

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
Практическое занятие № 1. Основные уравнения аэродинамики. Аэродинамическое подобие	4
Практическое занятие № 2. Течение газов с большими скоростями.....	6
Практическое занятие № 3. Пограничный слой.....	7
Практическое занятие № 4. Геометрические характеристики профиля крыла.	8
Практическое занятие № 5. Аэродинамические характеристики профиля крыла.....	9
Практическое занятие № 6. Геометрические характеристики крыла в плане.	10
Практическое занятие № 7. Расчет аэродинамических характеристик профиля и крыла.....	11
Практическое занятие № 8. Аэродинамические характеристики оперения и рулей	12
Практическое занятие № 9. Аэродинамические характеристики механизации крыла.....	13
Практическое занятие № 10. Аэродинамические характеристики тел вращения	14
Практическое занятие № 11. Аэродинамические характеристики тел воздушных винтов.....	14
Практическое занятие № 12. Аэродинамические характеристики самолета..	15
Практическое занятие № 13. Влияние аэродинамических характеристик на безопасность и экономичность полетов.....	17
Лабораторная работа № 1. Исследование распределения давления по поверхности профиля крыла	18
Лабораторная работа № 2. Определение профильного сопротивления крыла методом импульсов	28
Лабораторная работа № 3. Пересчет аэродинамических характеристик крыла с одного удлинения на другое.....	37
Лабораторная работа № 4. Определение аэродинамических характеристик ЛА весовым методом	46
Лабораторная работа №5. Испытание несущего винта вертолета при работе на месте.....	54
Литература	62
Приложения	63

Введение

Настоящее пособие содержит задания для проведения практических занятий, а также методические указания для проведения лабораторных работ по дисциплине «Практическая аэродинамика», которая состоит из двух больших разделов «Аэродинамика» и «Динамика полета». В настоящем пособии содержатся материалы для проведения лабораторных работ и практических занятий раздела «Аэродинамика».

Практические занятия и лабораторные работы призваны помочь закреплению теоретического материала и получению знаний прикладного характера по всем изучаемым разделам курса. Они также содержат учебный материал, не вошедший в лекционную часть курса. Задания, выполняемые на практических занятиях, и отчеты по лабораторным работам могут быть использованы студентами для подготовки к сдаче рубежных контролей, зачетов 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 и лабораторных работ обязательно понадобятся линейка, ластик, карандаш, калькулятор с полным набором функций и желательно транспортёр. Отчет по лабораторной работе должен содержать титульный лист, цель работы, основные теоретические положения, рабочие формулы, таблицы, графики и выводы.

Отчет о выполнении практического занятия или лабораторной работы 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 занятие, не допускаются к сдаче экзамена.

Практическое занятие № 1

Основные уравнения аэродинамики. Аэродинамическое подобие Основные теоретические сведения

Основные уравнения аэродинамики изучались в курсе «Гидрогазодинамика» в 4-м семестре. К этим уравнениям относятся:

- уравнение состояния идеального газа

$$p = \rho RT;$$

- уравнение неразрывности (закон сохранения массы) $\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} = 0$,

которое здесь используется в форме уравнения массового расхода

$$\dot{m} = \rho V s = const ;$$

- уравнение Бернулли (закон сохранения энергии) $\frac{V^2}{2} + \int \frac{dp}{\rho} = C$, кото-

рое для несжимаемой среды имеет вид:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \frac{V_\infty^2}{2} + \frac{p_\infty}{\rho_\infty},$$

- уравнение количества движения (закон сохранения количества движения)

$$\vec{R} = m(\vec{V}_2 - \vec{V}_1),$$

где \vec{R} - равнодействующая поверхностных сил, действующих на выделенный объем.

В настоящем курсе рассматриваются 4 критерия аэродинамического подобия:

- число Маха

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

- число Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu},$$

где μ , ν - соответственно коэффициенты динамической и кинематической вязкостей;

l - характерный размер тела;

- число Фруда

$$Fr = \frac{V^2}{gl},$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$;

- число Струхала

$$Sh = \frac{V}{ln},$$

где n - число колебаний в секунду.

Задачи.

1.1. Определить массовый расход воздуха через сопло аэродинамической трубы на земле при стандартных атмосферных условиях, если диаметр входа в сопло равен 2 м, а диаметр выхода - 1,2 м, давление на входе в сопло - 99000 Па, а давление на выходе - 96000 Па.

1.2. Определить скорость несжимаемого воздушного потока, если давление торможения равно 99500 Па, а статическое давление равно 97000 Па при температуре воздуха 12°C.

1.3. Определить силу, действующую на сопло аэродинамической трубы при стандартных атмосферных условиях, если скорость на входе в сопло составляет 11 м/с, диаметр входа равен 2,2 м, а диаметр выхода из сопла - 0,8 м.

1.4. Модель самолета продувается в аэродинамической трубе. Какая скорость должна быть в рабочей части трубы, чтобы обеспечить подобие по

сжимаемости, если натурное число Маха равно 0,82, а температура в рабочей части составляет 18°C?

1.5. Модель самолета в масштабе 1:20 продувается в аэродинамической трубе. Какая плотность должна быть в рабочей части трубы, чтобы обеспечить подобие по вязкости, если температура в рабочей части равна 5°C, а температура и плотность в полете соответственно равны -20°C и 0,96 кг/м³?

1.6. Гидросамолет имеет поплавков с площадью миделевого сечения 1,8 м² и взлетает с воды со скоростью 165 км/ч. С какой скоростью надо испытывать геометрически подобную модель поплавка с площадью миделевого сечения 0,31 м², чтобы обеспечить подобие с учетом весомости воды?

1.7. Самолет летит со скоростью 450 км/ч при числе оборотов винта 1050 об/мин. Какое число оборотов должна иметь модель винта (масштаб 1:10), чтобы обеспечить кинематическое подобие при скорости 220 км/ч?

Практическое занятие № 2

Течение газов с большими скоростями

Основные теоретические сведения

- связь газодинамических переменных с параметрами торможения:

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{-k}{k-1}}; \quad \frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{-1}{k-1}}; \quad \frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{-1}$$

$$a^* = \sqrt{\frac{2k}{k+1} \frac{p_0}{\rho_0}} = a_0 \sqrt{\frac{2}{k+1}};$$

- интенсивность скачка уплотнения

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2k}{k+1} (M \sin \beta)^2 - \frac{k-1}{k+1}.$$

Задачи.

2.1. Определить температуру торможения в форкамере аэродинамической трубы, если скорость в рабочей части составила 650 м/с при статической температуре 8°C.

2.2. Определить плотность торможения в форкамере аэродинамической трубы, если в рабочей части получена скорость 720 м/с при статической температуре равной 12°C, и статическом давлении 3,66·10⁴ Па.

2.3. Определить массовый расход воздуха через сверхзвуковое сопло аэродинамической трубы, если диаметр критического сечения равен 0,2 м, критическая скорость – 300 м/с при плотности торможения 2 кг/м³.

2.4. Определить критическую скорость воздуха в сверхзвуковом сопле аэродинамической трубы, если температура торможения равна -5°C.

2.5. Определить статическое давление за косым скачком уплотнения, имеющим угол наклона $\beta = 32^\circ$ при числе Маха полета 2,25 на высоте 12 км.

Практическое занятие № 3 Пограничный слой

Основные теоретические сведения

- число Рейнольдса $Re_x = V_\infty x / \nu$.

- характеристики (толщина пограничного слоя (ПС), толщина вытеснения, толщина потери импульса, коэффициент трения плоской пластины) ламинарного ПС:

$$\delta = 5 \frac{x}{\sqrt{Re_x}}, \quad \delta^* = 1,72 \frac{x}{\sqrt{Re_x}} \quad \delta^{**} = 0,664 \frac{x}{\sqrt{Re_x}} \quad c_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re_L}};$$

- характеристики турбулентного ПС:

$$\delta = \frac{0,37x}{\sqrt[5]{Re_x}}; \quad \delta^* = 0,046 \frac{x}{\sqrt[5]{Re_x}} \quad \delta^{**} = 0,036 \frac{x}{\sqrt[5]{Re_x}};$$

$$c_f = \frac{0,074}{\sqrt[5]{Re_L}} \text{ при } Re < 10^7;$$

$$c_f = \frac{0,455}{\sqrt[2,58]{Re}} \text{ при } Re > 10^7;$$

- коэффициент трения смешанного ПС на пластине

$$c_f = c_{fT} - (c_{fTx} - c_{fLx}) \bar{x}_T,$$

где c_{fT} – коэффициент сопротивления турбулентного трения пластины при числе Рейнольдса, вычисленном по длине пластины;

c_{fTx} – коэффициент сопротивления турбулентного трения пластины при числе Рейнольдса, вычисленном по длине ламинарного ПС пластины;

c_{fLx} – коэффициент сопротивления ламинарного трения пластины при числе Рейнольдса, вычисленном по длине ламинарного ПС пластины;

$$\bar{x}_T = \frac{Re_{кр}}{Re} \text{ - безразмерная координата точки перехода ЛПС в ТПС.}$$

Задачи.

3.1. Пластина обтекается потоком при нулевом угле атаки. Определить силу сопротивления пластины при турбулентном ПС, если длина пластины (размер параллельный потоку) 3 м, ширина пластины (размер, перпендикулярный потоку) 16 м, скорость потока 25 м/с при плотности воздуха 1,1 кг/м³ и кинематической вязкости $1,58 \cdot 10^{-5}$ м²/с.

3.2. Определите толщину ПС на конце плоской пластины, если длина пластины равна 3 м, скорость потока равна 15 м/с при кинематической вязкости $1,46 \cdot 10^{-5}$ м²/с.

3.3. Определить полный коэффициент трения пластины, если число Re , вычисленное по длине пластины, равно $6 \cdot 10^5$, а координата точки перехода ламинарного течения в турбулентное равна 8% от длины пластины.

Практическое занятие № 4

Геометрические характеристики профиля крыла

Основные теоретические сведения

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

Ниже приведены основные геометрические характеристики профиля крыла (рис. 1).

Хорда профиля b .

Максимальная толщина профиля $c_{\max} = (y_{\text{в}} - y_{\text{н}})_{\max}$.

Положение максимальной толщины по хорде $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} 100\%$.

Относительная толщина профиля $\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} 100\%$.

Средняя линия профиля $y(x) = 0,5(y_{\text{в}} + y_{\text{н}})$.

Максимальная (по модулю) вогнутость профиля: $f = 0,5(y_{\text{в}} + y_{\text{н}})_{\max}$.

Относительная максимальная вогнутость профиля $\bar{f} = \frac{f}{b} 100\%$.

Положение максимальной вогнутости по хорде профиля $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} 100\%$.

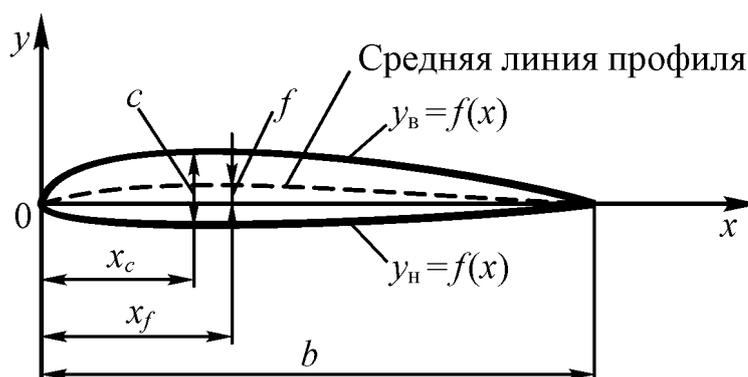


Рис. 1. Геометрические характеристики профиля крыла

Задание

1. В таблице 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 $y_{\text{в}}$ и $y_{\text{н}}$ 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.

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		

Практическое занятие № 5

Аэродинамические характеристики профиля крыла

Основные теоретические сведения

Основными аэродинамическими характеристиками ($AХ$) профиля являются зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_y = f(\alpha)$ (характеризует несущие свойства профиля), коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки $C_x = f(\alpha)$ (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 $C_y = f(C_x)$, называемая полярой.

Задание

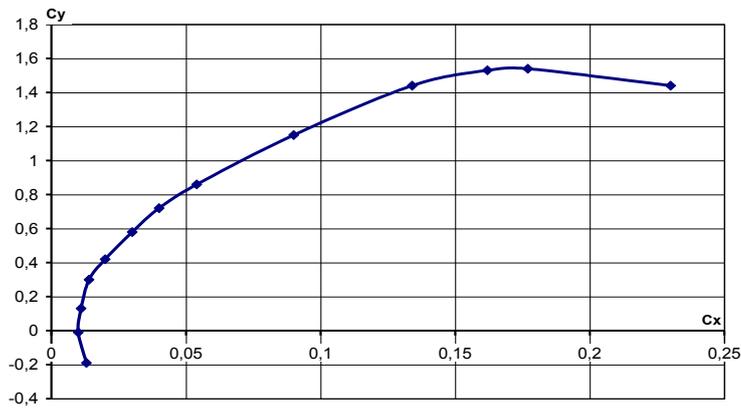
1. По данным из таблиц, приведенным в Приложении 2, рассчитайте аэродинамическое качество заданного профиля и постройте графики $C_x = f(\alpha)$, $C_y = f(\alpha)$, $C_y = f(C_x)$, $K = f(\alpha)$.

2. На графиках поставьте следующие точки: $C_{y_{max}}$, $C_{x_{min}}$, K_{max} , α_0 , $\alpha_{кр}$, $\alpha_{нв}$. Отметьте все возможные точки на графике поляры, сделав для этого необходимые построения. Определите частную производную коэффициента подъемной силы по углу атаки C_y^α .

3. Заполните таблицу

$C_{y_{max}}$	$C_{x_{min}}$	K_{max}	$C_{y\alpha=0}$	$C_{x\alpha=0}$	α_0	$\alpha_{кр}$	$\alpha_{нв}$	C_y^α

4. Сделайте вывод о симметричности заданного профиля.



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 № 6

Геометрические характеристики крыла в плане

Основные теоретические сведения

Помимо формы и геометрических размеров профиля крыло характеризуется видом в плане, то есть проекцией крыла на плоскость, параллельную горизонтальной плоскости. Ниже приведены геометрические параметры, характеризующие форму крыла в плане (рис. 2):

- размах крыла l ;
- площадь крыла;
- стреловидность крыла определяется углом стреловидности χ , который образуется при виде крыла сверху перпендикуляром к плоскости симметрии ЛА, и линией, лежащей на расстоянии $0,25b$ профилей крыла, считая от носка (так называемая линия четверти хорд). Кроме того, определяют еще углы стреловидности передней кромки $\chi_{п.к.}$ и задней кромки $\chi_{з.к.}$;

- удлинение крыла $\lambda = \frac{l^2}{S}$;

- корневая хорда b_0 ;

- концевая хорда b_k ;

- сужение крыла $\eta = \frac{b_0}{b_k}$;

- средняя геометрическая хорда $b_{cp} = \frac{S}{l}$.

Задание

1. Ознакомьтесь с чертежом крыла (Приложение 1), выполненном 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.

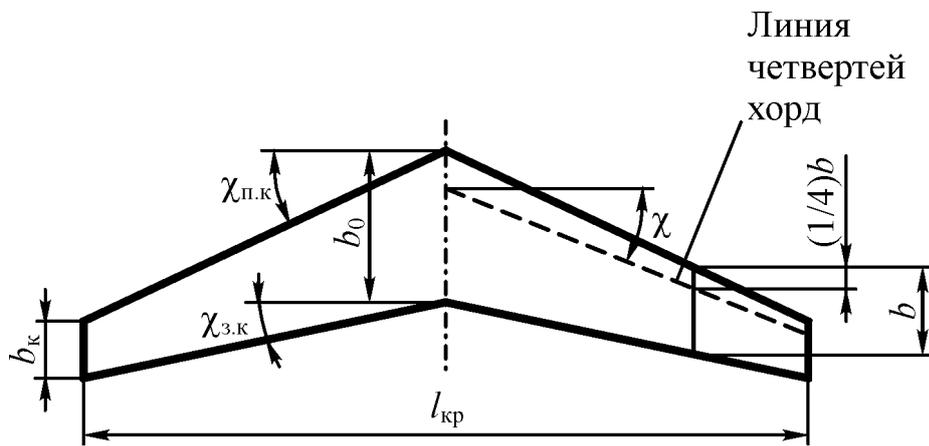


Рис. 2. Геометрические характеристики крыла в плане

4. Пользуясь масштабом, определите геометрические характеристики реального крыла и поставьте размеры на чертеже.

5. Определите площадь, удлинение и сужение крыла.

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

Практическое занятие № 7

Расчет аэродинамических характеристик профиля и крыла

Основные теоретические сведения

- коэффициент подъемной силы в линейном диапазоне изменения угла атаки

$$c_{ya} = c_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0),$$

где $c_{ya}^{\alpha} = \frac{\partial c_{ya}}{\partial \alpha}$ - частная производная коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки;

- профильное сопротивление

$$c_{xар} = 2 c_F \eta_c \eta_M,$$

где η_c - коэффициент, учитывающий толщину профиля;

c_F - коэффициент, учитывающий сжимаемость среды;

- коэффициент момента профиля

$$m_z = m_{z0} + \frac{\partial m_z}{\partial c_{ya}} c_{ya};$$

- безразмерная координата фокуса профиля

$$x_F = - \frac{\partial m_z}{\partial c_{ya}};$$

- формула Жуковского для подъемной силы профиля (для единицы длины)

$$Y_a = \rho V \Gamma;$$

- угол скоса потока

$$\varepsilon = \frac{c_{ya}}{\pi \lambda} (\tau),$$

где τ – поправка, учитывающая влияние формы крыла в плане на угол скоса потока, для наивыгоднейшего крыла $\tau = 0$;

- коэффициент индуктивного сопротивления

$$c_{xai} = Ac_{ya}^2;$$

- коэффициент «отвала» поляры

$$A = \frac{\alpha + \delta}{\pi \lambda},$$

где δ – поправка, учитывающая влияние формы крыла в плане на «отвал» поляры; для наивыгоднейшего крыла $\delta = 0$;

- аэродинамическое качество крыла

$$K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}.$$

Задачи

7.1. Определить угол атаки начала отрыва потока на профиле, если коэффициент подъемной силы начала отрыва равен 0,80, частная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки равна 0,105 1/град, $\alpha_0 = -3^\circ$.

7.2. Определить коэффициент профильного сопротивления крыла бесконечного размаха в хордой 4,3 м при скорости 470 м/с на высоте 3000 м, если $\eta_c = 1,24$. Пограничный слой считать турбулентным.

7.3. Определить коэффициент подъемной силы секции крыла бесконечного размаха с хордой, равной 2,4 м, если интенсивность присоединенного вихря равна 6 м²/с при скорости потока 20 м/с.

7.4. Определить средний угол (в градусах) скоса потока в полете у наивыгоднейшего крыла, размахом 28 м, создающего подъемную силу 600 кН при скорости полета 580 км/ч и плотности воздуха 1,2 кг/м³.

7.5. Наивыгоднейшее крыло обтекается потоком со скоростью 600 км/ч при плотности 0,2 кг/м³. Определить аэродинамическое качество этого крыла, если нагрузка на крыло равно 3000 Н/м², удлинение крыла равно 6, а $c_{хар} = 0,009$.

7.6. Определить максимальное аэродинамическое качество наивыгоднейшего крыла, если удлинение крыла равно 9, а $c_{хар} = 0,008$.

Практическое занятие № 8

Аэродинамические характеристики оперения и рулей

Основные теоретические сведения

- подъемная сила профиля с отклоненным рулем

$$c_{ya} = c_{ya}^\alpha (\alpha - n\delta),$$

где $n = \sqrt{\frac{S_p}{S_{\Gamma 0(\text{во})}}}$ - коэффициент относительной эффективности руля;

δ – угол отклонения руля;

- поляра профиля с отклоненным рулем

$$c_{xa} = c_{xap} + c_{xai} + \Delta c_{xад}.$$

Задачи

8.1. Определить подъемную силу горизонтального оперения (ГО) при $\alpha = 1^\circ$ и $\delta = 4^\circ$, если площадь ГО равна 20 м^2 , площадь руля равна 8 м^2 , частная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки равна $0,09 \text{ 1/град}$, скорость ЛА равна 500 км/ч при плотности $0,3 \text{ кг/м}^3$.

8.2. В потоке на ГО, установленном под $\alpha = 0^\circ$, для получения подъемной силы отклонили руль высоты на 6° . Определить какой угол атаки должно иметь ГО при неотклоненном руле, чтобы получить такую же подъемную силу, если площадь ГО равна 32 м^2 , а площадь руля – 14 м^2 .

8.3. При заходе на посадку угол атаки ГО равен -7° . На какой угол надо отклонить руль высоты, чтобы уменьшить подъемную силу ГО до нуля, если площадь ГО – $15,8 \text{ м}^2$, а площадь руля высоты – $5,7 \text{ м}^2$.

8.4. Площадь ГО равна 18 м^2 , а максимальный угол отклонения руля высоты – $\pm 20^\circ$. Какую площадь должен иметь руль высоты, чтобы уравновесить силу от заклиненного ГО на угле -10° ? Принять 10%-ый запас по углу отклонения руля.

Практическое занятие № 9**Аэродинамические характеристики механизации крыла****Основные теоретические сведения**

- коэффициенты подъемной силы и профильного сопротивления при выпуске закрылков

$$c_{ya \text{ мех}} = c_{ya} + \Delta c_{ya \text{ мех}}; c_{xa \text{ 0мех}} = c_{xa0} + \Delta c_{xa \text{ мех}},$$

где $\Delta c_{ya \text{ мех}}$ и $\Delta c_{xa \text{ мех}}$ – приращение соответствующих коэффициентов при выпуске закрылков;

- приращение угла нулевой подъемной силы при выпуске закрылков

$$\Delta \alpha_{0 \text{ зем}} = \frac{\Delta c_{ya \text{ зем}}}{c_{ya}^\alpha}$$

Задачи.

9.1. Крыло в потоке имеет $\alpha_0 = -1^\circ$, угол атаки 4° и коэффициент подъемной силы $0,3$. Определить коэффициент подъемной силы при выпущенных закрылках, если угол нулевой подъемной силы стал -5° .

9.2. Крыло в потоке имеет $\alpha_0 = -0,9^\circ$, угол атаки 5° и коэффициент подъемной силы $0,4$. Определить угол атаки нулевой подъемной силы, если при выпущенных закрылках коэффициент подъемной силы стал равным $1,2$.

9.3. При массе 40 т и площади крыла 150 м^2 самолет с выпущенными закрылками имеет минимальную скорость 190 км/ч . Какова будет минимальная скорость при отказе выпуска закрылков, если приращение коэффициента подъемной силы при выпуске закрылков равно $0,5$.

Практическое занятие № 10

Аэродинамические характеристики тел вращения

Основные теоретические сведения

- коэффициент лобового сопротивления для тел вращения при нулевом угле атаки можно считать равным коэффициенту его профильного сопротивления

$$C_{xa} = C_{xa0},$$

где $C_{xa0} = c_F \eta_\lambda \eta_M \frac{S_{cm}}{S_M}$ - коэффициент профильного сопротивления;

c_F – коэффициент сопротивления трения эквивалентной пластины;

η_λ - коэффициент, учитывающий удлинение, то есть переход от плоской пластины к телу вращения;

η_M – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости;

$S_{cm} = \left(1 - 0,5 \frac{l_{x0}}{l_\phi}\right) \pi l_\phi d_{\phi \text{эф}}$ - «смоченная» площадь фюзеляжа;

$S_M = \pi d_{\phi \text{эф}}^2 / 4$ – площадь миделевого сечения фюзеляжа.

Задачи.

10.1. Фюзеляж диаметром 2,8 м, длиной 22 м обтекается потоком со скоростью 600 км/ч. Определить коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа, если «смоченная» площадь равна 174 м², кинематическая вязкость 2×10^{-5} м²/с, $\eta_\lambda = 1,1$; $\eta_M = 1,08$.

10.2. Фюзеляж диаметром 3 м, длиной 20 м обтекается потоком со скоростью 700 км/ч при кинематической вязкости $2,1 \times 10^{-5}$ м²/с. Определить коэффициент сопротивления давления фюзеляжа, если «смоченная» площадь – 158 м², коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа равен 0,09.

10.3. В модификации самолета геометрически подобно удлинение фюзеляжа до 11 ($\eta_\lambda = 1,01$) вместо 7,5 ($\eta_\lambda = 1,15$) при том же диаметре фюзеляжа, равном 3 м. Как изменится профильное сопротивление фюзеляжа при скорости 680 км/ч на высоте 9000 м?

Практическое занятие № 11

Аэродинамические характеристики тел воздушных винтов

Основные теоретические сведения

- относительная поступь винта

$$\lambda = \frac{V}{Dn},$$

где D – диаметр винта,

n – число оборотов винта [1/с];

- коэффициент тяги винта

$$\bar{\alpha} = \frac{P}{\rho n^2 D^4},$$

- коэффициент мощности

$$\bar{\beta} = \frac{N}{\rho n^3 D^5};$$

- коэффициент полезного действия

$$\eta = \frac{\alpha}{\beta} \lambda;$$

- характеристика режима работы несущего винта

$$\mu = \frac{V \cos \alpha}{\omega R},$$

где $\omega = 2\pi n$ – угловая скорость вращения несущего винта;

R – радиус несущего винта;

- коэффициент тяги несущего винта

$$c_T = \frac{2T}{\rho \pi R^2 F},$$

где F – ометаемая площадь несущего винта;

- коэффициент крутящего момента несущего винта

$$m_k = \frac{2M_k}{\rho \pi R^2 F R}$$

Задачи.

11.1. Самолет массой 20 т при скорости полета 340 км/ч имеет аэродинамическое качество 16. Найти КПД винта, если суммарная мощность двигателей на этой скорости 1447 кВт.

11.2. Самолет в потоке с плотностью 0,6 кг/м³ имеет мощность одного двигателя 800 кВт. Определить его скорость полета (км/ч), если диаметр винта равен 4 м, коэффициент тяги – 0,064, коэффициент мощности – 0,08, а КПД – 0,68.

11.3. Вертолет массой 49 т висит вблизи земли на высоте $H \approx 0$. Определить коэффициент тяги несущего винта, если его диаметр равен 32 м, а число оборотов равно 120 об/мин.

11.4. Определить коэффициент крутящего момента несущего винта вертолета, висящего вблизи земли, если его диаметр равен 29 м, число оборотов – 126 об/мин, а крутящий момент – 1100 кНм.

Практическое занятие № 12

Аэродинамические характеристики самолета

Основные теоретические сведения

- учет интерференции в коэффициенте профильного сопротивления

$$c_{x\alpha 0} = c_{x\alpha 0z} \frac{S_k}{S} \left(1 + k_{инт} \frac{S_{нф}}{S_k} \right),$$

где $k_{инт}$ – коэффициент интерференции для сопротивления;

$S_{нф}$ – подфюзеляжная площадь крыла;

- учет интерференции в коэффициенте «отвала» поляры

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{эф}}},$$

где $\lambda_{\text{эф}}$ – эффективное удлинение крыла;

- математическое описание несущих свойств крыла в линейном диапазоне зависимости от угла атаки

$$c_{ya} = c_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0);$$

- математическое описание параболической поляры самолета

$$c_{xa} = c_{xa0} + A c_{ya}^2,$$

где $c_{xa0} = k \sum_{j=1}^n \frac{c_{xa0j} S_j}{S}$ - профильное сопротивление;

- наивыгоднейший коэффициент подъемной силы для параболической поляры

$$c_{yа\text{макс}} = \sqrt{\frac{c_{xa0}}{A}};$$

- максимальное аэродинамическое качество для параболической поляры

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2\sqrt{A c_{xa0}}}.$$

Задачи.

12.1. Изолированное крыло и фюзеляж имеют коэффициенты профильного сопротивления соответственно 0,01 и 0,15. Определить коэффициент профильного сопротивления комбинации крыло-фюзеляж (низкоплан), если подфюзеляжная площадь крыла составляет 21%, а площадь миделя фюзеляжа – 11% от площади крыла.

12.2. Самолет с массой 140 т и площадью крыла 260 м² летит со скоростью 840 км/ч при плотности 0,32 кг/м³. Определить коэффициент подъемной силы крыла с учетом балансировки, если коэффициент подъемной силы ГО равен 0,4 при его отрицательном угле атаки и площади, составляющей 23% от площади крыла.

12.3. Самолет с массой 120 т и площадью крыла 254 м² летит с приборной скоростью 400 км/ч при плотности 0,44 кг/м³. Определить аэродинамическое качество самолета, если коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе равен 0,019, а эффективное удлинение равно 6.

12.4. Самолет с массой 75 т и площадью крыла 170 м² имеет частную производную коэффициента подъемной силы по углу атаки, равную 0,087 1/град, и летит при плотности 0,66 кг/м³. Определить приращение угла атаки самолета, если его скорость изменится с 900 до 60 км/ч.

12.5. Самолет в горизонтальном полете на высоте 1000 м летит со скоростью 600 км/ч. Определить истинную воздушную скорость (км/ч) при полете на высоте 7000 м при постоянной приборной скорости.

12.6. Самолет с массой 100 т и площадью крыла 180 м² летит со скоростью 750 км/ч при плотности 0,414 кг/м³. Определить его максимальное аэродинамическое качество, если коэффициент лобового сопротивления и коэффициент отвала полярны соответственно равны 0,043 и 0,052. Полярю самолета считать квадратичной.

Практическое занятие № 13

Влияние аэродинамических характеристик на безопасность и экономичность полетов

Основные теоретические сведения

В процессе лётной эксплуатации, чтобы самолет не попал в режим сваливания, необходимо, чтобы полётный (безопасный) коэффициент подъемной силы был меньше коэффициента подъемной силы сваливания.

$$c_{ya\text{ без}} = \frac{c_{ya\text{ max}}}{k_{зап}^2}.$$

Это условие задается ограничениями на скорости полета, которые обычно учитываются коэффициентами запаса $k_{зап}$ в зависимости от режима полета:

- взлет: $k_{зап} \geq 1,2$;
- крейсерский полет, посадка $k_{зап} \geq 1,3$.

Экономичность полетов определяется общепризнанным критерием – топливной экономичностью полетов, показывающим массовый расход топлива в граммах, приходящийся на единицу транспортной работы.

Топливная эффективность определяется по формулам:

- для самолетов с ТРД

$$k_{mэ} = \frac{c_{y0} g 10^5}{KV m_{ком}}, \text{ [Г/(пасс км)]};$$

- для самолетов с ТВД

$$k_{y0} = \frac{c_{y0} g 10^3}{3,6K\eta V m_{ком}}, \text{ [Г/(пасс км)]},$$

где $c_{уд}$ – удельный расход топлива. Для ТРД – кг/(Н ч), для ТВД – кг/(кВт ч),

$m_{ком}$ – коммерческая отдача самолета:

$$m_{ком} = \frac{m_{ком}}{m};$$

η – КПД винта.

Задачи.

13.1. Самолет при нагрузке на крыло 4000 Па летит со скоростью 700 км/ч при плотности 0,3 кг/м³. Определить минимальное значение коэффициента подъемной силы сваливания для обеспечения безопасности полета.

13.2. Самолет массой 90 т с площадью крыла 164 м^2 летит при плотности $0,34 \text{ кг/м}^3$. Определить его минимально допустимую скорость сваливания (км/ч), если крейсерский коэффициент подъемной силы при этом равен 0,45.

13.3. Определить топливную эффективность самолета на один пассажиро-километр, имеющего $c_{уд} = 0,0643 \text{ кг/(Н ч)}$, коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления 0,42 и 0,033 соответственно, коммерческую отдачу 0,18 при скорости 650 км/ч.

13.4. Самолет в крейсерском полете имеет коммерческую отдачу 0,17, аэродинамическое качество 14 и $c_{уд} = 0,0587 \text{ кг/(Н ч)}$. Определить топливную эффективность полета самолета на один пассажиро-километр, если скорость сваливания на этом режиме равна 500 км/ч.

Лабораторная работа № 1

Исследование распределения давления по поверхности профиля крыла Цель работы

Получение распределения давления по поверхности профиля крыла, определение по полученному распределению давления аэродинамических коэффициентов.

Подготовка к лабораторной работе

Виды напряжений

При аэродинамическом способе полета летательный аппарат (ЛА) поддерживается в атмосфере за счет динамического взаимодействия с воздухом, обтекающим его поверхность.

Механическое (или *динамическое*, или *силовое*) взаимодействие при обтекании ЛА определяется действием на его поверхность непрерывно распределенных аэродинамических (воздушных) сил.

Эти непрерывно распределенные по поверхности силы, называются *напряжениями*, имеют размерность в СИ Па, и для упрощения изучения в каждой точке поверхности раскладываются на нормальные и касательные к ней напряжения.

Это разложение оправдано различной природой этих напряжений.

Нормальное напряжение вызывается давлением в движущемся воздухе, непосредственно прилегающем к данной точке поверхности, и называется давлением.

Касательное напряжение вызывается трением движущегося вязкого воздуха о поверхность тела в данной точке и называется напряжением трения.

Очевидно, что давление и напряжение трения изменяются при переходе от одной точки поверхности к другой.

Интегрируя эти напряжения по поверхности ЛА, можно найти суммарные аэродинамическую силу и аэродинамический момент. В экспериментальной аэродинамике эту задачу разбивают на две. *Первая задача* состоит в определении составляющих этих суммарных величин, зависящих только от распределения давления, которые и определяют несущие свойства профиля.

Вторая задача состоит в определении составляющих этих величин, зависящих только от распределения напряжения трения, которые при безотрывном обтекании имеют весьма малую величину. Экспериментальное определение распределения напряжения трения представляет собой сложную инженерную задачу и применяется только в специальных исследованиях. Исследование распределения давления по поверхности тел является одной из наиболее часто встречающихся задач, которой посвящена настоящая лабораторная работа. Исследование распределения давления по поверхности тел позволяет уточнить картину обтекания тела, дает исходные данные для расчета на прочность и позволяет для профиля получить аэродинамическую нормальную силу, составляющую аэродинамической продольной силы от давления и аэродинамический момент тангажа и их коэффициенты не прибегая к весовым испытаниям.

Коэффициент давления

В аэродинамике распределение давления обычно представляется в безразмерном виде, в виде эпюр распределения *коэффициента давления*, который определяется по формуле:

$$c_p = \frac{\Delta p}{q_\infty},$$

где $\Delta p = p - p_\infty$ - избыточное давление или перепад давления в рассматриваемой точке поверхности;

p - давление в рассматриваемой точке поверхности;

p_∞ - статическое давление в невозмущенном потоке;

q_∞ - скоростной напор в невозмущенном потоке.

Очевидно, что зная газодинамические переменные невозмущенного потока, легко перейти от избыточного давления к коэффициенту давления в заданной точке на поверхности и наоборот, от коэффициента перейти к давлению.

Эпюры распределения давления графически представляются реже в векторной форме и чаще в координатной форме. В *векторной форме* коэффициенты давления в каждой точке изображаются в виде вектора нормально к поверхности, направленного к профилю, если $c_p > 0$, и направленного от поверхности, если $c_p < 0$ (рис.1.1). В этом случае нужно обязательно рисовать точную форму профиля.

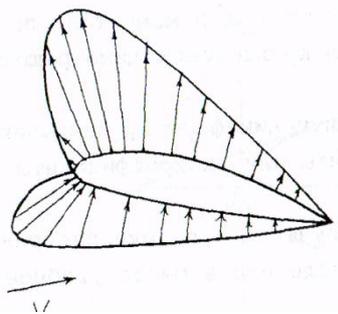


Рис. 1.1. Векторная диаграмма распределения давления

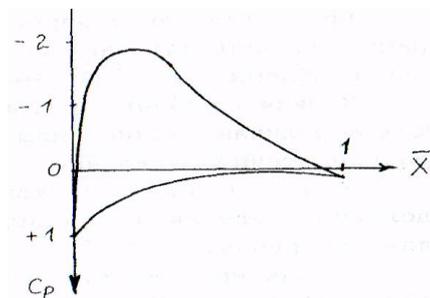


Рис. 1.2. Распределение давления в координатной форме для силы Y

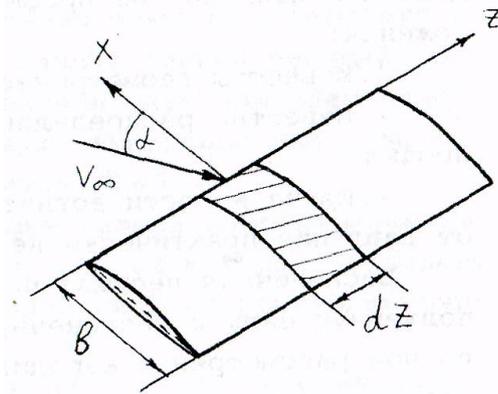


Рис. 1.3. Секция длиной $d\tilde{z}$ крыла бесконечного размаха

При представлении распределения давления в *координатной форме* не нужно рисовать точную форму профиля, достаточно использовать связанную систему координат, у которой оси параллельны хорде и линии максимальной толщины профиля, а начало координат совпадает с передней кромкой профиля.

Если по распределению давления нужно определить нормальную силу, строят график $c_p = f(\bar{x})$. По оси абсцисс откладываются координаты (обычно безразмерные $\bar{x} = x / b$, где b - хорда профиля) точек, в которых известен коэффициент давления (рис. 1.2).

Проблемы получения и использования распределения давления

При определении аэродинамических сил и моментов по распределению давления по профилю крыла необходимо решить три проблемы.

Первая проблема состоит в получении формул, связывающих аэродинамические силы и моменты или их коэффициенты с распределением давления.

Вторая проблема состоит в получении в потоке распределения давления по профилю и выводе его в место удобное для измерения.

И, наконец, третья проблема состоит в выборе приборов для наиболее удобного измерения распределения давления по поверхности профиля крыла.

Формулы для коэффициента аэродинамической силы

Для решения первой проблемы нужно сформулировать научную постановку задачи.

Вывести функциональные связи (формулы) аэродинамических сил и момента тангажа или их коэффициентов с распределением давления по профилю, используя следующие предположения:

1. Известны геометрические характеристики профиля.
2. Известно распределение давления по поверхности профиля.
3. Из-за малости вогнутости профиля продольная сила от давления практически не влияет на момент тангажа.

Бесконечная несущая поверхность имеет бесконечную подъемную силу и бесконечную площадь. Для исключения этого при рассмотрении аэродинамических коэффициентов выделяется секция крыла конечного размаха dz (рис. 1.3).

Получим сначала формулу для нормальной силы, для этого рассмотрим элементарные силы от давления, действующие на заштрихованный элемент профиля сверху и снизу (рис.1.4):

- для нормальных сил, действующих на элементарную верхнюю площадку

$$-dN_e = -p_e de_e dz;$$

- для нормальных сил, действующих на элементарную нижнюю площадку

$$dN_n = p_n de_n dz,$$

где de_e и de_n — длины соответственно элементов верхнего и нижнего контуров профиля;

dz — размах секции несущей поверхности. Произведение этих величин дает нам элементарные площадки, на которые действуют вышеуказанные силы. Далее для упрощения анализа примем $dz = 1$ м.

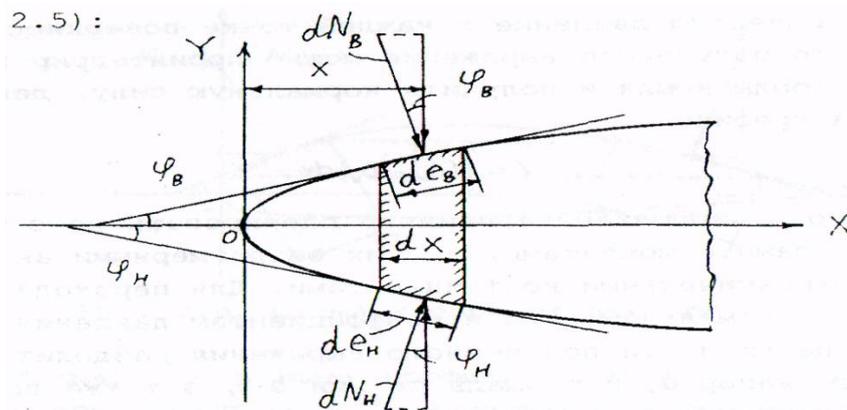


Рис. 1.4. Схема к определению нормальной силы и

Просуммируем эти элементарные силы и спроектируем на оси связанной системы координат, ось Ox которой совпадает с хордой профиля, а ось нормальной силы Oy перпендикулярна ей.

Сначала рассмотрим проекцию на ось Oy , которая является элементарной нормальной силой

$$dY = dN_n \cos \varphi_n - dN_e \cos \varphi_e = p_n de_n \cos \varphi_n - p_e de_e \cos \varphi_e = (p_n - p_e) dx,$$

где $de_n \cos \varphi_n = de_e \cos \varphi_e = dx$.

Если известно давление в каждой точке поверхности профиля, то полученное выражение можно проинтегрировать по длине хорды крыла и получить нормальную силу, действующую на профиль

$$Y = \int_0^b p_n - p_e dx.$$

Однако в аэромеханике принято оперировать не с размерными силами и моментами, а с их безразмерными аналогами – аэродинамическими коэффициентами. Для перехода к коэффициенту нормальной силы и коэффициентам давления нужно левую и правую части полученного выражения разделить на скоростной напор q_∞ и площадь сечения $b \cdot 1$, а также добавить и отнять в скобках величину статического давления p_∞ .

$$\frac{Y}{q_\infty b \cdot 1} = \frac{1}{b \cdot 1} \int_0^b \left(\frac{p_H - p_\infty}{q_\infty} - \frac{p_B - p_\infty}{q_\infty} \right) dx$$

или

$$c_y = \frac{1}{b} \int_0^b (c_{pH} - c_{pB}) dx = \int_0^1 (c_{pH} - c_{pB}) d\bar{x},$$

где $\bar{x} = x / b$ — относительная абсцисса.

Устройство дренированных моделей

Вторая проблема в определении распределения давления по поверхности крыла решается с помощью специально изготовленных, так называемых дренированных моделей крыльев. *Дренированные модели* это модели, имеющие на поверхности дренажные отверстия для отвода давления (рис. 1.5).

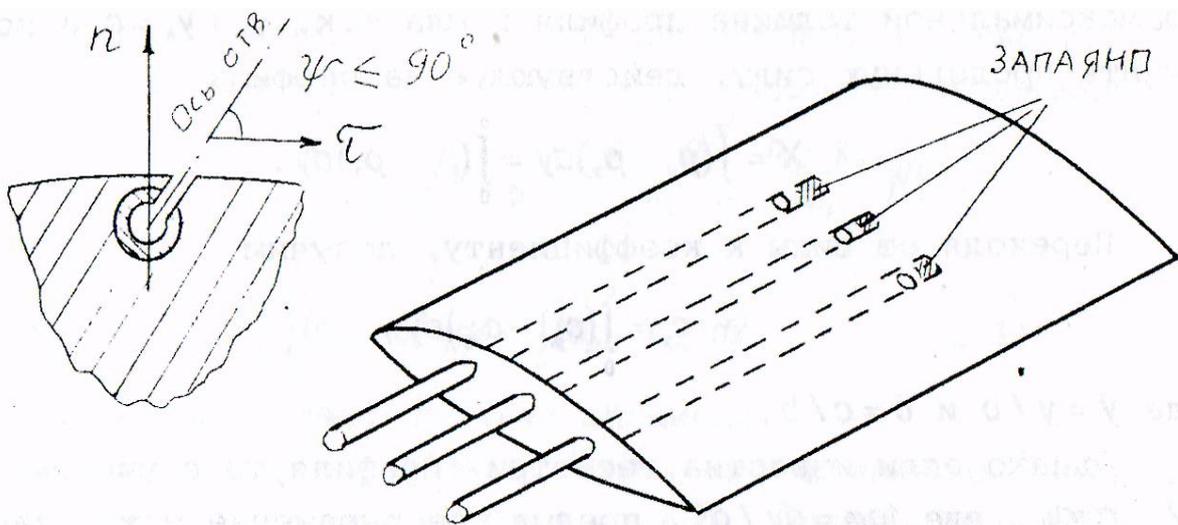


Рис. 1.5. Дренированная модель

На верхней и нижней поверхности модели делаются канавки, в которые закладываются дренажные трубки. Число трубок определяет число дренажных отверстий, которое, очевидно, ограничено. Концы трубок, которые находятся в модели, должны быть глухими, запаянными. Вторые концы трубок выводятся через канавки наружу в зависимости от формы крыла или в торец крыла, или через центральное сечение крыла. В выбранном сечении, в заложенных трубках нормально к поверхности, сверлят отверстия.

Расстояние центра каждого отверстия измеряется от передней кромки профиля (расстояние x) и от плоскости хорд (расстояние y). На свободные концы трубок, выведенных наружу, надевают шланги, с помощью которых можно передать на манометр то давление, которое устанавливается на поверхности крыла в точке, соответствующей центру отверстия.

Батарейный манометр

Третья проблема наиболее удобно решается с помощью прибора, называемого батарейным манометром (рис. 1.6).

Прибор приспособлен для измерения жидкостным методом избыточного давления одновременно в большом количестве точек поверхности модели. *Батарейный манометр* состоит из бачка большого объема и ряда вертикальных калиброванных трубок, соединенных с ним. Число трубок обычно равно числу дренажных отверстий на модели плюс две. Соединяя какую-либо из вертикальных трубок с i -ой точкой на крыле, где необходимо определить давление, и подводя к бачку статическое давление набегающего потока, по батарейному манометру измеряем избыточное давление

$$\Delta p = p_i - p_\infty = h_i - h_0 \gamma_6 = \Delta h_i \gamma_6,$$

где h_0 и h_i - соответственно нулевой и текущий отсчеты по шкале батарейного манометра, а γ_6 - удельный вес залитой жидкости.

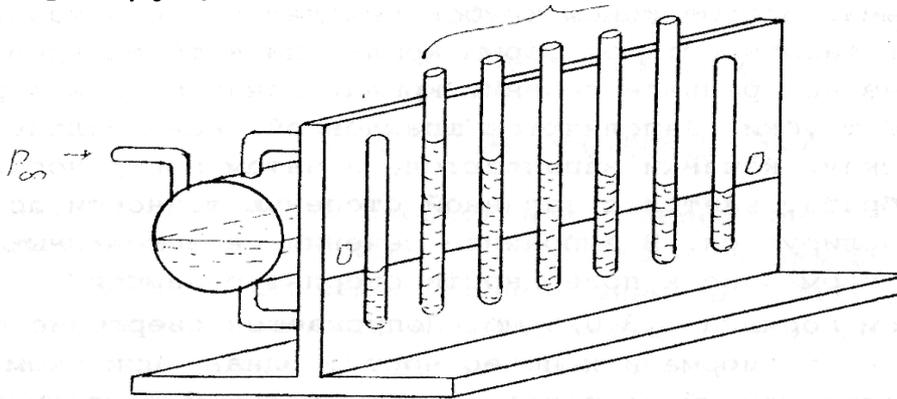


Рис. 1.6. Батарейный манометр

Если давление $p_i > p_\infty$, то жидкость в стеклянной трубке опустится ниже нуля шкалы, если $p_i < p_\infty$, то жидкость поднимется; поэтому положительные отсчеты по батарейному манометру нужно отсчитывать вниз, а отрицательные - вверх от нуля.

Метод графического интегрирования

При обработке результатов экспериментов часто приходится вычислять определенные интегралы. Наиболее точно это можно произвести численными методами с помощью ЭВМ или программируемых калькуляторов. Однако в некоторых простых случаях, например, в настоящей работе, интеграл можно вычислить с помощью графического интегрирования. Суть этого метода заключается в следующем: пусть нужно вычислить интеграл

$$A = \int_a^b y dx,$$

где $y = f(x)$ - некоторая заданная функция.

Для этого на миллиметровой бумаге или на бумаге в клеточку необходимо построить график функции $y = f(x)$ (рис. 1.7). Затем вычислить площадь полученной фигуры (заштрихованная площадь на рисунке). Размерность этой площади удобно брать в квадратных сантиметрах. Очевидно, что данный метод можно также применить для определения площади любой произвольной формы.

Искомое значение интеграла определяется по формуле:

$$A = Fmn,$$

где F - площадь ограниченная кривой, $y=f(x)$, m и n - масштабные коэффициенты по осям x и y .

Масштабный коэффициент показывает соотношение между выбранной единицей физической величины и ее фактической длиной в сантиметрах на графике. Размерность масштабных коэффициентов

$$[m] = \frac{\text{единица } x}{\text{см}}; \quad [n] = \frac{\text{единица } y}{\text{см}}.$$

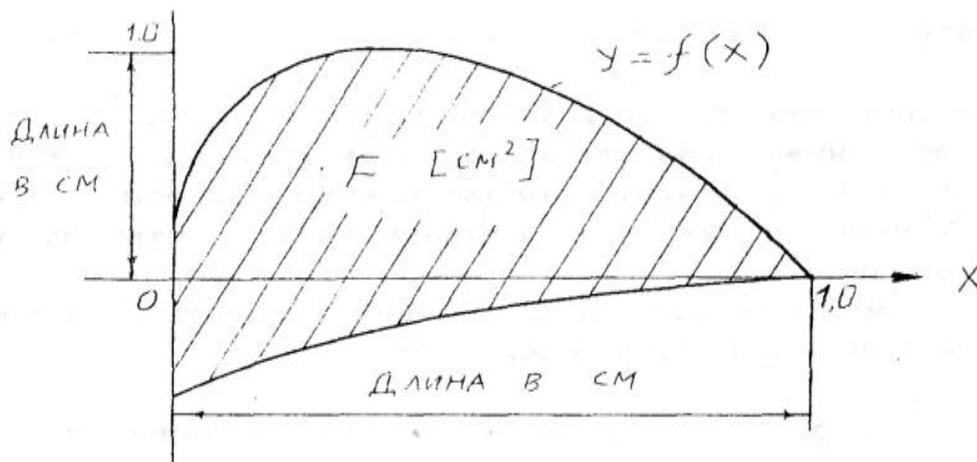


Рис. 1.7. Схема к методу графического интегрирования

Здесь следует обратить внимание, что величина A получается безразмерной, поэтому в качестве единицы длины можно брать любую удобную величину, например, размер клеточки типографским способом разлинованной бумаги.

Схема установки

Схема установки приведена на рис. 1.8. В рабочую часть аэродинамической трубы 1 помещена дренированная модель крыла 2 на державке, позволяющей менять угол атаки. Дренажные трубки модели соединены с помощью трубок 3 с батарейным манометром 4. Контрольный насадок (ПВД) 5

совместно с микроманометром 6 используется для измерения скорости и скоростного напора в невозмущенном потоке.

Рабочие формулы

В настоящей работе используются следующие рабочие формулы:

1. Для определения скоростного потока и скорости

$$q_{\infty} = a - a_0 \gamma \xi \mu K \quad V_{\infty} = \sqrt{\frac{2}{\rho} q_{\infty}}$$

где $\rho = \frac{p_{\infty}}{RT}$,

$$R = 287,05 \frac{\text{Дж}}{\text{кгК}},$$

$$T = t + 273,15.$$

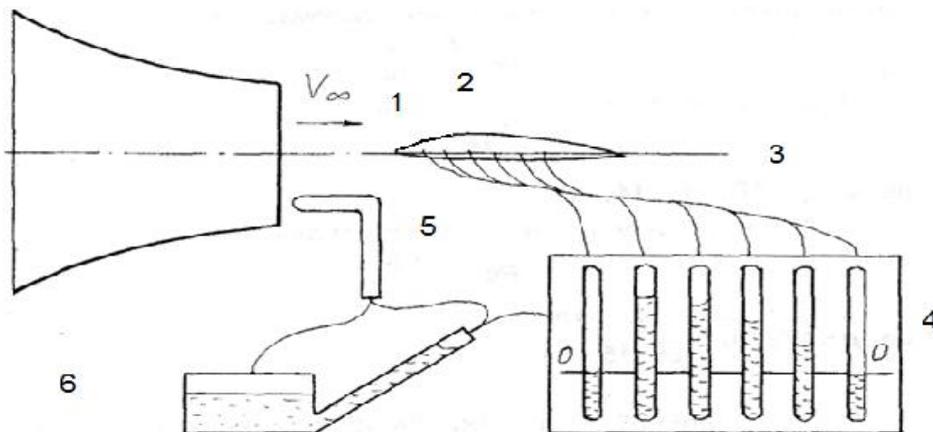


Рис. 1.8. Схема лабораторной установки

2. Для определения коэффициента давления в i -ой точке на поверхности профиля

$$c_p = \frac{\Delta p_i}{q_{\infty}} = \frac{h_i - h_0 \gamma_6}{a - a_0 \gamma \xi \mu K} = \frac{\Delta h \gamma_6}{a - a_0 \gamma \xi \mu K} = \frac{\Delta h}{a - a_0} \text{Const},$$

где $\text{Const} = \frac{\gamma_6}{\gamma \xi \mu K}$

3. В случае, когда критическая точка совпадает с дренированной точкой №1, то формула для определения коэффициента давления в i -ой точке упрощается

$$c_p = \frac{h_i - h_0}{h_1 - h_0}.$$

4. Для определения числа Маха

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

где $a = \sqrt{\gamma RT}$, $\gamma = 1,4$.

5. Для определения числа Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} b}{\mu},$$

где $\mu = 1,79 \cdot 10^{-5} \left(\frac{T}{288,15} \right)^{0,76}$.

Выполнение эксперимента и получение результатов

Порядок проведения эксперимента

1. Ознакомиться с приборами лабораторной установки (рис. 1.7).
2. Замерить или получить необходимые геометрические размеры профиля.
3. Установить модель на заданный угол атаки.
4. Запустить и вывести аэродинамическую трубу на заданный режим работы.
5. Замерить барометрическое давление и температуру воздуха в лаборатории.
6. Если необходимо, совместить уровень жидкости в бачке с "0" шкалы батарейного манометра.
7. Произвести измерения, снимая показания батарейного и контрольного манометров. Результаты измерений на верхней и нижней поверхностях профиля занести в соответствующие таблицы. Ниже дан пример таблицы для верхней поверхности профиля. Таблицу для данных по нижней поверхности профиля необходимо составить самостоятельно.
8. Изменяя угол атаки профиля, по батарейному манометру посмотреть, как изменяется распределение давления по поверхности профиля.

Таблица 1.1

Распределение давления по верхней поверхности профиля

1. №	1	2	15
2. x					
3. \bar{x}					
7. h_0					
8. h_i					
9. c_p					

Порядок обработки результатов экспериментов

1. На основе изучения темы лабораторной работы и проведения эксперимента составить и выписать требуемые рабочие формулы.
2. Записать в таблицы абсолютные и относительные координаты верхних и нижних дренажных отверстий, которые в дальнейшем будем называть точками.
3. Для каждого угла атаки вычислить для каждой точки коэффициенты давления $C_{pв}$ и $C_{pн}$.
4. Заполнив табл. 1.1 и 1.2, построить на одном рисунке графики (диаграммы) функций $C_{pв} = f(\bar{x})$ и $C_{pн} = f(\bar{x})$.

Следует обратить внимание, что на крыле в окрестности передней кромки, при любом угле атаки имеется критическая точка, соответствующая

полному торможению потока. В этой точке скорость равна нулю, а избыточное давление должно становиться наибольшим и равным для несжимаемого газа скоростному напору, т.е. на диаграмме распределения давления должна быть точка, где $c_p = 1$. Поэтому диаграмму необходимо вычертить так, чтобы кривая касалась горизонтальной прямой в точке с отсчетом $c_p = 1$ вблизи координаты $\bar{x} = 0$.

5. Определить коэффициент аэродинамической нормальной силы профиля.

6. Определить коэффициент аэродинамической подъемной силы профиля.

7. Определить коэффициент аэродинамической продольной силы профиля (по указанию преподавателя).

8. Определить коэффициент аэродинамического момента тангажа профиля относительно передней кромки (по указанию преподавателя).

9. Определить координату центра давления профиля.

10. В случае исследования, распределения давления при нескольких углах атаки определить коэффициент c_{ya}^α .

11. Вычислить числа M и Re , при которых проводился эксперимент. В качестве характерного размера для числа Re использовать хорду профиля b .

12. Провести анализ результатов и сделать выводы.

Контрольные вопросы

1. Что называется динамическим взаимодействием?

2. Чем вызываются нормальные напряжения на поверхности тела?

3. Чем вызываются касательные напряжения на поверхности тела?

4. Что называется коэффициентом давления?

5. Назовите проблемы, которые надо решить при определении распределения давления по телу.

6. Как запишется сила давления, действующая на элемент поверхности профиля крыла?

7. Как запишется нормальная сила, действующая на элемент поверхности крыла?

8. Как связана нормальная сила профиля крыла с распределением давления?

9. Как связана продольная сила профиля крыла с распределением давления?

10. Как запишется аэродинамический момент тангажа профиля крыла?

11. Как от аэродинамических сил и моментов перейти к их коэффициентам?

12. Как связаны между собой аэродинамические силы и их коэффициенты для профиля в скоростной и связанной системах координат?

13. Объясните устройство дренированной модели.

14. Какое давление измеряет батарейный манометр?

15. Какая аэродинамическая сила определена в эксперименте?

16. Как называется точка приложения подъемной силы?

Лабораторная работа № 2

Определение профильного сопротивления крыла методом импульсов

Цель работы

Исследование распределения скоростей в следе за крылом и определение профильного сопротивления отсека крыла.

Подготовка к лабораторной работе

Проблемы определения профильного сопротивления

Динамическое взаимодействие при обтекании ЛА определяется распределением на его поверхности нормальных и касательных напряжений.

Нормальные напряжения обусловлены давлением в обтекающем воздухе.

Проекция интеграла нормальных напряжений, приложенных к телу, на направление набегающего потока определяет сопротивление давления.

Касательные напряжения обусловлены трением в пограничном слое, который образуется из-за наличия вязкости воздуха.

Проекция интеграла касательных напряжений, приложенных к телу, на направление набегающего потока определяет сопротивление трения.

Напомним, что направление набегающего потока совпадает со скоростной осью в скоростной системе координат.

Сопротивление давления обусловлено нарушением парадокса Даламбера-Эйлера, вызываемого пограничным слоем. Заторможенная в пограничном слое часть жидкости оказывает вытесняющее воздействие на внешний поток. При этом "уничтожается" задняя критическая точка и теряется часть давления в хвостовой части.

Сумма сопротивлений трения и давления при нулевой подъемной силе при прочих равных условиях зависит только от формы профиля и называется *профильным сопротивлением*. Профильное сопротивление является лобовым сопротивлением тела при нулевой подъемной силе. Оно мало меняется при небольших углах атаки и является одной из важнейших аэродинамических характеристик тел.

Определение профильного сопротивления путем расчета весьма затруднительно. Это обстоятельство заставляет производить определение профильного сопротивления главным образом путем измерений.

Экспериментальное определение профильного сопротивления посредством измерения сил сопротивления во многих случаях слишком неточно. Например, в аэродинамической трубе эта неточность возникает вследствие большого, соизмеримого с профильным сопротивлением, дополнительного сопротивления подвесок, с помощью которых крепится исследуемое тело. В других же случаях такое экспериментальное определение вообще невозможно, например, в условиях полета. Однако существует другой экспериментальный метод, основанный на теореме об изменении количества движения (теореме импульсов) применительно к движению воздуха и называемый методом импульсов.

Эксперимент по нахождению профильного сопротивления методом импульсов позволяет найти сопротивление произвольного отсека крыла без использования аэродинамических весов. Достоинством метода является возможность его применения не только в трубных, но и летных экспериментах.

Для проведения этого эксперимента нужно решить две проблемы. *Первая* проблема заключается в выводе на основе теоремы импульсов выражения, связывающего профильное сопротивление крыла с газодинамическими переменными потока. *Вторая* проблема заключается в определении газодинамических переменных потока, и в какой области потока их надо измерить.

Формула для профильного сопротивления плоской пластины

Для решения первой проблемы о выводе формулы для профильного сопротивления воспользуемся теоремой импульсов в следующей формулировке.

При установившемся движении воздуха равнодействующая всех сил, действующих на выделенный объем воздуха, равна количеству движения воздуха, протекающего через поверхность, ограничивающую объем, в единицу времени (обычно в одну секунду).

Если секундное изменение количества движения произошло из-за тела, расположенного внутри этого объема, то эта равнодействующая сила будет действовать и на тело. Эта теорема применима и к плоским течениям (обтеканию отсека крыла), и к осесимметричным течениям (обтеканию фюзеляжа), однако здесь мы ограничимся описанием его только для плоского течения.

Для упрощения задачи и исключения влияния градиента давления в потоке рассмотрим обтекание плоской пластины. Сформулируем научную постановку задачи.

Вывести формулу для связи профильного сопротивления плоской пластины длиной b и шириной dz (рис. 2.1) при продольном обтекании с газодинамическими переменными несжимаемого потока.

Физическая картина обтекания в обращенном движении будет следующей. На верхней и нижней поверхностях пластины образуется верхний и нижний пограничные слои, которые за задней кромкой пластины смыкаются и образуют течение, состоящее из заторможенных частиц, называемое *спутным течением* или *спутным следом*. Оба профиля скоростей в пограничных слоях над и под пластиной сливаются в один профиль, образуя профиль скорости спутного следа, имеющего вид характерной впадины. Вне этой впадины скорость несколько больше V_∞ , что соответствует выполнению уравнения расхода. При удалении от оси X скорости выравниваются. Скорость спутного следа в его центральной части по мере удаления от пластины увеличивается, а также увеличивается и ширина следа. Это происходит из-за влияния вязкости воздуха, вызывающей перемешивание и увлечение за собой заторможенного воздуха невозмущенным внешним течением.

Размеры впадины профиля скоростей спутного следа непосредственно связаны с сопротивлением тела: чем больше площадь впадины, тем больше и сопротивление. В непосредственной близости за пластиной форма профиля скоростей спутного следа определяется пограничным слоем и отрывом пограничного слоя, если только он происходит.

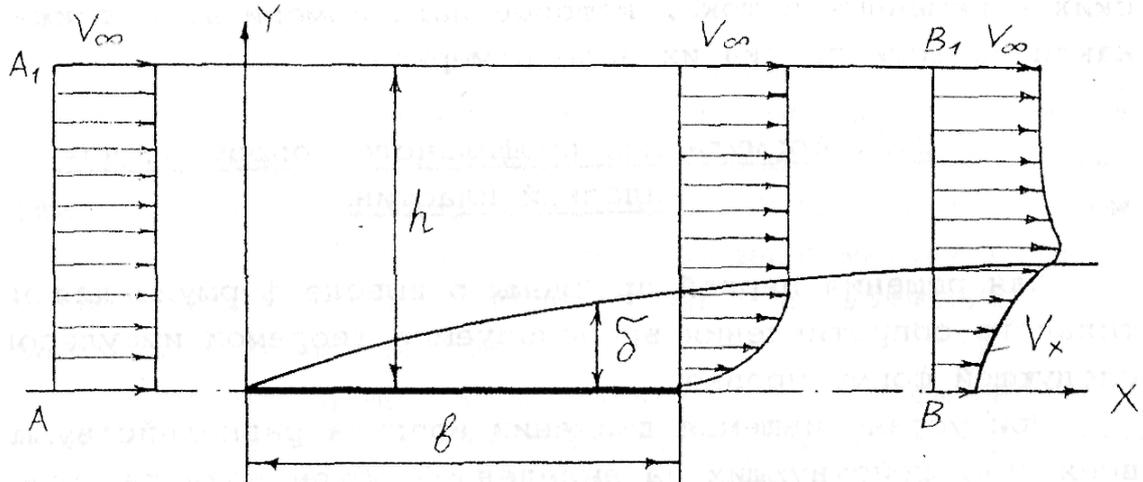


Рис. 2.1. Схема к применению теоремы импульсов

Применим к потоку, обтекающему пластину, теорему импульсов. Для этой цели мысленно построим около пластины прямоугольную контрольную поверхность AA_1BB_1 так, как показано на рис. 2.1. Пусть граничная плоскость A_1B_1 , параллельная плоскости пластины, удалена от последней настолько, что она всюду располагается в области невозмущенной скорости V_∞ . Пусть далее на всей контрольной поверхности давление постоянно, следовательно, силы давления не дают составляющих потока импульса сквозь контрольную поверхность. При составлении такого потока необходимо иметь в виду, что вследствие неразрывности через граничную поверхность A_1B_1 жидкость должна вытекать наружу и притом в количестве, равном разности между количеством, втекающим через поперечное сечение AA_1 , и количеством, вытекающим через поперечное сечение BB_1 . Граничная плоскость AB не дает составляющей потока импульса в направлении x , так как на ней поперечная скорость из соображений симметрии равна нулю. Баланс составляющих импульса в направлении x дан в табл. 2.1.

В этой таблице количества жидкости, втекающие внутрь контрольной поверхности, считаются положительными, а количества жидкости, вытекающие наружу, — отрицательными.

Через dz обозначена ширина пластины, которую дальше для простоты примем равной единице длины $dz = 1$. Полный поток импульса, в направлении x в рассматриваемом случае, равен половине профильного сопротивления пластины X_{ap} , как смоченной с одной стороны. Таким образом, мы имеем

$$\begin{aligned} \frac{X_{ap}}{2} &= \rho \int_0^h V_\infty^2 dy - \rho \int_0^h V_x^2 dy - \rho \int_0^h V_\infty (V_\infty - V_x) dy = \\ &= \rho \int_0^h V_\infty^2 dy - \rho \int_0^h V_x^2 dy - \rho \int_0^h V_\infty^2 dy + \rho \int_0^h V_\infty V_x dy = \rho \int_0^h V_x (V_\infty - V_x) dy. \end{aligned}$$

Таблица 2.1

Баланс составляющих массового расхода и секундного количества движения в направлении x

Граница контрольной поверхности	Массовый расход	Количество движения в направлении x
AB	0	0
AA ₁	$\rho dz \int_0^h V_\infty dy$	$\rho dz \int_0^h V_\infty^2 dy$
BB ₁	$-\rho dz \int_0^h V_x dy$	$-\rho dz \int_0^h V_\infty^2 dy$
A ₁ B ₁	$-\rho dz \int_0^h (V_\infty - V_x) dy$	$-\rho dz \int_0^h V_\infty (V_\infty - V_x) dy$
Сумма площадей равна площади контрольной поверхности	Сумма массовых расходов равна нулю	Сумма количеств движения равна сопротивлению

Для получения профильного сопротивления пластины единичной ширины, смоченной с двух сторон, нужно нижний предел интегрирования 0 заменить на $-h$

$$X_{ap} = \rho \int_{-h}^{+h} V_x (V_\infty - V_x) dy = \rho V_\infty^2 \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{V_x}{V_\infty} \left(1 - \frac{V_x}{V_\infty} \right) dy. \quad (2.1)$$

Замена во втором интеграле верхнего предела $y = -h$ на $y = -\infty$ и $y = h$ на $y = \infty$ допустима потому, что для $y < -h$ и $y > h$ подынтегральное выражение становится равным нулю.

Правые части в формулах (2.1) физически означают потерю импульса вследствие трения. Эти формулы решают первую проблему: они дают связь силы сопротивления с газодинамическими переменными потока.

Формула (2.1) показывает, что для определения профильного сопротивления достаточно знать только профиль скорости в следе. Таким образом, решается вторая проблема: нужно измерить скорость в ограниченной части

потока, а именно в следе за телом. При продольном обтекании плоской пластины формула (2.1) применима на любом расстоянии позади пластины, так как при таком обтекании разности давлений отсутствуют как в продольном, так и в поперечном направлении. Более того, эта формула применима даже в пределах длины самой пластины; в этом случае она дает сопротивление части пластины от передней кромки до рассматриваемого места.

Формула для профильного сопротивления в общем случае

Формула (2.1) справедлива не только для плоской пластины, но и для любого цилиндрического тела при условии, что интеграл взят на таком большом расстоянии позади тела, на котором статическое давление равно статическому давлению невозмущенного течения.

Однако при практических измерениях в аэродинамической трубе из-за ограниченной длины рабочей части или в полете возникает неизбежная необходимость использовать распределение скоростей на более близком расстоянии от тела (менее 0.5 хорды).

В таком случае статическое давление вносит погрешность, которая в формуле (2.1) должна учитываться дополнительным членом.

Рассмотрим рис. 3.2, на котором отмечены три сечения потока, обтекающего профиль. Сечение 0-0 – это сечение в невозмущенном потоке.

Сечение 1-1 удалено на такое расстояние от профиля, при котором статическое давление равно статическому давлению в невозмущенном потоке $\rho_1 = \rho_\infty$. Научная постановка задачи состоит в том, чтобы вывести формулу для профильного сопротивления, позволяющую использовать результаты измерения газодинамических переменных потока в сечении 2-2, учитывая допущения:

1. Сечение 1-1 лежит на таком большом расстоянии позади тела, что в нем $\rho_1 = \rho_\infty$.

2. Уравнения Бернулли для струек действительны в следе за телом. Это означает, что полное давление в следе за телом всюду остается постоянным, т.е. $\rho_{01} = \rho_{02}$.

Вывод формулы будем производить в следующей последовательности:

1. Запишем формулу (3.1) для сечения 1-1, т.е. подставим в нее соответствующие параметры со своими номерами.

$$X_{ap} = \rho V_\infty^2 \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{V_{x1}}{V_\infty} \left(1 - \frac{V_{x1}}{V_\infty} \right) dy_1. \quad (2.2)$$

2. Запишем уравнение неразрывности для трубки тока в следе единичной ширины толщиной dy_1 и dy_2 в сечениях 1-1 и 2-2, и выразим из уравнения неразрывности скорость V_{x1} .

$$\rho V_{x1} dy_1 = \rho V_{x2} dy_2; \quad V_{x1} = V_{x2} \frac{dy_2}{dy_1}.$$

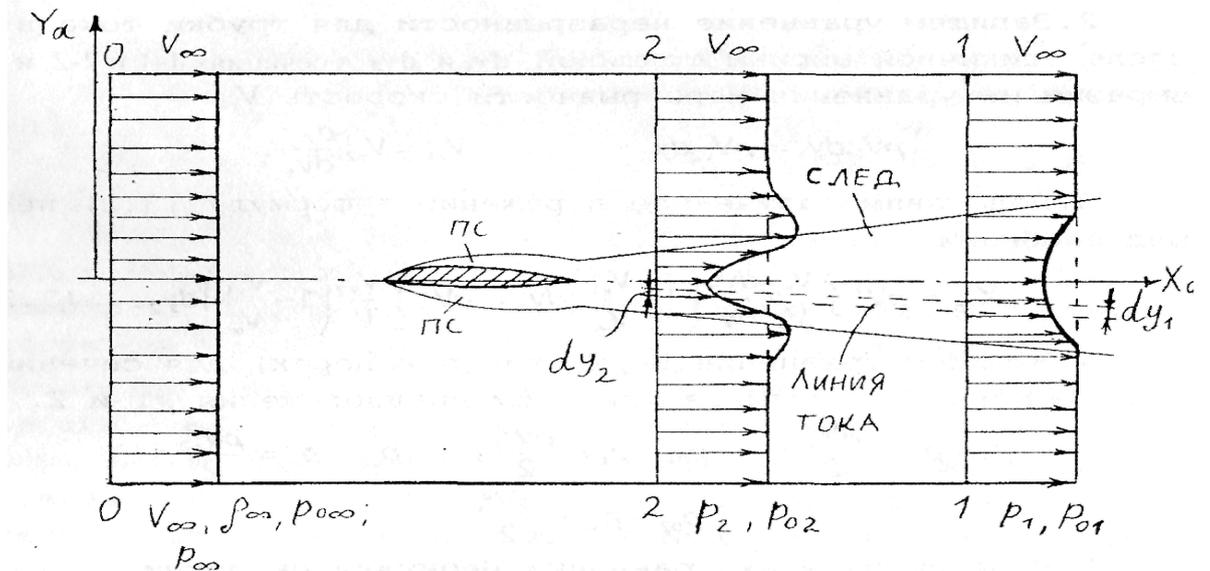


Рис. 2.2. Схема к определению профильного сопротивления

3. Подставим полученное выражение в формулу (2.2) перед скобками

$$X_{ap} = \rho V_{\infty}^2 \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{V_{x2}}{V_{\infty}} \frac{dy_2}{dy_1} \left(1 - \frac{V_{x1}}{V_{\infty}} \right) dy_1 = \rho V_{\infty}^2 \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{V_{x2}}{V_{\infty}} \left(1 - \frac{V_{x1}}{V_{\infty}} \right) dy_2$$

4. Запишем уравнение Бернулли (в напорах) для сечений 0-0, 1-1 и 2-2, учитывая при этом предположения 1 и 2.

$$\begin{aligned} p_0 - p_{\infty} &= \frac{\rho V_{\infty}^2}{2}; & p_{01} - p_1 &= \frac{\rho V_{x1}^2}{2}; & p_{02} - p_2 &= \frac{\rho V_{x2}^2}{2}; \\ p_{02} - p_{\infty} &= \frac{\rho V_{x1}^2}{2}. \end{aligned}$$

5. Выразим из этих уравнений Бернулли скорости.

$$6. V_{\infty} = \sqrt{\frac{2}{\rho} p_0 - p_{\infty}}; \quad V_{x1} = \sqrt{\frac{2}{\rho} p_{02} - p_{\infty}}; \quad V_{x2} = \sqrt{\frac{2}{\rho} p_{02} - p_2}$$

7. Подставим скорости в формулу (2.3).

$$8. X_{ap} = \rho V_{\infty}^2 \int_{-\infty}^{+\infty} \sqrt{\frac{p_{02} - p_2}{p_0 - p_{\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{02} - p_{\infty}}{p_0 - p_{\infty}}} \right) dy_2$$

9. Перейдем для удобства в формуле от давлений к скоростным напорам, так как они непосредственно измеряются в эксперименте. Для этого к числителю второго корня прибавим и отнимем величину p_2 .

10.

$$p_{02} - p_{\infty} = p_{02} - p_{\infty} + p_2 - p_2 = q_2 - (p_{\infty} - p_2);$$

$$X_{ap} = \rho V_{\infty}^2 \int_{-\infty}^{+\infty} \sqrt{\frac{q_2}{q_{\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{q_2 - \frac{p_{\infty} - p_2}{q_{\infty}}}{q_{\infty}}} \right) dy_2.$$

11. Перейдем от силы профильного сопротивления $X_{ар}$ к коэффициенту профильного сопротивления $c_{хар}$, предполагая, что площадь сечения крыла $S = b \cdot 1$, где b - хорда профиля.

$$c_{хар} = \frac{2}{b} \int_{-\infty}^{+\infty} \sqrt{\frac{q_2}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{q_2}{q_\infty} - \frac{p_\infty - p_2}{q_\infty}} \right) dy_2.$$

Для аэродинамических труб открытого типа $p_2 = p_\infty$.

Схема установки

Схема установки приведена на рис. 2.3.

В рабочую часть аэродинамической трубы 1 помещена модель крыла 2, при малом угле атаки $\alpha \cong 0$ град.

Для измерения профиля скорости в следе используется ПВД 3, закрепленный на координатном приборе 4. Координатный прибор позволяет вертикально перемещать ПВД с заданным шагом. К ПВД подключен жидкостный микроанометр 5. Координатный прибор устанавливается в рабочей части трубы таким образом, чтобы носок ПВД находился на расстоянии $(\approx 0,1 \div 0,2)b$. При измерениях ПВД опускается (поднимается), чтобы выйти из следа в невозмущенный поток. Затем ПВД поднимают (опускают) с заданным шагом. На каждом шаге проводится измерение давлений в следе. ПВД перемещают до тех пор, пока он не выйдет из следа. Это определяется по показаниям микроанометра, которые вне следа перестают изменяться.

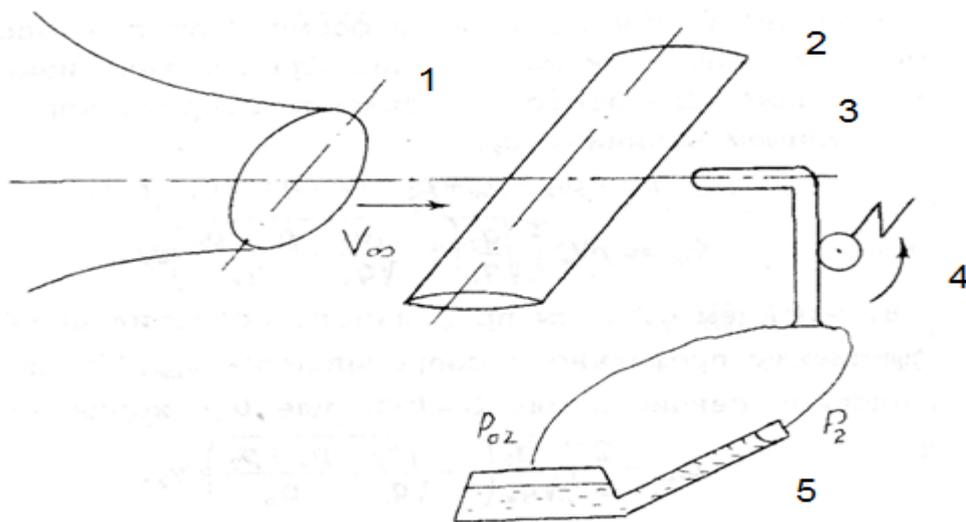


Рис. 2.3. Схема лабораторной установки

Рабочие формулы

В настоящей работе используются следующие рабочие формулы.

1. Для определения скоростного потока и скорости:

$$q_\infty = a - a_0 \gamma \xi K_\mu \quad V_\infty = \sqrt{\frac{2}{\rho} q_\infty}$$

где $\rho = \frac{p_\infty}{RT}$, $R = 287,05 \frac{\text{Дж}}{\text{кгК}}$, $T = t + 273,15$.

2. Для определения профильного сопротивления формулу (2.4) запишем так

$$c_{\text{хар}} = 2 \int_{-\infty}^{+\infty} \varphi d\bar{y}$$

где $\varphi = \sqrt{\frac{q}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{q}{q_\infty}} \right)$ $q = q_2$ $\bar{y} = \bar{y}_2 = \frac{y_2}{b}$

$$\frac{q}{q_\infty} = \frac{a - a_0}{a - a_{0\infty}}; \quad \frac{p_\infty - p_2}{q_\infty} = \frac{a - a_{02}}{a - a_{0\infty}}$$

индекс 2 обозначает показания микроманометра, измеряющего разность давления $p_\infty - p_2$.

3. Для определения числа Маха

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

где $a = \sqrt{\gamma RT}$, $\gamma = 1,4$.

4. Для определения числа Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho V b}{\mu},$$

где $\mu = 1,79 \cdot 10^{-5} \left(\frac{T}{288,15} \right)^{0,76}$

Выполнение эксперимента и получение результата

Порядок проведения эксперимента

1. Ознакомиться с приборами лабораторной установки (рис. 2.3).
2. Установить модель в аэродинамической трубе под заданным углом атаки.
3. Установить приемник воздушного давления за моделью на расстоянии 10÷20% хорды профиля.
4. Замерить барометрическое давление и температуру воздуха в лаборатории.
5. Определить шаг перемещения приемника воздушного давления по вертикальной координате.
6. Запустить и вывести аэродинамическую трубу на заданный режим работы.
7. Замерить скорость потока в аэродинамической трубе
8. Вывести ПВД из следа.
9. Передвигая вертикально приемник воздушного давления дискретно с заданным шагом, провести измерение координаты y и соответствующих ей

полных и статических давлений в следе. Результаты эксперимента занести в табл. 2.1.

Порядок обработки результатов эксперимента

1. Вычислить скорость потока в аэродинамической трубе.
2. Для каждого принятого значения u вычислить значение φ .
3. Заполнив табл. 2.2, построить зависимость в виде графика.
4. Определить коэффициент профильного сопротивления. Для этого можно использовать ЭВМ или метод графического интегрирования, описанный в лабораторной работе № 2.
5. Вычислить числа M и Re , при которых проводится эксперимент. В качестве характерного размера для числа Re использовать хорду профиля.
6. Провести анализ результатов и сделать выводы.

Таблица 2.2

Величина	1	2		15
1. u							
2. \bar{u}							
3. a							
4. $a - a_0$							
5. q / q_∞							
6. $\sqrt{q/q_\infty}$							
7. $1 - \sqrt{q/q_\infty}$							
8. $\varphi = (6)(7)$							

Контрольные вопросы

1. Что называется динамическим взаимодействием при обтекании тел?
2. Какое свойство воздуха является причиной образования пограничного слоя?
3. Что называется пограничным слоем?
4. Какие силы обусловлены обратным влиянием пограничного слоя на обтекающий тело поток?
5. Что называется сопротивлением трения?
6. Что называется сопротивлением давления?
7. Что называется профильным сопротивлением?
8. Какова причина образования следа (спутного течения)?
9. Какова форма профиля скорости в следе?
10. Почему происходит расширение следа за профилем?
11. Как формулируется теорема импульсов?
12. В каком месте следа справедлива запись теоремы импульсов?

Лабораторная работа № 3

Пересчет аэродинамических характеристик крыла с одного удлинения на другое

Цель работы

Экспериментальное определение аэродинамических характеристик крыла заданного удлинения и пересчет их для крыла другого удлинения.

Подготовка к лабораторной работе

Угол скоса потока и коэффициент индуктивного сопротивления

При обтекании крыла конечного размаха распределение давления по его поверхности вызывает появление двух свободных вихрей. Эти вихри индуцируют в области воздушного потока, заключенной между крылом и свободными вихрями, так называемые **индуктивные скорости скоса потока**, направленные в скоростной системе координат вниз (в отрицательном направлении оси OY_a). Вектора скоростей скоса потока, складываясь с вектором набегающей скорости, образуют новые скорости, векторы которых отклонены на угол скоса потока. Для упрощения анализа для крыла обычно рассматривают средний **угол скоса потока**, определяемый согласно вихревой теории формулой

$$\varepsilon = \frac{C_{ya}}{\pi\lambda} (1 + \tau) , \quad (3.1)$$

где $\lambda = l^2 / S$ - удлинение крыла;

τ - поправочный коэффициент для ε , учитывающий отличие формы распределения циркуляции скорости по размаху крыла от эллиптического.

Кроме того, будем считать крыло без аэродинамической и геометрической круток.

В этом случае крыло обтекается под новым углом, называемым средним **истинным** углом атаки

$$\alpha_{ист} = \alpha - \varepsilon , \quad (3.2)$$

где α - **установочный** (геометрический) угол атаки.

Если крыло обтекается докритическим потоком ($M \leq M_*$), то **коэффициент лобового сопротивления** такого крыла на малых углах атаки (при отсутствии срыва потока) можно представить в виде

$$C_{xa} = C_{хар} + C_{хай} . \quad (3.3)$$

В этой формуле первое слагаемое $C_{хар}$ называется **коэффициентом профильного сопротивления**, определяется, в основном, сопротивлением трения, которое, в свою очередь, зависит от формы профиля и не зависит от угла атаки и удлинения крыла.

Второе слагаемое

$$C_{хай} = \frac{C_{ya}^2}{\pi\lambda} (1 + \delta) \quad (3.4)$$

называется **коэффициентом индуктивного сопротивления**. Здесь поправочный коэффициент δ учитывает отличие формы распределения циркуля-

ции скорости по размаху крыла от эллиптического распределения. Фактически коэффициенты τ (3.1) и δ учитывают форму крыла в плане.

Независимость коэффициента профильного сопротивления от удлинения и формы крыла в плане и зависимость коэффициента подъемной силы только от истинного угла атаки позволяет делать пересчет аэродинамических характеристик, известных для крыла с удлинением λ_1 , на крыло с удлинением λ_2 , что значительно облегчает использование результатов продувок серийной модели со стандартным удлинением (обычно равным 5).

Предположим, что для крыла с удлинением λ_1 аэродинамические характеристики известны. Теперь необходимо сделать пересчет известных аэродинамических характеристик этого крыла для другого крыла, набранного из тех же профилей, но имеющего другую форму в плане и другое относительное удлинение λ_2 .

Для этого нужно решить две проблемы. *Первая проблема* заключается в выводе формул для связи аэродинамических характеристик крыльев разного удлинения. *Вторая проблема* заключается в измерении необходимых величин для пересчета.

Теоретические формулы для пересчета аэродинамических характеристик крыла

Рассмотрим пересчет основных аэродинамических характеристик: несущих свойств – зависимости $C_{ya} = f \alpha$ и поляры крыла – зависимости $C_{ya} = f \alpha$.

Пересчет несущих свойств крыла основывается на предположении, что если крылья имеют одинаковые профили и работают с одинаковыми средними истинными углами атаки

$$\alpha_{ucm1} = \alpha_{ucm2} = \alpha_{ucm},$$

то для таких двух крыльев коэффициенты подъемной силы C_{ya} одинаковы.

Пусть ε_1 и ε_2 – средние углы схода потока на крыльях, тогда $\alpha_{ucm} = \alpha_{ucm1} = \alpha_1 - \varepsilon_1$, $\alpha_{ucm} = \alpha_{ucm2} = \alpha_2 - \varepsilon_2$, откуда, приравнявая истинные углы атаки, получим

$$\alpha_1 - \varepsilon_1 = \alpha_2 - \varepsilon_2 \text{ или } \alpha_2 = \alpha_1 - \Delta\varepsilon, \quad (3.5)$$

где $\Delta\varepsilon = \varepsilon_1 - \varepsilon_2$.

Подставив в это выражение формулы для углов схода потока (4.1) получим

$$\Delta\varepsilon = \frac{C_{ya}}{\pi\lambda_1} (1 + \tau_1) - \frac{C_{ya}}{\pi\lambda_2} (1 + \tau_2) = \frac{C_{ya}}{\pi} \left(\frac{1 + \tau_1}{\lambda_1} - \frac{1 + \tau_2}{\lambda_2} \right). \quad (3.6)$$

Формулы (3.5) и (3.6) позволяют при заданных коэффициентах подъемной силы пересчитать установочные углы атаки крыла с одного удлинения на другое.

У крыльев с различными удлинениями, но с одинаковой формой профиля, углы нулевой подъемной силы α_0 одинаковы. Это значит, что графики

функций $c_{ya} = f(\alpha)$, для различных крыльев выходят из одной точки на оси абсцисс, но в линейном диапазоне изменения имеют разный наклон; чем меньше удлинение, тем кривая на графике становится более полой (рис. 3.1).

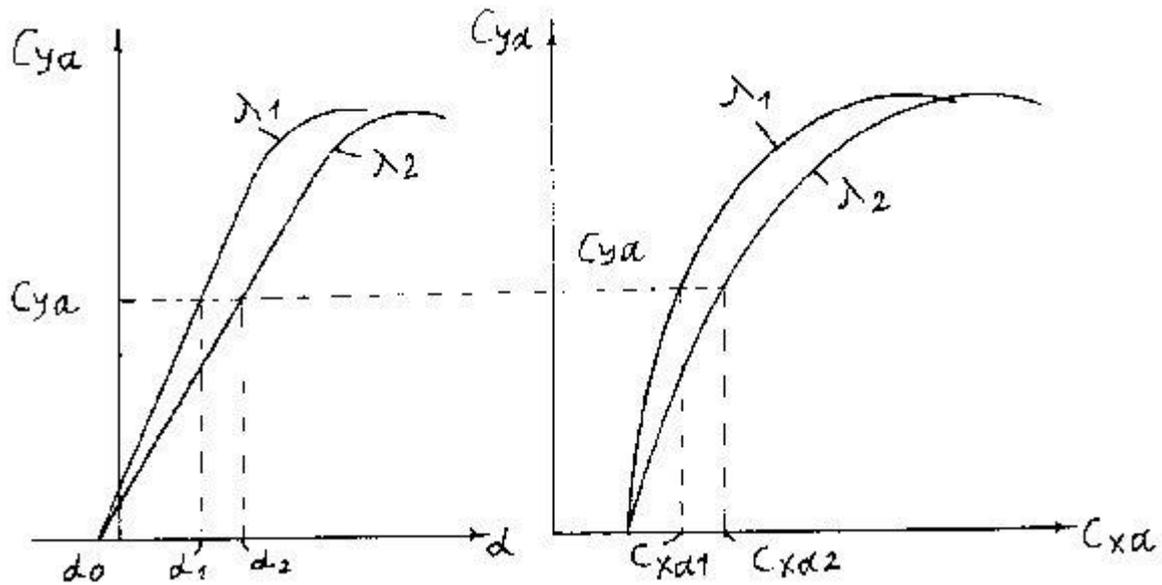


Рис. 3.1. К пересчету аэродинамических характеристик крыла на другое удлинение

Наклон линейной части графика несущих свойств определяется тангенсом угла наклона, равным частной производной

$$c_{ya}^{\alpha} = \frac{\partial c_{ya}}{\partial \alpha}, \quad (3.7)$$

можно найти следующим образом. Уравнения линейных частей для крыла бесконечного размаха ($\lambda = \infty$) и крыла с конечной величиной λ можно записать в виде:

$$c_{ya} = c_{ya\infty}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0); \quad c_{ya} = c_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0 + \varepsilon), \quad (3.8)$$

где индекс ∞ относится к профилю, то есть к крылу с бесконечным удлинением.

Для того чтобы получить равные истинные углы атаки во второе уравнение (3.8) добавлен угол скоса потока.

Учитывая, что величина угла скоса ε определяется формулой (3.1), и исключая из второго уравнения (3.8) величину $\alpha - \alpha_0$, получим

$$c_{ya}^{\alpha} = \frac{c_{ya\infty}^{\alpha}}{1 + \frac{c_{ya\infty}^{\alpha}}{\pi\lambda} (1 + \tau)}. \quad (3.9)$$

Поскольку частная производная c_{ya}^{α} является угловым коэффициентом линейной части графика $c_{ya} = f(\alpha)$, то из соотношения (3.9) можно сделать

вывод, что по мере уменьшения удлинения крыла λ , линейная часть становится более пологой.

Пересчет поляры крыла основывается на предположении, что у крыльев, набранных из одинаковых профилей, профильное сопротивление не зависит от формы крыла в плане.

Коэффициенты лобового сопротивления имеют следующие выражения для обоих крыльев

$$C_{xa1} = C_{xap} + C_{xai1}; \quad C_{xa2} = C_{xap} + C_{xai2}.$$

Так как крылья набраны из одних и тех же профилей, то для них коэффициент C_{xap} одинаков. Тогда, приравнявая коэффициенты C_{xap} , находим

$$C_{xa1} - C_{xai1} = C_{xa2} - C_{xai2} \quad \text{или} \quad C_{xa2} = C_{xa1} - \Delta C_{xai}, \quad (3.10)$$

где

$$\Delta C_{xai} = C_{xai1} - C_{xai2}.$$

Подставив сюда коэффициенты индуктивного сопротивления (3.4), получим

$$\Delta C_{xai} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_1} (1 + \delta_1) - \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_2} (1 + \delta_2) = \frac{C_{ya}^2}{\pi} \left(\frac{1 + \delta_1}{\lambda_1} - \frac{1 + \delta_2}{\lambda_2} \right). \quad (3.11)$$

Зависимости (3.5) и (3.10) позволяют решить первую проблему пересчета: они устанавливают связи основных аэродинамических характеристик крыльев разного удлинения.

На рис. 3.1 приведен график, иллюстрирующий применение пересчета основных аэродинамических характеристик крыла с удлинения λ_1 на удлинение λ_2 ($\lambda_1 < \lambda_2$). С помощью приведенной методики расчета можно получить и характеристики крыла бесконечного удлинения (профиля). Если пересчитаны основные аэродинамические характеристики, то можно пересчитать и ряд дополнительных, например, зависимости $K = f \alpha$ и $K = f C_{ya}$.

Аэродинамические весы

Решение второй проблемы, заключающейся в измерении необходимых величин для пересчета, осуществляется с помощью специального прибора – аэродинамических весов.

Аэродинамические весы - это техническое устройство предназначенное для количественного измерения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель ЛА при продувках в аэродинамической трубе.

Аэродинамические весы выполняют следующие функции:

- Поддерживают модель в рабочей части аэродинамической трубы.
- Раскладывают или выделяют из результирующих сил и моментов их компоненты по осям заданной системы координат.
- Количественно измеряют эти компоненты или, что то же самое, аэродинамические силы и моменты.

- Позволяют изменять углы атаки и скольжения модели.

Если весы предназначены для измерения шести компонент, например,

X_a , Y_a , Z_a , M_{xa} , M_{ya} , M_{za} , то такие весы имеют шесть каналов измерения и называются шестикомпонентными. Если весы предназначены только для исследования продольного движения, то нужно иметь только три канала измерения для трех компонент: X_a , Y_a , M_{za} , т.е. трехкомпонентные весы. Если необходимо определить, например, только силу лобового сопротивления, то достаточно однокомпонентных весов.

Таким образом, число каналов измерения и сама конструкция весов определяется аэродинамической задачей.

Рассмотрим устройство механических аэродинамических весов.

Первыми аэродинамическими весами были механические весы, которые во многих случаях используются и в настоящее время. В механических весах измерение базируется на принципах силовой компенсации, заключающейся в том, что измерение сил и моментов осуществляется путем их уравновешивания подвижными грузами. Механические весы измеряют силы и моменты в скоростной системе координат. Это осуществляется ориентацией их основных звеньев относительно потока (оси рабочей части) при их установке.

На рис. 3.2 приведена схема двухкомпонентных механических весов, применяемых в учебной аэродинамической лаборатории. Весы предназначены для измерения только двух компонент результирующей аэродинамической силы: подъемной силы и силы лобового сопротивления.

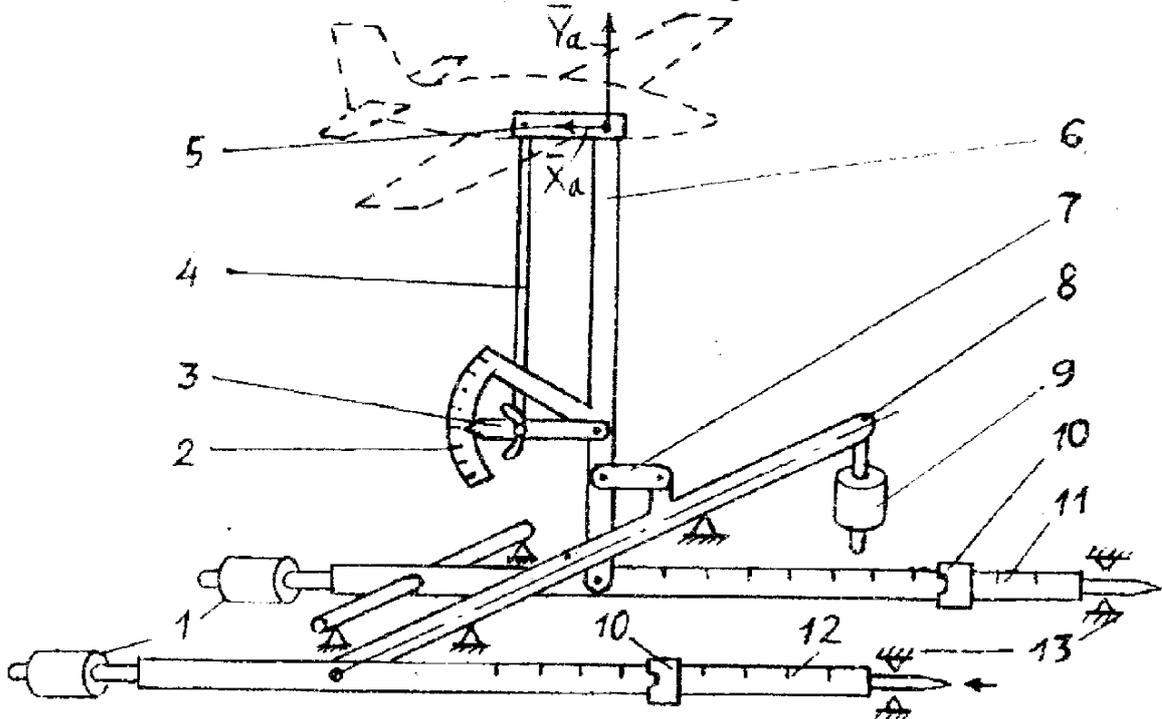


Рис. 3.2. Схема механических весов

Аэродинамические весы состоят из основной стойки 6, на верхнем конце которой имеется державка 5. Державка служит для крепления испытываемой модели. Длина основной стойки выбирается такой, чтобы модель находилась в середине рабочей части трубы, а измерительный механизм

находился вне потока. На стойке смонтировано устройство для установки угла атаки модели, которое называется альфа механизмом.

Конструкция альфа механизма состоит из тяги 4, лимба 2 со шкалой в угловых градусах и фиксатора угла атаки 3 с зажимным винтом. Фиксатор одновременно является и указателем угла атаки. Нижним концом основная стойка шарнирно закреплена с качающимся рычагом 11, имеющим весовой элемент для измерения подъемной силы. Посредством звена 7 и вала 8 основная стойка связана с качающимся рычагом 12, имеющим весовой элемент для измерения силы лобового сопротивления. Весовые элементы обоих рычагов идентичны и состоят из большого (на схеме не показан) и малого подвижных грузов 10, называемых рейтерами, положение которых определяется по шкалам измерительных линеек. Цена деления шкал проградуирована в единицах веса и определяется предварительной тарировкой. Контргрузы 1 служат для снятия нагрузки с весовых элементов от веса модели и веса звеньев весов. Груз 9 на валу 8 служит для выбора зазоров в шарнирах звена 7 при замерах, а также для устранения влияния канала подъемной силы на канал сопротивления. В ограничителях подвижности 13 расположены указатели исходного положения звеньев весов.

Следует обратить внимание, что измерение в скоростной системе координат обеспечивается тем, что основная стойка 6 расположена перпендикулярно потоку (оси рабочей части), а звено 7 - параллельно потоку. Выделение компонентов результирующей силы обеспечивается независимыми перемещениями звеньев 6 и 7.

При воздействии воздушного потока на модель, возникающие аэродинамические силы перемещают основную стойку в вертикальном направлении (по направлению компоненты Y_a) и отклоняют ее по потоку относительно нижнего шарнира (по направлению компоненты X_a), т.е. изменяют исходное положение весов. Путем перемещения рейтеров по измерительным линейкам создаются уравнивающие реакции. Уравнивание (компенсация) определяется по возврату звеньев весов в исходное положение. Положение рейтеров на соответствующей линейке указывает число делений на шкале, по которым можно определить величины соответствующих аэродинамических сил по формулам:

$$X_a = k_x n_x, \quad Y_a = k_y n_y,$$

где k_x и k_y - цены деления шкал линеек соответственно для лобового сопротивления и для подъемной силы (тарировочные коэффициенты);

n_x и n_y - число делений шкал линеек соответственно для лобового сопротивления и подъемной силы.

Рабочие формулы

Формулы для расчета газодинамических переменных воздуха:

$$\rho = p / RT \quad - \text{плотность воздуха, кг/м}^3;$$

$$q = a - a_0 \quad K\gamma\xi\mu \quad - \text{скоростной напор потока, Па};$$

$V = \sqrt{2q / \rho}$ - скорость набегающего потока, м/с;

$a = \sqrt{\gamma RT}$ - скорость звука в воздухе, м/с;

$\mu = 1,79 \cdot 10^{-5} T / 288,15^{0,76}$ - коэффициент динамической вязкости воздуха;

$R = 287,05$ - удельная газовая постоянная, Дж/(кгК);

$\gamma = 1,4$ - показатель адиабаты.

Формулы для вычисления чисел Маха и Рейнольдса

$$M = V / a; \quad Re = \rho V b_{cp} / \mu.$$

Формула для пересчета угла атаки

$$\alpha_2 = \alpha_1 - \Delta \varepsilon, \text{ где } \Delta \varepsilon = c_{ya} Const_1; \quad Const_1 = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1 + \tau_1}{\lambda_1} - \frac{1 + \tau_2}{\lambda_2} \right).$$

Здесь нужно обратить внимание, что эта формула справедлива для размерности углов в радианах.

Формула для пересчета коэффициента лобового сопротивления

$$c_{xa2} = c_{xa1} - \Delta c_{xai}, \text{ где } \Delta c_{xai} = c_{ya}^2 Const_2; \quad Const_2 = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1 + \delta_1}{\lambda_1} - \frac{1 + \delta_2}{\lambda_2} \right).$$

Поправочные коэффициенты τ и δ , полученные при помощи точной теории, приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Поправочные коэффициенты τ и δ

Форма крыла в плане	τ	δ
Эллиптическое	0	0
Трапециевидное	0	0
Прямоугольное	0,18	0,05
Прямоугольное с закругленными концами	0,15	0
Стреловидное	0,075	0

Формулы для расчета аэродинамических сил в случае использования механических весов

$$Y_a = k_y y; \quad X_a = k_x x.$$

В случае использования тензовесов формулы для расчета аэродинамических сил получить у преподавателя.

Формулы для расчета аэродинамических коэффициентов:

$$c_{ya} = c_{ya} = Y_a Const_3; \quad c_{xa} = X_a Const_3; \quad K = c_{ya} / c_{xa};$$

где $Const_3 = 1 / qS$;

S - площадь крыла.

Результаты измерений и расчетов необходимо занести в табл. 3.2.

Выполнение эксперимента и получение результатов

Порядок проведения эксперимента

1. Ознакомиться со схемой и конструкцией весов и их установкой в аэродинамической трубе.
2. Закрепить на державке весов исследуемое крыло.
3. Измерить требуемые геометрические характеристики крыла.
4. Подготовить весы к работе. В случае механических весов с помощью контргрузов снять нагрузку с измерительных элементов и установить указатели на ноль. В случае тензовесов проверить готовность измерительной аппаратуры.
5. Замерить барометрическое давление и температуру воздуха в лаборатории.
6. Запустить и вывести аэродинамическую трубу на заданный режим работы.
7. Измерить скорость воздушного потока.
8. Провести измерения сил в заданном диапазоне углов атаки.
9. Выключить аэродинамическую трубу.

Таблица 3.2

Результаты пересчета аэродинамических характеристик

Величины	Значения				
1. α_1					
2. n_y					
3. n_x					
4. Y_{a1}					
5. X_{a1}					
6. c_{ya1}					
7. c_{ya1}^2					
8. c_{xa1}					
9. $\Delta\varepsilon = c_{ya1} \text{Const}_1$					
10. $\Delta c_{xai} = c_{ya1}^2 \text{Const}_2$					
11. $\alpha_2 = \alpha_1 - \Delta\varepsilon$					
12. $c_{xa2} = c_{xa1} - \Delta c_{xai}$					
13. K_1					
14. K_2					

Порядок обработки результатов эксперимента

1. Получить у преподавателя удлинение расчетного крыла.
2. Вычислить газодинамические переменные воздуха.
3. Вычислить числа Маха и Рейнольдса.
4. Вычислить требуемые константы.
5. Провести пересчет углов атаки, коэффициента лобового сопротивления и аэродинамического качества для крыла с новым удлинением, заполнить табл. 3.2.

6. Построить графики зависимостей $c_{ya} = f(\alpha)$, $c_{xa} = f c_{ya}$, $K = f \alpha$ и $K = f c_{ya}$ для двух крыльев.

7. Используя данные из графиков, определить частную производную для профиля $c_{ya\infty}^{\alpha}$.

8. Провести анализ результатов и сделать выводы о влиянии удлинения на аэродинамические характеристики крыла.

9. Оформить отчет по лабораторной работе.

Оформление отчета

1. Титульный лист ([2], рис. 1).
2. Тезисы теоретического материала: основные определения, понятия и формулы.
3. Рисунки схем обтекания крыла и механических весов.
4. Рабочие формулы, по которым проводятся расчеты.
5. Газодинамические параметры воздушного потока, числа Маха и Рейнольдса, а также константы.
6. Таблицу с экспериментальными и расчетными данными.
7. Графики.
8. Выводы.

Контрольные вопросы

1. Что называется крылом?
2. Что называется относительным удлинением крыла?
3. Что называется аэродинамическими характеристиками крыла?
4. Какова связь аэродинамических сил с коэффициентами аэродинамических сил?
5. Что называется свободными вихрями крыла?
6. Что называется углом скоса потока?
7. Что называется индуктивной скоростью скоса потока?
8. Из каких составляющих складывается коэффициент лобового сопротивления крыла?
9. Приведите формулу для определения коэффициента индуктивного сопротивления крыла.
10. Как в эксперименте можно определить коэффициенты профильного и индуктивного сопротивления крыла?
11. Как влияет удлинение крыла на зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$?
12. Как влияет удлинение крыла на коэффициент индуктивного сопротивления?
13. Как влияет удлинение крыла на коэффициент лобового сопротивления?
14. Как влияет удлинение крыла на аэродинамическое качество?
15. Объясните, как зависит индуктивное сопротивление от угла атаки?

16. При каком распределении циркуляции по размаху достигается минимальное индуктивное сопротивление?

17. Какую форму в плане должно иметь плоское наивыгоднейшее крыло?

Лабораторная работа № 4

Определение аэродинамических характеристик ЛА весовым методом

Цель работы

Экспериментальное определение аэродинамических характеристик модели летательного аппарата весовым методом (весовыми испытаниями) в аэродинамической трубе.

Подготовка к лабораторной работе

Сущность весовых испытаний

При создании и эксплуатации ЛА необходимо знать его аэродинамические характеристики на всех режимах полета. С наименьшими затратами и наиболее точно их можно получить весовым методом или, другими словами, весовыми испытаниями его уменьшенных в несколько раз моделей при продувках в аэродинамических трубах. Поэтому эти испытания являются одним из важнейших и наиболее распространенных видов исследований в экспериментальной аэродинамике.

При весовых испытаниях модель ЛА закрепляется в рабочей части аэродинамической трубы на приборе, называемом аэродинамическими весами. При обтекании модели потоком воздуха возникает динамическое взаимодействие в виде распределенных по ее поверхности нормальных и касательных напряжений. За счет прочности материала модели эти напряжения суммируются и образуют результирующие (полные, интегральные) аэродинамическую силу R_a и аэродинамический момент M , которые передаются на аэродинамические весы через точки крепления модели.

На практике нужно знать не результирующие величины, а их проекции на оси выбранной системы координат. Поэтому в эксперименте определяются компоненты (проекции) величин R_a и M либо в скоростной, либо в связанной системе координат, которые обычно и называются аэродинамическими силами и моментами. Аэродинамические весы создают уравновешивающие реакции, которые становятся известными в процессе измерения, что и позволяет количественно определить искомые величины.

Сущность весовых испытаний или весового метода заключается в непосредственном измерении аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА, с помощью аэродинамических весов.

Аэродинамическое подобие

Очевидно, что аэродинамические силы и моменты, полученные в эксперименте, из-за малости модели не могут непосредственно (в размерном ви-

де) переноситься на натурный ЛА. Правомерность переноса становится возможной только при знании и удовлетворении определенных закономерностей так называемой теории подобия.

Теория подобия - есть учение о методах научного обобщения эксперимента и, в частности, аэродинамического эксперимента.

Теория подобия отвечает на вопросы: 1) как нужно поставить эксперимент и 2) как нужно обработать результаты эксперимента, чтобы их можно было распространить (перенести) на все подобные явления.

Подобными явлениями называются системы тел, геометрически подобные друг другу, в которых протекают процессы одинаковой природы и в которых одноименные величины, характеризующие явления относятся между собой, как постоянные числа.

Различают подобие геометрическое, кинематическое и динамическое.

Геометрическим подобием называется пропорциональность сходственных размеров натурального ЛА и модели.

Кинематическим подобием называется подобие полей скоростей и ускорений в потоках у натурального ЛА и модели.

Динамическим подобием называется подобие динамического взаимодействия, то есть подобия распределения нормальных и касательных напряжений в потоках у натурального ЛА и модели.

Очевидно, что подобие динамического взаимодействия обеспечивает и подобие результирующих аэродинамических сил и моментов.

В дальнейшем под **аэродинамическим подобием** будем понимать динамическое подобие при обтекании тел потоком сплошной среды, обеспеченное в свою очередь геометрическим и кинематическим подобием.

Итак, для переноса результатов аэродинамического эксперимента на натурный ЛА требуется решение следующих трех проблем:

1. Как создать в аэродинамической трубе условия обтекания подобные натурным?
2. Как преобразовать измеренные аэродинамические силы и моменты, чтобы они стали подобными?
3. Как количественно измерить аэродинамические силы и моменты?

Первые две проблемы решаются теорией подобия, а третья - при конструировании измерительных приборов (аэродинамических весов).

Подобные условия обтекания

Под **условиями обтекания** будем понимать реализуемые в аэродинамической трубе (в рабочей части) газодинамические переменные потока: скорость V , плотность ρ , температуру T и коэффициент динамической вязкости μ .

Проблема выбора условий обтекания в аэродинамической трубе подобных натурным решается с помощью так называемых критериев подобия. Почему возникла необходимость в критериях подобия? Дело в том, что полное динамическое подобие (подобие всех сил) в аэродинамических трубах практически недостижимо. Поэтому в экспериментах ограничиваются частичным

(неполным) динамическим подобием. Известно, что аэродинамические силы и моменты определяются физическими свойствами потока: вязкостью, сжимаемостью, весомостью и т.д. Однако если при обтекании ЛА преобладающее влияние оказывает фактор вязкости, то влиянием остальных свойств можно пренебречь. В этом случае динамическое подобие рассматривается только относительно сил, обусловленных вязкостью, и является частичным. Частичное динамическое подобие характеризуется величинами, называемыми критериями частичного подобия или просто - критериями подобия.

Критериями подобия называются безразмерные величины, обеспечивающие динамическое подобие при обтекании модели и натурального ЛА с учетом преобладающего для данного явления фактора.

При аэродинамическом подобии критерии подобия для модельного и натурального потоков должны быть равны.

Подобное преобразование аэродинамических сил и моментов

Аэродинамические силы и моменты

Прежде чем остановиться на подобном преобразовании приведем названия аэродинамических сил и моментов, которые зависят от системы координат.

Аэродинамические силы и моменты - это компоненты (проекции) результирующей аэродинамической силы R_a и аэродинамического момента M на оси выбранной системы координат.

В эксперименте в зависимости от конструкции аэродинамических весов выбирается либо скоростная, либо связанная система координат.

В **скоростной системе координат** $OX_a Y_a Z_a$ (рис. 4.1) ось OX_a , называемая скоростной осью, направлена по вектору скорости V ЛА. Ось OY_a называемая осью подъемной силы, перпендикулярна оси OX_a , и лежит в плоскости симметрии ЛА. Ось OZ_a , называемая боковой осью, направлена в сторону правого крыла. Начало координат обычно лежит в центре масс ЛА. Эта система координат применяется в основном при определении и анализе аэродинамических и летных характеристик.

В **связанной системе координат** $OXYZ$ (рис. 4.1) ось OX , называемая продольной осью, направлена вперед, т.е. от хвостовой части к носовой вдоль главной оси инерции или параллельно средней аэродинамической хорде и лежит в плоскости симметрии ЛА.

Ось OY , называемая нормальной осью, расположена в той же плоскости, перпендикулярно оси OX . Ось OZ называемая поперечной осью, направлена по правому крылу перпендикулярно плоскости OXY . Начало координат обычно лежит в центре масс ЛА.

Связанная система координат широко используется при определении устойчивости и управляемости ЛА, а также при определении нагрузок в полете на ЛА и их элементы.

На рис. 4.1 показаны два угла, определяющие направление скорости ЛА в связанной системе координат.

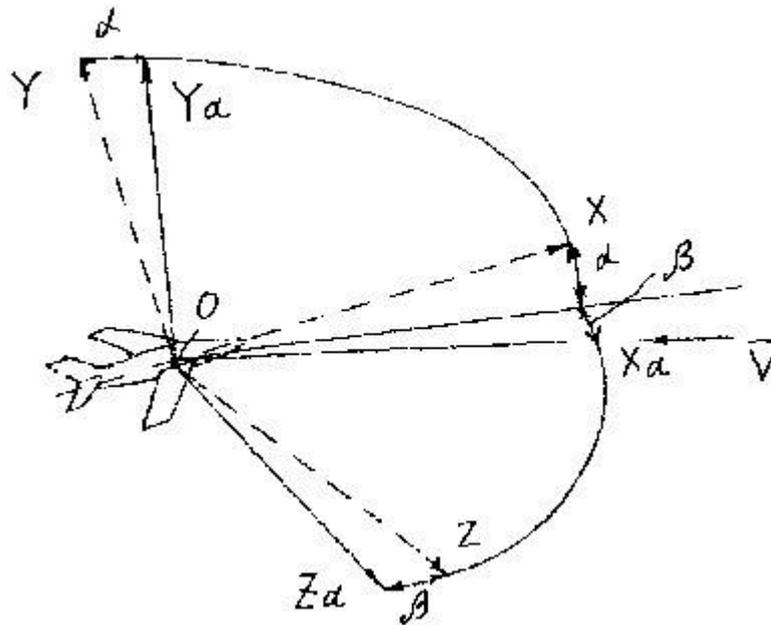


Рис. 4.1. Системы координат

Угол атаки α - угол между проекцией скорости ЛА на плоскость OXY и продольной осью, связанной системы координат ЛА

Угол α считается положительным, если проекция скорости ЛА на нормальную ось отрицательна.

Угол скольжения β - угол между направлением скорости ЛА и плоскостью OXY , связанной системы координат.

Угол β считается положительным, если проекция скорости ЛА на его поперечную ось положительна.

Составляющие силы по осям в скоростной системе координат имеют обозначения и названия:

X_a - сила лобового сопротивления - составляющая по оси OX_a , взятая с противоположным знаком. Силу лобового сопротивления иногда сокращенно называют сопротивлением или лобовым сопротивлением,

Y_a - аэродинамическая подъемная сила - составляющая по оси OY_a ,

Z_a - аэродинамическая боковая сила - составляющая по оси OZ_a .

Составляющие силы по осям в связанной системе координат имеют следующие обозначения и названия:

X - аэродинамическая продольная сила - составляющая по оси OX , взятая с противоположным знаком,

Y - аэродинамическая нормальная сила - составляющая по оси OY ,

Z - аэродинамическая поперечная сила - составляющая по оси OZ . Составляющая момента M по осям скоростной и связанной систем координат имеют хотя и различные обозначения, но называются одинаково:

M_{x_a} , M_x - аэродинамический момент крена - составляющие соответственно по осям OX_a , и OX ,

M_{y_a} , M_y - аэродинамический момент рыскания - составляющие соответственно по осям OY_a , и OY ,

M_{za} , M_z - аэродинамический момент тангажа - составляющие соответственно по осям OZ_a и OZ .

Момент считается положительным, если его вектор совпадает с положительным направлением оси. Как правило, моменты рассматриваются в связанной системе координат.

Рассмотрим теперь как решается вторая проблема: преобразование аэродинамических сил и моментов для получения подобных величин. Эта проблема решается переходом от аэродинамических сил и моментов к их аэродинамическим коэффициентам.

Аэродинамические коэффициенты

Аэродинамические коэффициенты - это безразмерные аэродинамические силы и моменты "обезразмеренные" по правилам теории аэродинамического подобия.

В скоростной системе координат аэродинамические коэффициенты обозначаются и называются:

$$c_{xa} = X_a / qS \text{ - коэффициент лобового сопротивления;}$$

$$c_{ya} = Y_a / qS \text{ - коэффициент аэродинамической подъемной силы;}$$

$$c_{za} = Z_a / qS \text{ - коэффициент аэродинамической боковой силы.}$$

В связанной системе координат аэродинамические коэффициенты обозначаются и называются:

$$c_x = X / qS \text{ - коэффициент аэродинамической продольной силы;}$$

$$c_y = Y / qS \text{ - коэффициент аэродинамической нормальной силы;}$$

$$c_z = Z / qS \text{ - коэффициент аэродинамической поперечной силы;}$$

$$m_x = M_x / qSl \text{ - коэффициент аэродинамического момента крена;}$$

$$m_y = M_y / qSl \text{ - коэффициент аэродинамического момента рыскания;}$$

$$m_z = M_z / qSb_A \text{ - коэффициент аэродинамического момента тангажа.}$$

К аэродинамическим коэффициентам часто относят безразмерную величину, определяемую по формуле $K = c_{ya} / c_{xa}$ и называемую **аэродинамическим качеством**. Сравнивая аэродинамическое качество различных ЛА можно сделать выводы об их аэродинамическом совершенстве.

Так как аэродинамические веса могут измерять силы и моменты только в одной системе координат, то для получения аэродинамических коэффициентов в другой системе координат требуется их пересчет. Наиболее часто используется пересчет коэффициентов аэродинамических сил из связанной системы в скоростную, осуществляемый по формулам:

$$c_{xa} = c_x \cos \alpha \cos \beta + c_y \sin \alpha \cos \beta - c_z \sin \beta;$$

$$c_{ya} = c_y \cos \alpha - c_x \sin \alpha;$$

$$c_{za} = c_z \cos \beta - c_y \sin \alpha \cos \beta - c_x \cos \alpha \cos \beta.$$

При проектировании и эксплуатации ЛА нужно знать совокупность аэродинамических коэффициентов для различных высот и скоростей его полета. Такая совокупность аэродинамических коэффициентов или других величин представляется в виде таблиц или графиков и используется под обобщенным названием – аэродинамические характеристики.

Аэродинамические характеристики

Аэродинамическими характеристиками ЛА называется описание его динамического (силового) взаимодействия с потоком воздуха, представленное в виде зависимостей аэродинамических коэффициентов от параметров, характеризующих форму ЛА и условия его обтекания.

Параметры формы ЛА - это его геометрические характеристики, а параметры, характеризующие условия обтекания - это углы атаки, скольжения, числа M , Re и т.д.

Наиболее часто аэродинамические характеристики представляются в виде графиков, иллюстрирующих функциональные связи аэродинамических коэффициентов в скоростной системе координат с углом атаки. Эти связи в общем случае имеют вид:

$$c_{ya} = f(\alpha), \quad (4.3)$$

$$c_{xa} = f(\alpha). \quad (4.4)$$

В аэродинамической практике принято с помощью зависимости (4.3) исключать угол атаки α в выражении (4.4). Полученное в этом случае выражение

$$c_{xa} = f(c_{ya}) \quad (4.5)$$

называют **полярой**. Зависимости (4.3) и (4.5) называют **основными** аэродинамическими характеристиками. Зависимость (4.3) характеризует несущие свойства ЛА, а зависимость (4.5) - его сопротивление. Вид этих зависимостей для самолета представлен на рис. 4.2.

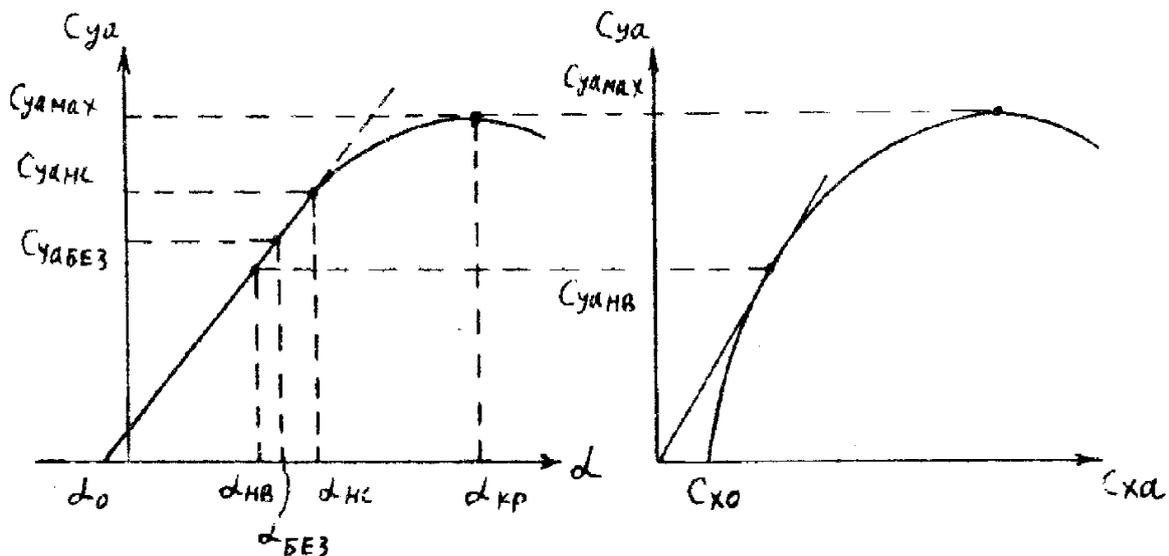


Рис. 4.2. Примеры основных аэродинамических характеристик

На графиках можно выделить следующие характерные точки и величины:

α_0 - угол атаки нулевой подъемной силы;

$\alpha_{нв}$ - наивыгоднейший угол атаки, соответствующий $C_{уанв}$;

$\alpha_{без}$ - безопасный угол атаки, соответствующий $C_{уа без}$;

$\alpha_{нс}$ - угол атаки начала срыва потока с крыла;

$\alpha_{кр}$ - критический угол атаки, соответствующий $C_{уа max}$;

$C_{ха0}$ - коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе;

$C_{уанв}$ - наивыгоднейший коэффициент подъемной силы, определяется в точке касания прямой, проведенной из начала координат к поляре и служит для определения максимального аэродинамического качества;

$C_{уа без}$ - безопасный коэффициент подъемной силы, определяется по условиям безопасности полетов из условия $V_{без} = V_c K_{зап}$, где V_c - скорость сваливания самолета;

$C_{уанс}$ - коэффициент подъемной силы начала срыва потока;

$C_{уа max}$ - максимальный коэффициент подъемной силы.

Итак, аэродинамические характеристики являются общепринятой формой представления подобного преобразования аэродинамических сил и моментов на всех режимах полета, позволяют определить конкретные силы и моменты, действующие на натуральный ЛА, и сделать выводы об его аэродинамическом совершенстве.

Перейдем теперь к проблеме количественного измерения аэродинамических сил и моментов в аэродинамических трубах, которая решается с помощью аэродинамических весов. Определение, описание, устройство и принцип работы механических весов приведены в лабораторной работе 3.

Рабочие формулы

Формулы для расчета газодинамических переменных воздуха и для расчета аэродинамических коэффициентов приведены в лабораторной работе 3.

Таблица 4.1

Аэродинамические характеристики модели самолета

Величины	Значения				
1. α					
2. n_y					
3. n_x					
4. Y_a					
5. X_a					
6. C_{ya}					
7. C_{xa}					
8. K					

Результаты измерений и расчетов необходимо занести в табл. 4.1. Образец таблицы приведен для случая механических весов. В случае использо-

вания тензовесов провести корректировку таблицы (изменение обозначения столбцов).

Выполнение эксперимента и получение результатов

Порядок проведения эксперимента

При проведении эксперимента необходим следующий порядок работы:

1. Ознакомиться со схемой и конструкцией весов и их установкой в аэродинамической трубе.
2. Закрепить на державке весов исследуемую модель.
3. Подготовить весы к работе. В случае механических весов с помощью контргрузов снять нагрузку с измерительных элементов и установить указатели на ноль.
4. Замерить барометрическое давление и температуру воздуха в лаборатории.
5. Запустить и вывести аэродинамическую трубу на заданный режим работы.
6. Измерить скорость воздушного потока.
7. Провести измерения сил и моментов в заданном диапазоне углов атаки.
8. Выключить аэродинамическую трубу.

Порядок обработки результатов эксперимента

1. Вычислить газодинамические переменные воздуха.
2. Вычислить числа Маха и Рейнольдса.
3. Вычислить силы и моменты, непосредственно полученные в эксперименте.
4. Вычислить аэродинамические коэффициенты.
5. При необходимости пересчитать аэродинамические коэффициенты в другую систему координат.
Построить графики зависимостей $c_{ya} = f(\alpha)$, $c_{xa} = f(\alpha)$, $c_{ya} = f(c_{xa})$, $K = f(\alpha)$, $K = f(c_{ya})$, $K = f(c_{xa})$ и т.п.
6. Первые три графика обязательно строятся в отдельных системах координат, остальные по указанию преподавателя могут совмещаться с первыми тремя или строиться отдельно.
7. Отметить и выписать значения характерных точек на графике.
8. Провести анализ результатов и сделать выводы об аэродинамическом совершенстве исследуемой модели.
9. Оформить отчет по лабораторной работе.

Оформление отчета

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

1. Титульный лист.
2. Тезисы теоретического материала: основные определения, понятия и формулы.

3. Рисунки схем механических весов и тензовесов.
4. Рабочие формулы, по которым проводятся расчеты.
5. Газодинамические параметры воздушного потока, числа Маха и Рейнольдса, константы.
6. Таблицу с экспериментальными и расчетными данными.
7. Графики основных и дополнительных характеристик.
8. Выводы.

Контрольные вопросы

1. В чем состоит суть весовых испытаний?
2. Что называется динамическим взаимодействием в аэромеханике?
3. Что называется аэродинамическими силами и моментами?
4. Какие системы координат применяются в экспериментальной аэродинамике?
5. Что называется скоростной системой координат?
6. Что называется связанной системой координат?
7. Что называется углом атаки?
8. Что называется углом скольжения?
9. Что называется аэродинамическими силами?
10. Как называются проекции сил и моментов в скоростной системе координат?
11. Как называются проекции сил и моментов в связанной системе координат?
12. Что называется аэродинамическими коэффициентами?
13. Как называются аэродинамические коэффициенты в скоростной и связанной системах координат?
14. Что называется аэродинамическими характеристиками?
15. Что называется аэродинамическими весами?
16. Какие функции выполняют аэродинамические весы?
17. От чего зависит число каналов измерения аэродинамических весов?
18. В какой системе координат в основном "работают" механические весы?
19. Как обеспечивается заданная система координат при использовании механических весов?
20. На каком принципе построены тензовесы?
21. В какой системе координат в основном "работают" тензовесы?
22. Как разделяются компоненты сил и моментов в тензовесах?
23. Какой вид течения имеет пограничный слой на поверхности модели?

Лабораторная работа №5

Испытание несущего винта вертолета при работе на месте

Цель работы

Определение аэродинамических характеристик несущего винта (НВ) вертолета при работе на месте (режим висения) путем весовых испытаний.

В результате выполнения лабораторной работы студенты на основе знаний теоретического материала, устройства лабораторных приборов и оборудования должны:

- уметь определять аэродинамические характеристики винта: коэффициент тяги, коэффициент мощности и относительный коэффициент полезного действия;
- уметь выводить необходимые теоретические и рабочие формулы.

Подготовка к лабораторной работе

На режиме висения **полетный коэффициент полезного действия** винта, определяемый формулой

$$\eta = \frac{\bar{\alpha}}{\beta} \lambda,$$

равен нулю (так как $\lambda = 0$) и не позволяет оценить совершенство винта. Для оценки винтов в этом случае используется так называемый **относительный коэффициент полезного действия** (КПД). Относительный КПД определяется отношением

$$\eta_0 = \frac{\text{минимально возможная потребная для висения мощность}}{\text{действительная потребная для висения мощность}} = \frac{N_i}{N}. \quad (5.1)$$

Минимально возможная потребная для висения мощность (в дальнейшем будем называть минимальной мощностью) - это теоретическая величина для гипотетического идеального винта, работающего в идеальной среде и развивающего заданную тягу T .

У идеального винта вся полученная от двигателей мощность превращается в работу по отбрасыванию воздуха и созданию силы тяги. У реального НВ существуют потери мощности на преодоление сопротивления вращению лопастей, закручивание струи, неравномерность распределения индуктивных скоростей и элементарных тяг по ометаемой винтом площади. Кроме того, в создании силы тяги участвует не вся ометаемая винтом площадь, так как корневые части лопастей не имеют несущей поверхности, а через концы лопастей воздух перетекает из области повышенного давления под винтом в область пониженного давления над ним.

Идеальный винт можно представить как активный диск, состоящий из бесконечно большого числа лопастей и равномерно воздействующий на обтекающий воздух в ометаемой площади.

При определении относительного КПД необходимо решить две проблемы. *Первая проблема* заключается в получении теоретической формулы для его определения. *Вторая проблема* заключается в измерении необходимых величин.

Вывод формулы для относительного КПД

В лабораторной работе относительный КПД несущего винта определяется по импульсной теории винта, разработанной в 1910 - 1913 гг. Н. Е. Жуковским и развитой его учениками Б. Н. Юрьевым и Г. Х. Сабининым. В этой теории аэродинамические силы, действующие на винт, и потребляемая им мощность определяются на основе применения общих теорем механики к воздушному потоку, обтекающему винт. Сам же воздушный поток представляется как трубка тока.

Использование идеального винта и идеальной среды позволяет сделать ряд упрощающих допущений:

- индуктивная скорость постоянна по ометаемой площади, что позволяет считать элементарные тяги равномерно распределенными по ометаемой площади;
- струя, отбрасываемая винтом, не смешивается с окружающим воздухом;
- отсутствуют потери мощности на профильное сопротивление, перетекание у концов и закручивание струи.

Опишем около центра НВ сферу достаточно большого радиуса (рис. 5.1). Вращающийся идеальный винт, лопасти которого установлены под некоторым углом к плоскости вращения, отбрасывает воздух, придавая его частицам определенные скорости. На место отброшенного воздуха из окружающего воздушного пространства подсасывается новый. Таким образом, перед винтом образуется зона подсосывания, за винтом - зона отбрасывания, и устанавливается воздушный поток через винт. Основные параметры этого воздушного потока — скорость и перепад давления воздуха в плоскости винта.

Скорость движения воздуха, создаваемая винтом и измеряемая в плоскости вращения винта, называется *индуктивной скоростью подсосывания* V_1 , определение которой составляет одну из основных задач импульсной теории. В соответствии с понятием идеального винта индуктивная скорость полагается постоянной по всему сметаемому винтом диску.

Отбрасывая воздух, винт изменяет его количество движения и кинетическую энергию, а сила реакции воздушной струи на это изменение представляет собой силу тяги винта.

Режим висения характеризуется тем, что воздух подсасывается к НВ со всех сторон, а за винтом образуется сужающаяся воздушная струя (рис. 5.1).

Рассмотрим три характерных сечения воздушной струи, перпендикулярные к оси НВ: далеко перед винтом (сечение 0), в плоскости вращения винта (сечение 1) и далеко за винтом (сечение 2). Скорость притекающего воздуха в сечении 0 пренебрежимо мала, а в сечении 1 представляет собой индуктивную скорость подсосывания V_1 , а в сечении 2 представляет собой *скорость отбрасывания* V_2 .

Скорости V_1 и V_2 не одинаковы, т.к. по мере удаления от плоскости вращения струя, отбрасываемая винтом, несколько сужается, и только на

весьма большом расстоянии от винта приобретает постоянное сечение и постоянную скорость V_2 .

Сечения а – а до винта и б – б после винта выделены для иллюстрации изменения скорости и перепада давления на НВ.

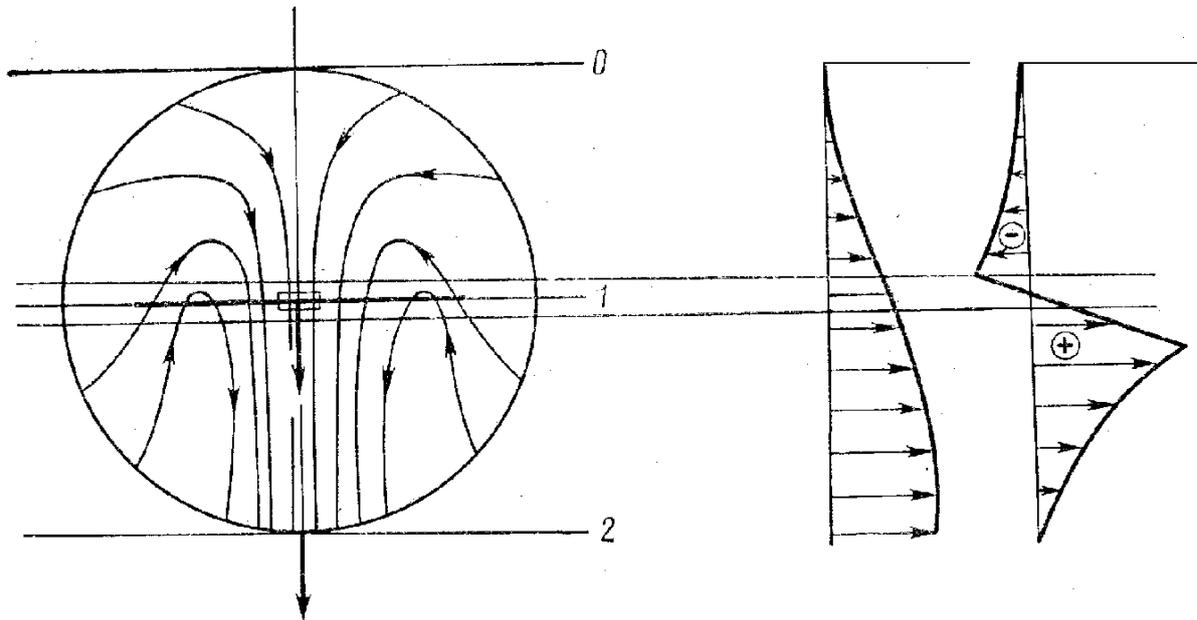


Рис. 5.1. Схема обтекания НВ на режиме висения и изменения гидродинамических параметров струи

Применим основные законы механики к воздушной струе, ограниченной указанной сферой.

Минимальная мощность определяется для сечения 1

$$N_i = T v_1. \quad (5.2)$$

В этом выражении нужно неизвестную скорость v_1 выразить через величины, которые можно определить в эксперименте.

Для этого воспользуемся теоремой о сохранении количества движения (теоремой импульсов), которая имеет следующую формулировку: изменение количества движения воздуха $m(v_2 - 0)$ равно секунднему импульсу силы $T \cdot 1$, приложенной к воздуху со стороны НВ

$$T \cdot 1 = m(v_2 - 0) = m v_2, \quad (5.3)$$

где $m = \rho F v_1$ - секундная масса воздуха, протекающая через винт;

F - ометаемая винтом площадь.

Далее изменение кинетической энергии секундной массы воздуха в выделенной сфере можно записать в следующем виде

$$\Delta E = \frac{m v_2^2}{2} = \frac{T v_2}{2}. \quad (5.4)$$

Так как выражение (6.2) представляет секундную работу, то, приравняв (5.2 и 5.4), получим

$$T v_1 = \frac{T v_2}{2}$$

или

$$v_2 = 2v_1, \quad (5.5)$$

т. е. скорость отбрасывания воздуха винтом в 2 раза больше скорости подсосывания в плоскости вращения винта.

Подставив выражение (5.5) в (5.2) и раскрыв m , получим

$$T = 2\rho F v_1^2. \quad (5.6)$$

Из полученного выражения можно выразить индуктивную скорость подсосывания

$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho F}}$$

и исключить ее из выражения минимальной мощности (5.2)

$$N_i = T \sqrt{\frac{T}{2\rho F}} = \sqrt{\frac{T^3}{2\rho F}}. \quad (5.7)$$

Таким образом, мы выразили индуктивную скорость подсосывания через величины, которые можно определить в эксперименте.

Подставив (5.7) в (5.1) и учитывая формулы подобия для коэффициента тяги

$$\bar{\alpha} = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (5.8)$$

и для коэффициента действительной потребной мощности

$$\bar{\beta} = \frac{N}{\rho n^3 D^5}, \quad (5.9)$$

получим формулу для относительного КПД

$$\eta_o = \frac{N_i}{N} = \frac{\sqrt{T^3 / (2\rho F)}}{N} = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{\bar{\alpha}^{3/2}}{\bar{\beta}}. \quad (5.10)$$

Винтовой прибор

Из формул (5.8, 5.9 и 5.10) видно, что для определения относительного КПД, в эксперименте нужно получить две величины: тягу винта и мощность, затраченную на вращение винта. Если тягу винта (как силу) можно измерить, то мощность измерить непосредственно нельзя, ее можно получить только расчетным путем. Однако при вращательном движении мощность можно определить по формуле

$$N = M\omega, \quad (5.11)$$

где M - крутящий момент, а ω - угловая скорость.

Угловая скорость связана с числом оборотов винта в одну секунду n формулой

$$\omega = 2\pi n. \quad (5.12)$$

Таким образом, вместо мощности нужно измерить крутящий момент на винте и число оборотов в секунду, что технически выполнимо. Для измерения силы тяги и потребного крутящего момента несущего винта вертолета при работе на месте используется винтовой прибор, называемый моторвесами. Одна из схем моторвесов показана на рис. 5.2.

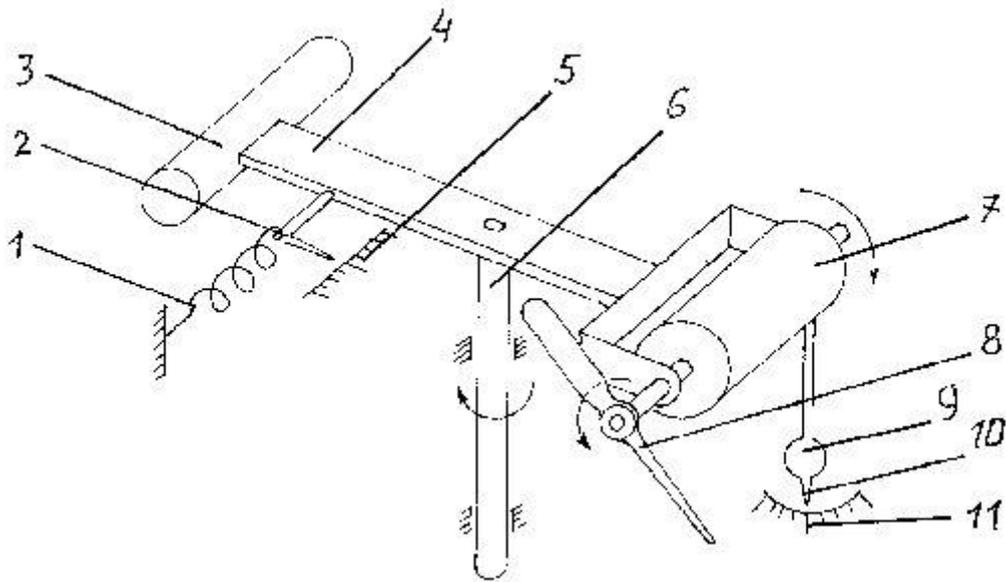


Рис. 5.2. Схема моторвесов

Моторвесы состоят из горизонтального коромысла 4, которое вращается в подшипнике вертикальной стойки 6. На одном конце коромысла закреплен подвижно электродвигатель 8 таким образом, что его корпус может вращаться относительно вала, на другом конце - закреплен груз-противовес 3. Положение коромысла и корпуса электродвигателя отмечается стрелочными указателями. Исследуемая модель НВ 8 укрепляется на валу электродвигателя. При вращении винта возникающая сила тяги будет создавать момент, и вращать коромысло вокруг вертикальной стойки, т.е. смещать его от исходного положения до тех пор, пока этот момент не уравнивается моментом от противодействующей пружины 1. При этом стрелка 2 на шкале 5 укажет величину силы тяги.

Возникающий при этом крутящий момент равный моменту сопротивления винта от аэродинамических сил, действующих на его лопасти, будет передаваться через магнитное поле электродвигателя от якоря к статору, т.е. вращать его корпус в сторону противоположную вращению винта. Это вращение будет продолжаться до тех пор, пока крутящий момент не уравнивается моментом от груза 9. При этом стрелка 10 на шкале 11 укажет величину крутящего момента. Цена деления на шкалах 5 и 11 определяется предварительным тарированием.

Число оборотов определяется с помощью частотомера. Импульсы напряжения на частотомер подаются с фоторезистора. Сам фоторезистор установлен вблизи плоскости вращения винта, чтобы его освещение прерывалось лопастями винта.

Рабочие формулы

Полученные выше теоретические формулы не очень удобны для обработки систематических результатов эксперимента. Поэтому из них выводятся рабочие формулы, которые более удобны в расчетах.

Рассмотрим формулу для коэффициента тяги (5.8) и выделим в ней постоянную составляющую

$$\bar{\alpha} = \frac{T}{\rho n^2 D^4} = \frac{1}{\rho D^4} \cdot \frac{T}{n^2} = \text{Const}_1 \cdot \frac{T}{n^2},$$

где $\text{Const}_1 = \frac{1}{\rho D^4}$.

Переменная составляющая в этой формуле представляет собой тангенс угла наклона φ_1 линейной зависимости $T = f(n^2)$ (рис. 5.3).

Таким образом, если полученные в эксперименте точки нанести на график и провести усредняющую прямую линию из начала координат, то тангенс угла ее наклона позволит определить коэффициент тяги винта. Аналогичный подход применим и к коэффициенту мощности (рис. 5.4).

Окончательно рабочие формулы примут вид:

$$\bar{\alpha} = \text{Const}_1 \cdot \frac{T}{n^2}, \text{ где } \text{Const}_1 = \frac{1}{\rho D^4},$$

$$\bar{\beta} = \text{Const}_2 \cdot \frac{M}{n^2}, \text{ где } \text{Const}_2 = \frac{2\pi}{\rho D^5},$$

$$\eta_o = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{\bar{\alpha}^{3/2}}{\bar{\beta}}.$$

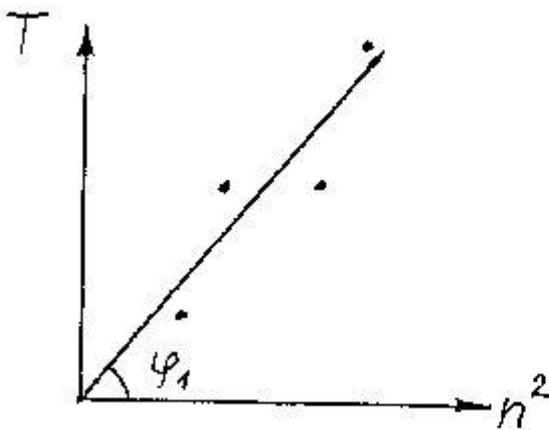


Рис. 5.3. График к определению коэффициента тяги

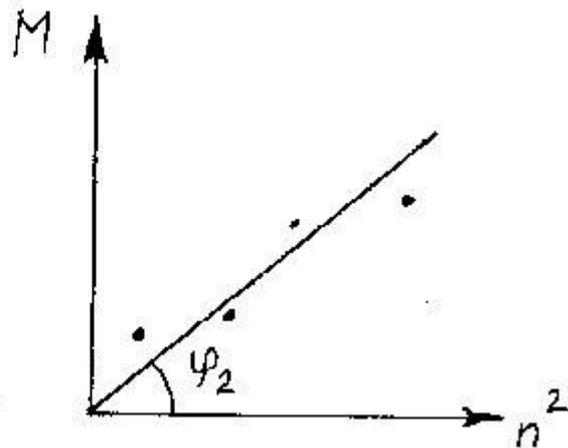


Рис. 5.4. График к определению коэффициента мощности

Выполнение эксперимента и получение результатов

Порядок проведения эксперимента

При проведении эксперимента необходим следующий порядок работы:

1. Ознакомиться со схемой и конструкцией моторвесов в аэродинамической лаборатории.
2. Замерить барометрическое давление и температуру воздуха в лаборатории.
3. Замерить диаметр исследуемого НВ.
4. Установить НВ на вал электродвигателя.

5. Отметить исходное положение коромысла и корпуса электродвигателя.
6. Установить заданное число оборотов вращения НВ.
7. Когда моторвесы уравновесятся, снять со шкал значения силы тяги и крутящего момента.
8. Записать полученные значения в табл. 5.1.
9. Провести аналогично пять–шесть замеров при других числах оборотов НВ.

Таблица 5.1

Результаты измерения характеристик НВ на моторвесках

№	1	2	3	4	5	6
T						
M						
n						
n^2						

Порядок обработки результатов эксперимента

1. Вычислить газодинамические переменные воздуха.
2. Вычислить числа Маха и Рейнольдса.
3. Вычислить требуемые константы.
4. Построить графики зависимостей $T = f(n^2)$ и $M = f(n^2)$.
5. На графиках из начала координат провести усредняющие прямые.
6. Вычислить тангенсы углов наклона прямых, то есть отношения T / n^2 и M / n^2 при одном любом выбранном значении n^2 .
7. Вычислить коэффициенты тяги и мощности, а также относительный КПД НВ.
8. Провести анализ результатов и сделать выводы об аэродинамическом совершенстве исследуемого НВ.
9. Оформить отчет по лабораторной работе.

Оформление отчета

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

1. Титульный лист.
2. Тезисы теоретического материала: основные определения, понятия и формулы.
3. Рисунки схем обтекания НВ и моторвесов.
4. Рабочие формулы, по которым проводятся расчеты.
5. Расчетные или измеренные не изменяющиеся в процессе эксперимента газодинамические параметры воздушного потока, числа Маха и Рейнольдса.
6. Таблицу с экспериментальными и расчетными данными.
7. Графики.
8. Расчетные значения коэффициентов тяги и мощности, а также относительный КПД НВ.
9. Выводы.

Контрольные вопросы

1. Что называется шагом винта?
2. Что называется коэффициентом тяги винта?
3. Что называется коэффициентом мощности винта?
4. Почему для режима висения вертолета нельзя применять КПД самолетных винтов?
5. Что называется относительным КПД несущего винта?
6. Что понимается под минимальной мощностью?
7. Какие допущения принимаются при определении относительного КПД винта?
8. Какова связь между мощностью и крутящим моментом?
9. По какой формуле определяется относительный КПД винта?
10. По какой формуле определяется минимальная мощность для висения?
11. Какой вид имеет выражение для теоремы импульсов для силы тяги несущего винта в сечении где скорость струи установилась?
12. Какова связь между секундной работой силы тяги и секундной кинетической энергией струи в сечении где скорость струи установилась?
13. Каково соотношение между скоростью отбрасывания и скоростью подсасывания в струе?
14. По какой формуле можно определить секундный расход воздуха через плоскость ометаемую винтом?
15. Каким образом можно получить формулу для силы тяги винта, в которой вместо скорости отбрасывания используется скорость подсасывания, и используется ометаемая площадь?
16. Каким образом из выражения для минимальной мощности можно исключить скорость подсасывания?
17. Каким образом, используя коэффициенты тяги и мощности получить формулу для относительного КПД винта?
18. Какие величины необходимо измерить в эксперименте, чтобы определить относительный КПД винта?
19. Какой вид имеют зависимости $T = f(n^2)$ и $M = f(n^2)$?

ЛИТЕРАТУРА

1. Гарбузов В.М., Ермаков А.Л., Кубланов М.С. и др. Аэромеханика: учебник для вузов. - М.: Транспорт, 2000.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение 1

Схема № 1

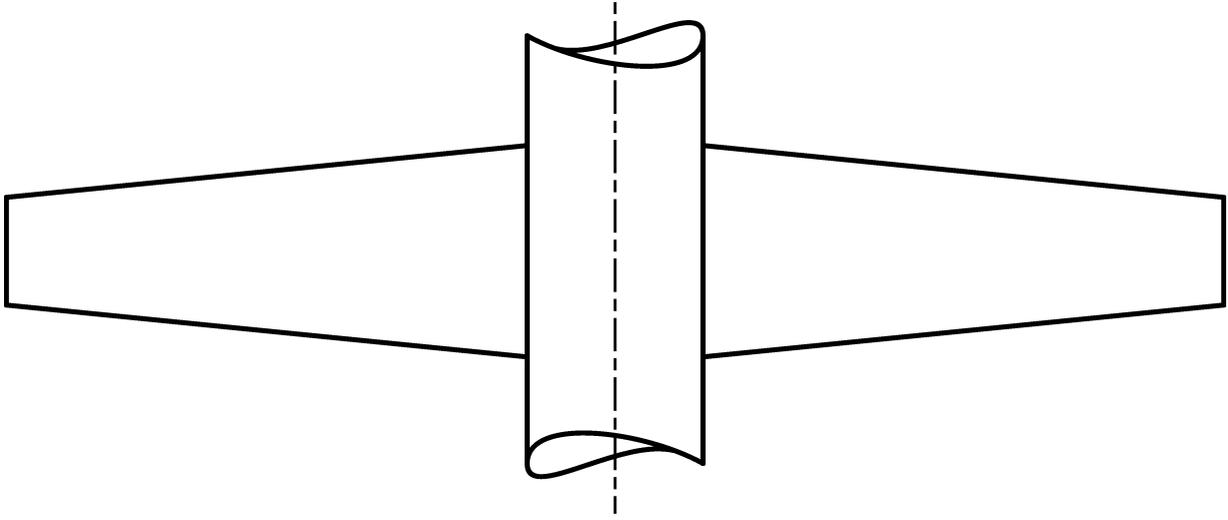


Схема № 2

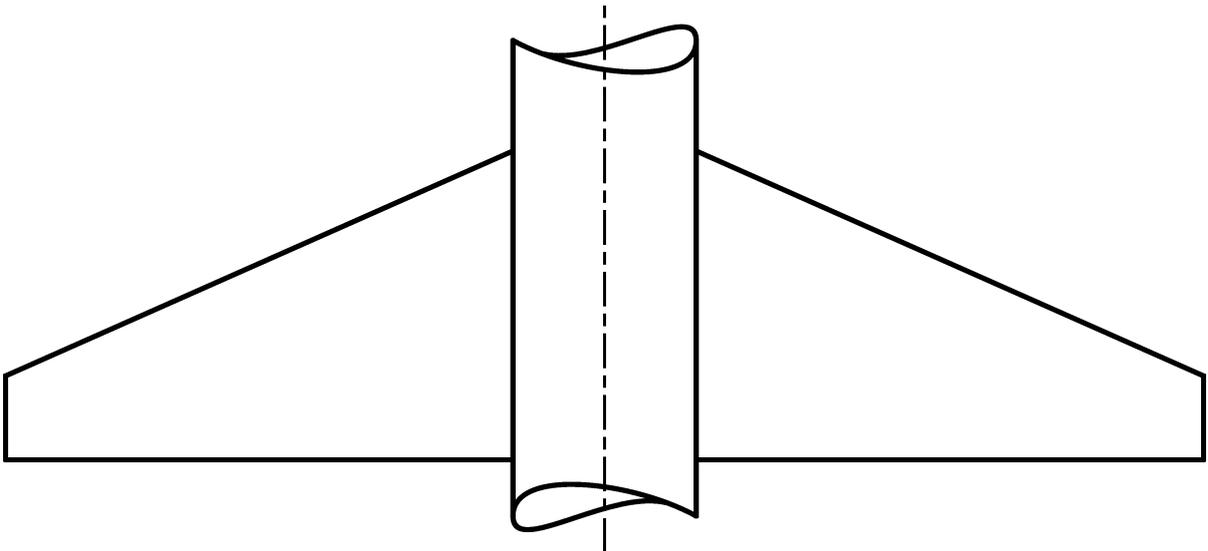
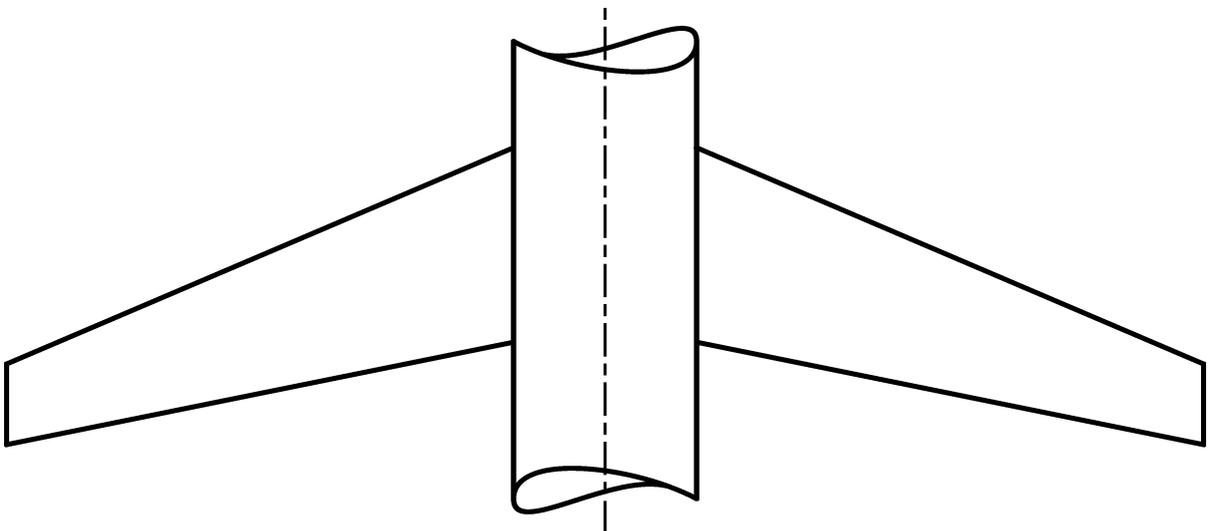


Схема № 3



Профиль НАСА 2213			Профиль НАСА 2315		
Угол атаки α	C_y	C_x	Угол атаки α	C_y	C_x
-4	-0,181	0,0120	-4	-0,19	0,013
-2	-0,012	0,0090	-2	-0,01	0,010
0	0,136	0,0091	0	0,13	0,011
2	0,298	0,0142	2	0,30	0,014
4	0,44	0,0204	4	0,42	0,020
6	0,597	0,0300	6	0,58	0,030
8	0,740	0,0420	8	0,72	0,040
10	0,890	0,0560	10	0,86	0,054
12	1,030	0,0731	12	1,15	0,090
16	1,313	0,1145	16	1,44	0,134
18	1,460	0,1410	18	1,53	0,162
20	1,554	0,1710	20	1,54	0,177
22	1,410	0,2460	22	1,44	0,230
Профиль НАСА 0009			Профиль НАСА 2315		
Угол атаки α	C_y	C_x	Угол атаки α	C_y	C_x
-6	-0,45	0,020	-12	-0,572	0,0948
-4	-0,30	0,014	-8	-0,388	0,0254
-2	-0,16	0,0085	-2	0,000	0,0116
0	0,00	0,0064	0	0,130	0,0126
2	0,16	0,0085	2	0,266	0,0162
4	0,30	0,014	4	0,400	0,0226
6	0,45	0,020	8	0,656	0,0428
8	0,60	0,032	10	0,792	0,0592
10	0,74	0,042	12	0,924	0,0768
12	1,05	0,077	16	1,166	0,1176
16	1,09	0,098	18	1,258	0,1462
18	1,030	0,140	20	1,280	0,1800
20	1,17	0,165	22	1,240	0,2386