

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности
летательных аппаратов
В.В. Ефимов, М.Г. Ефимова**

ОСНОВЫ АВИАЦИИ

ПОСОБИЕ
по проведению практических занятий

*для студентов I курса
направлений 38.03.02 и 23.03.01
всех форм обучения*

Москва - 2015

ББК 05

Е91

Рецензент д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко

Ефимов В.В., Ефимова М.Г.

Е91 Основы авиации: пособие по проведению практических занятий. - М.: МГТУ ГА, 2015. - 20 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Основы авиации» по рабочему учебному плану для студентов I курса направлений 38.03.02, 23.03.01 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседании кафедры 20.01.15 г. и методических советов 22.01.15 г., 10.03.15 г.

Подписано в печать 18.05.2015 г.

Печать офсетная
1,16 усл. печ. л.

Формат 60x84/16
Заказ № 2018/

0,90 уч.-изд. л.
Тираж 160 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д. 6а

© Московский государственный
технический университет ГА, 2015

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 1 Использование таблиц стандартной атмосферы для определения ЛТХ самолета	4
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 2 Определение геометрических характеристик профиля крыла	5
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3 Определение геометрических характеристик крыла ЛА в плане	6
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 4 Определение аэродинамических характеристик крыла ЛА	7
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 5 Понятие о перегрузке	9
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 6 Определение летно-технических характеристик самолета	10
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 7 Изучение основных полетных случаев нагружения	12
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 8 Эскизное проектирование фюзеляжа	13
ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 9 Эскизное проектирование крыла	16

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 подготовки к сдаче рубежных контролей и экзамена или 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.

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:

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

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

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

H , 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.

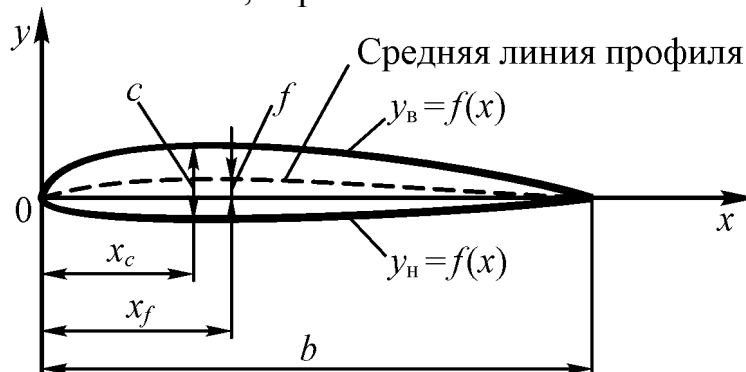
3) На высоте движения ЛА кинематическая вязкость $3,53 \times 10^{-5}$ м²/с. Определите, на какой высоте движется ЛА, а также его скорость, если число Маха составляет 0,8.

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, получаемая 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:

$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} \cdot 100$. *Вогнутость (кривизна) профиля* определяется кривизной его средней линии. Максимальная (по модулю) вогнутость профиля: $f = 0,5(y_{\text{в}} + y_{\text{н}})_{\max}$. *Относительная вогнутость профиля* – это отношение максимальной вогнутости профиля к его хорде, выраженное в процентах:

$$\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b} \cdot 100, \quad (21)$$

где f_{\max} – максимальная по абсолютной величине ордината средней линии профиля, т.е. максимальное отклонение средней линии профиля от хорды,
Задание.

1. Постройте заданный профиль крыла по таблице координат. Координаты $y_{\text{в}}$ и $y_{\text{н}}$ выберите в соответствии с вариантом.

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

Координата x	Координата $y_{\text{в}}$			Координата $y_{\text{н}}$			Толщина профиля c	Кривизна 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		

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

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

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 3

Определение геометрических характеристик крыла ЛА в плане

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 геометри-

ческим характеристикам относится так называемый угол поперечного «V», характеризующий вид крыла спереди.

Задание.

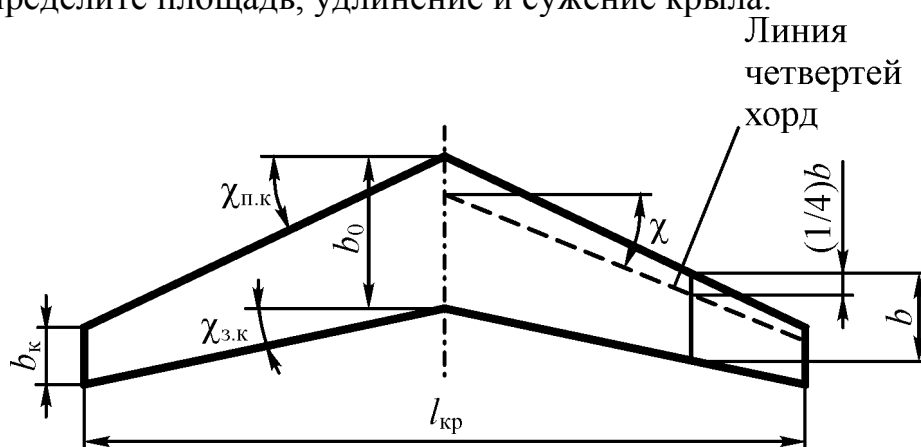
1. Ознакомьтесь с чертежом крыла (Приложение 2), выполненным в масштабе 1:400 к крылу реального ЛА. Прежде, чем Вы начнете выполнять чертеж крыла в тетради, ознакомьтесь с простейшими правилами оформления чертежей, приведенными ниже в Примечании.

2. Перечертите заданное крыло в тетрадь в масштабе 1:1.

3. Поставьте размерные линии для следующих геометрических характеристик: размах крыла, корневая хорда, концевая хорда, углы стреловидности передней и задней кромок и по линии 1/4 хорд..

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 симметричного тела 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.

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. Па-

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 $C_{ya} = f(\alpha)$ (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 относится также зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента силы лобового сопротивления $C_{ya} = f(C_{xa})$, называемая *полярой*.

Задание.

1. По данным таблиц в Приложении 3, постройте графики $C_{xa} = f(\alpha)$, $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya} = f(C_{xa})$.

2. На графике $C_{ya} = f(C_{xa})$ выполните построения, необходимые для определения K_{\max} и $\alpha_{\text{нв}}$.

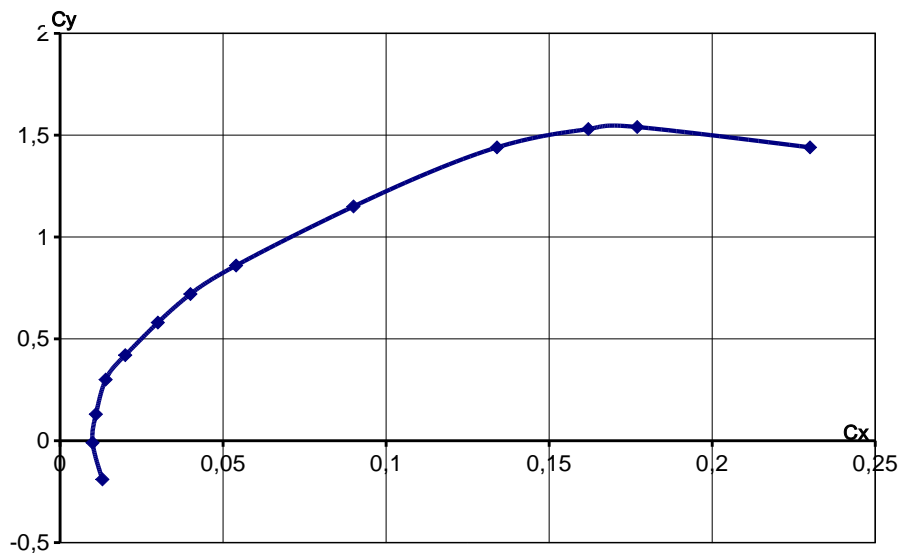
3. На графиках (там, где это возможно) поставьте следующие точки: $C_{ya\max}$, C_{xamin} , K_{\max} , α_0 , $\alpha_{\text{кр}}$, $\alpha_{\text{нв}}$.

4. Запишите формулу для расчета K_{\max} и определите его значение.

5. Заполните таблицу:

$C_{ya\max}$	C_{xamin}	K_{\max}	$C_{ya\alpha=0}$	$C_{xa\alpha=0}$	α_0	$\alpha_{\text{кр}}$	$\alpha_{\text{нв}}$

6. **Дополнительное задание.** На приведенном ниже графике поляры самолета поставьте точки, соответствующие $C_{ya\max}$, C_{xamin} , 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. 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 а) $n_x = 0,25$; б) $n_x = -0,25$.

3) Определить перегрузки n_x , n_y , силу лобового сопротивления X_a 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_a 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 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

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:

$$c_h = C_p \frac{m g}{K} \text{ - часовой расход топлива;}$$

$$c_k = \frac{C_p m g}{3.6 KV} \text{ - километровый расход топлива.}$$

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

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* $P_{п}$ для установившегося горизон-

тального полета подбирается летчиком из условия $P = X_a$ и не должна превышать располагаемой.

Решите задачи

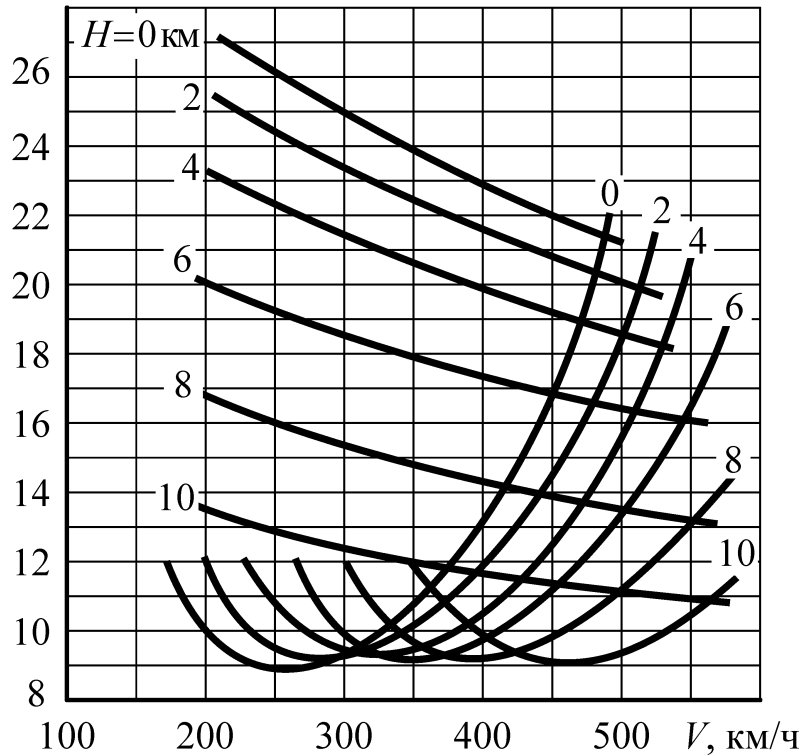
1) Определить скорость и потребную тягу горизонтального полета самолета, летящего на высоте 500 м на наивыгоднейшем угле атаки, если поляра задана уравнением $C_{xa} = 0,017 + 0,053C_{ya}^2$, $m = 45\,000$ кг, $S = 112,5$ м².

2) Максимальная скорость самолета по условиям прочности ограничена скоростным напором $q_{пред} = 17$ кПа. Какова предельно допустимая приборная скорость полета самолета у Земли и на высоте $H = 12000$ м?

3) Максимальная скорость самолета по условиям управляемости ограничена числом $M_{пред} = 0,82$. Какова максимально допустимая скорость полета, обусловленная этим ограничением, на высоте 5 и 11 км?

4) По приведенным на рисунке кривым потребных тяг определить аэродинамическое качество самолета для скорости, указанной преподавателем, 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?

$P_{п}, P_{р},$ кН



5) Определить часовой и километровый расходы топлива самолета с ТРД при полете на высоте $H = 0$ с наивыгоднейшей скоростью, 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), $m_{ЛА} = 40$ т.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 7

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

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 опреде-

лении 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 .

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.

Решите задачу.

Определите скорости полета, числа Маха и углы атаки крыла ЛА в условиях, соответствующих случаям нагружения, указанным преподавателем.

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

площадь крыла $S = 100$ м²,

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

скоростной напор $q_{\max \max} = 19400$ Н/м²,

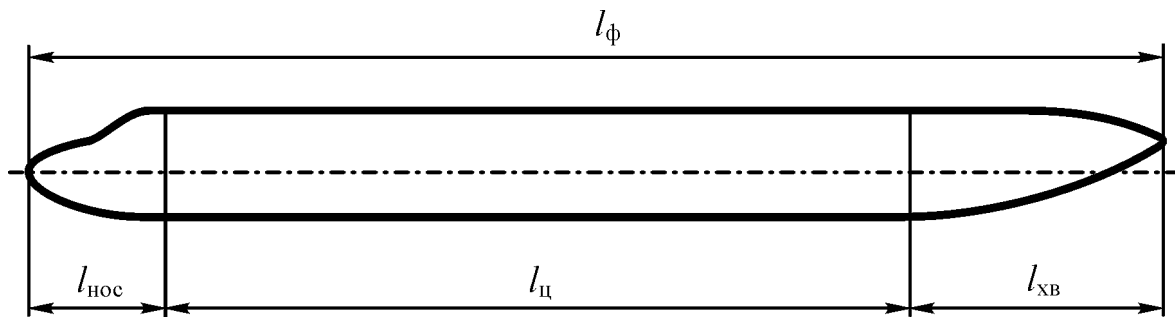
высота полета $H = 3000$ м.

Зависимость $C_{ya}(\alpha)$ в графическом виде берется из практического занятия № 4.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 8

Эскизное проектирование фюзеляжа

Формы фюзеляжей самолетов весьма разнообразны и выбираются исходя из стремления получить большой полезный объем при малом аэродинамическом сопротивлении и невысокой массе конструкции, а также для удовлетворения специальных технических требований (обеспечение перевозки крупногабаритных грузов, обеспечение комфорта пассажиров и т.п.). Следствием этих требований является вытянутая удобообтекаемая форма фюзеляжа при виде сбоку.



Основные геометрические характеристики фюзеляжа

Длина фюзеляжа l_ϕ – наибольший размер фюзеляжа вдоль его продольной оси.

Площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{\text{м.ф}}$ – наибольшая площадь поперечного сечения фюзеляжа плоскостью, перпендикулярной продольной оси фюзеляжа.

Максимальный эквивалентный диаметр фюзеляжа $d_{\text{э.ф}}$ – диаметр условного круга, площадь которого равна площади миделевого сечения фюзеляжа:

$$d_{\text{э.ф}} = \sqrt{\frac{4S_{\text{м.ф}}}{\pi}}.$$

Удлинение фюзеляжа λ_ϕ – отношение длины фюзеляжа к его максимальному эквивалентному диаметру:

$$\lambda_\phi = \frac{l_\phi}{d_{\text{э.ф}}}.$$

Чаще всего у фюзеляжей можно выделить носовую, цилиндрическую (центральную) и хвостовую части и ввести для них соответствующие геометрические параметры. Удлинения этих частей фюзеляжа можно вычислить по следующим формулам:

$$\lambda_{\text{нос}} = \frac{l_{\text{нос}}}{d_{\text{э.ф}}}, \quad \lambda_{\text{ц}} = \frac{l_{\text{ц}}}{d_{\text{э.ф}}}, \quad \lambda_{\text{хв}} = \frac{l_{\text{хв}}}{d_{\text{э.ф}}}.$$

Нетрудно заметить, что поскольку $l_\phi = l_{\text{нос}} + l_{\text{ц}} + l_{\text{хв}}$, то:

$$\lambda_\phi = \lambda_{\text{нос}} + \lambda_{\text{ц}} + \lambda_{\text{хв}}.$$

Задание

Необходимо разместить в фюзеляже заданное количество пассажиров, определив потребные для этого диаметр и длину фюзеляжа, после чего определить остальные геометрические характеристики и начертить полученный фюзеляж.

1. В качестве исходных данных задано количество пассажиров, которое определяется по формуле: $N = 100 + 10n + 15t$, где n и t задаются преподавателем.

2. Диаметр фюзеляжа вычисляется по формуле

$$d_\phi = a_2 B_2 + a_3 B_3 + a_{\text{пр}} B_{\text{пр}} + 2 \cdot 60 + 2 \cdot 120 \text{ (мм)},$$

где a_2 и a_3 – число блоков (в поперечном ряду) из двух и трех кресел;

$a_{\text{пр}}$ – 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 ($B_2 = 1260$ мм, $B_3 = 1520$ мм);

$B_{\text{пр}}$ – ширина прохода ($B_{\text{пр}} = 510$ мм).

Студенты самостоятельно выбирают схему расстановки кресел в салоне, например, 2+2, 3+3, 2+3+2 и т.д.

3. Длина фюзеляжа определяется по формуле

$$l_{\phi} = 1,4 \frac{2,4 + 0,00414N}{d_{\phi}^2} N.$$

4. Для проверки правильности размещения пассажиров в салоне необходимо определить удлинение фюзеляжа. Полученное значение должно находиться в пределах 6,5...9. Если рассчитанное удлинение выходит за эти границы, то нужно вернуться к п.2 и изменить схему расположения кресел в салоне.

5. Определив геометрические параметры фюзеляжа в пп. 2 и 3, необходимо определить длины носовой, хвостовой и центральной частей фюзеляжа, используя формулы и известные из статистических данных удлинение носовой и хвостовой частей, которые находятся в пределах $\lambda_n = 1,2...1,5$ и $\lambda_x = 2,0...2,5$. По результатам расчетов заполните таблицу.

6. Заполнив таблицу, необходимо построить чертеж фюзеляжа на миллиметровой бумаге формата А4 в выбранном в соответствии с ГОСТом масштабе. Обводы носовой и хвостовой частей фюзеляжа выполнить произвольно в соответствии с собственными представлениями о внешнем облике самолета.

№	Наименование геометрической характеристики	Значение	Размерность
1.	Количество пассажиров		
2.	Диаметр фюзеляжа		
3.	Длина фюзеляжа		
4.	Удлинение фюзеляжа		
5.	Удлинение носовой части		
6.	Удлинение хвостовой части		
7.	Длина носовой части		
8.	Длина хвостовой части		
9.	Длина центральной части		

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ № 9

Эскизное проектирование крыла

Необходимо по заданным геометрическим характеристикам построить крыло самолета в плане и определить его остальные геометрические характеристики. Значения геометрических характеристик для построения чертежа крыла необходимо взять из приведенной ниже таблицы 1, подставляя вместо букв цифры из номера зачетной книжки: n – предпоследняя цифра номера зачетной книжки, m – последняя цифра номера зачетной книжки. В результате в 4-м столбце таблицы вы получите геометрические характеристики крыла реального самолета. В столбце 5 необходимо указать размерность тех геометрических характеристик, которые ее имеют.

После того как все параметры столбца 4 определены, необходимо построить чертеж крыла в плане на миллиметровой бумаге формата А4. Масштаб чертежа студенты выбирают самостоятельно, однако он должен соответствовать ГОСТу и быть указан на чертеже.

Таблица 1

№	Наименование геометрической характеристики	Формула для расчета параметра	Значение параметра	Размерность
1	2	3	4	5
1.	Размах крыла	$l = 25 + 3n + 0,5m$		
2.	Корневая хорда крыла	$b_0 = 1,2n + 3,5$		
3.	Концевая хорда крыла	$b_k = n + 2 + 0,1m$		
4.	Угол стреловидности по линии одной четверти хорд	$\chi_{1/4} = 4n + 1$		

После построения чертежа крыла необходимо определить, как называется ваше крыло при виде в плане (прямоугольное, стреловидное, трапециевидное, треугольное и т.п.), а затем заполнить таблицу 2. Величины размерных параметров должны соответствовать реальному крылу, а не его изображению на чертеже.

На чертеже крыла необходимо проставить все *возможные* размеры в соответствии с рис. 13 на стр. 20 [1]. Размеры на чертеже проставляются всегда в миллиметрах без каких-либо дополнительных буквенных обозначений. Изображение размерных линий и написание размеров должны соответствовать правилам оформления чертежей.

Таблица 2

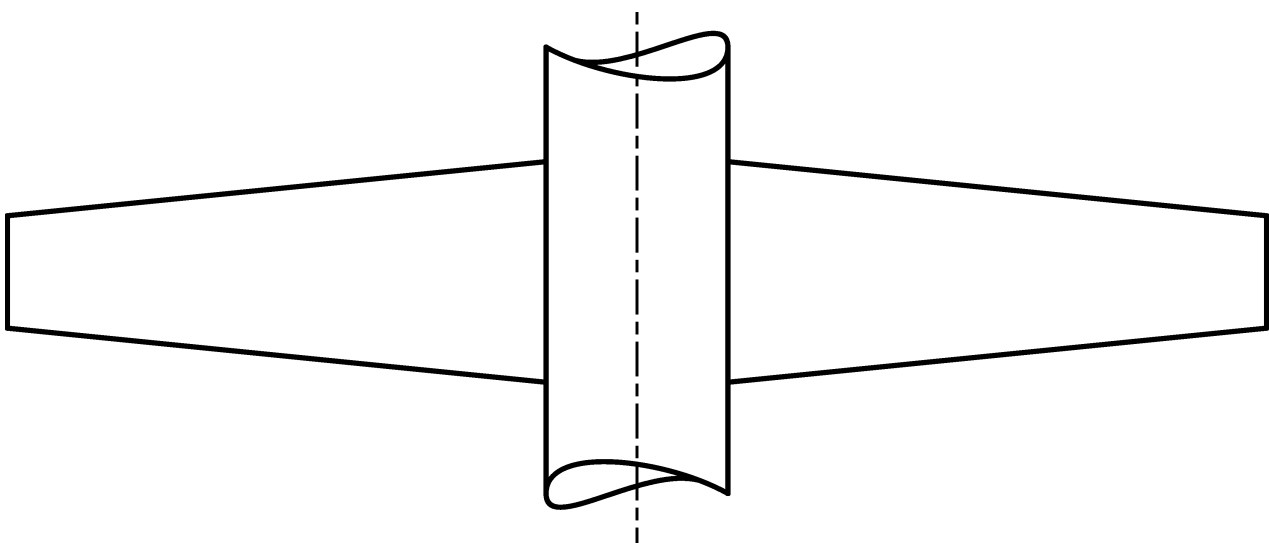
№	Наименование геометрической характеристики	Значение параметра	Размерность
1.	Площадь крыла		
2.	Средняя геометрическая хорда крыла		
3.	Удлинение крыла		
4.	Сужение крыла		
5.	Угол стреловидности передней кромки		
6.	Угол стреловидности задней кромки		

Если какие-либо параметры таблицы 2 определялись с помощью формул, ниже таблицы необходимо эти формулы привести.

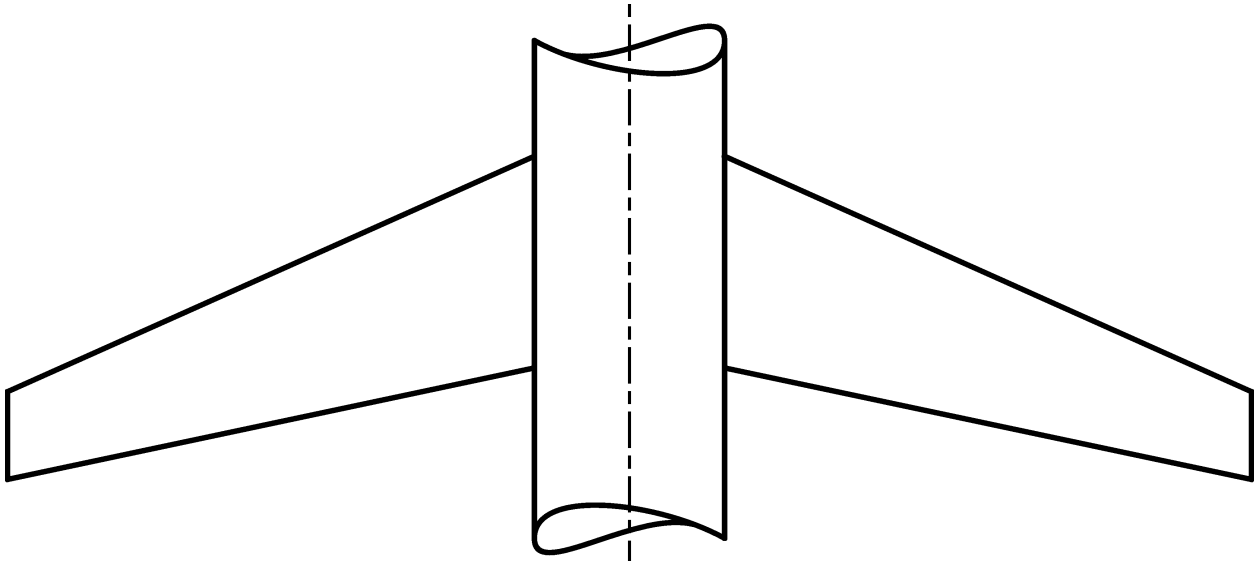
Международная стандартная атмосфера

Высота H , м	Температура T , К	Давление p , Па	Плотность ρ , кг/м ³	Скорость звука a , м/с	Кин. вязкость 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

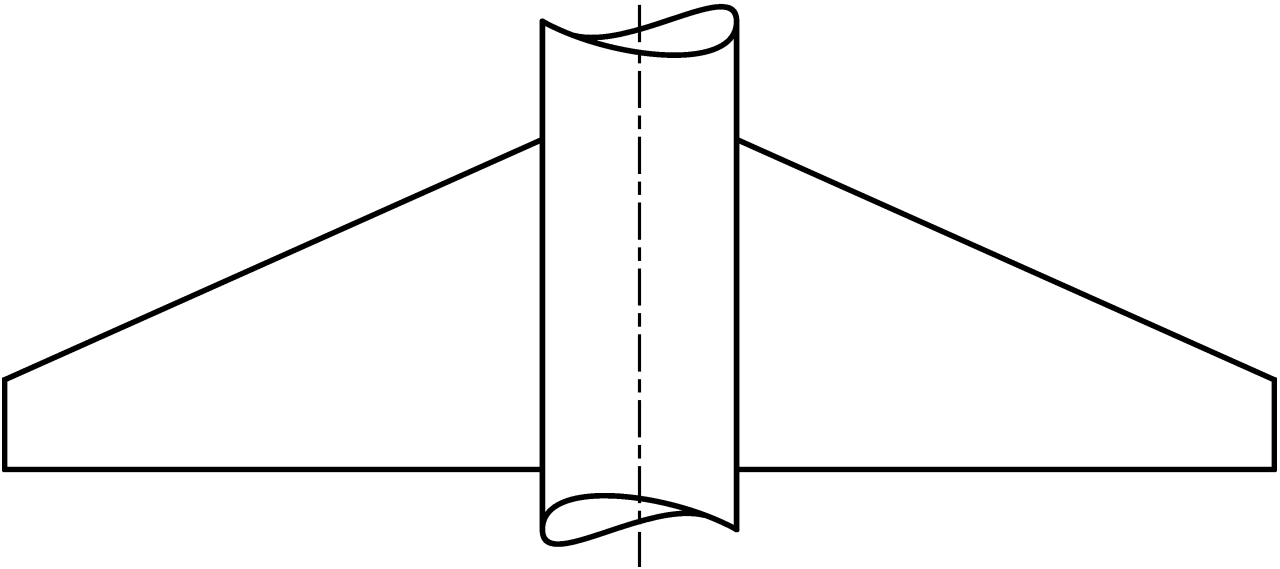
Крыло № 1



Крыло № 2



Крыло № 3



Профиль НАСА 2213

Угол атаки α	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 α	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