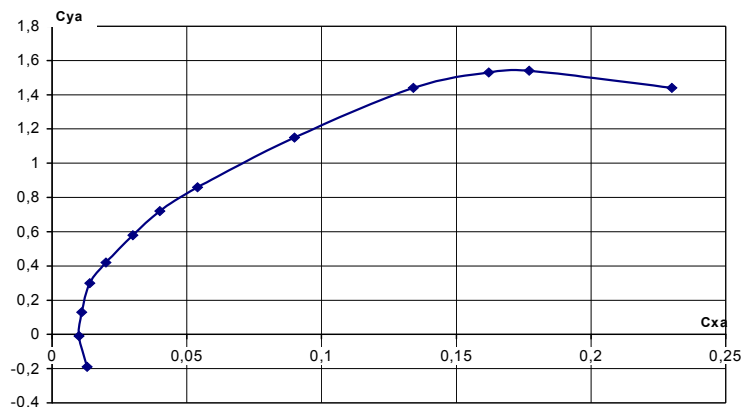
2. На графиках поставьте следующие точки:  $c_{ya.max}$ ,  $c_{xa.min}$ ,  $K_{max}$ ,  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{кр}$ ,  $\alpha_{нв}$ .

3. Заполните таблицу:

$c_{ya.max}$	$c_{xa.min}$	$K_{max}$	$\alpha_0$	$\alpha_{кр}$	$\alpha_{нв}$

4. Сделайте вывод о симметричности заданного профиля.

5. На приведенном ниже графике поляры самолета поставьте точки, соответствующие  $c_{ya.max}$ ,  $c_{xa.min}$ ,  $K_{max}$ . Определите значение этих параметров по графику.



### Контрольные вопросы

1. Что такое аэродинамические характеристики самолета?
2. Как называются проекции вектора полной аэродинамической силы на оси скоростной системы координат?

3. Что такое угол атаки?
4. Приведите примеры аэродинамических характеристик.
5. Что такое поляра?
6. В чем отличие графиков зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$  для симметричного и несимметричного профилей?

## ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 5

### Понятие о перегрузке

Перегрузкой, действующей на ЛА, называется отношение векторной суммы всех сил, действующих на ЛА, кроме сил инерции и силы тяжести, к величине силы тяжести. В полете перегрузка ЛА равна:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_a + \vec{P}}{mg},$$

где  $\vec{R}_a$  – вектор полной аэродинамической силы;

$\vec{P}$  – вектор тяги двигателей;

$m$  – масса ЛА;

$g$  – ускорение свободного падения.

Вектор перегрузки характеризует маневренность ЛА, так как он учитывает величину и направления сил, изменяя которые, можно управлять полетом. Перегрузка – безразмерная векторная величина, выражается положительным или отрицательным числом в зависимости от направления действия сил. (Иногда можно услышать выражение «Перегрузка равна 4g». Это неправильно, так как, во-первых,  $4g = 4 \times 9,81 \approx 40$ , а, во-вторых,  $g$  – это ускорение свободного падения, и оно имеет размерность  $\text{м/с}^2$ . Правильно сказать в этом случае: «Перегрузка равна четырем».)

Полная перегрузка определяется по формуле:

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2},$$

где  $n_x, n_y, n_z$  – проекции вектора перегрузки на оси связанной системы координат, называемые продольной, нормальной и поперечной перегрузками соответственно.

### Задание

Решите следующие задачи.

1) Определить полную перегрузку самолета, если перегрузки в направлении осей  $x, y$  и  $z$  связанной системы координат соответственно равны:  $n_x = 0,3; n_y = 0,95; n_z = 0,1$ .

2) Определить величину перегрузки  $n_y$  и полной перегрузки в центре масс ЛА в горизонтальном прямолинейном полете, если  $n_x = 0,25; n_x = -0,25$ .

3) Определить перегрузки  $n_x, n_y$ , силу лобового сопротивления  $X$  и потребную тягу двигателей  $P$  для ЛА с полетной массой 14 000 кг при установившемся горизонтальном полете, если аэродинамическое качество ЛА  $K = 13$ .

4) Определить перегрузки  $n_x, n_y$ , полную перегрузку  $n$ , подъемную силу  $Y$  и потребную тягу двигателей  $P$  для ЛА с полетной массой 15 000 кг при установившемся горизонтальном полете, если аэродинамическое качество ЛА  $K = 13$ .

5) Определить величину перегрузки  $n_y$  и полной перегрузки в центре масс ЛА в горизонтальном прямолинейном полете, если  $n_x = -0,3$ .

6) Определить величину подъемной силы ЛА, если его масса равна 30 000 кг, а перегрузка  $n_y$  в центре масс составляет 0,8.

### Контрольные вопросы

1. Что такое перегрузка?
2. Какую размерность имеет перегрузка?
3. Какие значения имеет перегрузка в направлении оси  $y$  связанной системы координат ЛА в следующих случаях полета:
  - горизонтальный прямолинейный полет;
  - перевернутый горизонтальный прямолинейный полет;
  - отвесное пикирование.
4. Какие значения имеет перегрузка в направлении оси  $x$  связанной системы координат ЛА в следующих случаях полета:
  - установившийся горизонтальный прямолинейный полет;
  - установившееся отвесное пикирование;
  - отвесное пикирование при  $P = X$ .
5. Какие значения имеет полная перегрузка в следующих случаях:
  - установившийся горизонтальный прямолинейный полет;
  - прямолинейный набор высоты с постоянной скоростью;
  - прямолинейное снижение с постоянной скоростью.

### ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 6

#### Определение летно-технических характеристик самолета

Летно-технические характеристики (ЛТХ), относящиеся ко всему полету или его этапам, характеризуют функциональные свойства ЛА и его соответствие тактико-техническим требованиям. ЛТХ включают:

- диапазон высот и скоростей, в которых возможен безопасный полет;
- дальность и продолжительность полета в зависимости от массы полезной нагрузки и количества топлива;



- маневренные характеристики;
- взлетно-посадочные характеристики.

Помимо этого в ЛТХ входит ряд технических показателей, описывающих грузоподъемность самолета, его эксплуатационные особенности (класс аэродрома, время наземного обслуживания и т.п.), уровень безопасности, комфорта и т.д.

Расчет летно-технических характеристик ЛА в установившемся движении (т.е. при  $V=const$ ) удобно строить на сравнении значений параметров, необходимых (потребных) для обеспечения заданного режима полета с их максимальными (располагаемыми) значениями. Метод, основанный на сравнении величин потребной и располагаемой тяг, является основным методом аэродинамического расчета самолетов с турбореактивными двигателями (ТРД) и называется методом тяг Н.Е. Жуковского. Располагаемая тяга  $P_p$  – это суммарная тяга всех двигателей ЛА на данном режиме полета (высоте и скорости). Потребная тяга  $P_n$  для установившегося горизонтального полета подбирается летчиком из условия  $P = X_a$  и не должна превышать располагаемой.

Для расчета дальности  $L$  и продолжительности  $t$  горизонтального полета необходимо знать массу топлива  $m_T$  на борту ЛА и часовой  $q_{\text{ч}} = \frac{m_T}{t}$

или километровый  $q_{\text{км}} = \frac{m_T}{L}$  расходы топлива.

Важной эксплуатационной характеристикой двигателя является расход топлива на единицу тяги двигателя за 1 час его работы – удельный часовой расход топлива  $c_{\text{уд}}$  [кг/(Н ч)]. Он зависит от типа двигателя, режима его работы, высоты и скорости полета, а также от его технического совершенства. С учетом удельного расхода топлива и того, что в горизонтальном установившемся полете  $K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{mg}{P_n}$ :

$$q_{\text{ч}} = c_{\text{уд}} P_{\text{п}} = \frac{c_{\text{уд}} mg}{K},$$

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{V} = \frac{c_{\text{уд}} mg}{KV}.$$

### Задание

Решите следующие задачи.

1) Определить часовой расход топлива самолета с ТРД при полете с наивыгоднейшей скоростью, если поляра ЛА определяется зависимостью  $c_{xa} = 0,017 + 0,057c_{ya}^2$ , удельный расход топлива  $c_{\text{уд}} = 0,10$  кг/(Н ч), масса ЛА – 35 т.

2) Определить дальность крейсерского полета самолета, если его взлетная масса – 40 т, масса топлива для крейсерского полета – 10 т, крейсерская скорость полета – 800 км/ч,  $K = 15$  и  $c_{\text{уд}} = 0,074$  кг/(Н ч).

### Контрольные вопросы

1. Что характеризуют летно-технические характеристики ЛА?
2. Какие характеристики ЛА относятся к его ЛТХ?
3. Что такое часовой расход топлива?
4. Что такое километровый расход топлива?
5. Что произойдет с дальностью полета самолета, если увеличить его аэродинамическое качество при прочих равных условиях?

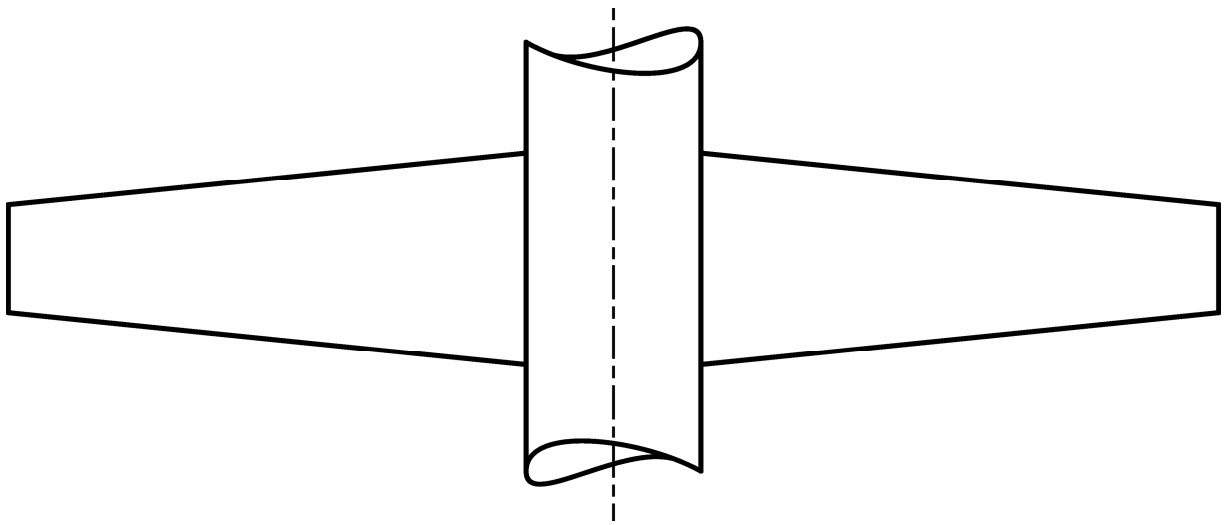
## ПРИЛОЖЕНИЕ 1

## Международная стандартная атмосфера

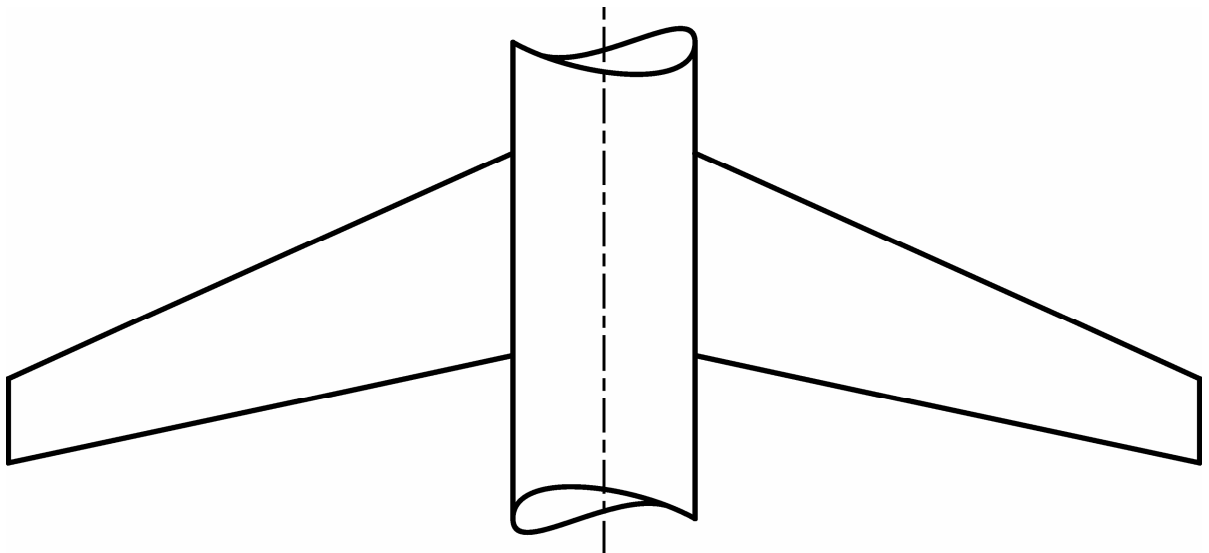
Высо- та $H$ , м	Темпера- тура $T$ , К	Давле- ние $p \times 10^4$ , Па	Плот- ность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Скорость звука $a$ , м/с	Кинемат. вязкость $\nu \times 10^{-5}$ , м <sup>2</sup> /с
0	289	10,1	1,225	340	1,46
500	285	9,55	1,167	338	1,52
1000	282	8,99	1,112	336	1,58
1500	278	8,46	1,058	334	1,65
2000	275	7,95	1,007	332	1,71
2500	272	7,47	0,957	330	1,79
3000	269	7,01	0,909	328	1,86
3500	265	6,58	0,863	326	1,94
4000	252	6,17	0,819	324	2,03
4500	259	7,77	0,777	322	2,12
5000	256	5,40	0,736	320	2,21
...					
10000	223	2,65	0,414	299	3,53
10500	220	2,45	0,389	297	3,70
11000	216	2,27	0,365	295	3,90

**ПРИЛОЖЕНИЕ 2**

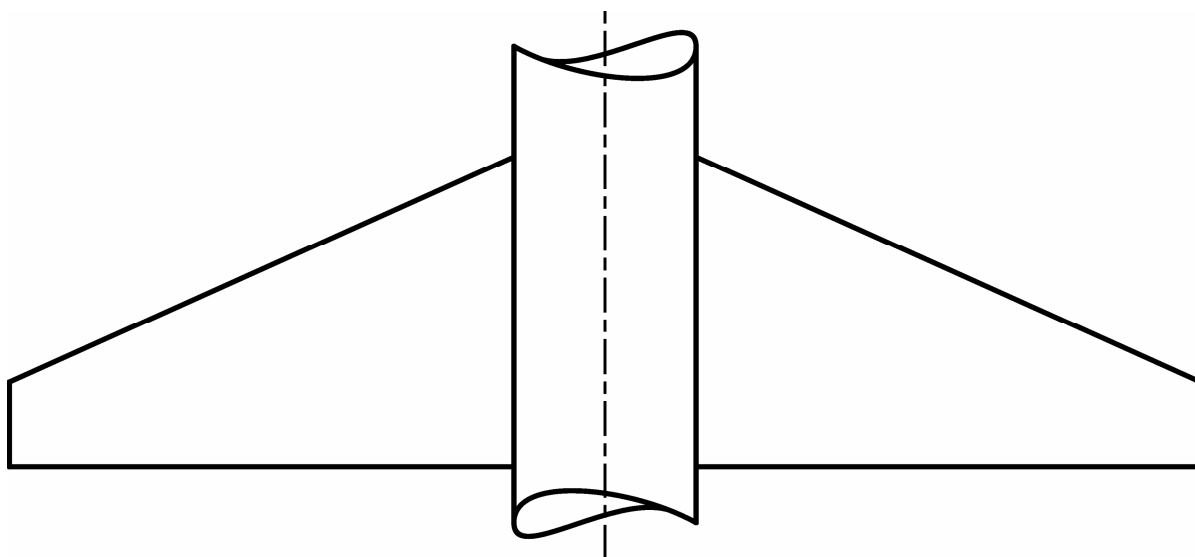
Крыло № 1



Крыло № 2



## Крыло № 3



## ПРИЛОЖЕНИЕ 3

## Профиль НАСА 2213

Угол атаки $\alpha$	$c_{ya}$	$c_{xa}$
-4	-0,181	0,0120
-2	-0,012	0,0090
0	0,136	0,0091
2	0,298	0,0142
4	0,44	0,0204
6	0,597	0,0300
8	0,740	0,0420
10	0,890	0,0560
12	1,030	0,0731
16	1,313	0,1145
18	1,460	0,1410
20	1,554	0,1710
22	1,410	0,2460

## Профиль НАСА 2315

Угол атаки $\alpha$	$c_{ya}$	$c_{xa}$
-4	-0,19	0,013
-2	-0,01	0,010
0	0,13	0,011
2	0,30	0,014
4	0,42	0,020
6	0,58	0,030
8	0,72	0,040
10	0,86	0,054
12	1,15	0,090
16	1,44	0,134
18	1,53	0,162
20	1,54	0,177
22	1,44	0,230