

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кафедра Аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов

Ефимов В.В., Ефимова М.Г.

ОСНОВЫ АВИАЦИИ

Пособие к практическим занятиям

*для студентов специальности 061100
дневного обучения*

Москва - 2003

Введение

Настоящее пособие содержит в себе задания для проведения практических занятий по дисциплине «Основы авиации». 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 подготовке к сдаче рубежных контролей и экзамена, 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.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 1

Использование таблиц стандартной атмосферы для определения ЛТХ самолета

Стандартная атмосфера — это условная атмосфера с осредненными значениями параметров воздуха по высотам. Она была введена в использование для удобства аэродинамических расчетов и корректного сравнения результатов испытаний ЛА, проведенных в различных местах в разное время. Стандартная атмосфера, используемая в России, находится в соответствии с международной стандартной атмосферой (МСА). МСА представляет собой таблицы с основными параметрами воздуха, изменяющимися в зависимости от высоты. Эти параметры могут быть также рассчитаны по эмпирическим формулам, различным для тропосферы и стратосферы.

Задание.

1. Ознакомьтесь с видом таблицы МСА (см. Приложение 1) и с формулами для расчета параметров атмосферы.

Формулы для расчета параметров в тропосфере:

$$t_H = t_0 - 0,0065H;$$

$$p_H = p_0 \left(1 - \frac{H}{44300}\right)^{5,256}; \quad \rho_H = \rho_0 \left(1 - \frac{H}{44300}\right)^{4,256}.$$

Формулы для расчета параметров в стратосфере:

$$t_H = -56,5 \text{ } ^\circ\text{C};$$

$$p_H = 169,4e^{-\left(\frac{H-11000}{64340}\right)}; \quad \rho_H = 0,3636e^{-\left(\frac{H-11000}{64340}\right)}.$$

2. Пользуясь формулами, определите требуемые величины, заполните таблицу и постройте графики $T_H = f(H)$, $p_H = f(H)$, $\rho_H = f(H)$.

Н, м	0	400	800	1200	1600	2000	2400	2800	3200
T_H , °К									
p_H , Па									
ρ_H , кг/м ³									

Для контроля сравните значения, полученные в столбце "2000", со значениями, приведенными в таблице МСА. Сделайте вывод о характере изменения T_H , p_H , ρ_H в зависимости от высоты.

3. Решите задачу.

1) ЛА движется на высоте 10000 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 $3,53 \times 10^{-5}$ м²/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 $2,21 \times 10^{-5}$ м²/с. Определите динамическую вязкость на этой высоте, а также скорость полета, если число Маха равно 0,5.

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, полу-

чаемая от пересечения крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета.

Геометрия профиля характеризуется хордой и относительной толщиной профиля. Хорда профиля b — это отрезок прямой, соединяющей две наиболее удаленные точки передней и задней кромок профиля. Относительная толщина профиля \bar{c} — отношение максимальной толщины c_{\max} профиля к его хорде: $\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} 100\%$.

Задание.

1. Постройте заданный профиль крыла по таблице координат. Координаты y_B и y_H выберите в соответствии с вариантом.

Профили NASA 2213 (I), NASA 2315(II) и NASA 23014 (III). (Координаты даны в % от хорды).

Координата x	Координата y_B			Координата y_H			Толщина профиля c
	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	

2. Определите толщину профиля c и внесите значения в таблицу.

3. Определите относительную толщину профиля \bar{c} и положение максимальной толщины \bar{x}_c .

4. Ответьте на вопрос: какой из этих профилей обладает большей подъемной силой, большими лобовым сопротивлением и качеством. Запишите свои предположения в тетрадь. Их правильность Вы проверите на практическом занятии № 4.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3

Определение геометрических характеристик крыла ЛА

Основные параметры, характеризующие форму крыла в плане, это — размах крыла, площадь, удлинение, сужение и угол стреловидности. К геометрическим характеристикам крыла относятся также хорды (корневая, концевая, средняя геометрическая и средняя аэродинамическая). Кроме того, к геометрическим характеристикам относится так называемый угол поперечного «V», характеризующий вид крыла спереди.

Задание.

1. Ознакомьтесь с чертежом крыла (Приложение 2), выполненном в масштабе 1:200 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, угол стреловидности.
4. Пользуясь масштабом, определите геометрические характеристики реального крыла и поставьте размеры на чертеже.
5. Определите площадь, удлинение и сужение крыла.

Примечание: При выполнении чертежа крыла необходимо соблюдать простейшие правила оформления чертежей, приведенные ниже.

1. Наличие оси симметрии для тела вращения является обязательным.

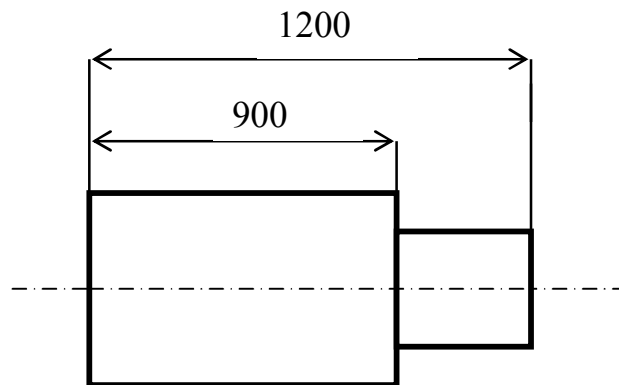
2. Первая размерная линия отстоит от границы чертежа на 10 мм, последующие линии, параллельные первой, на расстояние 8 – 10 мм.

3. Цифры на размерных линиях не должны «падать» с них.

4. На параллельных размерных линиях цифры пишутся с одной стороны линии.

5. Размеры на чертеже проставляются в миллиметрах, при этом ни размерность, ни какие-либо обозначения на размерной линии не пишутся (см. пример).

Пример.



ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 4

Определение аэродинамических характеристик крыла ЛА

Аэродинамическими характеристиками (АХ) тела называется описание его динамического взаимодействия с потоком воздуха, представленное в виде зависимостей аэродинамических коэффициентов или других величин от параметров, характеризующих форму тела и условия обтекания. Зависимость АХ от параметров могут быть аналитическими, табличными или графическими. Параметры формы тела – это его геометрические характеристики, параметры, характеризующие условия обтекания, - это угол атаки, числа Маха и т.д. Основными *аэродинамическими характеристиками (АХ) профиля* являются зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_y = f(\alpha)$ (характеризует несущие свойства профиля), коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки $C_x = f(\alpha)$ (характери-

зует сопротивление профиля) и коэффициента момента тангажа от угла атаки $m_z = f(\alpha)$ (выражает моментные характеристики профиля). К АХ профиля относится также зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента силы лобового сопротивления $C_y = f(C_x)$, называемая полярой.

Задание.

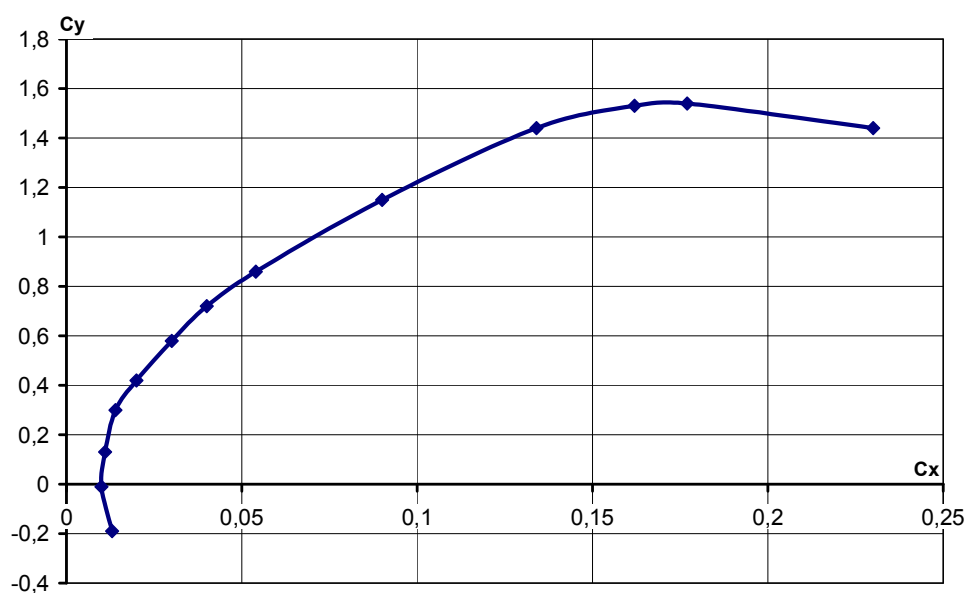
1. По данным в таблиц, приведенным в Приложении 3, постройте графики $C_x = f(\alpha)$, $C_y = f(\alpha)$, $C_y = f(C_x)$.

2. На графиках поставьте следующие точки: $C_{y\max}$, $C_{x\min}$, K_{\max} , α_0 , $\alpha_{кр}$, $\alpha_{нв}$.

3. Заполните таблицу:

$C_{y\max}$	$C_{x\min}$	K_{\max}	$C_{y\alpha 0}$	$C_{x\alpha 0}$	α_0	$\alpha_{кр}$	$\alpha_{нв}$

4. Сравните коэффициенты подъемной силы, лобового сопротивления и величину максимального качества профилей при $\alpha = 0$. Сравните полученные выводы с Вашими предположениями, сделанными на практическом занятии № 2.



5. На приведенном выше графике поляры самолета поставьте точки, соответствующие $C_{y\max}$, $C_{x\min}$, K_{\max} . Определите значение этих параметров по графику.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 5

Понятие о перегрузке

Перегрузкой, действующей на ЛА, называется отношение векторов полной аэродинамической силы и силы тяги ЛА к вектору силы тяжести:

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

Вектор перегрузки характеризует маневренность ЛА, так как он учитывает величину и направления сил, изменяя которые, можно управлять полетом. Перегрузка — безразмерная 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, $4g = 4 \times g \approx 40$, а, во-вторых, g — это ускорение свободного падения, и оно имеет размерность m/c^2 . Правильно сказать в этом случае: «Перегрузка равна четырем».)

Полная перегрузка определяется по формуле

$$n = \sqrt{n_{xa}^2 + n_{ya}^2 + n_{za}^2},$$

где n_{xa} , n_{ya} , n_{za} — проекции вектора перегрузки на оси скоростной системы координат, называемые тангенциальной, нормальной скоростной и боковой перегрузками соответственно.

Решите задачи.

1) Определить полную перегрузку самолета, если перегрузки в направлении осей x , y и z 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 тяжести 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 14000 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 15000 кг при установившемся горизонтальном полете, если аэродинамическое качество ЛА $K = 13$.

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

6) Определить величину подъемной силы ЛА, если его масса равна 30000 кг, а перегрузка n_y в центре тяжести в горизонтальном прямолинейном полете составляет 0,8.

Ответьте на вопросы. (Если ответить на вопрос сразу затруднительно, то необходимо нарисовать ЛА на заданном этапе полета, указать действующие на него силы и записать выражения для проекций вектора перегрузки на оси координат.)

1) Какие значения имеет перегрузка в направлении оси y в следующих случаях полета:

— горизонтальный прямолинейный полет;

— перевернутый горизонтальный прямолинейный полет;

— отвесное пикирование.

2) Какие значения имеет перегрузка в направлении оси x в следующих случаях полета:

— установившийся горизонтальный прямолинейный полет;

— установившееся отвесное пикирование;

— отвесное пикирование при $P = X$.

3) 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

Располагаемая и потребная тяги. Метод тяг Жуковского

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 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.

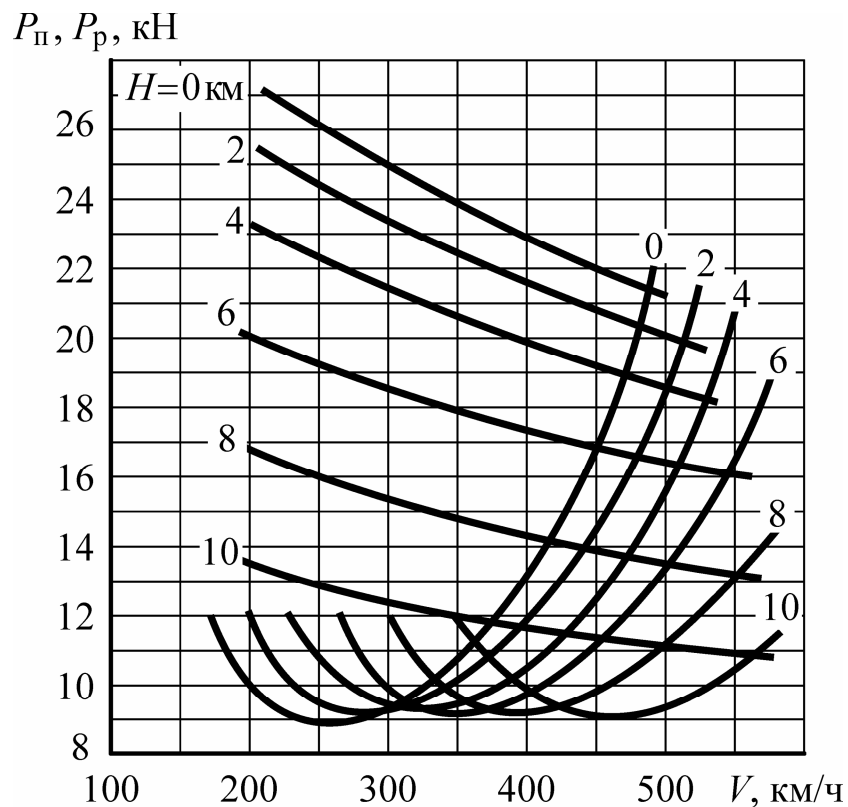
Решите задачи.

1) Определить скорость и потребную тягу горизонтального полета самолета, летящего на высоте 500 м на наивыгоднейшем угле атаки, если поляра задана уравнением $C_{xa}=0,017 + 0,053C_{ya}^2$, $m = 45\ 000$ кг, $S = 112,5$ м².

2) Максимальная скорость самолета по условиям прочности ограничена скоростным напором $q_{\text{пред}} = 17$ кПа. Какова предельно допустимая приборная скорость полета самолета у Земли и на высоте $H = 8000$ м?

3) Максимальная скорость самолета по условиям управляемости ограничена числом $M_{\text{пред}} = 0,82$. Какова максимально допустимая скорость полета, обусловленная этим ограничением, на высоте 8 и 11 км?

4) По приведенным на рисунке кривым потребных тяг определить аэродинамическое качество самолета для скорости полета $V=475$ км/ч при $m = 14300$ кг на высотах $H = 0; 2; 4; 6; 8; 10$ км. Постройте график зависимости качества от высоты. В чем причина роста K при увеличении H полета?



5) При полете самолета на высоте 8000 м сброшен груз, масса которого составляет 10% массы самолета. На какой высоте должен быть про-

должен полет с исходными значениями скорости и коэффициента аэродинамической подъемной силы.

б) Определить максимальное аэродинамическое качество самолета при полете у земли, если известно, что на наивыгоднейшей скорости потребная тяга равна 26500 Н, а при максимальной скорости потребная тяга равна 65000 Н и $K = 7$.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 7

Определение летно-технических характеристик самолета

Летно-технические характеристики (ЛТХ), относящиеся ко всему полету или его этапам, характеризуют возможности 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.

Для расчета дальности и продолжительности горизонтального полета необходимо знать массу топлива и часовой или километровый расход топлива. Важной эксплуатационной характеристикой двигателя является расход топлива на единицу тяги двигателя за 1 час его работы – удельный расход топлива C_p [кг/(Н ч)]. Он зависит от типа двигателя, режима его ра-

боты, высоты и скорости полета, а также от его технического совершенства.

Решите задачи.

1) Определить часовой и километровый расходы топлива самолета с ТРД при полете на $H = 0$ с наивыгоднейшей скоростью и скоростью при $(P/V)_{\min}$, если поляра ЛА определяется зависимостью $C_{xa} = 0.017 + 0.057C_{ya}^2$, удельная нагрузка $m/S = 408$ кг/м², удельный расход топлива на обоих режимах одинаков и равен $c_{уд} = 0,10$ кг/(Н ч).

2) Масса ЛА в начале крейсерского полета составила 96,3% взлетной. Определить относительное количество топлива, потребное для обеспечения дальности крейсерского участка полета, равного 3000 км, если крейсерская скорость полета 800 км/ч, $K = 15$ и $c_{уд} = 0,074$ кг/(Н ч).

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 8

Изучение основных полетных случаев нагружения

В соответствии с Нормами летной годности самолетов прочность ЛА должна обеспечиваться для ряда вероятных в эксплуатации положений самолета с наиболее тяжелыми условиями нагружения его частей. Эти положения называют *случаями нагружения*.

Случай A – криволинейный полет в вертикальной плоскости на угле атаки, соответствующем $C_{y_{\max}}$. Может иметь место при выходе ЛА из планирования. Этот случай может определять прочность крыла, фюзеляжа, оперения, узлов крепления двигателей и тяжелых грузов.

Случай A' – криволинейный полет в вертикальной плоскости на малых углах атаки. Может иметь место при выходе из крутого снижения на большой скорости. Этот случай может определять прочность тех же частей, что и случай A , но отличается от него другим распределением воз-

душной нагрузки по размаху и хорде крыла и большим значением скоростного напора.

Случай *B* – криволинейный полет в вертикальной плоскости на малых углах атаки с отклоненными элеронами. Отклонение элеронов резко изменяет распределение воздушной нагрузки по хорде крыла. Этот случай может быть расчетным при определении прочности крыла на кручение.

Случай *C* – полет самолета с отклоненными элеронами при нулевых подъемной силе и перегрузке. Может иметь место при переходе с горизонтального полета на снижение на большой скорости и изменении угла атаки с положительного на отрицательный. В этом случае крыло нагружается большим аэродинамическим моментом. Этот случай может быть расчетным при определении прочности крыла на кручение, а также горизонтального оперения и хвостовой части фюзеляжа.

Случай *D'* - криволинейный полет при небольших отрицательных углах атаки (вход в снижение на большой скорости). Этот случай отличается обратным по сравнению со случаем *A'* направлением воздушных и массовых сил.

Случай *D* – криволинейный полет на угле атаки крыла, соответствующем $C_{y\min}$. Возможен при резком переходе на снижение. Направление сил в этом случае противоположно направлению в случае *A*.

Случай нагружения	Параметры		
	n^3	C_y	q
<i>A</i>	n_{\max}^3	$C_{y\max}$	$\frac{n_{\max}^3 G/S}{C_{y\max}}$
<i>A'</i>	n_{\max}^3	$\frac{n_{\max}^3 G/S}{q_{\max\max}}$	$q_{\max\max}$
<i>B</i>	$0,67n_{\max}^3$	$\frac{0,67n_{\max}^3 G/S}{q_{\max\max}}$	$q_{\max\max}$
<i>C</i>	0	0	$q_{\max\max}$

D'	n_{\min}^3	$\frac{n_{\min}^3 G/S}{q_{\max \max}}$	$q_{\max \max}$
D	n_{\min}^3	$C_{y\min}$	$\frac{n_{\min}^3 G/S}{C_{y\min}}$

Задание.

1. Начертите систему координат $C_y = f(C_x)$ и схематично нарисуйте в этой системе координат график поляры условного ЛА. Начертите системы координат $n^3 = f(q)$ и $C_y = f(n^3)$.

2. Схематично укажите в этих системах координат точки, соответствующие случаям нагружения A, A', B, C, D, D' (точки с одинаковыми абсциссами или ординатами должны находиться на одних вертикальных или горизонтальных линиях). Точки соедините прямыми линиями.

Задача. Определите скорости полета, числа Маха и углы атаки крыла ЛА в условиях, соответствующих случаям нагружения A, A' и B .

Дано: масса ЛА $m_{\text{ЛА}} = 37000$ кг,

площадь крыла $S = 100 \text{ м}^2$,

максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{\max}^3 = 3,2$

скоростной напор $q_{\max \max} = 19400 \text{ Н/м}^2$,

высота полета $H = 3000$ м.

Зависимость $C_y(\alpha)$ в графическом виде берется из практического занятия № 4.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 9

Изучение конструкции самолета

Это практическое занятие проходит в Док-1, где студенты знакомятся с конструкцией крыла, фюзеляжа, оперения и шасси самолета Як-40, представленного в препарированном виде. По заданию преподавателя сту-

денты выполняют эскизы отдельных частей конструкции самолета. Для закрепления полученных знаний на приведенных ниже рисунках необходимо определить элементы конструкции, обозначенные цифрами и указать их назначение.

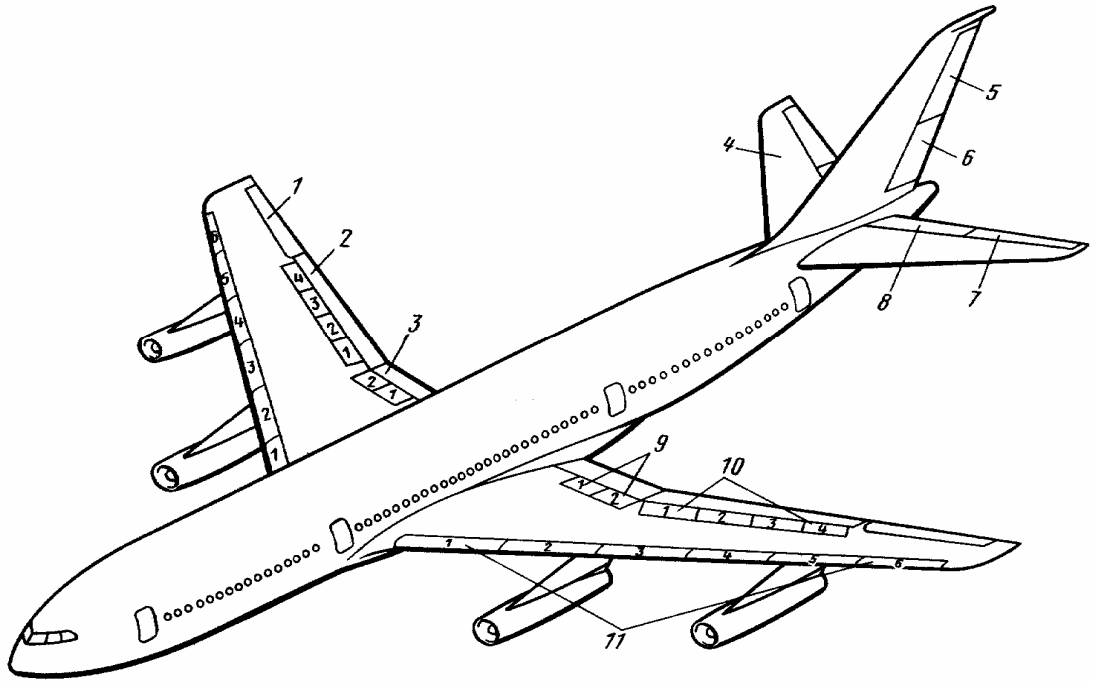


Рис. 1

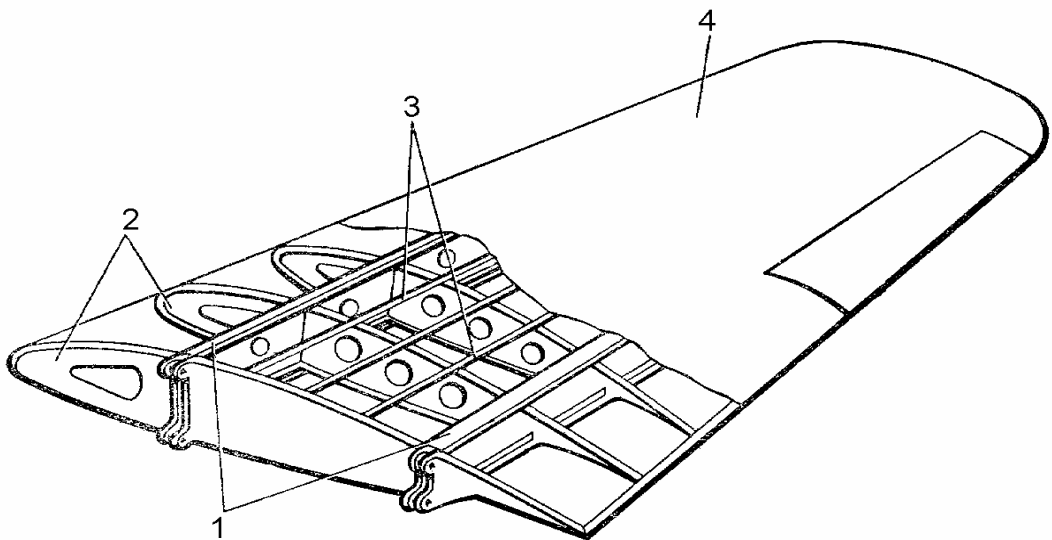


Рис. 2.

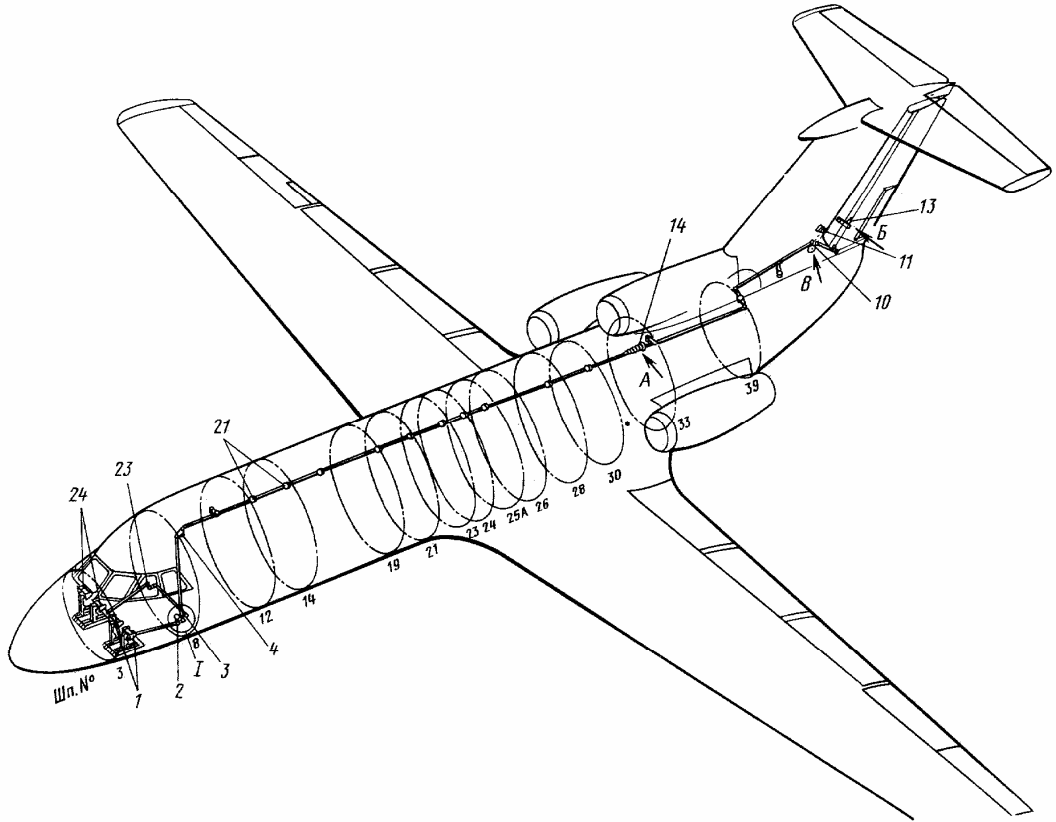


Рис. 3.

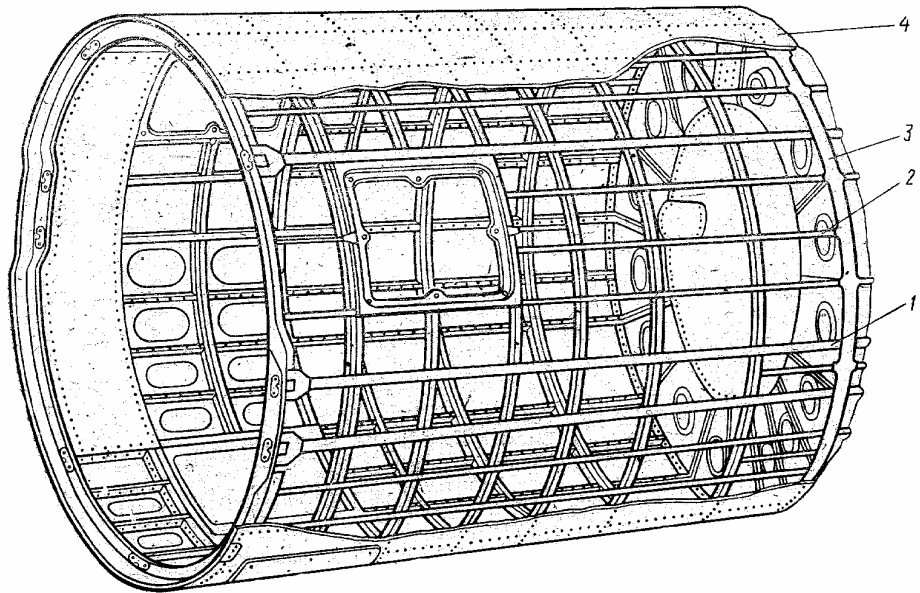


Рис. 4.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 10**Эскизное проектирование самолетов**

Задание. Определить основные геометрические, весовые, летно-технические и взлетно-посадочные характеристики самолета согласно заданному варианту. На миллиметровой бумаге эскизно начертить спроектированный самолет в трех проекциях, точно выдерживая масштаб всех полученных геометрических характеристик.

Вариант 1.

- коммерческая нагрузка – 35 пассажиров,
- расчетная дальность полета – 800 км,
- крейсерская скорость 450 км/ч,
- длина ВПП – 2600 м.

Схема самолета: высокоплан, два двигателя в гондолах под крылом, Т-образное оперение.

Вариант 2.

- коммерческая нагрузка – 80 пассажиров,
- расчетная дальность полета – 2000 км,
- крейсерская скорость 820 км/ч,
- длина ВПП – 2400 м.

Схема самолета: высокоплан, два двигателя в гондолах под крылом, оперение с нижним расположением стабилизатора.

Вариант 3.

- коммерческая нагрузка – 100 пассажиров,
- расчетная дальность полета – 2000 км,
- крейсерская скорость 850 км/ч,
- длина ВПП – 2600 м.

Схема самолета: низкоплан, три двигателя в хвостовой части фюзеляжа, Т-образное оперение.

Вариант 4.

- коммерческая нагрузка – 40 пассажиров,
- расчетная дальность полета – 1000 км,
- крейсерская скорость 510 км/ч,
- длина ВПП – 2600 м.

Схема самолета: низкоплан, два двигателя в хвостовой части фюзеляжа, оперение с нижним расположением стабилизатора.

Порядок расчета

1. ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ, ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

1.1. Вес коммерческой нагрузки ЛА: $G_{\text{ком}} = 120 n_{\text{пасс}}$.

1.2. Скорость отрыва ЛА при взлете $V_{\text{отр}} = (5,81 \sqrt{L_{\text{ВПП}}} - 10)$ (км/ч). Скорость захода на посадку рекомендуется брать в пределах 240 ... 260 км/ч.

Посадочная скорость $V_{\text{пос}} = V_{\text{зп}} - (10 \dots 20)$ (км/ч).

1.3. Высота крейсерского полета выбирается из статистических данных в пределах 9,5 ... 11 км.

1.4. Взлетная масса в первом приближении: $m_0^1 = \frac{m_{\text{ком}}}{\bar{m}_{\text{ком}}}$, где относительная

масса коммерческой нагрузки $\bar{m}_{\text{ком}}$ определяется из статистических данных и берется в пределах 0,21 ... 0,33. Удельная нагрузка на крыло в первом приближении определяется по статистической формуле

$$P_0 = 10^3 \sqrt{m_0^1 g} \text{ (кг/м}^2\text{)}.$$

1.5. Число Маха крейсерского полета определяется по формуле

$$M_{\text{кр}} = \frac{V_{\text{кр}}}{a_{\text{кр}}} \approx \frac{V_{\text{кр}}}{72\sqrt{288 - 6,5H_{\text{кр}}}}.$$

2. КРЫЛО

2.1. Для крыльев современных околозвуковых самолетов применяют близкие к симметричным или симметричные профили с положением максимальной толщины на $\bar{x}_c = 35 \div 45\%$. Толщина профиля в корне крыла $\bar{x}_{\text{кор}} = 12 \div 14\%$, толщина профиля на конце крыла - $\bar{x}_{\text{кон}} = 8 \div 9\%$.

2.2. Крыло следует выбрать трапециевидной формы. Угол стреловидности и удлинение крыла определяют эмпирически: угол стреловидности выбирается из диапазона $0 \dots 15^\circ$, а удлинение определяют по формуле $\lambda = 10,5\cos^2\chi$.

2.3. Сужение крыльев с углом стреловидности порядка $20^\circ \dots 35^\circ$ выбирают в пределах $\eta = 2,5 \dots 4,5$. Площадь крыла: $S = G_0/P_0$. Размах крыла $l = \sqrt{\lambda S}$.

Корневая хорда $b_0 = 2 \frac{S}{l} \frac{\eta}{\eta+1}$. Концевая хорда $b_k = \frac{b_0}{\eta}$.

3. ФЮЗЕЛЯЖ

3.1. Удлинение фюзеляжа самолетов выбирают в пределах $\lambda_\phi = 7 \dots 8$ (чем больше число Маха, тем больше удлинение), удлинение носовой и хвостовой частей находятся в пределах $\lambda_n = 1,2 \dots 1,5$ и $\lambda_x = 2,0 \dots 2,5$.

3.2. Диаметр фюзеляжа вычисляется по формуле $d_\phi = n_2 B_2 + n_3 D_3 + n_{\text{пр}} B_{\text{пр}} + 2 \cdot 60 + 2 \cdot 120$ (мм), где n_2 и n_3 – число блоков (в поперечном ряду) из двух и трех кресел; $n_{\text{пр}}$ – число проходов; 60 – расстояние между подлокотниками внешних в ряду кресел и внутренней стенкой фюзеляжа; 120 – толщина стенки фюзеляжа; B_2 и B_3 – ширина блока из двух и трех кресел; $B_{\text{пр}}$ – ширина прохода ($B_2 = 1260$ мм, $B_3 = 1520$ мм, $B_{\text{пр}} = 510$ мм).

3.3. Длина фюзеляжа $l_\phi = \lambda_\phi d_\phi$. Длину фюзеляжа необходимо уточнить на выполнение условия размещения грузов и пассажиров. Потребная длина

фюзеляжа в этом случае: $l_\phi = 1,4 \frac{2,4 + 0,00414 n_{nac}}{d_\phi^2} n_{nac}$. Из двух значений

длины фюзеляжа определить среднее арифметическое.

4. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

4.1. Относительная площадь ГО $\bar{S}_{ГО} = 0,15 \dots 0,30$ и, следовательно,

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} S.$$

4.2. Размах ГО и хорда определяются также, как для крыла.

4.3. Угол стреловидности ГО на $3 \dots 5^\circ$ больше, чем угол стреловидности крыла. Удлинение ГО $\lambda_{ГО} = 3 \dots 5$, сужение ГО $\eta_{ГО} = 2 \dots 3,5$. Площадь руля высоты $S_{РВ} = (0,2 \dots 0,3) S_{ГО}$.

5. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

5.1. Относительная площадь ВО $\bar{S}_{ВО} = 0,10 \dots 0,22$.

5.2. Размах ВО и хорда определяются также, как для крыла.

5.3. Угол стреловидности ВО на $3 \dots 5^\circ$ больше, чем угол стреловидности крыла. Удлинение ВО $\lambda_{ВО} = 0,8 \dots 2$, сужение ВО $\eta_{ВО} = 1,0 \dots 1,5$. Площадь руля направления $S_{РН} = (0,25 \dots 0,35) S_{ВО}$.

6. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

6.1. Положение центра масс самолета можно определить относительно средней геометрической хорды крыла по формуле $\bar{x}_T = (0,23 \dots 0,26) / \sqrt{\cos \chi}$, где $\bar{x}_T = x_T / b_{СГХ}$ (x_T – это расстояние от носка фюзеляжа до центра масс самолета по продольной оси), а длина средней геометрической хорды вычисляется по формуле

$$b_{\text{СГХ}} = \frac{3}{4} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{\frac{S}{\lambda}}.$$

Расстояние от носка фюзеляжа до начала проекции средней геометрической хорды на плоскость симметрии самолета определяется по формуле

$$x_{\text{СГХ}} = \frac{1}{3} \frac{\eta+2}{\eta+1} (b_0 - b_k).$$

6.2. Расположение крыла относительно фюзеляжа определяется графически (на чертеже) по определенным в п. 6.1 геометрическим параметрам.

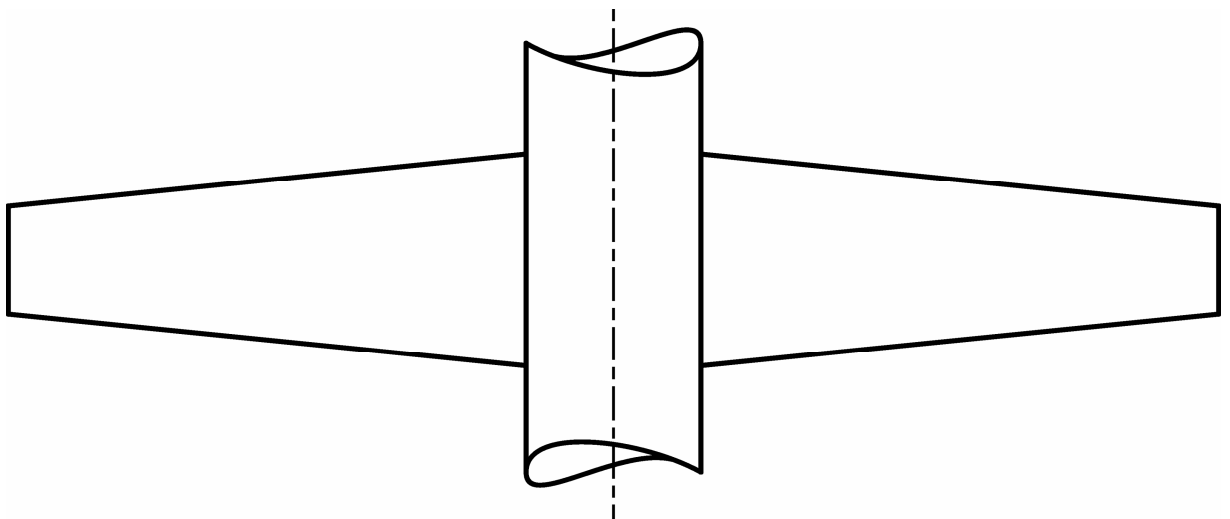
Приложение 1

Международная стандартная атмосфера

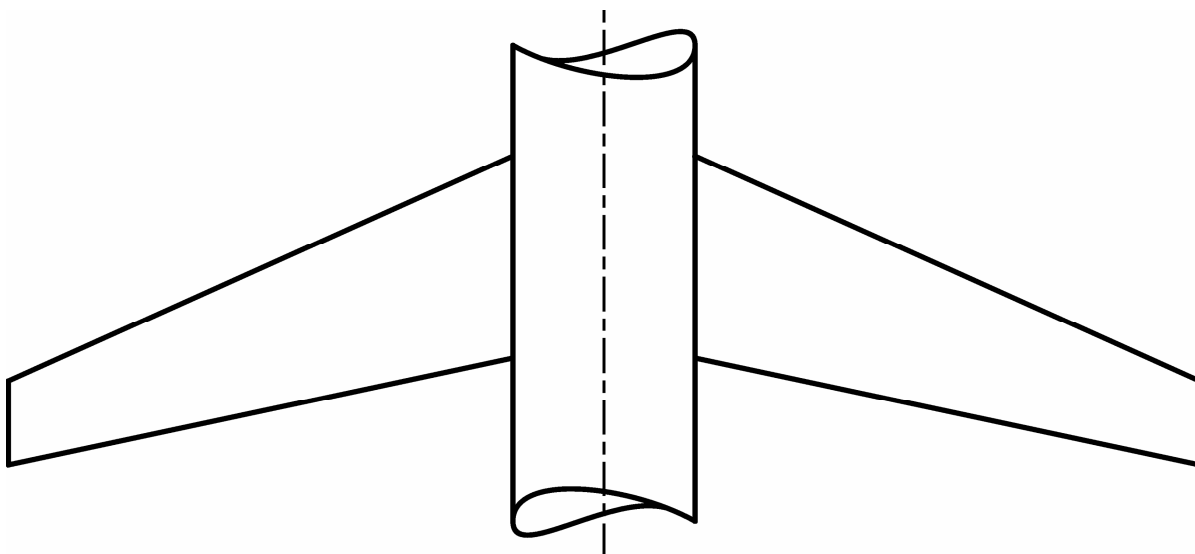
Высо- та H , м	Темпера- тура T , К	Давле- ние p , Па	Плот- ность ρ , кг/м ³	Скорость звука a , м/с	Кин. вяз- кость ν , м ² /с
0	289	$1,01 \times 10^5$	1,225	340	$1,46 \times 10^{-5}$
500	285	$9,55 \times 10^4$	1,167	338	1,52
1000	282	8,99	1,112	336	1,58
1500	278	8,46	1,058	334	1,65
2000	275	7,95	1,007	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
...					
15000	216	1,18	0,193	295	7,3
16000	216	1,01	0,165	295	8,41
17000	216	$8,5 \times 10^3$	0,141	295	9,36

Приложение 2

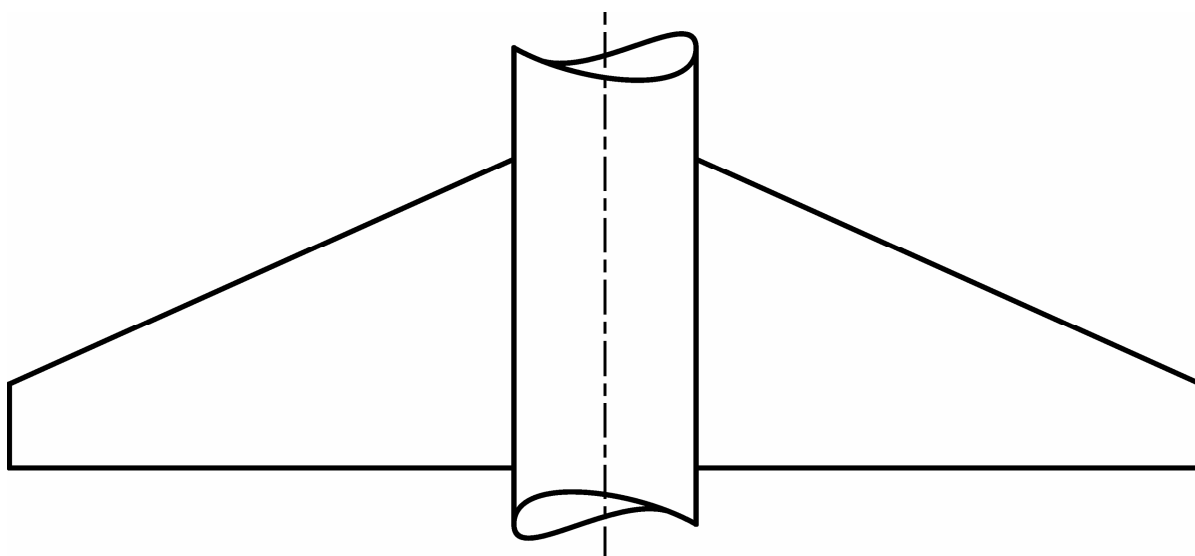
Крыло № 1



Крыло № 2



Крыло № 3



Профиль НАСА 2213

Угол атаки α	C_y	C_x
-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 α	C_y	C_x
-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

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	2
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 1 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦ СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЛТХ САМОЛЕТА.....	3
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ КРЫЛА.....	4
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА ЛА.....	6
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА ЛА.....	7
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 5 ПОНЯТИЕ О ПЕРЕГРУЗКЕ.....	9
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 6 РАСПОЛАГАЕМАЯ И ПОТРЕБНАЯ ТЯГИ. МЕТОД ТЯГ ЖУКОВСКОГО.....	11
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 7 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА.....	13
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 8 ИЗУЧЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПОЛЕТНЫХ СЛУЧАЕВ НАГРУЖЕНИЯ.....	14
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 9 ИЗУЧЕНИЕ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА.....	16
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 10 ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ.....	19