

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Д.В. НАЗАРОВ, А.Н. НИКИТИН, Е.В. ТАРАСОВА

# ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ АЭРОДИНАМИКА

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основным образовательным программам высшего образования по направлениям подготовки 24.03.04 Авиастроение, 25.03.01 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей и специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение

САМАРА  
Издательство Самарского университета  
2020

УДК 533.6(075)

ББК 22.253.3я3

Н192

Рецензенты: д-р техн. наук Б. Ю. З а н и н,  
канд. техн. наук, доц. А. А. Д и д е н к о

***Назаров, Дмитрий Валентинович***

Н192 **Экспериментальная аэродинамика**: учебное пособие /  
*Д.В. Назаров, А.Н. Никитин, Е.В. Тарасова.* – Самара: Издательство  
Самарского университета, 2020. – 176 с.

**ISBN 978-5-7883-1497-6**

Представлены вопросы, связанные с экспериментальными исследованиями в области аэродинамики. Даны основы теории подобия, описаны экспериментальные методики и средства измерения, методы определения погрешности и обработки результатов измерений. Приводятся теоретические материалы, касающиеся лабораторного практикума, входящего в программу дисциплины «Аэродинамика».

Составлено на основе большого количества публикаций, монографий и учебников, опубликованных за последние десятилетия. Список работ приведен в конце текста. Кроме того, включены собственные результаты авторов, полученные в Самарском университете.

Предназначено для обучающихся по основным образовательным программам высшего образования по направлениям подготовки 24.03.04 Авиастроение, 25.03.01 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей и специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

УДК 533.6(075)

ББК 22.253.3я3

ISBN 978-5-7883-1497-6

© Самарский университет, 2020

# ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение .....	5
<b>1. Основы моделирования в экспериментальной аэродинамике .....</b>	<b>6</b>
1.1. Критерии подобия .....	8
1.2. Условия подобия сил давления в сжимаемой жидкости и сил инерции. Число М.....	10
1.3. Условия подобия сил трения при ламинарном течении и сил инерции. Число Рейнольдса.....	12
<b>2. Системы координат летательного аппарата .....</b>	<b>16</b>
<b>3. Аэродинамические коэффициенты .....</b>	<b>18</b>
<b>4. Аэродинамические трубы .....</b>	<b>23</b>
4.1. Классификация труб и основные требования, предъявляемые к трубам .....	23
4.2. Элементы конструкции трубы малых дозвуковых скоростей. Принципы их устройства и работы.....	25
<b>5. Измерение параметров потока в аэродинамических трубах .....</b>	<b>32</b>
5.1. Методы измерений давлений .....	32
5.1.1. Воздухоприемные трубки .....	32
5.1.2. Манометры .....	38
5.2. Измерение скорости потока и ее направления .....	46
5.3. Методы измерений аэродинамических сил и моментов.....	51
5.3.1. Принцип работы внутримодельных аэродинамических весов тензометрического типа .....	52
5.3.2. Принципы устройства тензометрических весов .....	55
5.4. Методы визуализации течений .....	58
5.4.1. Метод шелковинок.....	59
5.4.2. Теневые методы исследования потоков.....	63
<b>6. Определение погрешности измерений .....</b>	<b>71</b>
6.1. Статистическая обработка группы результатов равноточных наблюдений .....	73
6.1.1. Порядок обработки результатов измерений.....	73
6.1.2. Результат измерения и оценка его среднего квадратического отклонения.....	75
6.1.3. Определение доверительных границ случайной погрешности результата измерения .....	76

6.1.4. Доверительные границы неисключенной систематической погрешности результата измерения .....	78
6.1.5. Определение доверительной границы погрешности результата измерения.....	80
6.2. Обработка результатов косвенных и совокупных измерений..	81
<b>7. Особенности экспериментальной аэродинамики применительно к исследованиям, проводимым в аэродинамической трубе ТЗ Самарского университета .....</b>	<b>83</b>
7.1. Описание оборудования, методики проведения эксперимента и обработки результатов.....	83
7.1.1. Аэродинамическая труба Т-3 Самарского университета .....	83
7.1.2. Системы координат .....	85
7.1.3. Подготовка к проведению испытаний .....	86
7.1.4. Порядок проведения испытаний.....	87
7.1.5. Обработка результатов испытаний.....	87
7.1.6. Порядок оформления отчета по лабораторной работы .....	90
7.2. Исследование поляры самолета при весовых испытаниях в аэродинамической трубе .....	91
7.3. Исследование влияния формы крыла в плане на его аэродинамические характеристики. ....	102
7.3.1. Влияние удлинения.....	103
7.3.2. Влияние стреловидности.....	105
7.3.3. Влияние наплыва. ....	112
7.4. Влияние механизации задней кромки крыла на его аэродинамические характеристики .....	119
7.5. Моментная характеристика летательного аппарата .....	128
7.6. Исследование влияние близости опорной поверхности на аэродинамические характеристики крыла .....	141
7.7. Исследование распределения давления по поверхности тела вращения.....	156
<b>Список литературы .....</b>	<b>173</b>

## ВВЕДЕНИЕ

Основная цель аэродинамики – определение сил и моментов, действующих на тело в потоке воздуха. Для решения вопросов, связанных с определением этих сил и моментов, в аэродинамике применяются различные методы. Бурное развитие вычислительной техники в последние десятилетия открыло новые возможности для решения численными методами задач обтекания тела потоком воздуха. Уже сейчас существуют программные пакеты, позволяющие моделировать практически любые течения. Однако достоверность результатов, получаемых численными методами, всегда вызывает сомнения. Дело так обстоит не только из-за сложности изучаемого явления, но и потому, что теория имеет дело не с самим явлением, а с его так называемой математической моделью. Поэтому результаты теоретического решения задач аэродинамики всегда требуют сопоставления с результатами экспериментальных исследований. Кроме того, численные методы требуют значительных вычислительных мощностей, что также может вызывать затруднения при их использовании.

Таким образом, эксперимент продолжает играть важную роль при решении задач современной аэродинамики. В отличие от теоретических методов экспериментальная аэродинамика имеет дело не с математической моделью, а, как правило, с реальным явлением, во всей его сложности и многогранности.

Цель данного учебного пособия – обучение специалистов навыкам проведения экспериментальных исследований в области аэродинамики с применением современных методов. Кроме того, в пособии приведены теоретические материалы по темам лабораторных работ, проводимых в рамках изучения курса «Аэродинамика».

## 1. ОСНОВЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ В ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКЕ

Аэродинамический эксперимент – это совокупность мероприятий и методов, реализующих моделирование течений воздуха и его взаимодействия с исследуемым объектом с целью их изучения с использованием экспериментальных установок и стендов или в условиях реального полёта. Экспериментальные методы исследования применяются при решении различных задач аэродинамики самолётов и других летательных аппаратов.

В силу несовершенства математических моделей явлений (по причине их физической сложности) теоретические методы решения задач аэродинамики не всегда позволяют получить достоверные результаты по всем интересующим вопросам. Поэтому эксперимент, при соблюдении требований теории подобия, является наиболее надёжным средством определения аэродинамических характеристик летательного аппарата. В соответствии с принципом обратимости, аэродинамический эксперимент делят на две группы.

К *первой группе* относят исследования, в которых движется исследуемый объект, а воздушная среда неподвижна. К таким экспериментам относят лётные и баллистические испытания, а также испытания с использованием ротативных машин или реактивных тележек.

Ротативные машины представляют собой установку, в которой модель вращается по кругу. Эти установки позволяют с высокой точностью измерить скорость модели, что может быть использовано при тарировке различных датчиков. К недостаткам ротативных машин относят необходимость учёта влияния на исследуемые модели центробежных сил и аэродинамического следа, оставляемого моделью, кроме того получить значительные числа Маха  $M$  на ротативных машинах невозможно.

Баллистические и аэробаллистические установки фактически представляют собой катапульты. Модели выстреливаются в баллистических катапультах в неподвижный воздух, а в аэробаллистических – навстречу струе, создаваемой аэродинамической трубой. Модели, исследуемые на таких установках, как правило, имеют небольшие размеры и упрощенную форму. В аэробаллистических катапультах можно получить большие числа Маха  $M$  и Рейнольдса  $Re$  и высокие температуры торможения.

Натурные испытания дают самые точные результаты, однако проводятся только на последнем этапе создания летательного аппарата по причине высокой степени риска для пилота и самого экспериментального летательного аппарата.

Ко *второй группе* исследований относят эксперименты, в которых движется воздушная среда, а исследуемый объект неподвижен. Такие исследования, как правило, проводят в аэродинамических трубах. Выбор того или иного типа эксперимента в каждом конкретном случае зависит от решаемой задачи.

В аэродинамических трубах могут проводиться различные виды экспериментов. Широко применяется метод определения суммарных аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов или их элементов (управляющие и стабилизирующие несущие поверхности, различные подвески, надстройки и т.д.) с помощью аэродинамических или специальных тензометрических весов. С помощью измерения распределений давления по поверхности модели могут быть определены как суммарные, так и распределенные характеристики летательных аппаратов и их частей. Отдельным видом исследований можно выделить определение характеристик воздушных винтов и каналов реактивных двигателей. Также для исследования течений, как на поверхности тел, так и в неограниченных потоках применяется различные методики визуализации.

## 1.1. Критерии подобия

Как уже отмечалось, при определении аэродинамических характеристик летательных аппаратов экспериментальными методами, редко удаётся использовать натурное изделие из-за его больших размеров, поэтому обычно используют масштабную модель изделия с меньшими размерами. Как следствие, возникает вопрос о возможности переноса полученных результатов эксперимента на реальное изделие. Для ответа на этот вопрос существует теория размерности и подобия, которая определяет условия, которые необходимо соблюдать в опытах с моделями. Кроме того, теория подобия выделяет характерные параметры, определяющие режимы обтекания.

Считают, что физические процессы подобны, если соблюдается геометрическое подобие систем, в которых они протекают, и в сходных точках пространства в сходственные моменты времени все размерные параметры, которые имеют одинаковый физический смысл и размерность, подобны. Это означает, что для подобных явлений однородные параметры для одного процесса могут быть получены из параметров другого процесса умножением на одни и те же масштабные коэффициенты.

Обычно рассматривают три составляющих аэродинамического подобия в эксперименте:

– *геометрическое* подобие двух тел обеспечивается, когда и модель, и натуральный объект одинаково ориентированы в пространстве относительно потока, и когда размеры модели определяются по сходственным размерам натурального объекта простым умножением на постоянный множитель (константу подобия) [1]. В аэромеханике, при рассмотрении течений жидкости по трубопроводам (руслам, каналам), под геометрическим подобием понимают подобие поверхностей, ограничивающих потоки. При этом требуется соблюдение геометрического подобия не только рассматриваемого



участка русла (трубопровода), но и участков, расположенных непосредственно перед и за исследуемым. То есть моделируют всю протяженность канала, которая влияет на характер течения в рассматриваемом участке (рис. 1);

– *кинематическое* подобие обеспечивается, если в геометрически подобных потоках их скорости в сходственных точках потока в сходственные моменты времени пропорциональны;

– *динамическое* подобие может быть обеспечено, если силы, действующие на сходственные элементы геометрически подобных тел при их обтекании кинематически подобными потоками пропорциональны.



Рис. 1. Подобные потоки

Понятно, что в потоке может одновременно действовать множество сил различной природы, а следовательно, условий подобия может быть несколько. Это означает, что для каждой пары разнородных сил может быть записано свое условие динамического подобия. Эти условия называют условиями частичного подобия. Если одновременно выполняются все условия подобия, то имеет место полное динамическое подобие.

Часто в аэродинамических экспериментах приходится ограничиваться частичным динамическим подобием, что связано со сложностью моделирования реальных условий полета. В таких случаях проводят предварительный анализ процесса обтекания и выделяют физические факторы, которые оказывают наибольшее влияние на процесс. Такими факторами могут быть вязкость, сжимаемость, плотность среды и т.п. Тогда, пренебрегая влиянием ос-

тальных факторов, рассматривают подобие только по выбранным доминирующим признакам. Такое подобие и называют частичным.

Динамическое подобие характеризуется величинами, которые называются критериями подобия.

*Критерием подобия* называется безразмерная величина, равенство которой для обтекания модели и натурального объекта обеспечивает частичное динамическое подобие потоков при условии преобладания данного фактора для рассматриваемого явления.

Из определения понятно, что, для обеспечения возможности переноса результатов исследования на натуральный объект, критерии подобия для модельного и натурального процессов должны быть равны.

## **1.2. Условия подобия сил давления в сжимаемой жидкости и сил инерции. Число М**

Если сжимаемая среда – идеальна, а тепловой процесс – адиабатический, то, пренебрегая силой тяжести, можно [2], записать уравнение энергии в виде:

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{\kappa}{\kappa - 1} \frac{p_1}{\rho_1} = \frac{v_2^2}{2} + \frac{\kappa}{\kappa - 1} \frac{p_2}{\rho_2},$$

где  $v_1$  и  $v_2$ ,  $p_1$  и  $p_2$ ,  $\rho_1$  и  $\rho_2$  – соответственно скорость, давление и плотность в сечениях 1 и 2. Здесь соотношение  $\frac{v_2^2 - v_1^2}{2}$  характеризует изменение удельной кинетической энергии потока, а разность  $\frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1}$  пропорциональна изменению удельной потенциальной энергии, приходящейся на единицу массы газа. Для двух подобных потоков газа, параметры которых отмечены индексами 1 и 2 соответственно, на сходственных участках траектории должны быть равны отношения:

$$\left( \frac{v_2^2 - v_1^2}{\frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1}} \right)_1 = \left( \frac{v_2^2 - v_1^2}{\frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1}} \right)_2.$$

Перейдем от характерных величин для данной точки к характерным величинам для всего потока в целом. Тогда, при кинематическом подобии потоков, разность  $(v_2^2 - v_1^2)$  должна быть пропорциональна  $V_\infty^2$ , а, учитывая подобие полей давлений и плотностей, разность  $\left( \frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1} \right)$  будет пропорциональна  $\frac{p_\infty}{\rho_\infty}$ , причем коэффициенты пропорциональности должны быть одинаковыми для сходственных участков траекторий. Сократив эти коэффициенты в обеих частях последнего равенства, получим соотношение:

$$\left( \frac{V_\infty^2}{p_\infty/\rho_\infty} \right)_1 = \left( \frac{V_\infty^2}{p_\infty/\rho_\infty} \right)_2.$$

Учитывая, что скорость звука может быть определена соотношением  $a_\infty = \sqrt{\kappa \frac{p_\infty}{\rho_\infty}}$  и, полагая показатель адиабаты  $\kappa$  одинаковым для среды 1 и среды 2, получим следующее условие подобия сил давления и сил инерции в сжимаемой среде:

$$\left( \frac{V_\infty}{a_\infty} \right)_1 = \left( \frac{V_\infty}{a_\infty} \right)_2.$$

Отношение  $\left( \frac{V_\infty}{a_\infty} \right)$  обозначается буквой  $M_\infty$  и называется числом Маха набегающего потока, следовательно,  $M_{\infty 1} = M_{\infty 2}$ .

*Учитывая, что скорость звука характеризует сжимаемость вещества (или среды), число Маха  $M_\infty$  является характеристикой сжимаемости потока газа (движущейся среды).*

### 1.3. Условия подобия сил трения при ламинарном течении и сил инерции. Число Рейнольдса

В случае динамически подобных потоков отношение работы сил трения к работе инерционных сил для сходственных участков струек переменного сечения должно быть одинаковым, то есть:

$$\left( \frac{\int_1^2 k ds}{v_2^2 - v_1^2} \right)_1 = \left( \frac{\int_2^1 k ds}{v_2^2 - v_1^2} \right)_2,$$

где  $k$  – удельная сила трения, которая пропорциональна напряжению  $\tau$  и обратно пропорциональна плотности  $\rho$ . Значит, работа этой силы будет пропорциональна величине  $\tau/\rho$  на любом участке течения.

Так как в кинематически подобных потоках при соблюдении геометрического подобия струек все коэффициенты пропорциональности должны быть одинаковы для сходственных точек обоих потоков, то, сокращая коэффициенты пропорциональности, получим

$$\left( \frac{\tau}{\rho v^2} \right)_1 = \left( \frac{\tau}{\rho v^2} \right)_2.$$

Как видно из полученного соотношения, подобие сил трения и сил инерции для двух потоков сводится к постоянству коэффициента трения в этих потоках. Если применить закон Ньютона, то значение напряжения трения для ламинарного течения можно записать в виде:  $\tau = \mu \frac{\partial v}{\partial n}$ , и, переходя к кинематической вязкости через выражение  $\mu/\rho = \nu$ , получим следующее соотношение для подобных потоков:

$$\left( \frac{v}{v^2} \frac{\partial v}{\partial n} \right)_1 = \left( \frac{v}{v^2} \frac{\partial v}{\partial n} \right)_2.$$

Возьмем за характерные параметры скорость невозмущенного потока  $V = V_\infty$  и некоторый характерный размер  $L$ , тогда

$$\left( \frac{v}{v^2} \frac{\partial v}{\partial n} \right)_1 = \frac{V_2}{v^2} \frac{v}{VL} \frac{\partial \left( \frac{v}{V} \right)}{\partial \left( \frac{n}{L} \right)}.$$

Для геометрического и кинематического подобия потоков  $\frac{n}{L}$  и  $\frac{v}{V}$  есть одинаковые величины в сходственных точках этих потоков и, следовательно, величины производной  $\partial \left( \frac{v}{V} \right) / \partial \left( \frac{n}{L} \right)$

также будут равными в этих точках. Как видно из последнего выражения, коэффициенты трения в обоих потоках будут одинаковыми, если величина  $\frac{v}{VL}$  или обратная ей  $\frac{VL}{v}$  будет иметь одинаковое значение в обоих потоках, т.е. если

$$\left( \frac{VL}{v} \right)_1 = \left( \frac{VL}{v} \right)_2.$$

*Это безразмерное выражение называется критерием Рейнольдса  $Re = VL/v$ , а условие, характеризующее подобие для сил трения и сил инерции, называется условием Рейнольдса.*

Таким образом, число Рейнольдса  $Re$  характеризует собой соотношение сил инерции и сил вязкости (трения), а для обеспечения подобия потоков по соотношению этих сил числа Рейнольдса для потоков должны быть равны, т.е.  $Re_1 = Re_2$ . Соответственно, если числа Рейнольдса не равны для модели и природы, то

подобие потоков, с точки зрения соотношения сил инерции и вязкости, не соблюдается.

Кроме числа Маха и числа Рейнольдса в аэромеханике используются и другие критерии подобия [1]:

– число Эйлера  $Eu = \frac{\Delta P}{\rho V^2}$  – величина, характеризующая

соотношение сил давления и сил инерции;

– число Фруда  $Fr = \frac{V^2}{gL}$  – характеризует соотношение силы

инерции и силы тяжести, приобретает значение только для тяжелых жидкостей;

– число Струхала  $Sh = \frac{Vt}{L}$  – величина, учитываемая при

изучении нестационарных процессов (критерий гомохронности);

– число Коши  $C = \frac{\rho V^2}{E}$  (где  $E$  – модуль Юнга) – величина,

пропорциональная отношению аэродинамических сил и сил упругости.

Для тепловых процессов также добавляются критерии подобия:

– число Нуссельта  $Nu = \frac{\alpha L}{\lambda}$  (где  $\alpha$  – коэффициент тепло-

отдачи,  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности) – величина, характеризующая соотношение между интенсивностью теплообмена за счет конвекции и теплопроводности, например, при анализе аэродинамического нагрева;

– число Прандтля  $Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda}$  (где  $C_p$  – удельная изобарная

теплоемкость) – величина, характеризующая отношение количества тепла, выделившегося в результате вязкого трения, к количеству тепла, отведенному в результате теплопроводности.

Для каждой пары разнородных сил, определяющих исследуемое явление, записывают свое условие подобия. Так как в потоке действуют силы, имеющие разную природу (давления, трения, тяжести, инерции и др.), то и условий частичного подобия для каждого конкретного случая может быть записано несколько. При выполнении всех частичных условий подобия говорят о полном динамическом подобии процессов. Однако подобие по всем параметрам при испытании уменьшенных моделей практически невозможно, поскольку для реализации натуральных чисел  $Re$  требуются аэродинамические трубы с большими размерами или с большими давлениями.

## 2. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Как в экспериментальных исследованиях, так и при аэродинамических расчетах обычно используют (в соответствии с ГОСТ 20058-80) одну из двух систем координат: скоростную или связанную. Обе системы являются «правыми». Это означает, что для наблюдателя, смотрящего из положительного направления оси  $OZ$  на плоскость  $XOY$  кратчайшим направлением поворота положительной полуоси  $OX$  в положение положительной полуоси  $OY$  является направление против часовой стрелки. Начала координат этих систем совпадают и обычно эту точку помещают в центр масс летательного аппарата.

Для скоростной системы координат  $OX_aY_aZ_a$  направление оси  $OX_a$  совпадает с направлением скорости летательного аппарата  $\vec{V}$ , эту ось называют *скоростной осью*. *Ось подъемной силы*  $OY_a$  лежит в базовой плоскости самолета и направлена перпендикулярно оси  $OX_a$  к верхней части летательного аппарата. Под *базовой плоскостью самолёта* понимают плоскость, относительно которой большинство элементов самолёта расположено симметрично слева и справа от неё. *Боковая ось*  $OZ_a$  скоростной системы координат направлена в сторону правой консоли крыла летательного аппарата (рис. 2).

Ось  $OX$  связанной системы координат  $OXYZ$  жестко связана с продольной осью летательного аппарата (отсюда ее название) (рис. 3), или с центральной хордой крыла (при рассмотрении изолированного крыла). Направлена ось  $OX$  в сторону носовой части самолета. Эта ось называется *продольной осью*. Ось  $OY$  перпендикулярна оси  $OX$ , также лежит в базовой плоскости самолета и направлена к верхней его части. Эта ось называется *нормальной осью*. Ось  $OZ$  перпендикулярна базовой плоскости самолета и направлена в сторону правой консоли крыла. Эта ось называется *поперечной осью*.



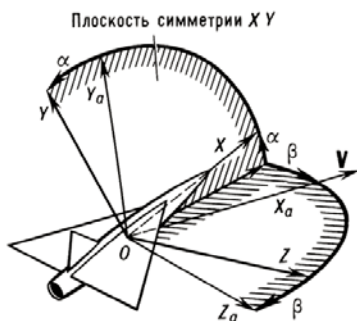


Рис. 2. Скоростная и связанная системы координат

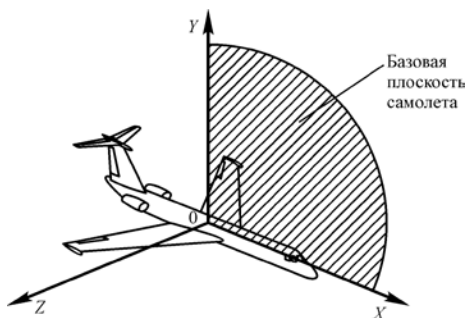


Рис. 3. Система координат, связанная с моделью (связанная система координат)

Взаимное расположение осей связанной и скоростной систем координат определяют углы атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ . Под *углом атаки*  $\alpha$  понимают угол между продольной осью  $OX$  и проекцией вектора скорости  $\vec{V}$  на базовую плоскость самолёта  $XOY$ . Угол скольжения  $\beta$  определяется как угол между базовой плоскостью самолета и направлением вектора скорости  $\vec{V}$ .

При исследованиях моделей летательных аппаратов в аэродинамической трубе Т-3 Самарского университета измерение сил и моментов внутримодельными весами происходит в связанной системе координат. Построение аэродинамических характеристик осуществляется в скоростной системе координат.

### 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ

Силовое воздействие набегающего потока на летательный аппарат складывается из нагрузок, непрерывно распределенных по его поверхности. В аэродинамике принято распределенные нагрузки приводить к результирующей силе, приложенной в центре давления летательного аппарата. Эту силу называют *полной аэродинамической силой*  $\vec{R}_A$ . Момент, создаваемый этой силой относительно центра масс, называют *аэродинамическим моментом* и обозначают  $\vec{M}_A$  (рис. 4) [3].

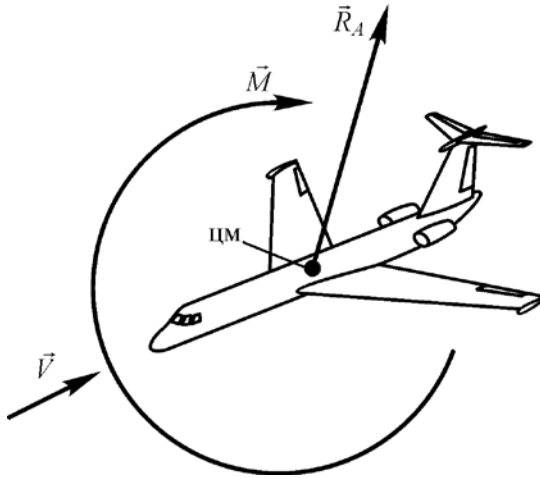


Рис. 4. Аэродинамическая сила и аэродинамический момент, действующие на самолет, при обтекании его набегающим потоком

Исследования показывают, что величина полной аэродинамической силы, действующей на летательный аппарат, прямо пропорциональна скоростному напору невозмущенного потока

$\frac{\rho V_\infty^2}{2}$  и характерной площади летательного аппарата  $S$ :

$$R_A = c_R \frac{\rho V_\infty^2}{2} S, \quad (1)$$

где  $c_R$  – коэффициент полной аэродинамической силы.

Понятно, что аэродинамический момент также будет пропорционален скоростному напору  $\frac{\rho V_\infty^2}{2}$ , характерной площади  $S$  и добавляется еще характерный линейный размер обтекаемого тела  $l$ :

$$M_A = m_A \frac{\rho V_\infty^2}{2} Sl,$$

где  $m_A$  – коэффициент аэродинамического момента.

Проекции полной аэродинамической силы  $\vec{R}_A$  на оси связанной системы координат обозначаются и называются следующим образом:

$X$  – аэродинамическая продольная сила;

$Y$  – аэродинамическая нормальная сила;

$Z$  – аэродинамическая поперечная сила.

Проекции на оси скоростной системы соответственно называются:

$X_a$  – сила лобового сопротивления;

$Y_a$  – аэродинамическая подъемная сила;

$Z_a$  – аэродинамическая боковая сила.

Учитывая, что сила лобового сопротивления всегда направлена в сторону, противоположную движению самолёта, то это направление и принято для  $X_a$  как положительное. То есть сила лобового сопротивления имеет положительное значение при действии против направления оси  $OX_a$ . Положительное направление сил  $Y_a$  и  $Z_a$  совпадает с направлением соответствующих осей  $OY_a$  и  $OZ_a$ .

Аналогично скоростной системе координат в связанной системе за положительные направления сил  $Y$  и  $Z$  принимаются на-

правления, совпадающие с осями  $OY$  и  $OZ$ , а для силы  $X$  – противоположно оси  $OX$ .

На рис. 5 представлены проекции полной аэродинамической силы  $\vec{R}_A$  на оси связанной и скоростной систем координат, когда скольжение отсутствует ( $\beta=0$ ).

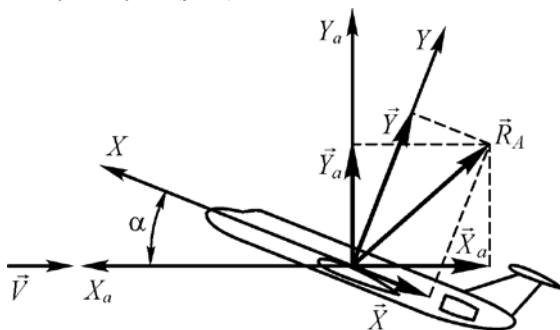


Рис. 5. Разложение аэродинамической силы по осям связанной и скоростной систем координат при  $\beta = 0$

В соответствии с формулой (1) запишем выражения для этих проекций (за характерную площадь самолета обычно принимается площадь крыла  $S$ ):

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

где  $c_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления,  $c_{ya}$  – коэффициент подъемной силы,  $c_{za}$  – коэффициент боковой силы.

Иногда, например, в случае рассмотрения характеристик отдельных частей летательного аппарата, в качестве характерной берут площадь того элемента, который играет основную роль в создании данной силы. Сила лобового сопротивления  $X_a$  самолета складывается из сил лобового сопротивления его частей (крыла, фюзеляжа, вертикального и горизонтального оперений и других

элементов). Для аппарата, у которого нет несущего крыла, за характерную может быть принята площадь миделевого сечения фюзеляжа  $S_{м.ф.}$ . Боковая сила  $X_z$  складывается в основном из сил, действующих на вертикальное оперение и фюзеляж, остальные части самолета вносят значительно меньший вклад в создание этой силы.

Проекции момента  $\vec{M}_A$  определяются обычно только в связанной системе координат (рис. 6).

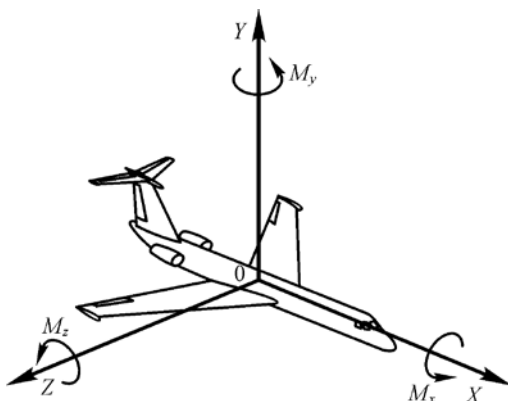


Рис. 6. Составляющие аэродинамического момента в связанной системе координат

Аэродинамический момент  $M_x$  относительно оси  $OX$  называют *моментом крена*. Он в основном зависит от сил, действующих на крыло самолета, элементы которого имеют значительные плечи относительно продольной оси. В меньшей степени момент крена определяется силами, действующими на оперение самолета. Рассчитать момент крена можно с помощью следующего соотношения:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l,$$

где  $m_x$  – коэффициент момента крена,  $l$  – размах крыла.

Аэродинамический момент  $M_y$  относительно оси  $OY$  называют *моментом рыскания*. Он в основном зависит от сил, действующих на фюзеляж и вертикальное оперение. Момент рыскания вычисляется по формуле:

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} Sl,$$

где  $m_y$  – коэффициент момента рыскания.

Аэродинамический момент  $M_z$  относительно оси  $OZ$  называют *моментом тангажа*. Он складывается из сил, действующих на крыло, фюзеляж и горизонтальное оперение. Момент тангажа рассчитывают по формуле:

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} Sl,$$

где  $m_z$  – коэффициент момента тангажа;  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда крыла.

## 4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ

Аэродинамическая труба – это экспериментальный стенд, предназначенный для моделирования условий обтекания летательных аппаратов, автомобилей или других объектов. Поскольку в трубе неподвижная модель обтекается набегающим потоком, обычно аэродинамические трубы применяют для изучения явлений, связанных с прямолинейным, поступательным, равномерным движением тел в воздухе. Также в трубах изучаются такие периодические движения как: колебание различных моделей, обтекание вращающихся винтов и т.п. [4].

### 4.1. Классификация труб и основные требования, предъявляемые к трубам

В зависимости от моделируемых параметров аэродинамические трубы (АДТ) подразделяются на следующие диапазоны:

АДТ малых дозвуковых скоростей	$M = 0...0,4$ ;
АДТ трансзвуковых скоростей	$M = 0,5...1,3$ ;
АДТ сверхзвуковых скоростей	$M = 1,5...4$ ;
АДТ гиперзвуковых скоростей	$M = 5...25$ .

Следует отметить, что для первой категории труб малых дозвуковых скоростей влиянием сжимаемости можно пренебречь, а наиболее важную роль, при соблюдении условий подобия, играют силы вязкости. Поэтому при исследовании моделей на этих скоростях требуются равенство только чисел Рейнольдса  $Re$  по отношению к натурным условиям полета. Однако для таких скоростей очень сложно обеспечить натурные числа  $Re$  при испытании модели.

Получение чисел Маха ( $M > 10$ ) в аэродинамических трубах усложняется тем, что для предотвращения конденсации воздуха,

ускоряющегося в сопле аэродинамической трубы, его необходимо нагревать до температур порядка  $1000^{\circ}\text{C}$ . Для решения этой задачи могут применяться одноатомные газы (обычно гелий), конденсирующиеся при низких температурах.

В аэродинамических трубах также сложно создать поток с низкой степенью турбулентности. Кроме того, приходится учитывать влияние стенок аэродинамической трубы и державок или подвесок на обтекание модели.

При изучении обтекания элементов поверхности высокотемпературным газом (например, при исследовании обтекания спускаемых аппаратов или баллистических ракет), применяют аэродинамические трубы с подогревом газа в форкамере. Существуют аэродинамические трубы, которые обеспечивают поток разреженных газов и создают условия, соответствующие полёту на больших высотах  $\sim 100$  км.

Учитывая, что современные самолеты имеют относительно малую высоту планера по отношению к размаху, то рабочая часть трубы, предназначенная для исследования самолетов (крыльев и т.п.) чаще имеет эллиптическое сечение. В такой трубе, по сравнению с круглой, можно получить большие числа  $Re$  (пропорционально квадратному корню из отношения большей оси эллипса к меньшей). Число  $Re$  в таких исследованиях определяют по характерному размеру тела.

Качество аэродинамической трубы как моделирующего комплекса оценивается, в первую очередь, по следующим основным требованиям:

- 1) равномерный поток в рабочей части;
- 2) обеспечение широкого диапазона моделирования;
- 3) высокая точность измерительного комплекса;
- 4) низкая начальная турбулентность потока;
- 5) удобство ведения эксперимента.



## 4.2. Элементы конструкции трубы малых дозвуковых скоростей. Принципы их устройства и работы

Принципиально аэродинамическая труба представляет собой канал, в котором, с помощью вентилятора, вращаемого каким-либо приводом, создается воздушный поток.

Современные аэродинамические трубы делят на два типа: 1) *трубы с незамкнутым потоком*; 2) *трубы с замкнутым потоком*.

Схема трубы первого типа представлена на рис. 7. С помощью вентилятора 1, приводимого во вращение электродвигателем 2, воздух засасывается в трубу. Изменяя обороты двигателя можно регулировать расход воздуха, а, следовательно, и скорость потока. В этом случае входную часть трубы 3 называют *коллектором*.

Далее воздух поступает в *рабочую часть 4*, в которой устанавливается модель, и затем попадает в расширяющуюся часть трубы 5, называемую *диффузором*. Перед входом в рабочую часть обычно устанавливают *спрямляющую решетку 6*, благодаря которой в рабочей части создается равномерный поток.

Аэродинамическая труба с замкнутым потоком представлена на рисунке 8 [4].

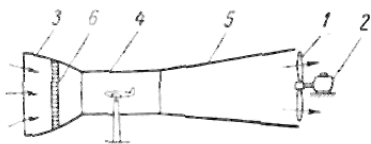


Рис. 7. Схема аэродинамической трубы с незамкнутым контуром [24]



Рис. 8. Схема аэродинамической трубы с замкнутым потоком, с одним обратным каналом [24]

В данном типе трубы засасываемый вентилятором воздух не выбрасывается, а поступает в обратный канал, происходит непрерывная циркуляция потока. В трубе с замкнутым потоком при тех

же размерах рабочей части и при той же мощности привода скорость воздуха в рабочей части будет больше, чем у трубы с незамкнутым потоком, то есть аэродинамическая труба с замкнутым потоком оказывается более экономичной с точки зрения затрат энергии на привод вентилятора. Существуют трубы, у которых два обратных канала (рис. 9).

С целью снижения гидравлических потерь в аэродинамических трубах, в местах поворота каналов устанавливаются направляющие лопатки, которые снижают вихреобразование. Существуют трубы с концентрическим обратным каналом, который в этом случае расположен как бы вокруг основного канала.

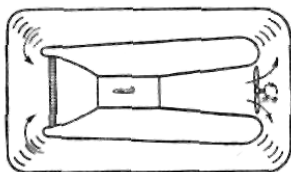


Рис. 9. Схема аэродинамической трубы с замкнутым потоком, с двумя обратными каналами

Рабочая часть аэродинамической трубы, в которой устанавливают модели, может быть закрытой или открытой. Трубы с открытой рабочей частью иногда называют трубами со свободной струей, так как их рабочая часть не имеет стенок. В таких трубах струя в рабочей части соприкасается с неподвижной воздушной средой и вследствие проявления вязкости увлекает за собой окружающие массы воздуха. Это приводит к появлению значительных гидравлических потерь в открытой рабочей части, связанных с взаимодействием струи с окружающим покоящимся воздухом. Однако, несмотря на это, трубы с открытой рабочей частью нашли широкое применение за счет преимуществ эксплуатационного характера, таких, например, как удобство монтажа моделей, наблюдения и др. Это особенно важно для труб больших размеров, для которых установка и смена моделей являются сложной задачей.

Диаметр входной части диффузора такой аэродинамической трубы обычно делают несколько большим диаметра коллектора.

*Форкамера аэродинамической трубы* – это участок перед соплом, имеющий максимальную площадь поперечного сечения, который служит для успокоения потока и выравнивания поля скоростей. Для этого в форкамере устанавливают хонейкомб и ряд сеток, выравнивающих поле скоростей потока (рис. 10). Хонейкомб – это решётка с ячейками длиной 5...10 калибров и тонкими стенками толщиной порядка 0,5...2 мм. Отношение поперечного размера ячейки к диаметру форкамеры выбирается в диапазоне 1/50...1/100. Назначение хонейкомба – выравнивание потока по направлению оси трубы. В нём разбиваются крупные вихри и снижается неравномерность распределения скоростей. Негативным воздействием на поток от хонейкомба, является то, что за ним образуется аэродинамический след, вносящий свои возмущения в поток.

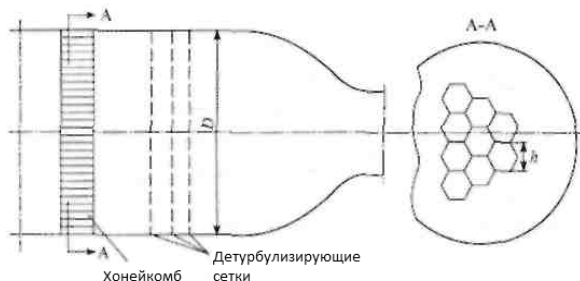


Рис. 10. Расположение хонейкомба и сеток в форкамере [4]

За хонейкомбом устанавливают сетки из проволоки малого диаметра с малым размером ячейки для выравнивания поля скоростей и детурбулизации потока. Фактически выравнивающее действие сеток пропорционально величине их коэффициента сопротивления  $\zeta$ . С его увеличением степень выравнивания растёт до некоторого предела, затем профиль скорости становится обращённым, то есть максимальным скоростям за сеткой соответствуют минимальные скорости перед ней (рис. 11).

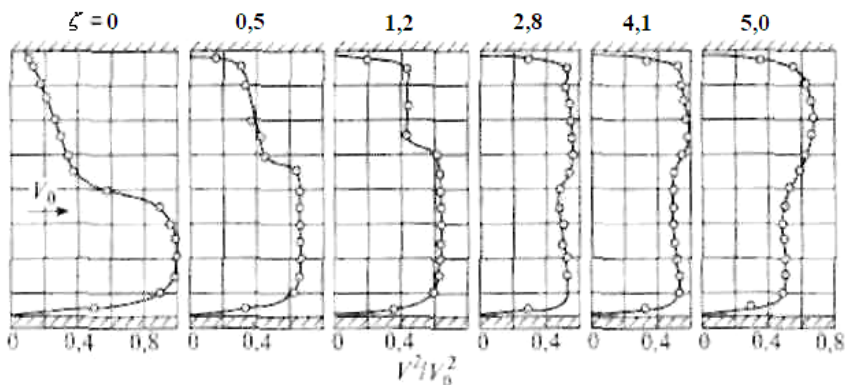


Рис. 11. Выравнивающее действие сеток [4]

Обычно сетки подбирают полуэмпирическими методами. Их действие сводится к устранению крупномасштабных вихрей в потоке, но появлению большого количества мелких вихрей, которые, однако, быстрее затухают.

Весьма существенное влияние на качество потока в рабочей части аэродинамической трубы оказывает сопло, и в первую очередь его форма. Формулу для профиля сопла, обеспечивающего наиболее равномерное поле скоростей, в 1924 г. получил Витошинский. Согласно этой формуле неравномерность скоростного напора на срезе сопла пропорциональна начальной неравномерности потока на входе в сопло и обратно пропорциональна степени поджатия сопла в квадрате. Координаты такого сопла определяются по следующей формуле, проиллюстрированной рис. 12.

$$r = \frac{r_0}{\sqrt{1 - \left(1 - \frac{r_0^2}{r_1^2}\right) \frac{\left(1 - 3\frac{z^2}{a^2}\right)^2}{\left(1 + \frac{z^2}{a^2}\right)^3}}}$$

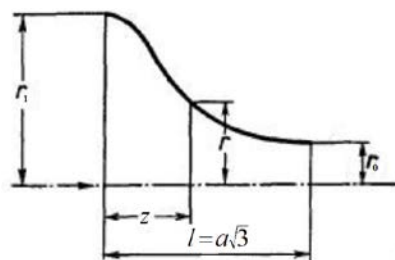


Рис. 12. Профиль сопла Витошинского

Важным элементом любой аэродинамической трубы является *рабочая часть*. Именно по характеристикам потока в рабочей части судят о качестве трубы и ее ценности для экспериментальных исследований. Относительная неравномерность поля скоростей (давлений) в ядре потока рабочей части современных труб составляет десятые доли процента, а скос потока относительно оси трубы не более 8... 10 угловых минут [4].

Длину рабочей части аэродинамической трубы обычно выбирают порядка  $(2...4)h$ , где  $h$  – характерный размер рабочей части.

*Диффузор аэродинамической трубы* – это часть канала, расположенная за рабочей частью. В диффузоре происходит торможение потока, то есть преобразование кинетической энергии потока в потенциальную. Тем же целям служит и *обратный канал*, диффузорность которого обеспечивает плавный переход к форкамере, а значит и заданную степень поджатия потока в сопле. Основные характеристики диффузора – это угол раскрытия и степень расширения потока в нём. От этих параметров и от формы диффузора зависит и коэффициент его сопротивления  $\zeta_D$ . Оптимальным считается угол расширения  $\alpha = 6^\circ$ [4], при этом  $\zeta_D$  имеет наименьшее значение. Если уменьшать угол раскрытия, то  $\zeta_D$  растет за счет увеличения длины диффузора. Если увеличивать угол более  $8^\circ$ , потери в диффузоре растут из-за неравномерности скоро-

стей в его поперечных сечениях. Влияние угла расширения диффузора на относительный коэффициент восстановления давления  $v/v_{\alpha=6^\circ}$  представлено на рис. 13.

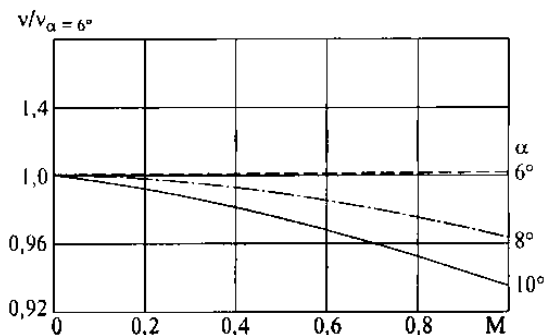


Рис. 13. Зависимость коэффициента восстановления от угла расширения [4]

В трубах замкнутого типа фактически весь контур трубы от рабочей части до форкамеры является диффузором.

Таким образом, правильный подбор диффузора позволяет снизить требуемую мощность на привод вентилятора трубы и обеспечить равномерное поле скоростей в рабочей части.

*Поворотные колена* на  $90^\circ$  используются в любой аэродинамической трубе замкнутого типа. Форма этих колен оказывает заметное влияние на турбулентность и неравномерность потока в рабочей части трубы. Сопротивление колен и неравномерность потока зависят от формы поворотного колена, которая определяется отношением радиуса скругления колена  $R$  к ширине колена  $L$  и высоте  $h$ . Чем больше величина этих отношений, тем меньше потери.

Кроме уменьшения скорости, снижение потерь в коленах обеспечивается установкой *профилированных* лопаток. Это существенно уменьшает неравномерность поля скоростей и турбулент-

ность в сечениях канала и в рабочей части трубы. На рис. 14 представлено распределение скоростных напоров по сечению канала проточной части аэродинамической трубы в колене с направляющими лопатками и без них. Как видно из рисунка, установка лопаток значительно ускоряет выравнивание поля скоростей (1,5 калибра вместо четырех).

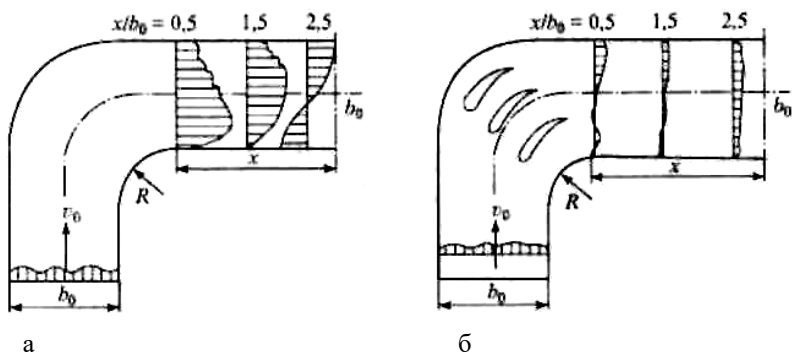


Рис. 14. Профили скоростных напоров [4]:

*а* – без направляющих лопаток; *б* – с направляющими лопатками

*Вентиляторная установка.* Для создания потока в трубах непрерывного действия используют вентиляторы или компрессоры. Мощность привода трубы рассчитывается исходя из гидравлических потерь при движении воздуха по каналу. При этом существуют ограничения по окружной скорости концов лопастей (обычно 180...200 м/с), связанные с сопротивлением и шумностью вентилятора. В случае применения одноступенчатого вентилятора обычно непосредственно за его рабочим колесом устанавливается спрямляющий аппарат, который устраняет закрутку потока.

Скорость потока в аэродинамических трубах обычно изменяют, варьируя числом оборотов электродвигателя вентилятора, реже применяют изменение шага установки лопастей.

## 5. ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

Измерительная система в общем случае обычно состоит из трех основных элементов:

- датчик – элемент, который получает сигнал от измеряемой физической величины (для давления – это либо отверстие в стенке, либо трубка);
- соединительный элемент (для давления – это обычно трубка или шланг);
- прибор, который является интерфейсом и преобразует полученный сигнал в понятный нам образ (показания на шкале прибора либо цифровая индикация).

### 5.1. Методы измерения давлений

#### 5.1.1. Воздухоприемные трубки

Обычно возникает необходимость измерения давления либо в потоке жидкости (газа), либо на поверхности твердых тел [5].

При измерении давления в потоке датчик устанавливают в точке, где необходимо произвести измерение, при этом прибор, воспринимающий давление, как правило, находится вне потока. На поверхности тела давление измеряют путем дренирования его стенок.

При измерении следует различать абсолютное, избыточное давление и перепад давлений. Под *абсолютным* понимается давление  $p$ , отсчитываемое от полного вакуума. Именно это давление фигурирует в теоретических формулах. Разность между абсолютным давлением и атмосферным ( $p_h$ ) называют *избыточным* или *манометрическим* давлением  $p_{изб} = p - p_h$ .



Если избыточное давление имеет отрицательное значение, то его называют *разрежением* или *вакуумом*. Основная масса приборов измеряют именно избыточное давление.

В некоторых случаях говорят о *перепаде давления* ( $\Delta p$ ), под которым подразумевают разность между давлениями в двух различных точках тела или потока:

$$\Delta p = p_1 - p_2.$$

В аэромеханике, при исследовании установившихся течений, различают статическое, динамическое (или скоростной напор) и полное давление.

*Статическое* давление ( $p$ ) – это давление, воспринимаемое датчиком, который движется вместе с частицами газа. В покоящейся среде статическое давление называют барометрическим или атмосферным давлением, которое складывается из массовых сил, действующих на слои воздуха и сил, возникающих в результате соударения молекул газа с поверхностью тела. Атмосферное давление измеряют барометром, обычно как абсолютное давление, отсчитываемое от абсолютного нуля (или полного вакуума).

*Полное* давление, также называемое давлением торможения ( $p_0$ ), – это давление изоэнтропически заторможенного потока.

*Динамическое* давление (скоростной напор) – это разность между полным и статическим давлениями. В соответствии с уравнением Бернулли, для случая несжимаемой жидкости для скоростного напора  $q$  можно записать следующее выражение:

$$q = \rho v^2 / 2 = p_0 - p_{ст}.$$

Таким образом, для определения скорости потока необходимо проводить измерения полного и статического давлений.

Приемником или датчиком давления обычно является отверстие или трубка. Важно, чтобы возмущения, вносимые датчиком в поток, были минимальны.

Простейшим приемником, предназначенным для измерения статического давления на какой-либо, обтекаемой потоком поверхности, является дренажное отверстие (например, в стенке газопровода или модели), ось которого перпендикулярна к этой поверхности (рис. 15), а длина  $h$  как минимум в три раза больше диаметра  $d$ .

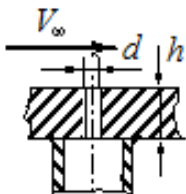


Рис. 15. Приемное отверстие для измерения статического давления [5]

С целью минимизации возмущений и повышения точности измерения обычно диаметр отверстия выбирается в пределах  $d = 0,3 \dots 1,5$  мм. Отверстие выполняется без фасок и заусенцев, которые могут вызывать искажения местного обтекания.

Для определения распределения статического давления на поверхности моделей также применяют миниатюрные электрические датчиками, которые устанавливают заподлицо с поверхностью. Такие датчики позволяют измерять распределение давления, изменяющееся во времени, что существенно повышает информативность при исследовании нестационарных процессов [4].

По распределению статического давления на поверхности моделей можно определять их силовые и моментные характеристики без применения аэродинамических весов. В этом случае применяют дренированные модели, а каждый датчик шлангом соединяют с многоканальным измерительным прибором.

Для измерения статического давления в потоке применяют датчики (или насадки) в виде цилиндрической трубки, установленной вдоль потока. Носок трубки закрывают обтекателем, например, в виде полусферы для дозвукового потока (насадок Прандтля рис. 16,б). На боковой поверхности, там, где давление становится равным давлению в невозмущенном потоке ( $3 \dots 8d$  диаметров насадка от носка), высверливают несколько отверстий диаметром менее  $0,1 d$ .

В сверхзвуковом потоке для измерения статического давления применяют насадок Прандтля с заостренной носовой частью (рис. 16, а) или насадок в виде полуклина (рис. 16,в).

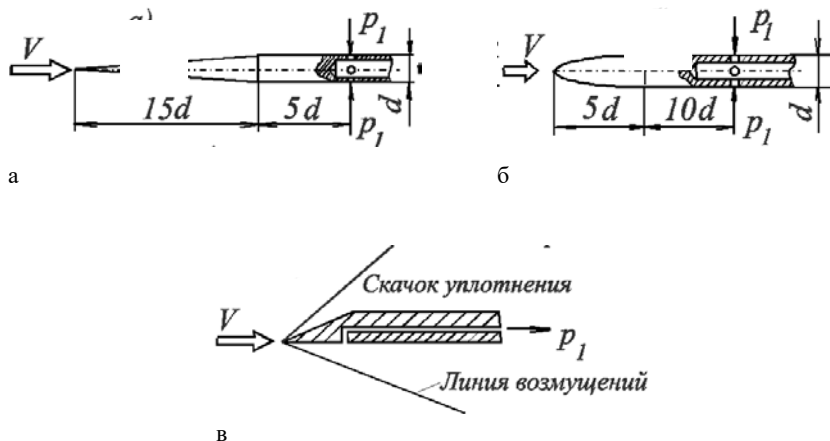


Рис. 16. Насадки для измерения статического давления [5]

В качестве приемника (датчика) полного давления может быть использована тонкая цилиндрическая трубка. Ее устанавливают параллельно направлению потока, так, чтобы приемное отверстие было обращено навстречу потоку (трубка Пито, рис. 17). В этом случае струйка тока, движущаяся вдоль оси приемника, в критической точке (на входе в трубку) полностью тормозится, и ее кинетическая энергия превращается в энергию давления. Поэтому давление, подаваемое к манометру от такого датчика, достигает величины полного. Считается, что в случае дозвукового потока потери тепла и энергии при торможении частиц газа вдоль линии тока, проходящей через критическую точку, практически отсутствуют.

В сверхзвуковом потоке перед головной частью насадка обычно образуется отошедший криволинейный скачок уплотнения. В результате насадок воспринимает не давление изоэнтропически заторможенного потока  $p_0$ , а давление торможения за скачком уплотнения.

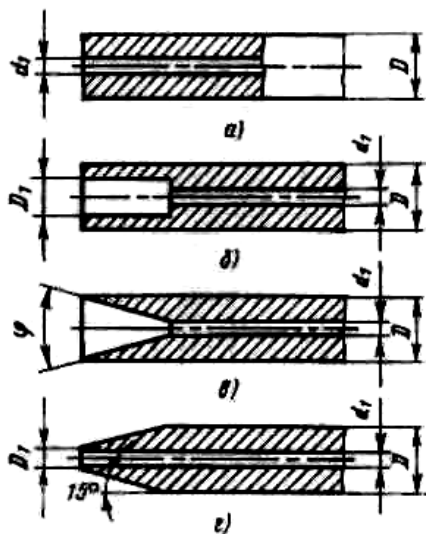


Рис. 17. Различные формы головок приемника полного давления  
( $D=25,4$  мм,  $d_1=3,2$  мм) [5]

Для измерения скоростного напора в дозвуковом потоке часто используют насадок Пито – Прандтля (рис. 18). Этот комбинированный насадок представляет собой цилиндрическую трубку 3 диаметра  $D$  со сферическим носком 1, вдоль оси которого выполнено отверстие, которое является приемником полного давления. На боковой поверхности насадка, имеются приемные отверстия 2 на расстоянии  $l_1$  от носка и  $l_2$  – от трубки-державки. Причем увеличение расстояний  $l_1$  и  $l_2$  уменьшает вредное влияние носка 1, которое выражается в уменьшении давления, и влияние трубки-державки, выражающееся в увеличении давления вследствие торможения потока (рис. 18, а). Статическое давление, воспринимаемое отверстиями 2, передается к регистратору давления трубкой-державкой 4, примыкающей под прямым углом к приемной трубке. Известно, что расположение отверстий и их размеры могут быть подобраны так, что вредные влияния носка и трубки-державки взаимно компенсируются (рис. 18, б).

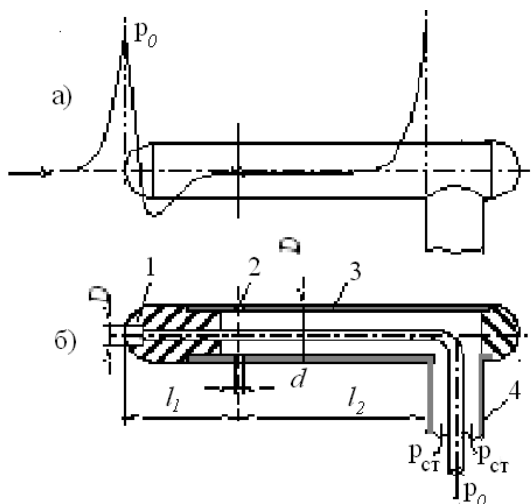


Рис. 18. Схема приемника воздушного давления (комбинированный насадок Пито-Прандтля) [5]

Трубка Пито–Прандтля (рис. 18) сравнительно мало реагирует на отклонение оси датчика от направления движения потока. В пределах углов отклонения  $\pm 20^\circ$  скоростной напор остается практически неизменным.

На практике приемники давления бывают самые разнообразные по своей конструкции и характеристикам и часто изготавливаются специально для решения конкретной задачи [5].

Значительное влияние на погрешность измерения скорости, и в первую очередь на показания приемника полного давления, оказывает степень турбулентности потока. К сожалению, систематические данные по этому влиянию в литературе практически отсутствуют.

При измерении полного давления в сильно скошенных потоках приёмник помещают в специальную экранирующую трубку, которая направляет поток к приёмному отверстию насадка (рис. 19). Точность измерений такими насадками при дозвуковых ско-

ростях потока составляет 0,5% в пределах углов скоса  $\pm(30...40)^\circ$ , а при больших углах входной части погрешность измерения не превышает 1% от скоростного напора вплоть до углов скоса  $\pm 64^\circ$  [5].

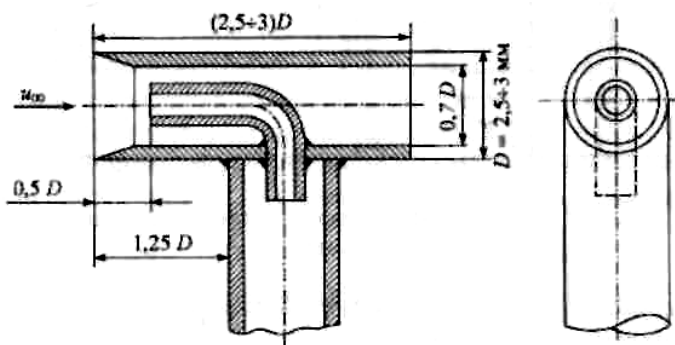


Рис. 19. Миниатюрный экранированный насадок для измерений в скошенных потоках [6]

Следовательно, применение таких приёмников полного давления позволяет надёжно изучать сильно скошенные течения, например, за решётками турбомашин и т.п.

Современные датчики давления, особенно используемые в автоматизированных системах, бывают различных типов: потенциометрические, индуктивные, емкостные, тензометрические. В этих датчиках усилие, создаваемое давлением газа, преобразуется в электрический сигнал, который фиксируется каким-либо способом [5].

### 5.1.2. Манометры

Приборы, измеряющие давление, называют *манометрами*. Они бывают различных типов: жидкостные; механические с упругими чувствительными элементами; электрические; вакуумметры-манометры для измерения малых абсолютных давлений [6].

Фактически манометр это прибор, измеряющий разность давления между двумя зонами. Обычно одна из этих зон является исследуемой, а в другой давление либо известно, либо может быть легко определено. Чаще всего в качестве известного выступает атмосферное давление. В этом случае манометр показывает избыточное давление, характеризующее разницу давления в исследуемой зоне по сравнению с атмосферным.

Манометры характеризуются диапазоном измеряемых давлений, точностью измерения, чувствительностью и быстродействием.

При исследовании потоков малых и умеренных дозвуковых скоростей часто используются жидкостные манометры, которые имеют гидростатический принцип действия. В них давление действует на поверхности жидкости, залитой в манометр, а противодействующее усилие, возникает в результате действия силы тяжести жидкости. В качестве рабочей жидкости может быть использована ртуть, вода, спирт и др. [5]. Значение измеряемого давления в жидкостных манометрах определяют по видимому уровню рабочей жидкости.

Простейшим и наиболее распространённым является U-образный жидкостный манометр (двухтрубный). Он представляет собой U-образную прозрачную трубку. На рис. 20,а представлена принципиальная схема такого манометра. Две вертикальные сообщающиеся стеклянные трубки 1 и 2 закреплены на основании 3, на котором нанесена шкала 4.

Жидкость в трубки такого манометра заливают до нулевой отметки. В одну из трубок подается измеряемое давление, вторая сообщается с атмосферой. В случае измерения разности давлений, измеряемые давления подводятся к обеим трубкам. Крутизна статической характеристики U-образного жидкостного манометра зависит от плотности рабочей жидкости.

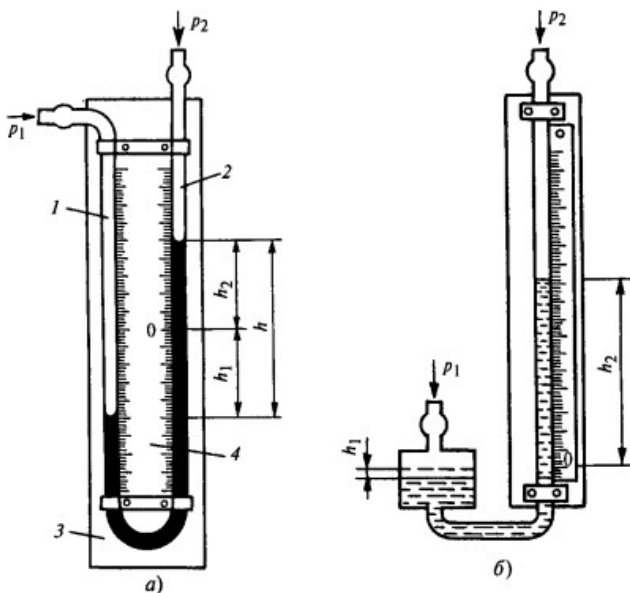


Рис. 20. Схемы двухтрубного (а) и однотрубного (б) манометра [1]:

1, 2 – вертикальные сообщающиеся стеклянные трубки;

3 – основание; 4 – шкальная пластина

Измеряемая разность давлений определяется по разности уровней  $h$  в трубках U-образного манометра по формуле  $p_1 - p_2 = \gamma h(1 - \gamma_1/\gamma)$ , где  $\gamma$  – удельный вес жидкости, залитой в манометр,  $\gamma_1$  – удельный вес воздуха. Из формулы видно, что для изменения диапазона измеряемых давлений можно изменять плотность жидкости или высоту трубки.

Отношением величины разности уровней жидкости в коленах манометра к соответствующему значению перепада давлений  $dh/d(p_1 - p_2)$  определяется чувствительность прибора. Таким образом, повышение чувствительности жидкостного манометра возможно за счет использования жидкости с меньшей плотностью. Часто применяется спирт, так как он легче воды и дает более четкий мениск, что повышает точность отсчета уровня жидкости.



Систематическая погрешность для U-образных жидкостных манометров обычно не превышает  $\pm 2$  мм вод. ст.

Для исключения влияния на показания прибора капиллярных сил в водяных манометрах обычно используют трубки с внутренним диаметром 8...10 мм. Если используется спирт, то диаметр трубок может быть меньше.

Двухтрубные манометры с водяным заполнением удобно использовать при измерении давления в диапазоне до  $\pm 10$  кПа (то есть  $\sim 1000$  мм.вод.ст.) Заполнение ртутью расширяет пределы измерения до 0,1 МПа, кроме того ртутные манометры позволяют измерять давление в разных средах: вода, другие жидкости и газы.

На погрешность двухтрубных манометров оказывает влияние отклонение от расчетных значений местного ускорения свободно-го падения и плотности рабочей жидкости, а также ошибки в считывании высот  $h_1$  и  $h_2$ .

Плотности рабочей жидкости и среды над ней могут быть определены по таблицам теплофизических свойств веществ в зависимости от температуры и давления. Погрешность, вызванная ошибками считывания разности высот уровней жидкости, зависит от цены деления шкалы манометра. При цене деления 1 мм, без дополнительных оптических устройств, погрешность считывания составляет  $\pm 1$  мм. Использование специальных устройств для повышения точности считывания  $h_1$ ,  $h_2$  влечет за собой необходимость учета расхождения температурных коэффициентов расширения шкалы, стекла и рабочей жидкости.

На рис. 20, б представлен однотрубный (чашечный) манометр. У него, в отличие от U-образного жидкостного манометра, одна трубка заменена широким сосудом, в который подается большее из измеряемых давлений. Измерительной в этом случае является трубка, прикрепленная к шкальной пластинке 4. Верхний конец этой трубки сообщается с атмосферой, а в случае измерения разности давлений к ней подводится меньшее из давлений.

В однотрубном манометре часть рабочей жидкости под действием давления из широкого сосуда перетекает в измерительную трубку. Объем жидкости, вытесненный из широкого сосуда, равен объему жидкости, поступившему в измерительную трубку. Поэтому в однотрубных манометрах достаточно измерить высоту только одного столба жидкости, что приводит к снижению погрешности считывания, которая в этом случае (при цене деления 1 мм) не превышает  $\pm 1$  мм. Другие составляющие погрешности, такие как отклонения величины ускорения свободного падения, плотности жидкости и среды над нею и т.д., являются общими для всех жидкостных манометров.

Обычно диапазон измерения однотрубных манометров с водным заполнением составляет 1,6 кПа ( $\sim 160$  мм вод. ст.), а приведенная погрешность при этом не превышает  $\pm 1\%$ . Конструктивное выполнение манометров может быть различным и зависит в основном от статического давления, на которое они рассчитаны.

Разновидностью однотрубных манометров являются *микроманометры*, которые предназначены для измерения давления или разности давлений до 3 кПа ( $\sim 300$  кгс/м<sup>2</sup>). Эти приборы, кроме того, снабжены специальными приспособлениями, которые позволяют либо уменьшить цену деления шкалы, либо повысить точность считывания уровня за счет применения оптических или других устройств. Наиболее широко распространены лабораторные микроманометры типа ММН-240 с наклонной измерительной трубкой (рис. 21). Показания этого прибора определяются по длине столба рабочей жидкости в измерительной трубке 1, установленной под углом наклона  $\alpha$  [6]. Причем кронштейн 3 с измерительной трубкой 1 может крепиться на секторе 4 в одном из пяти положений, которым соответствуют коэффициенты наклона  $\kappa = 0,2; 0,3; 0,4; 0,6; 0,8$  и различные диапазоны измерения прибора от 0,6 кПа (60 кгс/м<sup>2</sup>) до 2,4 кПа (240 кгс/м<sup>2</sup>). Приведенная погрешность измерений ММН-240 не превышает 0,5%, а минималь-

ная цена деления при  $\kappa = 0,2$  составляет 2 Па ( $0,2 \text{ кгс/м}^2$ ). Дальнейшее уменьшение угла наклона измерительной трубки не целесообразно, поскольку снижается точность считывания уровня жидкости из-за растягивания мениска.

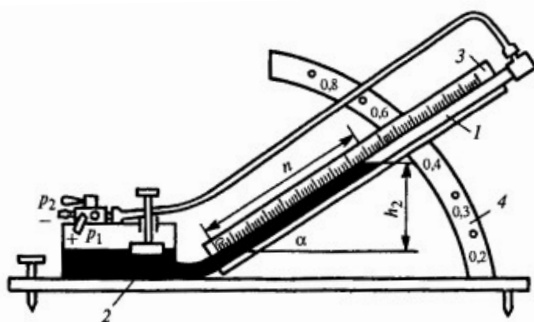


Рис. 21. Схема микроманометра ММН-240 с наклонной трубкой:  
1 – измерительная трубка; 2 – сосуд; 3 – кронштейн; 4 – сектор

На рис. 22 представлен компенсационный микроманометр, который является более точным прибором.

Погрешность считывания высоты уровня в этом приборе не превышает  $\pm 0,05 \text{ мм}$ , что достигается за счет использования оптической системы для установки начального уровня жидкости и микрометрического винта для измерения высоты столба жидкости.

Для измерения давлений сразу в нескольких точках газовых потоков широко применяются *батареи* манометры. Эти приборы уже в процессе экспериментов позволяют судить о характере исследуемых явлений по визуально-



Рис. 22. Микроманометр МКВ-250

му распределению уровней жидкости в трубках манометра. Батарейные манометры могут быть двух типов:  $U$ -образные и чашечные. На рис. 23 представлена принципиальная схема чашечного батарейного манометра. В этом приборе все трубки соединены с общим бачком и в невозмущенном состоянии имеют один общий уровень. Фактически такой многоточечный манометр представляет собой совокупность множества  $U$ -образных манометров, смонтированных на одном каркасе [6].

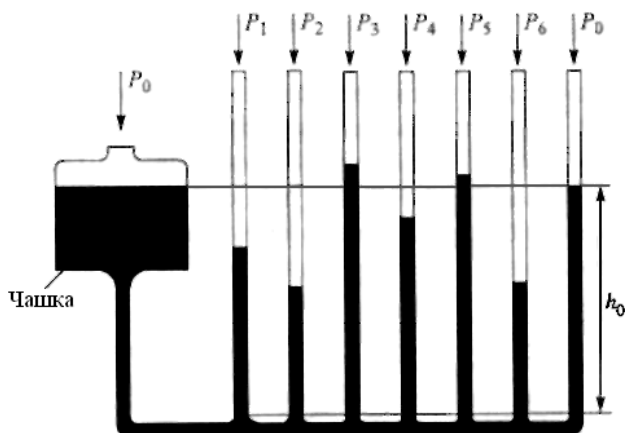


Рис. 23. Схема многоточечного чашечного манометра [6]

Преимуществом чашечных манометров является возможность одновременной фиксации измерений сразу в нескольких точках потока. Перепад давлений, измеряемый батарейным манометром, определяется из выражения

$$p_i - p_{\text{общ}} = \Delta p_i \gamma \sin \beta ,$$

где  $\Delta h = h_0 - h_i$ ,  $h_i$  – высота уровня в  $i$ -й трубке,  $h_0$  – начальная высота жидкости (общая для всех трубок);  $p_i$  – измеряемое давление, подведённое к  $i$ -й трубке;  $p_{\text{общ}}$  – давление в сосуде, которое может быть равным атмосферному или статическому давлению невозмущённого потока;  $\beta$  – угол наклона манометра.

Во время экспериментов удобно фотографировать показания всех трубок манометра, в этом случае получается одновременная фиксация показаний всех трубок. Это позволяет сократить время экспериментов и повысить точность результатов измерений.

Недостатком всех жидкостных манометров является сложность ввода результатов измерений в ЭВМ, а их достоинствами – простота, надежность и высокая точность измерений. К недостаткам жидкостных манометров также относится возможность выплескивания жидкости в линию или в атмосферу при резких изменениях измеряемого давления.

В *механических* манометрах в качестве чувствительного элемента используются упругие детали (мембраны, сильфоны, пружины), деформация которых и характеризует измеряемое давление. На рис. 24 представлены различные виды упругих элементов применяемых при измерении давления.

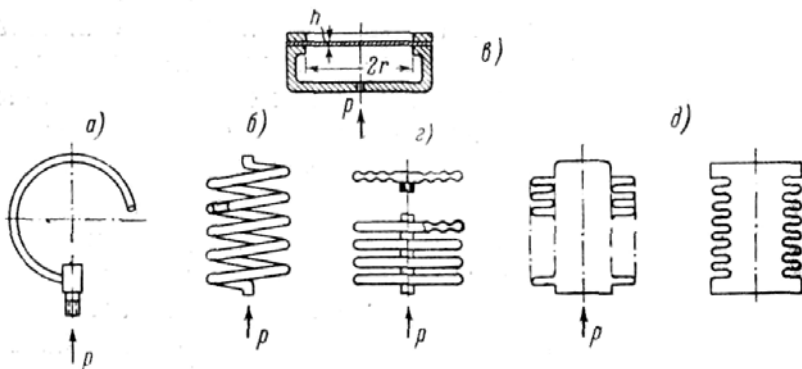


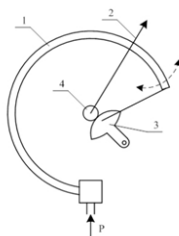
Рис. 24. Упругие элементы для измерения давления [25]:

$a$  – трубка Бурдона;  $b$  – винтовая трубка;  $в$  – плоская мембрана;  
 $г$  – гофрированная мембрана и блок aneroidных коробок;  $d$  – сильфоны

В частности, при измерении давления в диапазоне от  $10^5$  до  $10^9$  Па широко применяются в качестве чувствительного элемента манометров так называемые трубки Бурдона (рис. 25).



## Пружинные манометры



- 1 – трубка Бурдона
- 2 – стрелка
- 3 – зубчатый сектор
- 4 – шестерня

Рис. 25. Внешний вид манометра и трубка Бурдона

Трубки Бурдона используются как в технических, так и в образцовых манометрах. Этот датчик представляет собой трубку, изогнутую по спирали и закреплённую одним концом, к которому подводится давление. Другой ее конец заглушен. Принцип работы таких элементов заключается в том, что под действием давления, подводимого к трубке, она стремится выпрямиться, её свободный конец перемещается и приводит во вращение стрелку, показания которой и указывают величину давления. В научных исследованиях для точных измерений используются преимущественно образцовые манометры или вакуумметры. Эти приборы выпускаются разных классов: 0,16; 0,25 и 0,4. Класс указывает на допустимую погрешность от верхнего предела измерений, соответственно  $\pm 0,16\%$ ,  $\pm 0,25\%$  и  $\pm 0,4\%$ . Если заменить передаточный механизм электронными устройствами, эту погрешность можно уменьшить.

## 5.2. Измерение скорости потока и ее направления

Как уже отмечалось, для определения скорости потока (скоростного напора) в аэродинамических исследованиях применяются комбинированные датчики (трубка Пито-Прандтля). В случаях, когда требуется определить не только величину вектора скорости, но и его направление, часто применяются двух-, трёх-, пяти- и даже семиканальные пневмонасадки. Обычно такая необходимость

возникает, когда нужно измерить скос потока. Для этого могут быть применены два способа. Прямой способ, или так называемый (ноль-метод) состоит в том, что как минимум двухканальный насадок, приемники которого расположены симметрично относительно оси насадка на двух его скошенных сторонах, поворачивают до тех пор, пока перепад между приёмниками не будет равен нулю. В этом случае в силу симметрии насадка его ось оказывается сориентирована по направлению потока, Когда нет возможности применить прямой метод, например, если во время исследования нет возможности вращать насадок, используют косвенный метод определения скоса потока. Для этого предварительно проводят градуировку насадка и получают зависимость между разностью давлений в приемниках и углом поворота насадка. Прямой метод дает более точные результаты. Его часто применяют при измерении углов скоса потока в следе за обтекаемыми телами, например, за крылом или за решётками профилей турбомашин.

Двух- или трёхканальный клиновидный насадок позволяет измерять угол скоса потока только в одной плоскости. Приёмные отверстия таких датчиков обычно располагают под углом среза от 70 до 100°. Это обусловлено стремлением получить возможно большую разность давлений в приемниках при малых изменениях направления потока и в результате повысить точность измерений. Если такой насадок повернуть на 90° вокруг его оси, то можно определять скос и в ортогональной плоскости.

На рис. 26 приведена градуировочная зависимость клиновидного насадка при малых дозвуковых скоростях. Видно, что во всем диапазоне представленных углов скоса насадок имеет линейную характеристику. В этом случае

$$\alpha_{\text{ск}} = \left( \frac{P_2 - P_1}{q_{\infty}} \right)_{\text{экср}} \cdot \frac{1}{k},$$

где  $k$  – тангенс угла наклона градуировочной зависимости.

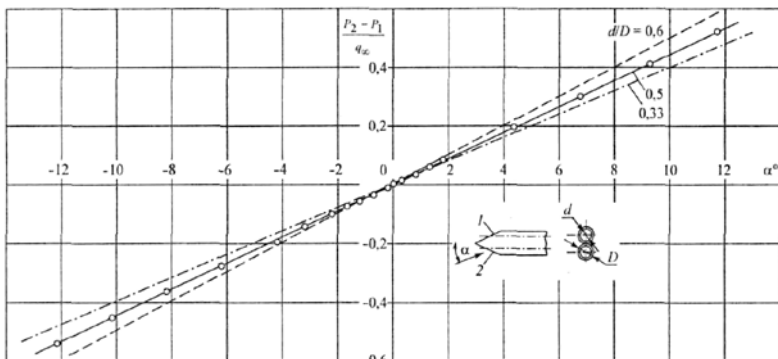


Рис. 26. Градуировочная зависимость клиновидного насадка [6]

Зная продольную составляющую скорости  $u$  и угол  $\alpha_{ск}$ , можно определить величину поперечной составляющей скорости  $v = u \operatorname{tg} \alpha_{ск}$ . Обычно погрешность при определении угла скоса потока не превышает  $0,3^\circ$  и обусловлена разбросом данных при различных скоростях.

При измерениях скосов потока с использованием подобной градуировочной зависимости необходимо также знать либо давление торможения в изучаемой области, либо скоростной напор  $q_\infty$ . Поэтому, при проведении исследования также необходимо использовать приёмники полного и статического давления.

Таким образом, для определения направления и величины вектора скорости потока необходим приёмник, который измеряет одновременно: углы  $\alpha$  и  $\beta$ , характеризующие скос потока в двух ортогонально расположенных плоскостях, а также полное  $P_0$  и статическое  $P$  давления.

Для определения параметров пространственных течений применяются сферические, полусферические и конические приёмники с пятью, шестью и семью отверстиями, расположенными на поверхности, обращенной навстречу к потоку. На рис. 27 представлены различные пятиканальные приёмники, а на рис. 28 – полусферический шестиканальный приёмник ЦАГИ.



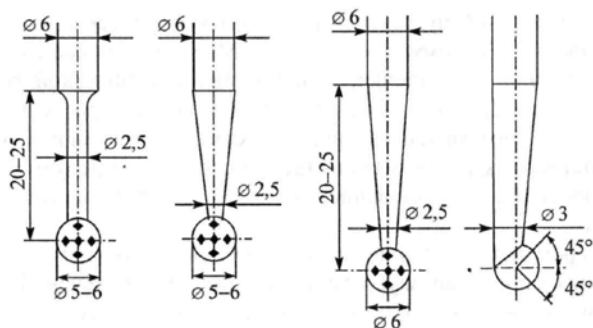


Рис. 27. Сферические пятиканальные приёмники с различными державками [6]

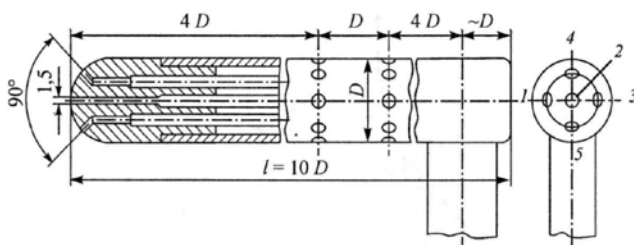


Рис. 28. Полусферический шестиканальный приёмник ЦАГИ [6]

Пять отверстий таких приемников, расположенных на полусферической поверхности, позволяют определять углы склоа в двух плоскостях с хорошей точностью, а также измеряют полное давление потока и скоростной напор. Такие насадки используют обычно при малых дозвуковых скоростях.

Недостатком таких приёмников является то, что диапазон чисел  $Re$ , при котором калибровочный коэффициент сохраняется постоянным, ограничен. Это объясняется тем, что при переходе пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние точки отрыва на сферической поверхности колеблются в районе приёмных отверстий, как следствие, возможны неопределённости в результатах измерений, которые приводят к увеличению погрешности. На больших числах  $M$  заметно падает чувствительность полу-

сферических приёмников, что также затрудняет их использование. При скоростях потока, соответствующих числам Маха  $M > 0,5$ , а особенно при сверхзвуковых скоростях, широко применяют пятиканальные приёмники с конической головкой. Эти приемники проще в изготовлении и имеют меньшее сопротивление потоку. Для градуировки приемников в пространственных потоках требуется автоматизация процесса с использованием математических моделей подобных насадков.

*Источники погрешности измерения давлений.* Значительное влияние на величину погрешности измерения давлений вносит инерционность пневмотрасс. Кроме того на погрешность измерений влияют следующие факторы:

- неравномерность поля скоростей и давлений и/или различного рода неоднородности вблизи приёмных отверстий;
- интерференция зонда и модели;
- взаимодействие приемника с ударной волной;
- изменение геометрии приёмной части зонда во время эксплуатации;
- влияние числа Рейнольдса на метрологические характеристики насадка;
- влияние степени турбулентности исследуемого потока;
- неточность задания эталонных условий при градуировках;
- погрешность математической модели зонда;
- класс точности приборов и регистрирующей аппаратуры используемой в исследованиях.

При сверхзвуковых скоростях наибольшее влияние на погрешность оказывают факторы, перечисленные в пунктах «а»-«в». На сегодняшний день единой методики введения поправок для всех факторов сразу не существует. Поэтому, например, с целью уменьшения погрешности, связанной с изменением формы насадка в процессе эксплуатации, можно рекомендовать чаще проводить градуировки.

Также следует уделять внимание погрешности приборов и измерительной аппаратуры, которая входит в суммарную погрешность для любых методов измерения давлений.

### 5.3. Методы измерений аэродинамических сил и моментов

Для измерения составляющих полных аэродинамических сил и моментов, действующих на модели в аэродинамических трубах, используют аэродинамические весы, на которых и крепятся модели. *Аэродинамические весы – представляют собой систему динамометров вместе с приспособлениями для крепления модели и устройством для изменения углов атаки и скольжения.* Обычные весы, используемые нами в быту для определения массы предмета, измеряют силу, действующую в известном направлении. Аэродинамические весы (АВ) предназначены для измерения сил и моментов относительно выбранной ортогональной системы осей [6].

Аэродинамические весы классифицируют по числу измеряемых компонент и в зависимости от решаемой задачи этих компонент может быть от одной до шести. Когда модель симметричная и угол скольжения  $\beta = 0$ , то есть при решении плоской задачи используют трёхкомпонентные весы, которые измеряют подъёмную силу, сопротивление и момент тангажа. Для решения задач, связанных с поперечной устойчивостью и управляемостью летательного аппарата, используют четырёхкомпонентные весы, позволяющие измерять ещё и момент крена  $M_x$ . Некоторые частные задачи связанные с определением силы сопротивления и подъёмной силы или одной из составляющих момента, могут решаться с применением одно– или двухкомпонентных весов.

По принципу действия весы делят на механические и электрические.

Разложение полной аэродинамической силы и момента в весах механического типа осуществляется при помощи различных механизмов.

Тензометрические методы измерения сил основаны на использовании упругих элементов, деформации которых пропорциональны механическим напряжениям, а значит, силам и моментам, Тензодатчики при деформации позволяют получать электрические сигналы, величины которых являются элементарными функциями сил и моментов.

По расположению аэродинамические весы могут быть двух типов: расположенные вне модели и рабочей части трубы или внутри модели. К первому типу относятся как механические, так и тензометрические весы. Внутри модели могут располагаться как правило только весы тензометрического типа, встроенные в державки моделей. Внутримодельные весы получили в настоящее время широкое распространение, в том числе и в высокоскоростных трубах.

### ***5.3.1. Принцип работы внутримодельных аэродинамических весов тензометрического типа***

Как уже отмечалось, малые габариты аэродинамических весов тензометрического типа позволяют размещать их внутри модели. Другим важным преимуществом тензометрических весов является их быстродействие, которое позволяет получать результат измерения силы за десятые доли секунды. Кроме того, удобство и простота этих весов в последнее время привлекают внимание большого количества экспериментаторов. В результате это привело к чрезвычайно широкому распространению весов тензометрического типа, особенно в качестве внутримодельных для измерения сил и моментов, действующих на модели в аэродинамических трубах [7].

Аэродинамические весы тензометрического типа представляют собой упругую систему, деформации отдельных элементов которой пропорциональны компонентам или алгебраическим суммам компонент полной аэродинамической силы и момента, которые действуют на модель. Деформации измеряются с помощью электрических преобразователей деформации в электрическую величину.

Исключительное применение в аэродинамических весах нашли тензометры сопротивления, действие которых основано на преобразовании деформаций упругого элемента в изменение электрического сопротивления, которое фиксируется прибором, соединенным с соответствующей измерительной схемой.

*Тензодатчики сопротивления.* В настоящее время широко используются фольговые, проволочные или полупроводниковые тензодатчики. Чаще всего в аэродинамических весах применяются проволочные преобразователи.

Тензометр (проволочная решетка) обычно представляет собой проволоку малого диаметра (0,025...0,05) мм из специального сплава с высоким электрическим сопротивлением, которая приклеена между двумя слоями бумаги или пленки (рис. 29). Такой тензодатчик приклеивают к поверхности какого-либо упругого элемента, и при деформации последнего датчик будет деформироваться вместе с этим элементом.

Преимуществами тензодатчиков, которые обеспечили их широкое применение при измерениях аэродинамических сил, являются:

- 1) малые размеры и вес;
- 2) возможность измерения очень малых относительных деформаций упругих элементов (менее  $10^{-3}$ ), что дает возможность использовать упругие элементы с большей жесткостью, а следовательно и с высокой собственной частотой колебаний;

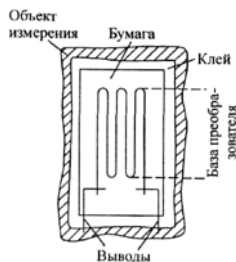


Рис. 29. Проволочная решетка [6]

3) малая инерционность тензодатчиков позволяет измерять даже динамические нагрузки;

4) возможность дистанционных измерений.

Основной характеристикой тензометров является коэффициент тензочувствительности  $S$ , который определяется как частное от деления относительного изменения электрического сопротивления проволоки на величину относительной линейной деформации

$$S = \frac{\Delta R/R}{\Delta l/l},$$

где  $R$  – сопротивление,  $l$  – длина проволоки.

Следовательно, если измерить  $\Delta R/R$ , то, зная коэффициент тензочувствительности, можно легко определить относительное удлинение проволоки, а значит, и материала упругого элемента, к которому приклеен тензодатчик

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} = \frac{1}{S} \frac{\Delta R}{R}.$$

Если напряженное состояние элемента однородно, то зависимость между деформацией  $\varepsilon$  и напряжением  $\sigma$  в пределах пропорциональности материала выражается законом Гука  $\varepsilon = \sigma/E$ , где  $E$  – модуль упругости, а напряжение упругого элемента зависит от действующих сил и моментов. Следовательно, изменение сопротивления датчика, установленного на упругом элементе, пропорционально составляющим сил и моментов, которые вызывают деформацию этого элемента.

Величина коэффициента пропорциональности зависит от коэффициента тензочувствительности проволоки, от упругих свойств материала, а также от формы и геометрических размеров упругого элемента. В аэродинамических весах применяются датчики с базой от 2 до 20 мм и сопротивлением 100...400 Ом. В качестве материала для проволочных тензодатчиков, обычно используется константан, имеющий значение коэффициента  $S = 1,9...2,1$ .

### 5.3.2. Принципы устройства тензометрических весов

Учитывая, что изменение угла атаки модели при использовании внутримодельных весов осуществляется за счет её перемещения вместе с державкой и упругими элементами, понятно, что компоненты полной аэродинамической силы и момента, в этом случае, измеряются в связанной системе координат.

Внутримодельные весы типа консольно закрепленного стержня основаны на свойствах измерительного моста. Отдельные компоненты аэродинамической нагрузки определяют по измеренным деформациям в различных точках консольного стержня. Соединяя надлежащим образом установленные в этих точках тензодатчики в измерительные мосты, добиваются, чтобы выходной сигнал каждого моста зависел в основном от одной из компонент аэродинамической нагрузки на модель.

Такие весы позволяют измерять силы и моменты, вызывающие в стержне деформацию изгиба с высокой точностью. Однако сила лобового сопротивления  $X$  и поперечный момент  $M_x$  вызывают в стержне лишь незначительные деформации сжатия и кручения. Поэтому столь же точное измерение этих компонент затруднительно. Чтобы измерить такие компоненты тензометрическим способом или для того, чтобы повысить точность измерения других компонент, в консольных стержнях создают упругие элементы.

Эти элементы позволяют частично или полностью изолировать действие компонент друг от друга.

Различают два типа упругих элементов, с помощью которых осуществляют непосредственное разложение аэродинамической нагрузки на составляющие – кинематические и измерительные.

*Кинематический упругий элемент* обеспечивает возможность поступательного или вращательного перемещения какого-либо жесткого элемента конструкции весов.

*Измерительный упругий элемент* препятствует этому перемещению. Сила реакции между этими двумя типами упругих элементов пропорциональна измеряемой компоненте и тем ближе к ней, чем больше отношение жесткостей этих элементов. Тензодатчики, которые установлены на измерительном упругом элементе, измеряют эту реакцию, а посредством предварительной тарировки весов она сопоставляется с измеряемой компонентой.

На рис. 30 представлен пример непосредственного измерения силы и момента с помощью консольной державки. Упругий элемент состоит из двух параллельных пластинок 1, связанных между собой жесткими элементами (упругий параллелограмм), и служит для кинематической «изоляции» силы  $P$ . Упругий шарнир 2 служит для «изоляции» момента  $M$ , 3-4 – упругие измерительные элементы для измерения соответственно  $P$  и  $M$ .

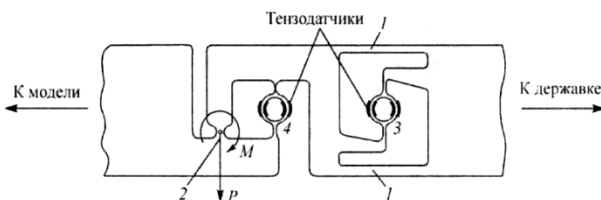


Рис. 30. Консольная тензодержавка [6]

Выбором геометрической формы упругого элемента добиваются того, чтобы деформация, вызываемая измеряемой компонентой, значительно превышала деформации, вызываемые другими компонентами. Остаточные взаимные влияния компонент друг на друга можно уменьшить или полностью исключить применяя компенсационные схемы, основанные на аналитических свойствах измерительных мостов, в которые включены тензодатчики.

Рассмотрим пример независимого измерения силы и пары сил, воспользовавшись изгибающими моментами в двух поперечных сечениях консольной державки. В этом случае удобно воспользоваться тем обстоятельством, что изгибающий момент вдоль



оси  $OX$ , вызываемый поперечной силой ( $Y$  или  $Z$ ), увеличивается пропорционально расстоянию силы от точки её приложения до заданного сечения державки. При этом изгибающий момент от пары сил постоянен по длине стержня.

На рис. 31 представлена схема двухкомпонентных «стержневых» весов, принцип действия которых основан на измерении деформации в двух различных сечениях стержня, что позволяет получить два независимых уравнения, решение которых дает неизвестные силу и пару сил [7].

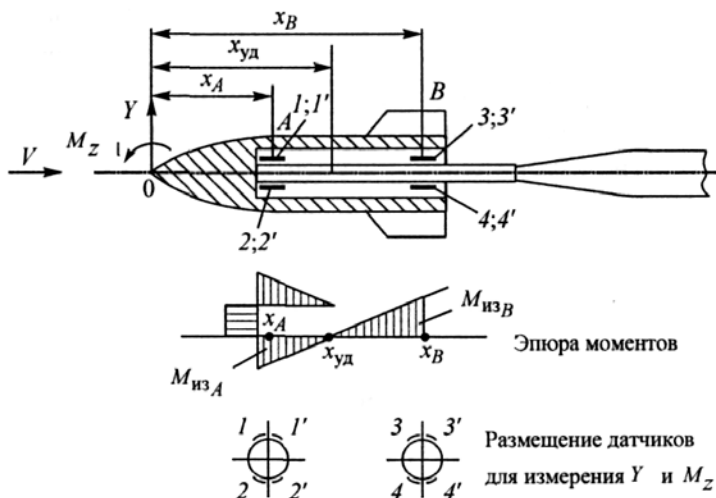


Рис. 31. Схема двухкомпонентных «стержневых» весов [6]

Если принять начало координат в точке  $O$ , то изгибающие моменты в сечениях  $A$  и  $B$  будут равны соответственно

$$M_A = M_z - Yx_A \text{ и } M_B = M_z - Yx_B .$$

Совместное решение уравнений изгибающих моментов с выражениями для измеренных напряжений дает:

$$Y = \frac{\Delta U_A - \Delta U_B}{x_B - x_A}, \quad M_z = k \frac{\Delta U_A x_B - \Delta U_B x_A}{x_B - x_A},$$

где  $k = \frac{WE}{U_0 S}$  – постоянная, зависящая от упругих свойств стержня,

характеристики датчиков и их координат, и определяется градуировкой весов,  $\Delta U_A$  и  $\Delta U_B$  – измеренные напряжения соответственно в точках  $A$  и  $B$ .

#### 5.4. Методы визуализации течений

Визуализация течений с самого начала своего развития играла важную роль как экспериментальный метод исследований в аэромеханике и газовой динамике. С помощью методов визуализации потоков сделаны многие важнейшие открытия в области механики жидкости и газа. Детальным наблюдением и эскизированием течений в реках и каналах занимался еще Леонардо да Винчи (1452-1519). Эрнст Мах при изучении различных явлений аэромеханики использовал опорный пучок интерферометра и другие оптические методы (1878). Осборн Рейнольдс проводил эксперименты с окрашенными струйками воды, что позволило установить различия между ламинарными и турбулентными течениями в трубе (1893). При малых значениях числа Рейнольдса наблюдалась резко очерченная струйка, а с ростом числа  $Re$  она расплывалась и почти равномерно окрашивала всю движущуюся жидкость, упорядоченное течение постепенно переходило в турбулентное состояние. [6].

Методы визуализации, помогают понять физическую сущность процессов. Они широко применяются и при создании новых теорий, и при математической интерпретации изучаемых явлений. Так фотографии потока за винтом, полученные Фламмом, помогали Н.Е. Жуковскому при создании знаменитой вихревой теории винта.

Изучение картин обтекания моделей летательных аппаратов оказывают помощь конструкторам, давая представление о нарушениях плавности обтекания, которые ухудшают аэродинамические характеристики. На основе этих картин подправляются обво-

ды всех частей аппарата до тех пор, пока всюду не сформируется плавное обтекание.

Главное преимущество методов визуализации течений в том, что они дают качественную визуальную картину (панораму) обтекания тел или течения в каналах. Сочетание методов визуализации и методов измерения давлений, температур и других параметров позволяет детально изучать характерные особенности различных аэрогидродинамических явлений и их структуру.

Методы визуализации применяются практически для всех типов континуальных течений жидкостей и газов от малых дозвуковых до гиперзвуковых скоростей. Эти методы подразделяют на два класса. Первый базируется на введении в поток различного рода меток, движение которых используется для определения скорости и структуры течений. Ко второму классу относятся оптические методы, основанные на использовании изменения коэффициентов преломления в жидкостях и газах или на использовании радиационного излучения молекул или атомов. Преимущественно такие методы применяются для визуализации газовых потоков поскольку различия коэффициентов преломления связаны с изменением плотности. Оптические методы широко используются для изучения сжимаемых течений, естественной конвекции, процессов горения и других явлений [6].

В настоящее время разработано множество различных методов визуализации. В пособии рассматриваются лишь те методы, которые применяются в аэродинамических лабораториях университета.

#### ***5.4.1. Метод шелковинок***

Метод шелковинок применяется для визуализации ламинарных течений чаще всего вблизи поверхностей моделей при их обтекании дозвуковым потоком воздуха. Обычно используются шелковинки длиной 5...15 мм, которые одним концом приклеивают к поверхности модели, например, мелкими капельками эмали

или другого клея. В зависимости от направления течений свободные концы шелковинок могут произвольно отклоняться от поверхности. В качестве шелковинок обычно используют нейлоновые или другие синтетические волокна. Иногда для усиления видимости шелковинки окрашивают краской и затем освещают монохроматическим светом. Тогда при фотографировании картин следует применять оптические фильтры, пропускающие флюоресцирующий свет. Существенное влияние на динамические характеристики шелковинок оказывают такие их характеристики как плотность, гибкость и длина. Спектр обтекания исследуемой поверхности модели фиксируют, фотографируя картину расположения шелковинок. В случае плавного обтекания шелковинки изображаются на фотографии в виде черточек (полосок), которые характеризуют локальное направление потока. Обычно, когда в установленном потоке наблюдается нестационарное движение шелковинок, считают, что пограничный слой находится в турбулентном состоянии. При нарушении плавности обтекания шелковинки начинают пульсировать, а при отрыве потока, они интенсивно вращаются, что интерпретируют как зарождение вихрей. В случаях когда поток полностью оторвался от поверхности шелковинки будут направлены против основного потока, что указывает на наличие обратного течения в рассматриваемой области. Недостатком метода считается высокая неустойчивость шелковинок к колебаниям в высоко турбулизованных или неустановившихся течениях.

На рис. 32, 33 приведены примеры визуализации течения на поверхностях моделей крыла и самолёта методом шелковинок при испытаниях в дозвуковой аэродинамической трубе.

На приведенных фотографиях по поведению шелковинок можно определить области поверхностей моделей, в которых наблюдаются нарушения плавного обтекания и формирование отрывных течений.

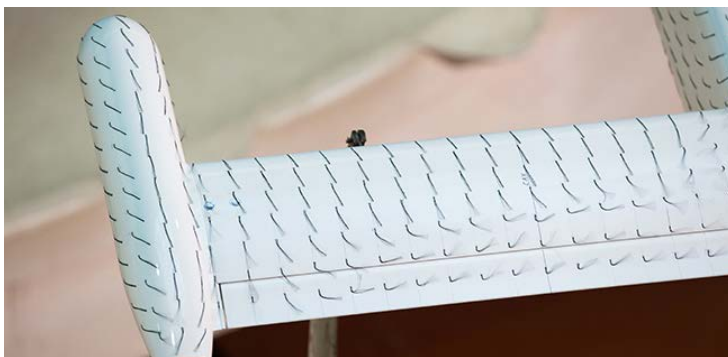


Рис. 32. Крыло летательного аппарата, исследуемого методом шелковинок [26]

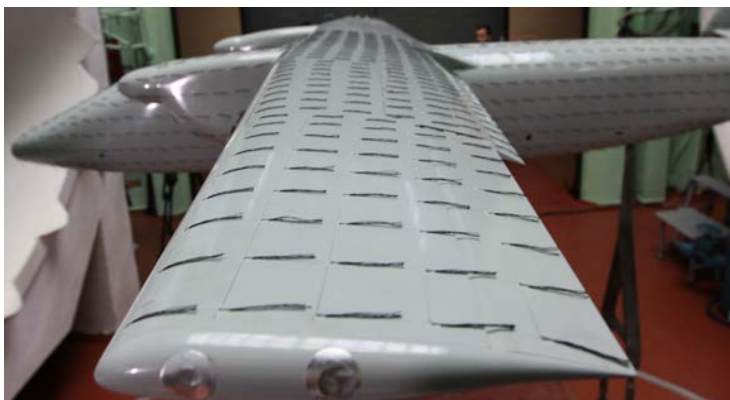


Рис. 33. Летательный аппарат с наклеенными шелковинками [27]

Метод шелковинок может применяться и в областях, которые расположены на некотором расстоянии от стенок моделей. В этом случае шелковинки прикрепляют к тонким проволочкам, которые размещают в этих зонах. При таком подходе метод шелковинок позволяет визуализировать течения аналогично методам введения дыма или водяного пара. При этом можно качественно оценивать компоненты скорости, нормальные к направлению основного потока.

На рис. 34 в качестве примера представлена визуализация концевых вихрей, образовавшихся при обтекании треугольного крыла установленного под углом атаки, выполненная Герстенем. В данном случае сетка расположена нормально к потоку. Если обтекание происходит без возмущений, ориентация шелковинок перпендикулярна к сетке. Когда в потоке возникают возмущения, вызывающие поперечные течения, шелковинки отклоняются от своей первоначальной ориентации. Если поток не возмущен и линии тока параллельны направлению оси  $x$ , то вертикальная проекция положения шелковинок на плоскость сетки даёт соответственно компоненты скорости  $V_y$  и  $V_z$ .

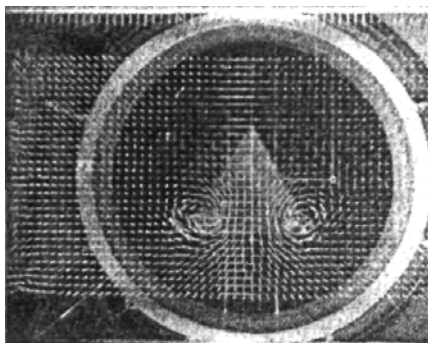


Рис. 34. Вихревые образования на задней кромке крыла под углом атаки

Используя метод шелковинок следует помнить, что расположение камеры на небольшом расстоянии от сетки приводит к погрешностям (в данном случае за счет смещения объектива от концевых вихрей крыла), и в результате на фотографии проекция шелковинок фиксируется с ошибкой. Поэтому в случае количественной оценки компонент скорости нужно вводить поправки, учитывающие этот эффект.

Таким образом, основным результатом, получаемым методом шелковинок является визуализация направлений линий тока, а также определение положения отрывных областей, неустойчивых течений и зон ламинарно-турбулентного перехода.

### 5.4.2. Теневые методы исследования потоков

Описанные выше методы визуализации удобно использовать для несжимаемых течений, в которых плотность можно считать постоянной или однородной. В сжимаемых потоках плотность изменяется или локально и/или во времени. Это является причиной различия термодинамических свойств и определяет другие характеристики сжимаемых течений. Для визуализации сжимаемых потоков используют другой класс методов визуализации так называемые теневые методы [6].

Теневые методы были предложены ещё в 1858 г. Л. Фуко и используются по настоящее время для качественной визуализации высокоскоростных течений. В основе этих методов лежит связь между плотностью газа и показателями преломления  $n = 1 + K\rho$ , где  $n$  – показатель преломления,  $\rho$  – плотность газа,  $K$  – постоянная Гладсона-Дейля для данного газа. Для воздуха  $n = 1 + 2,93 \cdot 10^{-4} \rho/\rho_0$ , где  $\rho_0$  – плотность воздуха при  $P = 101325$  Па,  $T = 288$  К.

Когда пучок света проходит через гомогенную среду, в которой отсутствуют оптические возмущения, он движется прямолинейно. Если среда негомогенная, эта линия резко или плавно отклоняется. Изменение направления движения света обусловлено преломлением (рефракцией). В соответствии с законом рефракции угол преломления светового луча, проходящего через границу раздела неоднородностей связан с показателями преломления сред  $n_1$  и  $n_2$  (рис. 35), и определяется как

$$\frac{\sin \varphi_1}{\sin \varphi_2} = \frac{n_2}{n_1},$$

где  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$  – углы между направлением светового луча и нормалью к касательной плоскости границы раздела, а  $n_1$  и  $n_2$  – показатели преломления, определяемые как [6]  $n = \frac{\lambda_0}{\lambda}$ , где  $\lambda_0$  – длина волны

монохроматического света в невозмущённой однородной среде, а  $\lambda$  – длина волны этого же света, проходящего через среду с неоднородностями.

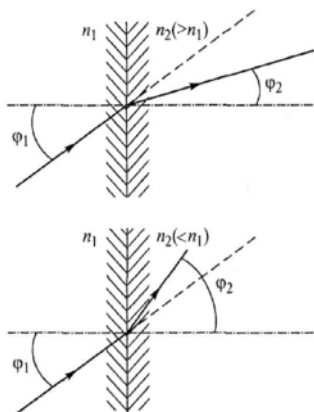


Рис. 35. Преломления пучка света, пересекающего границу раздела двух сред [6]

Показатели преломления зависят от плотности сред, которые, в свою очередь, зависят от их состава и температуры. Таким образом, световой поток, проходящий через среду с неоднородной плотностью, распространяется криволинейно. Поэтому сжимаемые течения представляют собой среду, в которой присутствуют оптические возмущения для лучей света, проходящих через неё. Считают, что при числе  $M = 0,2$ , максимальная разность плотностей в потоке составляет  $\sim 2\%$  [6]. С практической точки зрения

визуализации течений условно можно считать это число  $M$  границей между несжимаемыми и сжимаемыми течениями.

Для визуализации обтекаемых моделей аэродинамические трубы больших скоростей оснащаются оптическими окнами. Через эти окна пропускают параллельные или расходящиеся световые пучки, исследуемые различными оптическими методами. Проходя через среду с неоднородным распределением показателей преломления в сжимаемых потоках, световые пучки отклоняются от исходного направления или сдвигаются по фазе относительно прохождения через однородную среду. Эти явления используются для визуализации течений, а также для количественных измерений плотности газов. Во втором случае, разумеется, требуется точно знать зависимость распределений коэффициентов преломления от плотности.



Теневые методы являются простыми в реализации и широко используются в практике аэрофизического эксперимента, хотя дают в основном качественный результат, но существенно расширяют представления о тангенциальных разрывах, положениях скачков уплотнения, характере их взаимодействия и других особенностях сверхзвукового обтекания моделей [6].

Проходя через поток с возмущениями плотности и связанными с ними возмущениями показателя преломления пучок света, отклоняется от первоначального направления и достигает экрана в точке  $y_1$  в момент времени  $\tau_1$  с углом падения  $\varphi_1$  (рис. 36).

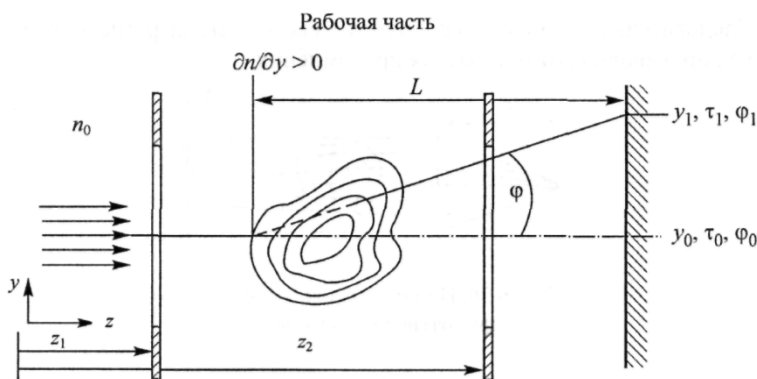


Рис. 36. Прохождение светового потока через исследуемую неоднородность [6]

В случае малых значений  $\varphi = \varphi_1 - \varphi_0$  отклонение луча можно выразить как:

$$\varphi \approx \frac{1}{n_0} \int_{z_1}^{z_2} \frac{\partial n}{\partial y} dx$$

и тогда в газах, для которых справедлива формула Гладсона-Дейля

$$n = 1 + K\rho, \text{ угол отклонения луча будет } \varphi \approx K \int_{z_1}^{z_2} \frac{\partial \rho}{\partial y} dx.$$

При этом, учитывая малую величину угла отклонения луча  $y = y_1 - y_0 = L(\varphi_1 - \varphi_0)$ ,

$$\tau = \tau_1 - \tau_0 = \frac{1}{c} \int_{z_1}^{z_2} (n_1 - n_0) dx,$$

где интегрирование производится по пути луча,  $L$  – расстояние от точки кажущегося отклонения луча до экрана,  $\tau$  – время,  $c$  – скорость света.

Все эти величины ( $y$ ,  $\varphi$  и  $\tau$ ) регистрируются с помощью соответствующих оптических приборов. При измерении величины  $y$  используют прямотеневые методы, величины  $\varphi$  – теневые методы, а  $\tau$  – интерференционные методы.

*Теневой метод* или методом Теплера (в иностранной литературе обычно называют *ширлен-методом*) широко применяется и в настоящее время в аэродинамических лабораториях для визуализации неоднородностей газовых потоков. Этот метод позволяет визуализировать угол отклонения луча. Его оптическая схема реализации представлена на рис. 37.

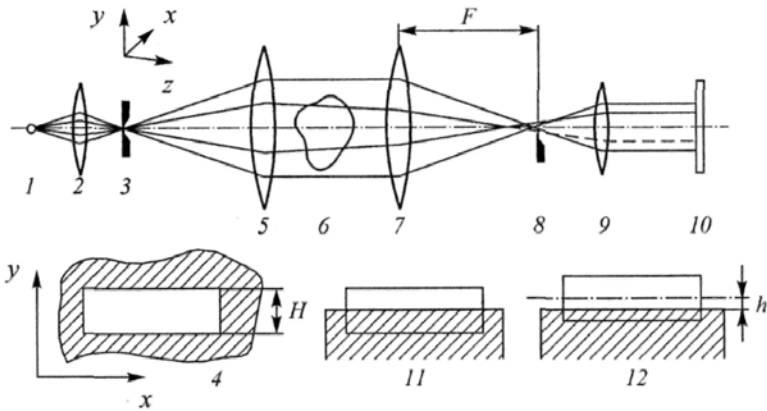


Рис. 37. Оптическая схема теневого метода [6]

Излучение от источника 1 фокусируется объективом 2 на щель 3 прямоугольной формы 4. Объектив 5 формирует параллельный пучок света, проходящий через исследуемую неоднородность 6. Объектив 7 фокусирует пучок на экран 8. Объектив 9 и экран 10 также участвуют в формировании изображения. Высота исследуемого объекта обозначена как  $H$ , а высота экрана как  $h$ .

родность 6. Затем объективом 7 излучение фокусируется на плоскость ножа 8, в которой одновременно формируется изображение щели. С помощью объектива 9 изображение изучаемой неоднородности регистрируется в плоскости 10. При этом нож устанавливается таким образом, чтобы перекрывалась половина изображения щели.

В плоскости 8 каждый луч формирует своё изображение щели, но от всех лучей на экран проходит только половина излучения. Как уже отмечалось, при наличии неоднородностей лучи отклоняются на угол  $\Phi$ , что приводит к смещению изображения щели относительно кромки ножа 11-12. Тогда для луча, отклонившегося на угол  $\Phi$ , смещение  $h = F\Phi$ , где  $F$  – фокусное расстояние объектива 7. Следовательно, изменяется доля прошедшего излучения на экран 10, и в соответствующей точке изображения неоднородности появится более светлая или более тёмная область в зависимости от знака и величины  $h$ . Ширина щели 4 (рис. 37) обозначена через  $H$ , тогда

$$I_{\Phi} = I_0 \left( 1 - \frac{2h}{H} \right) = I_0 \left( 1 + \frac{2F\Phi}{H} \right) = I_0 \left( 1 + \frac{2F}{H} \frac{1}{n_0} \int_{z_1}^{z_2} \frac{\partial n}{\partial y} dz \right) \quad (2)$$

При  $|h| > H/2$  изображение щели или полностью перекрывается ножом, или будет полностью открыто, т.е. освещённость экрана в соответствующей точке станет нулевой или максимально возможной  $I_{\max} = 2I_0$ , и при дальнейшем увеличении  $|h|$  освещённость останется неизменной. В случае  $\partial n/\partial y > 0$  угол отклонения лучей также будет больше нуля, и освещённость  $I_{\Phi}$  будет больше  $I_0$ . Соответственно при  $\partial n/\partial y < 0$  угол  $\Phi > 0$  и изображение щели перекрывается больше, чем при отсутствии возмущений, так что  $I_{\Phi} < I_0$ . Если  $n$  не зависит от  $z$ , относительная разность освещённости выражается как

$$\frac{\Delta I}{I_0} \approx \frac{F(z_2 - z_1)}{hn_0} \frac{\partial n}{\partial y}.$$

Полученные теньвым методом изображения, характеризуются большей контрастностью, и требует лишь однократного интегрирования.

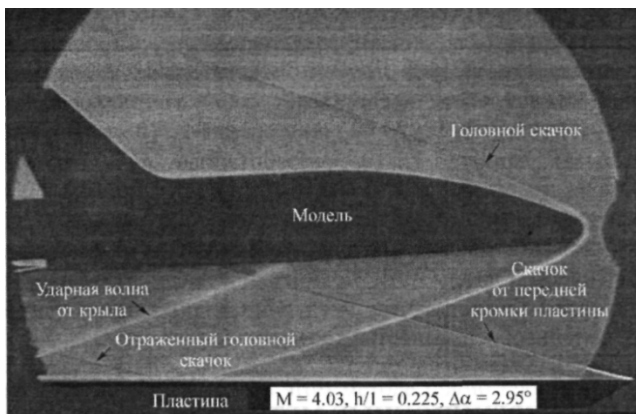
Представленная схема позволяет визуализировать градиенты плотности, перпендикулярные кромке ножа (в данном случае  $\partial n / \partial y$ ). Поскольку градиенты плотности по координате  $x$  приводят к смещению изображения вдоль кромки ножа, они не меняют освещённости экрана.

На рис. 38, а показан пример визуализации теньвым методом обтекания модели возвращаемого аппарата, расположенной над плоской поверхностью. На фотографии хорошо видна характерная структура взаимодействия скачков уплотнения, формируемая в зависимости от угла атаки  $\alpha$  и относительного расстояния между моделью и пластиной  $h/l$ . Таким образом, метод Теплера дает возможность изучать различные течения, в том числе и сложные, которые реализуются, например, в пространстве между разделяющимися ступенями в двухступенчатых аэрокосмических системах.

Существует разновидность теньвых методов, называемая методами цветного изображения. В этом случае вместо ножа в фокальной плоскости основного объектива приёмной части прибора устанавливается оптический фильтр, который состоит из параллельных полосок разных цветов. Может быть использована и круглая диафрагма, различные сектора которой состоят из набора прозрачных цветных стекол.

В гомогенном потоке световые лучи из разных точек проходят через одно и то же место диафрагмы, в результате всё поле будет окрашено в один цвет. В неоднородном потоке отклонение лучей, которые проходят через разные сектора диафрагмы, и изображения точек с различным отклонением света окрашиваются в

соответствующие цвета. Понятно, что изображение точек, которые одинаково отклоняют свет, получается окрашенным в один и тот же цвет. На рис. 38, б. представлена фотография цветного изображения, полученная цветным теневым методом [6].



а



б

Рис. 38. Пример визуализации обтекания теневым методом:  
 а – модель возвращаемого аппарата, расположенная над пластиной,  
 б – иллюстрация цветного изображения [28]

Самый распространённый в России теневой прибор ИАБ-451 создан по схеме, предложенной и разработанной Д.Д. Максудовым. Он состоит из двух частей – осветительной (коллиматора) и приёмной. Каждая часть представляет собой металлическую трубу длиной 2,4 м и диаметром 320 мм, поле зрения – 230 мм (рис. 39).

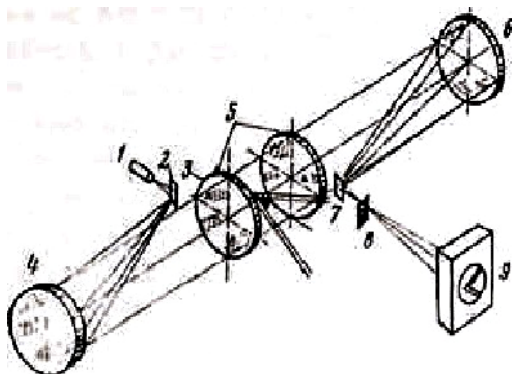


Рис. 39. Прибор ИАБ-451:

- 1 – осветительная система; 2 – щелевая диафрагма; 3 – отклоняющее зеркало;
- 4 – первое вогнутое зеркало, формирующее параллельный пучок лучей света;
- 5 – ограниченное плоскими оптическими стеклами исследуемое (рабочее) пространство; 6 – второе вогнутое зеркало; 7 – отклоняющее зеркало;
- 8 – нож Фуко; 9 – экран, на котором образуется теневое изображение

Теневые методы чувствительны к изменению градиента оптической длины пути, поэтому они предпочтительны для определения формы и расположения ударных волн, областей разрежения и других подобных особенностей течений.

## 6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ

Конечной целью измерительного эксперимента является оценка истинного значения измеряемой величины. В зависимости от методов измерений и способа обработки экспериментальных данных измерения разделяют на прямые, косвенные, совместные и совокупные [8].

Методы статистического анализа результатов наблюдений не обеспечивают в полной мере правильность и точность полученных данных, так как экспериментальные данные могут содержать систематические погрешности, не выявляемые и не устранимые методами статистического анализа.

В этой главе будет рассмотрена обработка прямых и косвенных измерений.

*Прямыми* называют измерения, при которых значение физического параметра находят непосредственно из опыта, с помощью тех или иных приборов, регистрирующих этот параметр (измерение длины линейкой, времени секундомером, температуры термометром). Однако не всегда и не все физические параметры можно измерить непосредственно с помощью приборов.

*Косвенными* называют измерения, когда исследуемый физический параметр вычисляется по известной формуле, связывающей этот параметр с данными прямых измерений других параметров (например, измерение плотности тела).

### **Обработка результатов прямых измерений**

В зависимости от объекта исследования, характеристик средств измерений, принятой модели объекта и решаемых задач измерения выполняют с однократными или многократными наблюдениями.

В первом случае методикой выполнения измерений заранее устанавливается процедура, соблюдение которой обеспечивает

получение результата измерений с погрешностью, не превышающей допустимую [9].

Во втором случае погрешность результата определяется после проведения измерений путем статистической обработки группы результатов измерений.

Погрешность – отклонение результата измерения величины от истинного значения. *Абсолютной погрешностью* измерений  $\Delta x$  называют модуль разности между истинным значением  $X$  физической величины и результатом его измерения  $x$ :  $\Delta x = |X - x|$ . Часто пользуются также относительной погрешностью:  $E = \Delta x / X \cdot 100\%$ .

Погрешности делятся на грубые ошибки, систематические и случайные погрешности.

Грубые ошибки – чрезмерно большие погрешности, когда результат явно не соответствует ожидаемому значению измеряемой величины. Грубые ошибки обычно обусловлены неправильным отсчётом по прибору, ошибкой при записи наблюдений, влиянием сильной внешней помехи, сбоем в работе аппаратуры. Результаты, содержащие грубые ошибки, должны быть исключены из анализа.

*Систематическими* называют погрешности, величина и знак которых подчиняются определённым зависимостям (правильно повторяются или изменяются по определённому закону). Систематические погрешности обусловлены неидеальностью приборов, недостатками методики измерений, действием различных внешних факторов, искажающих результаты измерений.

Приведём два примера появления систематических погрешностей:

- 1 при измерении вязкости жидкостей температура жидкости не фиксируется и не контролируется;
- 2 влияние державки весов на аэродинамические характеристики модели.

Природа и характер систематических погрешностей зачастую известны. В принципе систематические погрешности могут быть



выявлены и исключены, но это связано с усложнением приборов, увеличением их стоимости и увеличением времени измерений.

Существуют общие правила и приёмы устранения систематических погрешностей. Они достаточно очевидны. Следует использовать исправную и поверенную аппаратуру, измерительные приборы должны работать в условиях, предусмотренных ТУ (Технические Условия – указываются в паспорте прибора). Хороший эффект дают стабилизация напряжения электропитания и температуры, применение защитных экранов и фильтров. Выявлению систематических погрешностей способствует проведение контрольных, калибровочных измерений.

*Случайными* называют погрешности, изменяющиеся случайным образом при повторных измерениях. Природа случайных погрешностей либо неизвестна, либо связана со случайным характером самого исследуемого явления (число испускаемых фотоэлектронов, число радиоактивных распадов в единицу времени). К случайным относят и погрешности, для которых не установлены причины (факторы), влияющие на разброс результатов при повторных измерениях. Поэтому деление погрешностей на систематические и случайные иногда зависит от степени изученности объекта.

## **6.1. Статистическая обработка группы результатов равноточных наблюдений**

### ***6.1.1. Порядок обработки результатов измерений***

В общем случае при статистической обработке группы результатов измерений в соответствии с ГОСТ 8.207 следует выполнять следующие операции:

– исключить из результатов наблюдений грубые ошибки и известные систематические погрешности путем введения поправок;

– вычислить среднее арифметическое значение исправленных результатов, которое принимается за окончательный результат измерения;

– вычислить оценку среднего квадратического отклонения результата измерения;

– проверить гипотезу о том, что результаты измерений принадлежат закону нормального распределения;

– вычислить доверительные границы случайной погрешности (случайной составляющей погрешности) результата измерения;

– вычислить границы неисключённой систематической погрешности (неисключённых остатков систематической погрешности) результата измерения;

– вычислить доверительные границы погрешности результата измерения.

В теории погрешности экспериментальных измерений наиболее часто рассматриваются распределения Гаусса (нормальное распределение), Стьюдента и равномерное распределение.

Закон нормального распределения (Гаусса) играет в теории погрешностей особую роль. Это связано, прежде всего, с тем, что в теории вероятности существует центральная предельная теорема, которая утверждает, что случайная величина, формирующаяся как совокупность нескольких независимых случайных процессов, подчиняется закону нормального распределения. Результаты многократных измерений при наличии случайных погрешностей формируются под влиянием большого числа независимо действующих факторов. На этом основании можно считать, что при отсутствии какого-либо доминирующего влияния результаты прямых многократных измерений подчиняются нормальному распределению.

Вопрос о выборе метода обработки экспериментальных результатов решается исследователем в каждом конкретном случае.

### 6.1.2. Результат измерения и оценка его среднего квадратического отклонения

Согласно ГОСТ 8.207 за результат измерения принимают среднее арифметическое значение результатов наблюдений, в которые предварительно введены поправки для исключения систематических погрешностей:

$$\tilde{A} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i .$$

При вычислении среднего арифметического значения, как правило, целесообразно получать результат с числом значащих цифр, на одну большим, чем в исходных данных. Далее при статистической обработке данных необходимое число значащих цифр нужно уточнить и обосновать.

Рассеивание результатов отдельных наблюдений относительно действительного значения измеряемой величины определяется средним квадратическим отклонением результата наблюдения  $\sigma_x$  – параметром функции распределения результатов наблюдений, от которого зависит форма кривой нормального распределения.

Чаще всего до проведения измерений значение  $\sigma_x$  неизвестно, поэтому при статистической обработке используют его оценку  $S_x$ , определяемую по формулам:

$$S_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \tilde{A})^2}{n-1}} ;$$

или:

$$S_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - \tilde{A}^2 \cdot n}{n-1}} ,$$

где  $x_i$  –  $i$ -й результат наблюдений;  $\tilde{A}$  – результат измерения (среднее арифметическое значение исправленных результатов наблюдений);  $n$  – число результатов наблюдений.

Мерой неопределенности возможной случайной погрешности значения физической величины, полученной по результатам многократных независимых измерений, является величина оценки среднего квадратического отклонения результата измерения  $S(\tilde{A})$ .

Согласно ГОСТ 8.207 эта величина определяется по формулам:

$$S(\tilde{A}) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \tilde{A})^2}{n(n-1)}},$$

или:

$$S(\tilde{A}) = \frac{S_x}{\sqrt{n}}.$$

Среднее квадратическое отклонение значения результата измерений всегда меньше по величине, чем аналогичная характеристика для отдельных наблюдений, поскольку оно характеризует неопределенность нахождения среднего арифметического значения.

### ***6.1.3. Определение доверительных границ случайной погрешности результата измерения***

Числовые значения характеристик и параметров, определенные при статистическом анализе, имеют вероятностный характер.

Надежность полученных результатов определяется величиной *доверительной вероятности*  $P$ , которая характеризует вероятность того, что действительное значение исследуемой переменной будет лежать в указанном диапазоне.

Числовое значение доверительной вероятности выбирается при проведении исследования в соответствии с требуемым уровнем надежности результатов.

В соответствии с ГОСТ 8.207 доверительная вероятность должна быть равна 0,95 или 0,99. Первое значение рекомендуется для большинства технических измерений, второе для ответственных измерений, которые невозможно повторить.

*Доверительные границы* случайной погрешности результата измерения – это интервал, в который с заданной вероятностью должно попасть среднее арифметическое значение при бесконечном увеличении объема выборки. Ширина интервала доверительных границ для результата измерения определяется степенью разброса значений, измеряемого средним квадратическим отклонением и степенью значимости допустимого выхода за эти пределы, которые устанавливает исследователь. Чем меньше допускаемая вероятность погрешности, выходящей за пределы установленных доверительных границ, тем эти границы должны быть шире.

Доверительные границы случайной погрешности результата измерения в соответствии с ГОСТ 8.207 устанавливаются для результатов измерений, описываемых законом нормального распределения.

Доверительные границы случайной погрешности результата  $j$ -го измерения (без учета знака)  $\varepsilon_j$  находятся по формуле:

$$\varepsilon_j = t \cdot S(\tilde{A}),$$

где  $t$  – коэффициент Стьюдента, зависящий от доверительной вероятности  $P$  и числа результатов наблюдений  $n$  (см. табл. 1).

Если распределение результатов наблюдений отличается от нормального, то методы вычисления доверительных границ случайной погрешности должны быть указаны в методике выполнения измерений. Для этого в методике должна быть

приведена и обоснована на основе достаточного количества измерений выбранная функция распределения результатов измерений.

Таблица 1. Критические значения  $t$  – критерия Стьюдента при доверительной вероятности 0,9; 0,95; 0,99

Число степеней свободы $df$	$P$			Число степеней свободы $df$	$P$		
	0,9	0,95	0,99		0,9	0,95	0,99
1	6,3138	12,706	63,657	18	1,7341	2,1009	2,8784
2	2,9200	4,3027	9,9248	19	1,7291	2,0930	2,8609
3	2,3534	3,1825	5,8409	20	1,7247	2,0860	2,8453
4	2,1318	2,7764	4,5041	21	1,7207	2,0796	2,8314
5	2,0150	2,5706	4,0321	22	1,7171	2,0739	2,8188
6	1,9432	2,4469	3,7074	23	1,7139	2,0687	2,8073
7	1,8946	2,3646	3,4995	24	1,7109	2,0639	2,7969
8	1,8595	2,3060	3,3554	25	1,7081	2,0595	2,7874
9	1,8331	2,2622	3,2498	26	1,7056	2,0555	2,7787
10	1,8125	2,2281	3,1693	27	1,7033	2,0518	2,7707
11	1,7959	2,2010	3,1058	28	1,7011	2,0484	2,7633
12	1,7823	2,1788	3,0545	29	1,6991	2,0452	2,7564
13	1,7709	2,1604	3,0123	30	1,6973	2,0423	2,7500
14	1,7613	2,1448	2,9768	40	1,6839	2,0211	2,7045
15	1,7530	2,1315	2,9467	60	1,6707	2,0003	2,6603
16	1,7459	2,1199	2,9208	120	1,6577	1,9799	2,6174
17	1,7396	2,1098	2,8982	$\infty$	1,6449	1,9600	2,5758

#### ***6.1.4. Доверительные границы неисключенной систематической погрешности результата измерения***

Систематические погрешности должны быть определены и исключены с помощью поправок из результатов измерений на начальном этапе обработки данных. В экспериментальной практике встречаются случаи, когда определить величину систематической погрешности и исключить ее из результата измерения в принципе невозможно, такие погрешности называются неисключенными.

Неисключенная систематическая погрешность результата имеет следующие группы составляющих:

1) инструментальные, определяемые свойствами выбранных средств измерения;

2) методические, связанные с допущениями и упрощениями, сделанными при выводе формулы измерения, с погрешностями поправок;

3) прочие, например, вызванные влиянием внешних условий или погрешностями в установке измерительных преобразователей, которые не могут быть зафиксированы в ходе данного эксперимента.

Поскольку расчетным путем определить влияние второй и третьей групп составляющих практически невозможно, то при постановке эксперимента их следует или сводить к величине, не превышающей погрешностей средств измерений, или предусмотреть в методике измерения определение границ этих составляющих.

При суммировании неисключенных систематических погрешностей они рассматриваются как случайные величины с равномерным распределением, если нет данных о виде распределения.

Границы неисключенной систематической погрешности  $\Theta$  результата измерения согласно ГОСТ 8.207 вычисляются путем построения композиции неисключенных систематических погрешностей средств измерений, метода и погрешностей, вызванных другими источниками, по формуле:

$$\Theta = k \sqrt{\sum_{j=1}^m \Theta_j^2},$$

где  $\Theta_j$  – граница  $j$ -й неисключенной систематической погрешности;  $k$  – коэффициент, определяемый принятой доверительной вероятностью;  $m$  – число суммируемых погрешностей.

При доверительной вероятности  $P=0,95$  коэффициент  $k$  принимают равным 1,1. Для доверительной вероятности  $P=0,99$  вели-

чина коэффициента  $k$  зависит от числа суммируемых неисключенных систематических погрешностей и соотношения их величин.

Если число суммируемых неисключенных систематических погрешностей более четырех ( $m > 4$ ), то коэффициент  $k$  принимают равным 1,4.

Если число суммируемых погрешностей равно или менее четырех ( $m \leq 4$ ), то для определения величины коэффициента  $k$  ГОСТ 8.207 рекомендует использовать приводимый в нем график зависимости  $k=f(m, l)$ , где  $m$  – число суммируемых погрешностей;  $l$  – отношение величины, наиболее отличающейся от всех остальных составляющих, к величине, ближайшей к ней составляющей.

Согласно графику максимальная величина коэффициента  $k$  составляет 1,4 при  $m=3$  и 4; 1,3 при  $m=2$  в случае равенства двух составляющих, и уменьшается до величины 1...1,1 при  $l > 8$ . Поэтому при наличии составляющей, превышающей остальные не менее чем в восемь раз, величину коэффициента  $k$  принимают равной единице.

Доверительную вероятность для вычисления границ неисключенной систематической погрешности принимают той же, что и при вычислении доверительных границ случайной погрешности результата измерения.

### ***6.1.5. Определение доверительной границы погрешности результата измерения***

Способ определения границы погрешности результата измерения зависит от соотношения величины доверительной границы неисключенной систематической погрешности  $\Theta$  и оценки среднего квадратического отклонения результата измерения  $S(\tilde{A})$ .

Если  $\Theta/S(\tilde{A}) \leq 0,8$ , то неисключенную систематическую погрешность не учитывают, т.е. в этом случае суммарная погреш-



ность результата измерения определяется случайной погрешностью  $\Delta = \varepsilon$ .

Если  $\Theta / S(\tilde{A}) > 8$ , то суммарная погрешность результата измерения целиком определяется неисключенными систематическими погрешностями, т.е. случайные погрешности не учитываются. Такое положение имеет место при технических измерениях.

Если отношение  $\Theta / S(\tilde{A})$  лежит в диапазоне от 0,8 до 8, то при определении суммарной погрешности учитывают оба типа погрешностей. ГОСТ 8.207 в последнем случае допускает возможность определения границ погрешности результата по следующей эмпирической формуле:

$$\Delta = \frac{\varepsilon + \Theta}{S(\tilde{A}) + \sqrt{\sum_{j=1}^m 1/3(\Theta_j^2)}} \sqrt{\sum_{j=1}^m \frac{(\Theta_j^2)}{3} + S^2(\tilde{A})}.$$

## 6.2. Обработка результатов косвенных и совокупных измерений

При косвенных измерениях искомое значение измеряемой величины  $x$  находят на основании известной зависимости между  $x$  и величинами  $x_1, x_2, \dots, x_n$ , определяемыми прямыми измерениями [9]:

$$x = F(x_1, x_2, \dots, x_n).$$

Обработка результатов таких измерений должна проводиться следующим образом:

1) Для каждой из величин  $x_i$ , определяемых прямыми измерениями, вычисляется оценка, погрешность ее определения  $\Delta i$ , и среднее квадратическое отклонение погрешности  $\sigma \Delta i$  (или ее оценка  $S \Delta i$ ).

2) Определяется оценка измеряемой величины:

$$\tilde{x} = F_I(x_1, x_2, \dots, x_n).$$

Для исключения смещения оценки результата  $\tilde{x}$  следует сначала усреднить величины  $\tilde{x}_i$ , а затем определять  $\tilde{x}$ , а не наоборот.

3) Определяются значения весовых коэффициентов погрешностей:

$$k = (\partial F / \partial x_i),$$

соответствующих измеренным значениям  $\tilde{x}_i$ .

4) Определяется погрешность результата косвенных измерений:

$$\Delta_x = \sum_{i=1}^n k_i \Delta_i.$$

5) Определяется среднее квадратичное отклонение погрешности:

$$\sigma_{\Delta x} = \sqrt{\sum_{i=1}^n k_i^2 \sigma_{\Delta i}^2}.$$

Последняя формула справедлива в том случае, если  $\Delta_x$  распределена по нормальному закону. В других случаях расчет дает завышенную оценку. Поэтому в критических случаях для того, чтобы не использовать более точные средства измерения, целесообразно провести специальные исследования по определению вида распределения погрешности  $\Delta_x$ .

## 7. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ИССЛЕДОВАНИЯМ, ПРОВОДИМЫМ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ Т3 САМАРСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

### 7.1. Описание оборудования, методики проведения эксперимента и обработки результатов

#### 7.1.1. Аэродинамическая труба Т-3 Самарского университета

Аэродинамическая труба Т-3 Самарского университета (рис. 40) является трубой малых дозвуковых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью. Коэффициент поджатия сопла (отношение площади поперечного сечения форкамеры к площади поперечного сечения на выходе сопла) равен 6. Рабочая часть трубы открытая, длиной 1 м. Поперечное выходное сечение сопла прямоугольное  $0,4 \times 0,6$  м со скошенными углами.

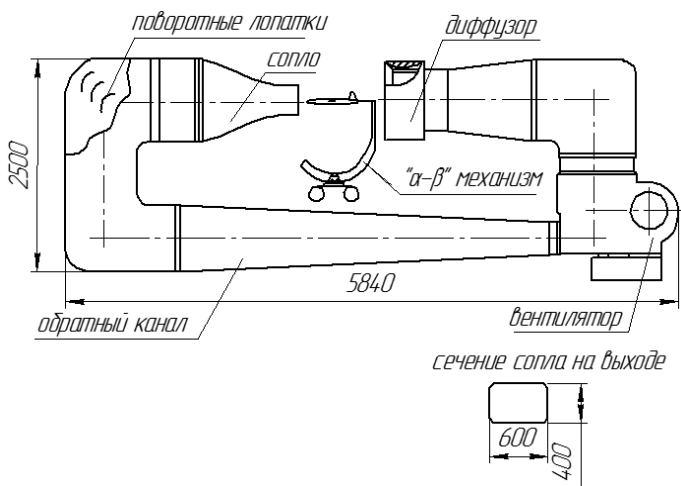


Рис. 40. Схема аэродинамической трубы

Для перемещения исследуемой модели рабочая часть оборудована  $\alpha$ - $\beta$ -механизмом. Диапазон перемещения модели по углу  $\alpha$   $[-10^\circ; +20^\circ]$ , по углу  $\beta$   $[-20^\circ; +20^\circ]$ . Поток в рабочей части трубы создаётся диаметральной вентилятором. Диапазон скоростей воздушного потока от 2 до 50 м/с [10].

Воздушный тракт трубы состоит из сопла, открытой рабочей части, входного диффузора, обратного канала с поворотными коленами, форкамеры с хонейкомбом и сеткой.

Поток в рабочей части трубы создаётся диаметральной вентилятором, ротор которого представляет собой крыльчатку. В контуре имеются 4 поворотных колена. За рабочей частью расположен входной диффузор, который представляет собой расширяющийся канал, обеспечивающий торможение потока с наименьшими потерями и, тем самым, эффективное превращение кинетической энергии в энергию давления. В корпусе диффузора выполнены инжекторные регулируемые окна, предназначенные для снижения пульсаций потока в тракте. Обратный канал представляет собой канал переменного сечения с поворотными коленами и вентиляторным отсеком. В первом поворотном колене располагаются профилированные направляющие лопатки, разворачивающие поток на  $90^\circ$  и уменьшающие завихрения потока на поворотах.

Во втором – диаметральный вентилятор сварной конструкции. В третьем и четвертом поворотных коленах также имеются профилированные направляющие лопатки. За четвертым поворотным коленом в форкамере установлен металлический хонейкомб, служащий для выравнивания потока по направлению и представляющий собой сотовый блок из стальных пластин. За хонейкомбом стоит специальная детурбулизирующая сетка, которая гасит возмущения и уменьшает неравномерности распределения скорости потока по сечению форкамеры.

Вентилятор приводится в движение электродвигателем постоянного тока мощностью 45 кВт. Для питания электродвигателя

используется тиристорный преобразователь ТЕ4–100/460, дополненный системой принудительного воздушного охлаждения.

Для расположения модели в рабочей части аэродинамической трубы и перемещения ее по углам атаки  $\alpha$  и углам скольжения  $\beta$  служит  $\alpha$ - $\beta$ -механизм. Величины углов  $\alpha$  и  $\beta$  задаются программно. Механизм состоит из основания и двух поворотных механизмов. Для крепления тензовесов имеется стальной кронштейн с профилированным обтекателем, который жестко связан с зубчатым колесом. Перемещения  $\alpha$ - $\beta$ -механизма осуществляются двумя двигателями постоянного тока типа ДП-50. Для контроля скорости вращения двигатели оснащены тахогенераторами.

### 7.1.2. Системы координат

Результаты испытаний, проводимых в АДТ Т-3 Самарского университета, автоматизированная измерительная система (АИС) выдает в виде сил и моментов, определенных в связанной системе координат. При обработке результатов возникает необходимость перехода в скоростную систему координат. Как уже отмечалось в разделе 2 данного пособия, начало систем координат общее и в случае реального самолета лежит в его центре масс [11].

В скоростной системе  $OX_aY_aZ_a$  ось  $OX_a$  совпадает с направлением скорости летательного аппарата (ЛА)  $\vec{V}$ .

В связанной системе координат  $OXYZ$  продольная ось  $OX$  совпадает с продольной осью летательного аппарата и направлена от хвостовой к носовой его части (рис. 41).

Переход из одной системы координат в другую осуществляется через два поворота на угол  $\alpha$  и  $\beta$ .

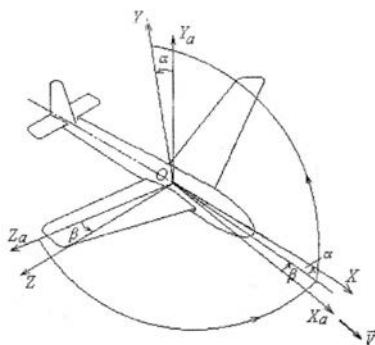


Рис. 41. Системы координат

### 7.1.3. Подготовка к проведению испытаний

Процесс подготовки к проведению испытаний состоит из следующих этапов:

- В контрольном листе заполняются графы исходных данных и расчетные формулы.

- Объект испытаний крепится на тензовесах в рабочей части аэродинамической трубы.

- Разрабатывается план испытаний, в котором указывается скорость потока, при которой будет проходить испытание, и последовательность углов атаки ( $\alpha_{нач}$ , ...,  $\alpha_{кон}$ ). Угол скольжения  $\beta$  для всех точек испытания задается равным нулю.

Для проведения испытаний необходима подготовка системы измерения аэродинамических сил и моментов. Подготовка делится на два этапа:

1. Фиксирование нулевых показаний тензовесов.
2. Исключение влияния силы тяжести.

На первом этапе объект испытаний устанавливается на нулевой угол атаки  $\alpha = 0$ , фиксируются и запоминаются показания тензовесов.

На втором этапе объект испытаний, при отсутствии набегающего потока, последовательно устанавливается в положения, соответствующие заданным углам атаки  $\alpha_i$ . Фиксируются показания тензовесов на этих углах атаки. Цель данной процедуры – исключить силу тяжести из показаний тензовесов.

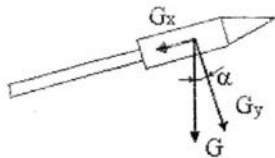


Рис. 42. Влияние силы тяжести на тензовесы

Сила тяжести проецируется на координатные оси связанной системы координат по следующему закону (рис. 42):

$$G_x = G \cdot \sin \alpha; \quad G_y = G \cdot \cos \alpha.$$

Для исключения влияния этой силы производятся предварительные

измерения компонентов силы  $X$ ,  $Y$ ,  $M_z$ , фиксируемых тензовесами, на разных углах атаки модели при отсутствии потока в аэродинамической трубе.

#### **7.1.4. Порядок проведения испытаний**

Испытания проводятся при постоянной заданной скорости ( $V = \text{const}$ ) и, при проведении лабораторных работ, как правило, при нулевом угле скольжения ( $\beta = 0$ ). Переменным параметром является угол атаки  $\alpha$ , который меняется по заданному плану от  $\alpha_{\text{нач}}$  до  $\alpha_{\text{кон}}$ .

Проведение измерений:

- включается привод вентилятора аэродинамической трубы и создается поток воздуха в рабочей части;

- далее, устанавливается скорость потока  $\vec{V}_{\infty}$ , заданная в плане испытаний; объект испытаний выставляется на начальный угол атаки  $\alpha_{\text{нач}}$ ; проводится измерение;

- затем объект испытаний выставляется на заданный угол  $\alpha_i$ ; проводится измерение;

- и т.д.; измерения проводятся для всех углов  $\alpha_i$ , заданных в плане испытаний, включая  $\alpha_{\text{кон}}$ ;

- в завершении измерений выдается протокол испытания.

#### **7.1.5. Обработка результатов испытаний**

Полученные значения скоростного напора  $q_{\infty}$ , нормальной силы  $Y$ , продольной силы  $X$  и другие заносятся в контрольный лист выполнения лабораторной работы в соответствии с заданными углами атаки  $\alpha$ . По эскизу объекта испытания, приведенному в протоколе, определяется характерная площадь  $S$  (площадь крыла). Вычисляются значения коэффициентов нормальной, продольной сил и, при необходимости, коэффициенты моментов.

$$c_x = \frac{X}{q_\infty S}, \quad c_y = \frac{Y}{q_\infty S}, \quad c_{mz} = \frac{M_z}{q_\infty S b_A}, \quad (3)$$

где  $X$  – продольная сила, Н;  $Y$  – нормальная сила, Н;  $q_\infty$  – скоростной напор, Па;  $S$  – характерная площадь, м<sup>2</sup>;  $M_z$  – продольный момент, Нм,  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда крыла, м.

За характерную площадь  $S$  принимают площадь крыла с подфюзеляжной частью. Площадь крыла – площадь проекции крыла на базовую плоскость. За крыло с подфюзеляжной частью принимают крыло, получаемое продолжением передних и задних кромок внутрь фюзеляжа.

Далее вычисляются значения  $\sin \alpha$  и  $\cos \alpha$ , значения коэффициентов силы лобового сопротивления и подъемной силы.

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

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

Строится поляра самолета (зависимость  $c_{ya}$  от  $c_{xa}$ ) и на графике отмечаются значения углов атаки, при которых были проведены измерения. Шаг координатной сетки для построения поляры рекомендуется выбирать: для оси  $Oc_{xa} = 0,04$ , а для оси  $Oc_{ya} = 0,2$ .

По поляре определяется точка, соответствующая максимальному аэродинамическому качеству. Для этого необходимо провести касательную из начала координат к поляре. Значению максимального качества соответствует точка касания на поляре.

*Аэродинамическое качество  $K$*  – отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления. Является одной из характеристик, определяющих совершенство самолета.

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

*Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{нв}$*  – угол атаки, при котором достигается максимальное аэродинамическое качество. При планировании с максимальным качеством (крейсерский режим для планера) достигается максимальная дальность полета ЛА без двигателя.



Определяется критический угол атаки. Для этого проводится касательная параллельно оси абсцисс (оси  $Oc_{xa}$ ). Точка касания этой прямой и поляры соответствует максимальному коэффициенту подъемной силы.

*Критический угол атаки*  $\alpha_{кр}$  – угол, при котором достигается максимальное значение коэффициента подъемной силы  $c_{ya \max}$ .

Определяется угол атаки для полета с максимальной скоростью – угол, которому соответствует точка на поляре с минимальным значением коэффициента лобового сопротивления  $c_{xa \min}$ . Для этого проводится касательная параллельно оси ординат и находится точка касания.

Вычисляются критерии подобия: число Рейнольдса  $Re$  и число Маха  $M$ :

$$Re = \frac{V_{\infty} l}{\nu},$$

где  $l$  – характерный линейный размер, м;  $V_{\infty}$  – скорость набегающего потока, м/с;

$\nu = \frac{\mu}{\rho_{\infty}}$ , м<sup>2</sup>/с – кинематический коэффициент

вязкости потока, где  $\mu = (17,2 + 0,049 t) \cdot 10^{-6}$ , кг/(с·м) – динамический коэффициент вязкости потока;

$\rho_{\infty} = \frac{P_a}{R \cdot T} = \frac{P_a}{287,14 \cdot T}$  – плотность набегающего потока, кг/м<sup>3</sup>, где  $T$  – температура набегающего потока, К;  $P_a$  – атмосферное давление, Па.

Число Маха набегающего потока определяется как соотношение скорости потока к скорости звука набегающего потока:

$$M_{\infty} = \frac{V_{\infty}}{a_{\infty}},$$

где  $a_{\infty} = \sqrt{k \cdot R \cdot T} = 20,1 \sqrt{T}$  м/с – скорость звука в набегающем потоке.

### 7.1.6. Порядок оформления отчета по лабораторной работы

В отчет выполнения лабораторной работы каждым студентом заносится:

- дата, номер учебной группы и фамилия студента;
- цель работы;
- геометрические данные объекта исследования;
- данные, характеризующие параметры потока и критерии аэродинамического подобия;

- параметры состояния атмосферы:

$t$  – температура окружающей среды, °С;

$P_a$  – атмосферное давление, Па;

$a$  – скорость звука в набегающем потоке, м/с;

$\nu$  – кинематический коэффициент вязкости потока, м<sup>2</sup>/с;

- обобщенная таблица экспериментальных данных (табл. 2) и результатов его обработки (табл. 3) (могут быть дополнены или сокращены преподавателем). В таблице:  $X_0, Y_0, M_{z0}$  – компоненты сил и момента тангажа в связанной системе координат, определенные при отсутствии потока в аэродинамической трубе для учета веса модели;  $X_m, Y_m, M_{zm}$  – проекции сил и момента тангажа определенные при наличии потока в трубе;

- строятся зависимости:

$$c_{ya} = f(\alpha), c_{xa} = f_1(\alpha), c_{ya} = f_2(c_{xa}), K = f_3(\alpha).$$

Таблица 2. Таблица для записи результатов экспериментальных измерений

$\alpha, ^\circ$	$q$ , Па	$X_0$ , Н	$Y_0$ , Н	$M_{z0}$ , Нм	$X_m$ , Н	$Y_m$ , Н	$M_{zm}$ , Нм	$X$ , Н	$Y$ , Н	$M_z$ , Нм
-2										
0										
...										
20										

Таблица 3. Таблица для записи результатов обработки экспериментальных данных

$\alpha, ^\circ$	$q, \text{Па}$	$C_x$	$C_y$	$C_{mz}$	$C_{xa}$	$C_{ya}$	$K$
-2							
0							
...							
20							

На основании анализа данных зависимостей для каждой модели определяются и заносятся в таблицу результатов следующие величины:  $c_{ya \max}$ ,  $c_{ya}^\alpha$ ,  $c_{x0}$ ,  $K_{\max}$ ,  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{\text{нв}}$ ,  $\alpha_{\text{кр}}$ .

В конце делаются выводы по результатам лабораторной работы, в которых необходимо отметить влияние исследуемых параметров на аэродинамические характеристики объекта исследования.

## 7.2. Исследование поляры самолета при весовых испытаниях в аэродинамической трубе

### **Цели работы:**

- провести испытания модели летательного аппарата в аэродинамической трубе ТЗ Самарского университета;
- по результатам весовых испытаний построить поляру самолета;
- оценить аэродинамические характеристики самолета.

### **Общие сведения**

*Аэродинамическими характеристиками* называют зависимости аэродинамических коэффициентов сил и моментов, а также их характерных значений и производных от параметров, характеризующих режим движения самолета или других объектов в воздушной среде [23].

Подъёмная сила возникает в основном в результате действия на поверхность крыла и другие части самолета нормальных сил давления. При увеличении углов атаки  $\alpha$  возрастают скорости, и как следствие, понижаются давления на верхних поверхностях несущих элементов самолета, а на нижних поверхностях наоборот происходит уменьшение местных скоростей и повышение давления. В результате, с ростом угла атаки  $\alpha$ , коэффициент подъёмной силы увеличивается (рис. 43). Обычно, коэффициент подъёмной силы линейно связан с углом атаки в пределах безотрывного обтекания самолета. Зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  в этом случае выражается следующими соотношениями:

$$c_{ya} = c_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0); \quad c_{ya} = c_{ya0} + c_{ya}^{\alpha} \alpha .$$

Здесь  $c_{ya}^{\alpha} = \partial c_{ya} / \partial \alpha \approx \Delta c_{ya} / \Delta \alpha$  – частная производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки,  $\alpha_0$  – угол атаки нулевой подъёмной силы (или при  $c_{ya} = 0$ );  $c_{ya0} = -c_{ya}^{\alpha} \alpha_0$  – значение коэффициента подъёмной силы при  $\alpha_0 = 0$ .

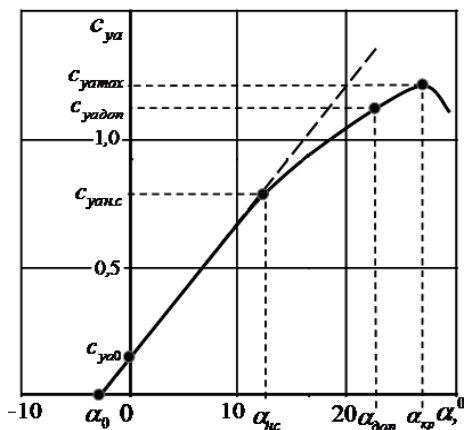


Рис. 43. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки

Величина производной  $c_{ya}^a$  характеризует наклон линейного участка зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ . В несжимаемом потоке для тонкой пластины бесконечного размаха теория даёт значение производной  $c_{ya}^a = 2\pi = 6,28$ . Для реальных профилей величина  $c_{ya}^a$  незначительно падает с ростом их относительной толщины. Под аэродинамическими характеристиками профиля понимаются характеристики крыла бесконечного размаха, сечения которого соответствуют данному профилю. Для такого крыла характерно двумерное обтекание воздушным потоком без взаимного влияния одного сечения на другое. Когда рассматривается крыло конечного размаха величина производной  $c_{ya}^a$  оказывается меньше, чем для профиля. Несущая способность такого крыла зависит от его формы в плане и числа  $M$  обтекающего потока. Для самолета в целом производная  $c_{ya}^a$  обычно несколько больше, чем для его крыла. Это связано с тем, что подъемную силу самолета создает не только крыло, но и другие элементы самолета, а при расчете коэффициента подъемной силы самолета за характерную принимается площадь только крыла [10].

Одной из характерных точек зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  является угол атаки  $\alpha_0$  при нулевой подъёмной силе. Отличие  $\alpha_0$  от 0 связано с несимметрией профиля крыла и самолёта в вертикальной плоскости. В результате этой несимметрии зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  смещается относительно начала координат в сторону отрицательных значений угла атаки. Для симметричного в вертикальной плоскости летательного аппарата  $\alpha_0 = 0$ , то есть зависимость

$c_{ya}(\alpha)$  проходит через начало координат и соотношение  $c_{ya}(\alpha)$  можно привести к виду

$$c_{ya} = c_{ya}^{\alpha} \alpha .$$

С увеличением угла атаки на верхней поверхности крыла растёт разрежение и одновременно увеличивается положительный градиент давления ( $\partial p / \partial x > 0$ ) на заднем скате несущих поверхностей там, где струйки, обтекающие крыло, расширяются. При увеличении угла атаки на некотором угле  $\alpha_{н.с.}$  на верхней поверхности крыла достигается положительный градиент давления достаточной величины ( $\partial p / \partial x > 0$ ) и возникает местный отрыв потока. В результате разрежение в зоне срыва уменьшается, рост коэффициента  $c_{ya}$  замедляется и нарушается линейность зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ . Угол начала срыва  $\alpha_{н.с.}$  также является характерной точкой зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки. Этому углу соответствует коэффициенту подъемной силы начала срыва  $c_{ya \text{ н.с.}}$ . Как правило, срыв носит неустойчивый характер и может появиться *тряска* самолёта и его несущих элементов. Дальнейшее увеличение угла  $\alpha$  приводит к росту коэффициент  $c_{ya}$  до некоторого максимального значения  $c_{ya \text{ max}}$ , соответствующего *критическому углу атаки*  $\alpha_{кр}$ . При углах  $\alpha > \alpha_{кр}$  срыв потока распространяется на большую часть крыла и коэффициент  $c_{ya}$  уменьшается. Так как срыв на консолях крыла развивается несимметрично и может привести к «сваливанию», полет самолета на больших углах атаки (близких к критическому) опасен. Для нормальной эксплуатации самолета полетные

значения угла атаки ограничивают *допустимыми* значениями  $\alpha_{\text{доп}}$  и  $C_{ya \text{ доп}}$ . Значения этих величин определяются в процессе проектирования.

Следующей важной характеристикой летательного аппарата является зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки (рис. 44). Любое тело при движении в воздушной среде всегда испытывает лобовое сопротивление, поэтому график зависимости  $C_{xa}(\alpha)$  проходит выше оси абсцисс.

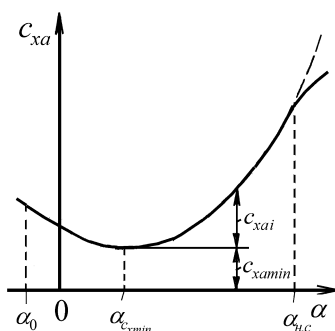


Рис. 44. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

Рассмотрим характерные точки для зависимости  $C_{xa}(\alpha)$ . Первая точка – это *минимальное значение коэффициента лобового сопротивления*  $C_{xa \text{ min}}$ , ему соответствует величина угла атаки  $\alpha_{cxa \text{ min}}$ . Вторая важная точка – это *значение коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе*  $C_{xa0}$ , ему соответствует значение угла атаки  $\alpha = \alpha_0$ .

Для симметричных относительно плоскости  $OXZ$  летательных аппаратов или их частей, значения углов атаки  $\alpha_{cxa \text{ min}}$  и  $\alpha_0$  равны нулю, а величины  $C_{xa \text{ min}}$  и  $C_{xa0}$  совпадают. В случае существенной несимметрии самолета (например, если несущая поверх-

ность имеет крутку или значительную кривизну профиля),  $\alpha_0 \neq 0$ , и тогда при  $c_{ya} = 0$  лобовое сопротивление не будет минимальным.

В диапазоне углов атаки  $\alpha_0 \leq \alpha \leq \alpha_{cxa \min}$  происходит уменьшение коэффициента лобового сопротивления  $c_{xa}$ , что объясняется перераспределением сил давления. Далее при увеличении угла атаки в случае безотрывного обтекания коэффициента  $c_{xa}$  растет, причем величину  $c_{xa}$  представляют в виде двух слагаемых

$$c_{xa} = c_{xa \min} + c_{xai} . \quad (4)$$

Первое слагаемое –  $c_{xa \min}$  соответствует коэффициенту продольной силы  $c_x$  при угле атаки  $\alpha_{cxa \min}$ . Он складывается из суммы коэффициентов сопротивления трения  $\alpha_{x \text{ тр}}$  и сопротивления давления  $c_{x \text{ дав}}$ . Второе слагаемое в выражении (4) называют *коэффициентом индуктивного сопротивления* ( $c_{xi}$ ). Индуктивное сопротивление возникает в результате вихреобразования при обтекании крыла и других частей самолета и зависит от величины подъемной силы. В диапазоне углов атаки, где зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  линейна, можно считать, что коэффициент  $c_{xai}$  изменяется примерно по квадратичному закону с ростом угла атаки. Величина коэффициента индуктивного сопротивления пропорциональна квадрату коэффициента подъёмной силы:

$$c_{xai} = A c_{ya}^2 ,$$

где  $A$  – коэффициент, который зависит формы крыла и его профиля, а также от формы самолета. При  $\alpha > \alpha_{н.с.}$ , при развитии срыва на крыле квадратичная зависимость коэффициента лобового сопротивления от  $c_{ya}$  нарушается, в тоже время продолжается рост



сопротивления вследствие вихреобразования. Максимальная величина коэффициента лобового сопротивления соответствует  $\alpha = 90^\circ$ , когда  $c_{xa} \approx c_y$ .

Одной из самых важных аэродинамических характеристик летательного аппарата, является *поляр*. Эта зависимость определяет силовое взаимодействие летательного аппарата или его частей с воздушным потоком. Обычно пользуются *полярной первого рода*. Она связывает коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления  $c_{ya}(c_{xa})$ . Если построить полярю при одинаковом масштабе коэффициентов  $c_{ya}$  и  $c_{xa}$ , то ее можно представить как, построенный в полярных координатах, годограф вектора коэффициента полной аэродинамической силы  $\vec{c}_{RA}$  при различных углах атаки.

Полярю летательного аппарата определяется либо экспериментальным, либо расчётным путем чаще всего в пределах безотрывного обтекания. На поляре обычно либо делают разметку углов атаки (рис. 45), либо строят рядом с ней график зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  в том же масштабе.

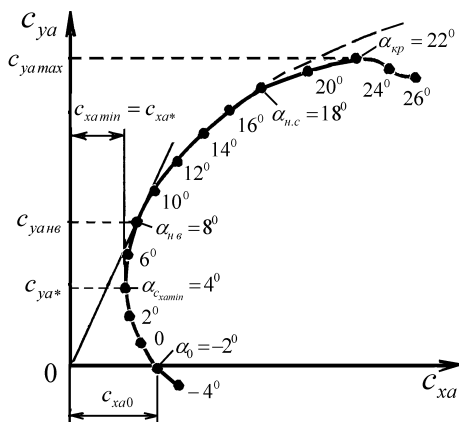


Рис. 45. Поляра первого рода

В зависимости  $c_{ya}(c_{xa})$  также можно выделить ряд характерных точек. Пересечению поляры с осью значений  $c_{xa}$  соответствует коэффициент  $c_{x0}$  и угол атаки нулевой подъёмной силы  $\alpha_0$ . Если параллельно оси ординат провести касательную к поляре, то точка касания будет соответствовать минимальному значению коэффициента лобового сопротивления  $c_{xa \min}$  (иногда обозначают  $c_{xa}^*$ ), а также можно определить соответствующее значение коэффициента подъёмной силы  $c_{ya}^*$ . Максимальное значение  $c_{ya \max}$  и соответствующий ему критический угол атаки  $\alpha_{кр}$  могут быть определены, если провести к поляре касательную, параллельную оси абсцисс. Также как и для зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  в протекании поляры при  $\alpha > \alpha_{кр}$  наблюдается падение  $c_{ya}$  и интенсивный рост  $c_{xa}$ , что объясняется срывом потока на крыле и вихреобразованием.

Проведем анализ протекание поляры крыла самолета в диапазоне его безотрывного обтекания. На дозвуковых скоростях с увеличением углов атаки растёт разрежение на верхней поверхности крыла и особенно значительно этот рост проявляется в районе передней кромки его профилей. Поэтому на крыле с закруглённой передней кромкой возникает подсосывающая сила  $T$ , которая направлена вперёд вдоль продольной оси  $OX$ .

В случае симметричного летательного аппарата или крыла уравнение поляры, обычно записывают:

$$c_{xa} = c_{x0} + Ac_{ya}^2, \quad (5)$$

где  $A = \frac{1}{c_{ya}^\alpha} - \frac{c_T}{c_{ya}^2}$  – коэффициент отвала поляры, а  $c_T$  – коэффициент подсосывающей силы.

Второе слагаемое в формуле (5)  $c_{xai}$ , как уже отмечалось, зависит от коэффициента подъемной силы и называется коэффициентом индуктивного сопротивления. Величина  $c_{xai}$  зависит от формы самолёта и, прежде всего, крыла. При безотрывном обтекании самолета его поляра соответствует параболе, показанной на рисунке 45 штриховой линией. На углах атаки больших  $\alpha_{н.с.}$  реальная поляра не соответствует квадратичной зависимости (5), а коэффициент лобового сопротивления интенсивно растет. Формула (5), описывает поляру, симметричную относительно оси абсцисс (рис. 46). Как уже отмечалось, в этом случае  $c_{xa \min} = c_{x0}$ .

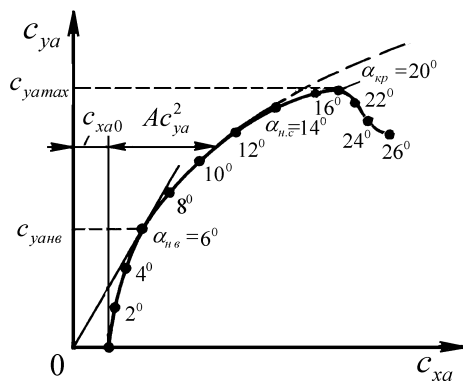


Рис.46. Поляра первого рода для симметричного самолета или крыла, относительно его базовой плоскости

Коэффициент отвала поляры  $A$  зависит от величины производной  $c_{ya}^\alpha$  и коэффициента  $c_T$ , которые в свою очередь определяются формой крыла в плане профилем. Для крыльев с малой относительной толщиной и особенно с острой передней кромкой подсасывающая сила практически не реализуется. В этом случае коэффициент отвала поляры  $A = 1/c_{ya}^\alpha$ . Для крыла большого удлинения, имеющего закруглённую носовую часть профиля вели-

чину коэффициента  $A$  при дозвуковых скоростях часто определяют по формуле

$$A = \frac{q}{\pi \lambda},$$

где  $\lambda$  – удлинение крыла.

При оценке аэродинамического совершенства летательного аппарата и его крыла, используют такое понятие как *аэродинамическое качество*, которое определяется как отношение абсолютных величин или коэффициентов подъёмной силы к силе лобового сопротивления:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}. \quad (6)$$

Из выражения (6) понятно, что каждой точке поляры и соответственно углу атаки соответствует своё значение аэродинамического качества. С увеличением угла атаки качество сначала растёт, достигает максимума  $K_{\max}$ , а затем падает из-за роста коэффициента  $c_{xa}$  (рис. 47).

Коэффициент подъёмной силы и угол атаки, при которых достигается  $K_{\max}$ , называются *наивыгоднейшими*. Если на зависимости  $c_{ya}(c_{xa})$  из начала координат провести касательную к графику (рис. 45, 46), то точка касания позволяет определить  $c_{ya_{\text{нв}}}$ ,  $c_{xa_{\text{нв}}}$ ,  $\alpha_{\text{нв}}$  и значение  $K_{\max}$ .

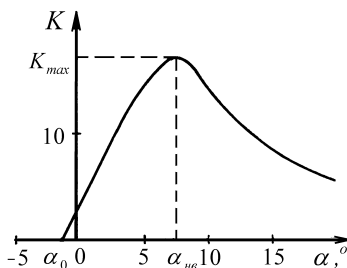


Рис.47. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Аэродинамическое качество в значительной степени определяет дальность и продолжительность полёта, а также потребную тягу силовой установки. Поэтому важнейшей задачей при проектировании летательного аппарата является обеспечение максимально возможного значения аэродинамического качества, как минимум, для наиболее продолжительных режимов полета.

**Эксперимент проводится:** для модели самолета нормальной аэродинамической схемы.

***Основные задачи исследования:***

1. Экспериментально определить аэродинамические характеристики модели самолета.
2. Построить зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ ,  $c_{xa}(\alpha)$ ,  $K(\alpha)$ .
3. Провести анализ полученных зависимостей, определить основные характерные величины параметров и коэффициентов.

**Контрольные вопросы [23]**

1. Какая система координат называется скоростной?
2. Какая система координат называется связанной?
3. Что такое угол атаки и угол скольжения?
4. В чем различие между подъемной и нормальной аэродинамической силами?
5. Как направлена сила лобового сопротивления?
6. Что называется полярой первого рода?
7. Что такое аэродинамическое качество летательного аппарата?
8. Как по поляре геометрически определить максимальное аэродинамическое качество летательного аппарата?
9. Что называется критическим углом атаки?
10. Как по поляре определить угол атаки, соответствующий максимальной скорости полета?
11. Как по поляре определить критический угол атаки?
12. Как ведут себя аэродинамические характеристики ЛА на углах атаки, превышающих критические?
13. Как по поляре определить наивыгоднейший угол атаки?

14. Как по поляре определить угол нулевой подъемной силы?
15. Что характеризует число Рейнольдса?
16. Что характеризует число Маха?
17. В какой системе координат измеряются аэродинамические силы внутримодельными тензовесами?
18. Влияние какой силы необходимо исключить из показаний тензовесов перед проведением испытаний?

### **7.3. Исследование влияния формы крыла в плане на его аэродинамические характеристики**

**Цель работы:** исследовать аэродинамические характеристики крыльев разной формы в плане весовым методом и провести анализ влияния формы крыла в плане на его аэродинамические характеристики на дозвуковых скоростях.

#### **Общие сведения**

Форма крыла в плане оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики крыла. Основными геометрическими параметрами, характеризующими форму крыла в плане, являются такие размерные параметры как: размах крыла  $l$ , площадь  $S$ , средняя аэродинамическая хорда  $b_a$ , стреловидность по передней кромке  $\chi$ ,  $b_0$  и  $b_k$  – корневая и концевая хорды крыла. Широко используются также такие безразмерные параметры, как удлинение  $\lambda$  и сужение крыла  $\eta$  [12].

В случае простой формы крыла в плане (прямоугольное, трапециевидное, треугольное или стреловидное) основными параметрами, влияющими на суммарные и распределённые аэродинамические характеристики крыла в виде суммарных или местных коэффициентов аэродинамических сил, являются удлинение  $\lambda$  и стреловидность крыла по передней кромке  $\chi$ .

Если крыло имеет сложную форму на виде сверху (изломы передней или задней кромок, криволинейные кромки или изменяемая

стреловидность), то для описания формы крыла в плане кроме  $\lambda$ ,  $\chi$  и  $\eta$  требуется введение дополнительных геометрических параметров, таких, например, как размах и стреловидность наплыва и т.п. Эти параметры также оказывают влияние на аэродинамические характеристики крыла [13].

Рассмотрим, как влияет форма крыла на распределение нагрузки по размаху крыла и на суммарные аэродинамические характеристики.

### 7.3.1. Влияние удлинения

Рассмотрим вначале влияние удлинения прямоугольных крыльев на их аэродинамические характеристики.

Под удлинением крыла понимают отношение квадрата его размаха  $l$  к площади  $S$ :

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

Как известно, у крыла бесконечного размаха во всех его сечениях условия обтекания и картина распределения давления одинаковы, поэтому коэффициент подъемной силы сечений  $c_{ya\ сеч}$  по размаху не изменяется (рис. 48) [14].

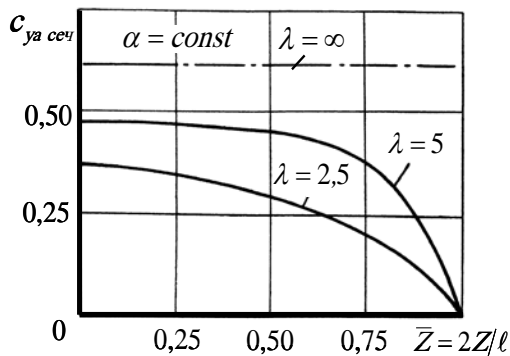


Рис. 48. Влияние удлинения на распределение нагрузки по размаху крыла

У крыла конечного размаха вследствие концевых перетеканий с нижней поверхности на верхнюю поверхность крыла величина

давления стремится к выравниванию, особенно в концевых сечениях. Это приводит к перераспределению аэродинамической нагрузки по сечениям крыла, и к уменьшению несущих свойств, характеризуемых производной коэффициента подъемной силы по углу атаки.

На рис. 48 показана картина распределения  $c_{ya\text{ сеч}}$  по полуразмаху ( $\bar{z} = 2z/l$ ) прямоугольных крыльев. Как видно из рисунка, чем меньше удлинение  $\lambda$ , тем на большей части размаха наблюдается влияние концевых перетеканий и, как следствие, уменьшение перепада давления и снижение величины  $c_{ya\text{ сеч}}$  при фиксированном угле атаки.

Зависимость  $C_{ya}^\alpha(\lambda)$  для прямоугольных крыльев, представлена на рис. 49. Видно, что несущие свойства крыла в целом уменьшаются тем интенсивнее, чем меньше величина удлинения. Для крыльев весьма малых удлинений ( $\lambda \leq 1,5$ ) линейная теория дает следующее соотношение  $C_{ya}^\alpha = \pi\lambda / 2$ .

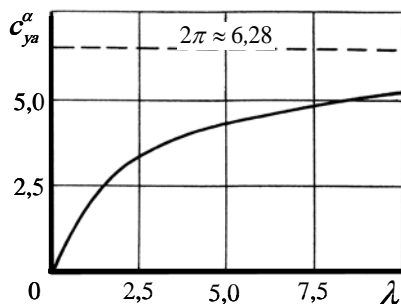


Рис. 49. Влияние удлинения на несущую способность крыла

Уменьшение удлинения влияет и на положение фокуса по углу атаки. Это связано с тем, что при уменьшении  $\lambda$  прямоугольные крылья как бы вытягиваются по потоку, и область перетекания и восстановления давления увеличивается особенно на заднем скате



крыла. Это приводит при безотрывном обтекании к смещению фокуса вперед (рис. 50).

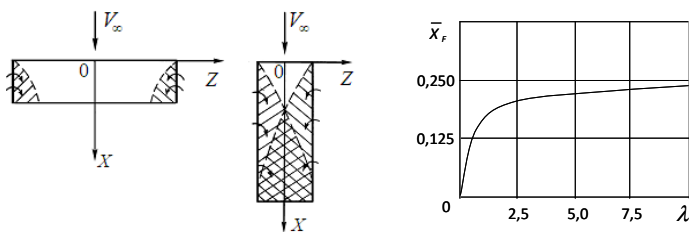


Рис. 50. Влияние удлинения прямоугольных крыльев на положение фокуса

### 7.3.2. Влияние стреловидности

Применение стреловидных крыльев связано с использованием эффекта скольжения. Под *скользящим* понимается крыло бесконечного размаха, у которого передняя кромка не перпендикулярна скорости набегающего потока, а скошена на угол скольжения  $\chi$  (рис. 51). Если разложить вектор скорости набегающего потока  $V_\infty$ , на две составляющие: нормальную к передней кромке  $V_n$  и тангенциальную  $V_\tau$ . Очевидно, что:

$$V_n = V_\infty \cos \chi, \quad V_\tau = V_\infty \sin \chi.$$

Поскольку движению газа в направлении по размаху крыла не препятствует поверхность крыла (если не учитывать вязкость) и значит, не происходит деформация струек, то тангенциальная составляющая скорости  $V_\tau$  не изменяется и не оказывает существенного влияния на величину и распределение давления на поверхности крыла.

Следовательно, можно считать,

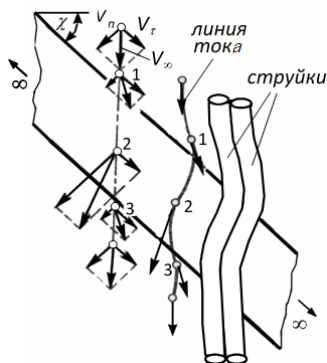


Рис. 51 Влияние удлинения прямоугольных крыльев на положение фокуса

что над поверхностью крыла касательные составляющие скорости  $V_\tau$  одинаковы, и направление линий тока определяется только изменением нормальной составляющей скорости  $V_n$ . В результате линии тока в сечении скользящего крыла изгибаются и имеют вид, представленный на рис. 51. Таким образом, эффект скольжения проявляется в том, что при увеличении угла стреловидности  $\chi$  в создании подъемной силы участвует все меньшая доля скорости набегающего потока, а значит, уменьшается разница давлений на поверхностях крыла, и, как следствие несущие свойства крыла уменьшаются пропорционально  $\cos \chi$ :

$$Y_{a\chi} = Y_{an} \cos \chi, \quad C_{Ya\chi} = C_{Yan} \cos \chi, \quad C_{Ya\chi}^\alpha = C_{Yan}^\alpha \cos \chi.$$

Кроме того, при увеличении  $\chi$ , увеличивается, по сравнению с прямоугольным крылом, хорда крыла по направлению потока, а угол атаки сечений уменьшается:

$$b_\chi = \frac{b_n}{\cos \chi}, \quad \alpha = \alpha_n \cos \chi_n.$$

Уменьшаются также относительная толщина  $\bar{c}$  и кривизна  $\bar{f}$  сечения крыла по направлению потока по отношению к нормали к передней кромке (рис. 52):

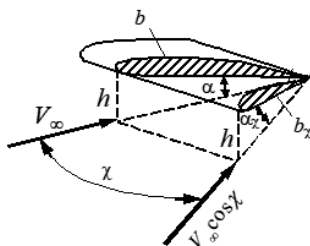


Рис. 52 Влияние стреловидности на характеристики крыла

$$c_\chi = \frac{c}{b_\chi} = c_n \cos \chi, \quad f_\chi = f_n \cos \chi.$$

В результате при наличии скольжения, сопротивление трения падает за счет роста числа Рейнольдса  $Re_\chi = \frac{V_\infty b_\chi}{\nu} = \frac{Re_n}{\cos \chi}$ , а за счет уменьшения  $V_n$ ,  $\bar{c}_n$ ,  $\bar{f}$  сопротивление давления падает пропорционально  $\cos^3 \chi$ .

Обтекание стреловидного крыла конечного размаха отличается от рассмотренного выше скользящего крыла. На рис. 53 представлен вид линий тока над поверхностью стреловидного крыла. Видно, что в средней части полуразмаха крыла струйки деформируются в основном за счет обтекания профиля крыла в направлении нормальной составляющей скорости набегающего потока, как на скользящем крыле (область II). Поэтому, несущие свойства этой скользящей части консолей снижаются примерно в  $\cos\chi$  раз по отношению к нестреловидному крылу. Однако за счет пространственного обтекания стреловидного крыла в его корневых и концевых сечениях происходит дополнительная деформация струек. В корневой части в силу разделения потока струйки расширяются (область I), и как следствие уменьшается разрежения на верхней поверхности крыла и падает коэффициент подъемной силы сечений  $c_{ya\ сеч}$ .

Вблизи концевой части под влиянием перетекания воздуха с нижней на верхнюю поверхность крыла и взаимодействия этого перетекания с внешним потоком происходит поджатие струек, разрежение растет и возрастает коэффициент  $c_{ya\ сеч}$  (область III).

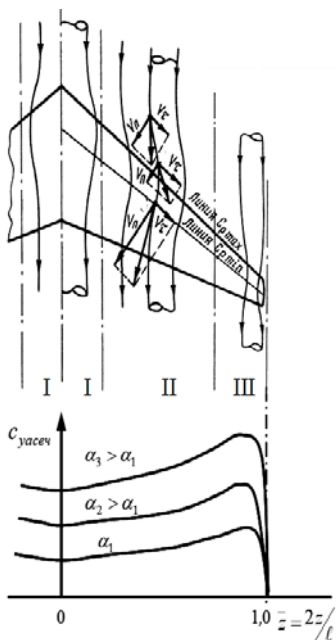


Рис. 53 Влияние стреловидности на характеристики крыла

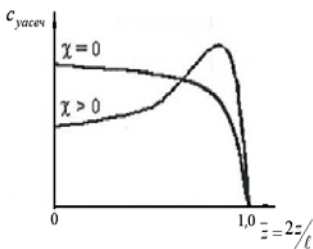


Рис. 54 Влияние стреловидности на характеристики крыла

На самом конце крыла не зависимо от его формы в плане, за счет интенсивного перетекания, перепад давления отсутствует, а значит  $c_{ya\ сеч}$  равен нулю. Корневой и концевой эффекты проявляются тем сильнее, чем больше угол стреловидности. Таким образом, изменение стреловидности крыла приводит к перераспределению коэффициента подъемной силы сечений по размаху крыла. В отличие от крыла прямоугольной формы у стреловидного крыла такого же удлинения подъемная сила на концах крыла увеличивается, а в центре и в корневой части падает (рис. 54). В результате происходит падение общей несущей способности крыла.

Кроме того, особенности обтекания стреловидного крыла в корневых и концевых сечениях приводят к перераспределению аэродинамической нагрузки не только по размаху, но и по хорде крыла. В отличие от нестреловидного крыла, у которого закон распределения коэффициента давления по хорде во всех сечениях примерно одинаков, у стреловидного он изменяется от сечения к сечению (рис. 55).



Рис. 55. Влияние стреловидности на распределение давления в различных сечениях крыла и положение фокуса

В центральных по размаху сечениях крыла максимум нагрузки, а значит и фокус сечения смещены к задней кромке. В конце-

вых – наоборот, фокус смещается к передней кромке по сравнению со средними сечениями консоли крыла.

Перераспределение нагрузки по хорде наряду с увеличением значений  $c_{ya\ сеч}$  в концевых сечениях стреловидного крыла приводит к смещению фокуса назад. Особенно это проявляется на стреловидных крыльях большого удлинения (рис 55).

Влияние стреловидности на *несущие свойства крыла* представлено в виде зависимости  $c_{ya}^{\alpha}(\chi)$ , которая показана на рис. 56.

Как уже отмечалось, наиболее сильно эффект скольжения проявляется в средних частях консолей стреловидного крыла. Для скользящего крыла бесконечного удлинения с ростом  $\chi$  производная  $c_{ya}^{\alpha}$  уменьшается от  $c_{ya}^{\alpha} \approx 2\pi$  по закону косинуса. Для реальных стреловидных крыльев проявляются концевые и корневые эффекты и величина  $c_{ya}^{\alpha}$  в меньшей степени зависит от угла  $\chi$ . Теория и экспериментальные данные показывают, что уменьшение удлинения стреловидного крыла  $\lambda$ , приводит к снижению производной  $c_{ya}^{\alpha}$  (также, как и для нестреловидного крыла), и уменьшает зависимость несущей способности крыла от угла стреловидности  $\chi$  (рис. 56). Таким образом, увеличение стреловидности приводит к ухудшению несущих свойств крыла.

Одним из преимуществ крыльев малого удлинения и большой стреловидности является то, что уменьшение удлинения  $\lambda$  и увеличение угла стреловидности крыла  $\chi$  уменьшает деформации струек по отношению к обтеканию профиля крыла бесконечного размаха. В результате снижается положительный градиент давления в расширяющихся частях струек при тех же углах атаки, что приводит к затягиванию развития срыва потока и росту критических углов атаки (рис. 57) [15].

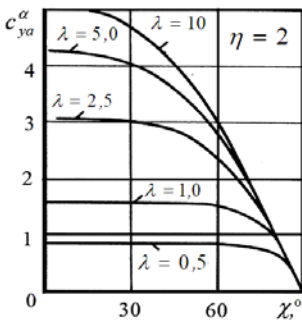


Рис. 56. Влияние стреловидности на несущую способность крыла

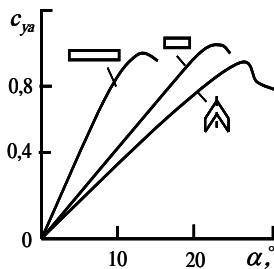


Рис. 57. Влияние формы крыла в плане на зависимость  $c_{ya}(\alpha)$

Следует также отметить, что срыв первоначально возникает в сечениях, где с ростом угла атаки  $\alpha$  достигаются наибольшие значения коэффициента  $c_{ya\text{ сеч}}$ . На прямоугольных крыльях эти сечения расположены ближе к корневой части крыла (см. рис. 54), а на стреловидных и треугольных крыльях срыв зарождается ближе к концам крыла, поскольку наибольшие значения  $c_{ya\text{ сеч}}$  реализуются в концевых сечениях.

Геометрические параметры крыла оказывают влияние и на **коэффициент лобового сопротивления**. При малых дозвуковых скоростях форма крыла слабо влияет на коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе  $c_{x0}$ , однако, существенно влияет на индуктивную составляющую коэффициента лобового сопротивления, которая зависит от подъемной силы:

$$C_{xi} = AC_{ya}^2.$$

Коэффициент отвала поляры  $A$  в общем случае зависит от несущей способности крыла (то есть от производной  $c_{ya}^\alpha$ ) и величины подсосывающей силы ( $c_\tau$ ). Известно, что для крыльев большого удлинения, профили которых имеют хорошо закругленные носовые части, подсосывающая сила реализуется наиболее полно, и коэффициент  $A$  может быть определен по формуле:

$$A = \frac{1}{c_{ya}^\alpha} - \frac{c_T}{c_{ya}^2}.$$

Для расчета коэффициента  $A$  крыльев произвольной формы в плане с закругленной передней кромкой при дозвуковых скоростях, обычно пользуются соотношением:

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

где  $\lambda_{\text{эф}} = \lambda / (1 + \sigma)$  – эффективное удлинение крыла, а  $\sigma$  – коэффициент зависящий от формы крыла в плане.

Таким образом эффективное удлинение зависит от формы крыла в плане и определяется по специальным графикам и эмпирическим формулам. На рис. 58 представлен пример графика зависимости  $\lambda_{\text{эф}} = f(\lambda, \chi_{\text{пк}})$  для трапециевидного крыла с  $\eta = 2$ .

Чем меньше удлинение и больше стреловидность, тем эффективное удлинение меньше, а, следовательно, коэффициент  $A$  возрастает, что приводит к увеличению индуктивного сопротивления и увеличению отвала поляр крыла вправо. На рис. 59 показано качественное влияние удлинения и стреловидности крыла на протекание поляр.

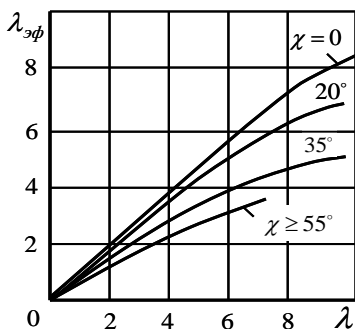


Рис. 58. Влияние формы крыла в плане на эффективное удлинение

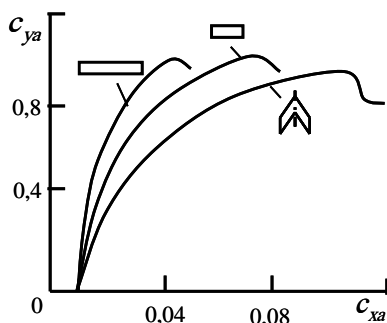


Рис. 59 Влияние формы крыла в плане на протекание поляр

На тонких крыльях с острой передней кромкой подсосывающая сила практически не реализуется ( $c_T = 0$ ), в этом случае коэффициент отвала поляры рассчитывают по формуле:

$$A = \frac{1}{c_{ya}^\alpha}.$$

Увеличения индуктивного сопротивления при той же подъемной силе при увеличении стреловидности  $\chi$  и уменьшении удлинения  $\lambda$ , объясняется сближением концевых вихрей и увеличением их интенсивности в результате чего растет скос потока в районе крыла.

### 7.3.3. Влияние наплыва

Как известно, при сравнительно малых углах атаки зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  обычно носит линейный характер, а при дальнейшем увеличении  $\alpha$  приобретает нелинейный вид. На характер этой зависимости при  $\alpha > \alpha_{nc}$  влияет форма крыла в плане и форма передней кромки профиля. [16].

Для крыльев с удлинением  $\lambda > 2,5$  и умеренной стреловидностью  $\chi_{нк} < 55 \dots 60^\circ$  до углов атаки порядка  $10 \dots 12^\circ$  обычно сохраняется линейный характер зависимостей  $c_{ya}(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$ . При больших углах атаки на крыле развивается градиентный срыв потока в пограничном слое, что приводит к снижению несущих свойств, то есть начинает уменьшаться производная  $C_{ya}^\alpha$ . Далее, после достижения  $\alpha_{кр}$  (или  $c_{ya \max}$ ) коэффициент подъемной силы начинает снижаться (рис. 57). В данном случае происходит так называемый «вредный срыв» потока, который приводит к уменьшению подъемной силы крыла.

Значительное влияние на характеристики крыла оказывает перетекание воздуха через боковые, а также передние кромки (у крыльев с большой стреловидностью  $\chi_{нк} > 55 \dots 60^\circ$ ). Это особенно



проявляется при обтекании воздухом тонких крыльев малого удлинения. Струи воздуха, сходящиеся с этих кромок взаимодействуют с набегающим потоком, и сворачиваются в устойчивые вихревые жгуты, которые распространяются над поверхностью крыльев (рис. 60).

В этих вихрях в результате интенсивного вращательного движения образуется значительное разрежение, которое увеличивает аэродинамическую нагрузку (рис. 61) ( $c_{ya\ сеч}$ ) особенно в районе распространения вихревых жгутов.

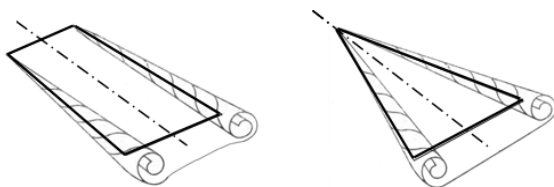


Рис. 60. Формирование вихревых жгутов на кромках крыльев малого удлинения и большой стреловидности

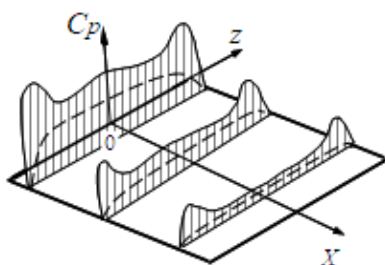


Рис. 61. Распределение нагрузки по размаху крыла малого удлинения в разных сечениях

Как следствие, начиная с углов атаки начала формирования отрывно-вихревого обтекания ( $\alpha_{нво}=3...10^0$ ), происходит увеличение подъемной силы по отношению к линейной теории (рис. 62). Такой вид обтекания часто называют «полезным отрывом» [17].

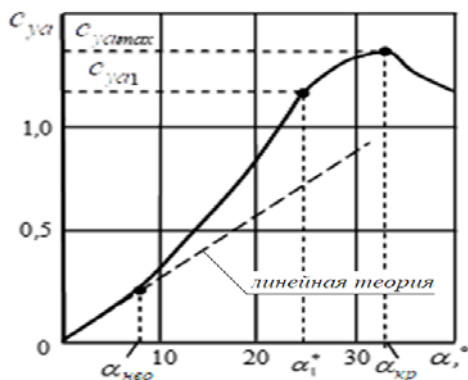


Рис. 62. Характер зависимости  $c_{y\alpha}(\alpha)$  для крыла малого удлинения и ее сравнение с линейной теорией. Прирост коэффициентов подъемной силы и момента тангажа по углу атаки в результате формирования вихревых жгутов на острых краях тонких крыльев тем более выражен, чем меньше удлинение или больше угол стреловидности крыла. Постепенно с ростом углов атаки вихревые жгуты начинают разрушаться сначала далеко за крылом, а затем и над его поверхностью. Это объясняется проявлением вязкости и собственной неустойчивости вихревых течений. Начиная с некоторого угла атаки ( $\alpha_1^*$ ), когда вихри начинают разрушаться в районе задней кромки крыла дальнейший рост  $\alpha$  приводит к уменьшению производной  $c_{y\alpha}^a$ , а при  $\alpha > \alpha_{кр}$  коэффициент подъемной силы начинает уменьшаться, как и у крыльев большого удлинения.

Как уже отмечалось ранее крылья малых удлинений и большой стреловидности имеют высокое индуктивное сопротивление. В результате, применение такие крылья нашли как управляющие и несущие поверхности беспилотных летательных аппаратов и ракет, то есть в тех случаях, когда нет острой необходимости в обеспечении высокого аэродинамического качества.

Для современных боевых самолетов, необходимо иметь возможность выполнять полет в широком диапазоне высот, скоростей и углов атаки. Поэтому, обычно в этом случае применяются кры-

ля сложной формы в плане, у которых угол стреловидности изменяется вдоль размаха или крылья с изменяемой в полете стреловидностью. Применение таких крыльев позволяет сочетать в себе преимущества большого и малого удлинения, а также различных углов стреловидности для разных режимов полета.

Однако крыло изменяемой стреловидности имеет ряд серьезных недостатков. Во-первых, это сильное смещение аэродинамического фокуса назад при увеличении угла стреловидности, а во-вторых, – сложность конструкции и масса механизмов поворота консолей [18].

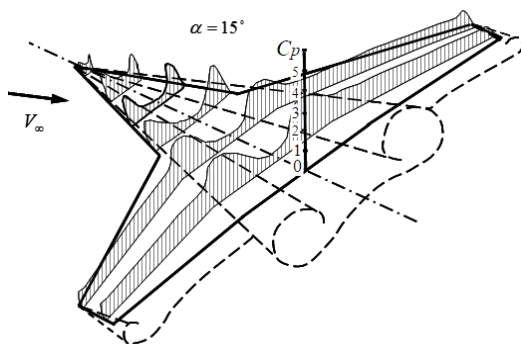


Рис. 63. Влияние вихрей, сходящих с наплыва на распределение нагрузки по размаху крыла

Сегодня на многорежимных самолетах в основном находят применение гибридные крылья, характерной чертой которых является наличие с наплыва, имеющего большую стреловидность и малое удлинения. На малых углах атаки такие крылья имеют сравнительно высокие несущие свойства ( $C_{ya}^\alpha$ ) и сравнительно малое индуктивное сопротивление, за счет значительного удлинения и умеренной стреловидности консолей базового (исходного) крыла. На больших углах атаки несущие свойства гибридного крыла возрастают за счет формирования на наплывах вихревых жгутов, которые распространяются над поверхностью не только самого на-

пльва, но и консолей и создают дополнительное разрежение (рис. 63). Вторым важным преимуществом таких крыльев является то, что, при правильно выбранном сочетании стреловидности наплыва и консолей исходного крыла, полученная вихревая система в значительной мере способствует предотвращению градиентного срыва. В результате наличие наплыва ведет к росту значений  $c_{yamax}$ ,  $\alpha_{кр}$ . Сравнивая полярю гибридного крыла и крыла без наплыва можно сказать, что наплыв приводит к уменьшению коэффициента лобового сопротивления при больших значениях  $c_{ya}(\alpha)$  (рис. 64). Однако, нужно понимать, что такое протекание полярны связано не со снижением сопротивления в случае гибридного крыла, а с увеличением его несущей способности. Зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  и  $c_{ya}(c_{xa})$  для базового крыла и крыла с наплывом приведены на рис. 64.

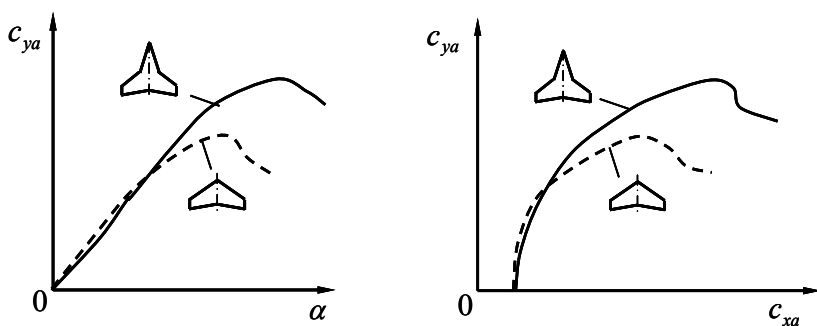


Рис. 64. Сопоставление зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  и полярны для крыла имеющего наплыв и без него при дозвуковых скоростях полета.

**Эксперимент проводится** для четырёх моделей крыла:

1-я модель – крыло прямоугольной формы в плане большого удлинения ( $\chi = 0^\circ$ ,  $\lambda = 6$ ,  $S = 0,0315 \text{ м}^2$ ).

2-я модель – крыло прямоугольной формы в плане малого удлинения ( $\chi = 0^\circ$ ,  $\lambda = 2$ ,  $S = 0,0315 \text{ м}^2$ ).

3-я модель – стреловидное крыло большого удлинения ( $\chi = 45^\circ$ ,  $\lambda = 6$ ,  $S = 0,0315 \text{ м}^2$ ).

4-я модель – крыло прямоугольной формы с наплывом большой стреловидности ( $\chi_{\text{н}} = 45^\circ$ ,  $\lambda = 6$ ,  $S = 0,0315 \text{ м}^2$ ).

Эксперимент проводится при одной и той же заданной скорости воздушного потока и в одинаковых диапазонах углов атаки.

**Основные задачи исследования:**

1. Экспериментально определить аэродинамические характеристики моделей крыла разной формы в плане.

2. Для каждого случая построить совмещенные зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ ,  $c_{ya}(c_{xa})$ ,  $K(\alpha)$ ,  $c_{xa}(\alpha)$  для крыльев разной формы в плане.

3. Провести анализ влияния формы крыла в плане на его аэродинамические характеристики.

**Примерный перечень контрольных вопросов**

1. Какими геометрическими параметрами характеризуется крыло?

2. Какие системы координат используются в аэродинамике?

3. Охарактеризуйте основные аэродинамические силы и моменты, действующие на крыло.

4. Дайте понятие коэффициентов аэродинамических сил и моментов.

5. Основные параметры воздушного потока и критерии аэродинамического подобия (числа  $M$  и  $Re$ )

6. Изобразить и пояснить зависимость  $c_{xa} = f(\alpha)$  для прямоугольного крыла конечного размаха. Каковы отличия в его обтекании по сравнению с крылом бесконечного размаха .

7. Изобразить и пояснить зависимость  $c_{ya} = f(\alpha)$  для крыла конечного размаха.

8. Изобразить и пояснить зависимость аэродинамического качества крыла от угла атаки.

9. Пояснить влияние удлинения на несущие свойства крыла.

10. Пояснить влияние удлинения на аэродинамическое сопротивление крыла.
11. Особенности обтекания стреловидного крыла.
12. Пояснить влияние стреловидности на несущие свойства крыла.
13. Пояснить влияние стреловидности на аэродинамическое сопротивление крыла.
14. Какие преимущества имеет стреловидное крыло по сравнению с прямоугольным в плане.
15. Пояснить причину возникновения индуктивного сопротивления и его зависимость от стреловидности  $\chi$ .
16. Пояснить влияние удлинения на положение фокуса крыла.
17. Перечислить способы увеличения  $K_{\max}$  крыла.
18. Пояснить влияние стреловидности на положение фокуса крыла.
19. Показать и пояснить распределение нагрузки по размаху стреловидного крыла.
20. Показать и пояснить распределение нагрузки по размаху крыла прямоугольной формы в плане.
21. В чем принципиальное отличие обтекания тонких крыльев малого удлинения и большой стреловидности?
22. Показать и пояснить распределение нагрузки по размаху гибридного крыла.
23. Пояснить влияние наплыва большой стреловидности на аэродинамические характеристики крыла.
24. Какие преимущества дает наплыв большой стреловидности.

#### 7.4. Влияние механизации задней кромки крыла на его аэродинамические характеристики

**Цель работы:** экспериментально определить аэродинамические характеристики крыла с механизацией задней кромки и без нее. Провести анализ влияния механизации задней кромки на характеристики крыла.

##### Общие сведения

*Механизация крыла* – это комплекс устройств и аэродинамических поверхностей, предназначенных для изменения аэродинамических характеристик самолета. Основная цель механизации – увеличение несущих свойств крыла на взлетно-посадочных режимах или при маневрировании. Различают механизацию задней кромки, к ней относят различные типы закрылков и щитки, и механизацию передней кромки, к которой относят предкрылки, отклоняемые носки и носовые щитки. Также к механизации крыла относят гасители подъемной силы – спойлеры и тормозные щитки, которые обычно располагают на верхней поверхности крыла [11].

В настоящее время наиболее широко в качестве механизации задней кромки крыла применяются закрылки. Они представляют собой задние профилированные и отклоняемые вниз на определенный угол части крыла. Как и другие несущие элементы самолета, закрылки характеризуются (рис. 65) размахом ( $\ell_3$ ), величиной хорды ( $b_3$ ), стреловидностью передней кромки закрылков ( $\chi_{п.к.з}$ ) и параметрами профиля. Кроме того характеристикой закрылков является угол их отклонения ( $\delta_3$ ) и местоположение на крыле. Этот угол  $\delta_3$  определяется как угол между хордами закрылка в отклоненном и не отклонённом положениях (рис. 66, а).

Обычно он измеряется в плоскости, перпендикулярной оси вращения закрылка. Угол считают положительным, если задняя кромка закрылка отклонена вниз. В случае многозвенного закрылка  $\delta_3$  определяют по углу отклонения его последнего звена.

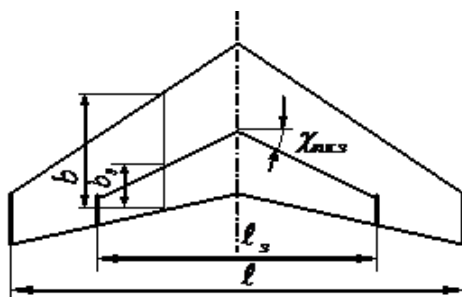


Рис. 65. Основные геометрические размеры закрылков на виде сверху

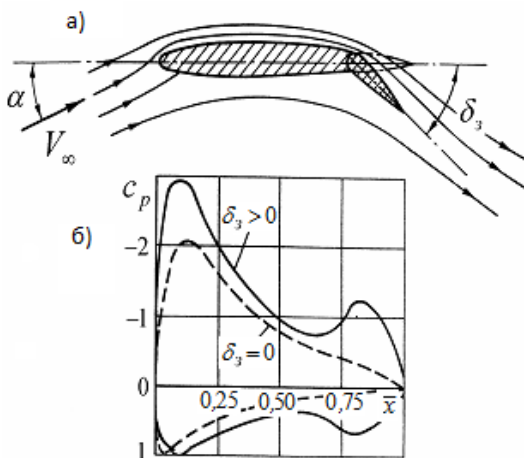


Рис. 66. Схема обтекания (а) и распределение давления при отклонении закрылков (б)

При отклонении закрылка на определенный угол увеличивается кривизна профиля крыла: поток под крылом тормозится и давление растет, а над верхней поверхностью крыла поток разгоняется и разрежение возрастает (рис. 66, б).

При отклонении закрылка увеличивается разрежение на верхней поверхности крыла, причем наиболее значительно это происходит вблизи носовой части крыла и самого закрылка. В результате увеличения разницы давлений между верхней и нижней по-



верхностями крыла увеличивается коэффициент подъемной силы  $\Delta c_{y\alpha z}$  на исходном угле атаки. Так же происходит изменение коэффициента момента тангажа  $\Delta m_{z z}$  (обычно на пикирование). Все это влияет на зависимости  $c_{y\alpha}(\alpha)$   $m_z(\alpha)$  – изменяются  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{0m}$ , а также  $\alpha_{кр}$  и  $c_{y\alpha \max}$  (рис. 67). При этом при отклонении закрылков практически не изменяются производные  $c_{y\alpha}^\alpha$  и  $m_z^\alpha$ , если конечно с выпуском закрылков не происходит существенного изменения площади крыла (как, например, в случае выдвигаемых закрылков).

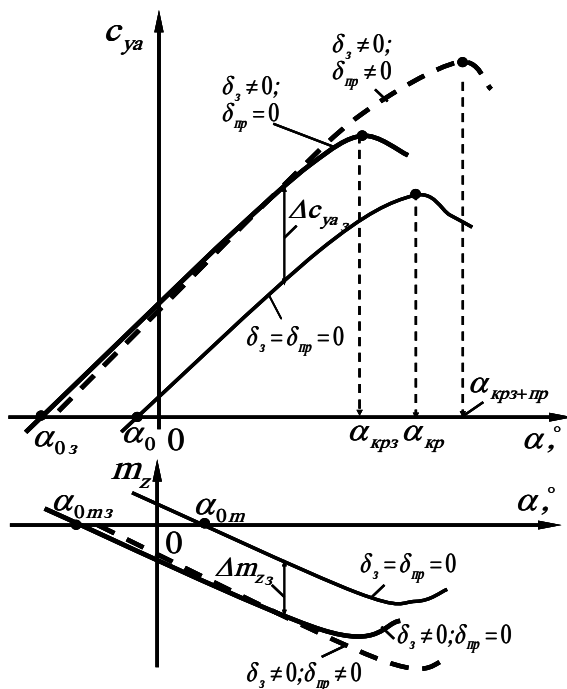


Рис. 67. Влияние отклонения закрылков и предкрылков на зависимости  $C_{y\alpha}(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$

Кроме перечисленных изменений обтекания крыла, выпуск закрылка (увеличение  $\delta_3$ ) увеличивает положительный градиент давления ( $dp/dx > 0$ ) на верхней поверхности закрылка и при больших значениях  $\delta_3$  в конечном итоге может привести к срыву потока, что вызывает уменьшение прироста  $\Delta c_{yaz}$  по сравнению с линейной теорией (рис. 68).

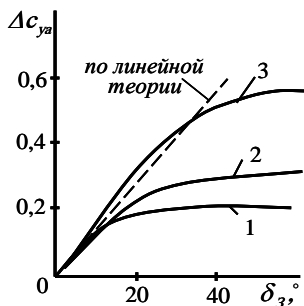


Рис. 68. Зависимости прироста коэффициента подъемной силы по углу отклонения для разных типов закрылков: 1 — простого отклоняемого; 2 — щелевого; 3 — многощелевого выдвигаемого закрылка

Чтобы обеспечить высокие значения  $\Delta c_{yaz}$  стараются оттянуть срыв потока на как можно бóльшие значений углов  $\delta_3$ . Для этого применяют щелевые и выдвигаемые закрылки. Перетекая с нижней поверхности на верхнюю через профилированные щели воздух, увеличивает скорость над закрылком, что повышает устойчивость пограничного слоя к отрыву. Выдвигаемые закрылки кроме отклонения вниз еще одновременно сдвигаются назад, в результате возрастает площадь крыла, увеличивается эффективная хорда крыла, и уменьшается относительная кривизна профилей при том же угле отклонения, что и у простых отклоняемых закрылков. Все это способствует уменьшению срывных явлений при больших углах отклонения механизации ( $\delta_3 = 35...50^\circ$ ) и, следовательно, повышению величины  $\Delta c_{yaz}$  (рис. 68).

Прирост подъемной силы в случае применения механизации зависит не только от ее параметров (типа, относительных размеров, углов отклонения ее), но и от формы крыла в плане. Чем выше несущая способность ( $c_{ya}^a$ ) исходного крыла, тем больше прирост  $\Delta c_{ya3}$  при тех же параметрах механизации и углах ее отклонения (рис. 69).

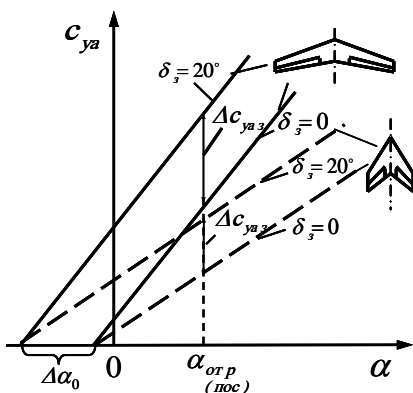


Рис. 69. Влияние формы крыла в плане на прирост коэффициента подъемной силы за счет отклонения закрылков

Как уже отмечалось, на изолированном крыле отклонение закрылков обычно вызывает прирост коэффициента момента тангажа на пикирование ( $\Delta m_{z3} < 0$  см. рис. 67). На самолетах нормальной схемы влияние выпуска закрылков на величину продольного момента не так однозначна. Учитывая, что выпуск закрылков приводит к возрастанию скоса потока вниз перед оперением, как следствие уменьшается угол атаки горизонтального оперения и снижается создаваемая им подъемная сила. В результате может появиться прирост кабрирующего момента. Таким образом, в общем случае суммарный прирост коэффициента момента тангажа от выпуска закрылков может оказаться как отрицательным (на пикирование), так и положительным (на кабрирование). Это зависит от рас-

положения горизонтального оперения, а также типа и геометрических параметров закрылков.

Как отмечалось выше, выпуск закрылков вызывает рост разрежения в районе передней кромки крыла, а значит интенсивнее растет и положительный градиент давления (см. рис. 66, б). В результате, при отклонении механизации задней кромки крыла уменьшается критический угол атаки  $\alpha_{кр}$ , за счет более раннего развития срыва в районе передних кромок. При этом  $c_{ya \max}$  обычно увеличивается (см. рис. 67). Что бы при больших углах атаки затянуть срыв потока в районе передних кромок крала, применяют механизацию передней кромки. Отклонение данного типа механизации обеспечивает плавное натекание воздуха на крыло и снижает положительный градиент в районе передней кромки, который и является причиной срыва потока. Кроме того, когда используют выдвижные предкрылки между ними и крылом образуется профилированная щель. Воздух с ускорением проходит через эту щель и повышает кинетическую энергию пограничного слоя, тем самым делая его более устойчивым к отрыву. В результате возрастают значения  $\alpha_{кр}$  и  $c_{ya \max}$ , а также диапазон линейного изменения зависимостей  $c_{ya}(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$ . Таким образом, применение механизации передней кромки приводит к росту допустимых в полете углов атаки и коэффициента подъемной силы (см. рис. 67).

Увеличение кривизны профиля крыла, в результате отклонения органов механизации, приводит к росту коэффициента лобового сопротивления и, как следствие, поляры смещаются вправо (рис. 70). Поскольку большой рост сопротивления увеличивает длину разбега самолета, при взлете используют меньшие углы отклонения закрылков, чем при посадке.

Отклонение органов механизации во взлетно-посадочное положение обычно существенно уменьшает максимальное аэродинамическое качество самолета (рис. 71).

Однако, когда нужны большие значения коэффициента подъемной силы, то применение механизации крыла позволяет получить большие значения аэродинамического качества. Это связано с увеличением степени реализации подсосывающей силы на передней кромке крыла и оттягиванием срыва потока на большие значения углов атаки. Самым простым видом механизации задней кромки с точки зрения конструкции является щиток (рис. 72).

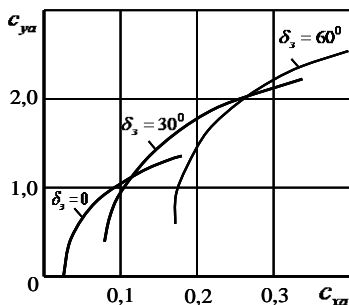


Рис. 70. Поляры самолета при не отклоненных и отклоненных во взлетное и посадочное положение закрылках

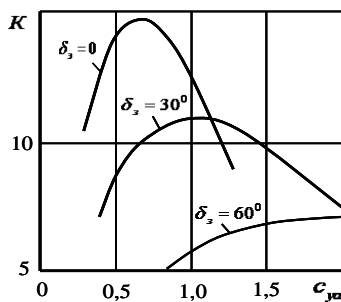


Рис. 71. Зависимости качества от коэффициента подъемной силы при неотклоненных и отклоненных во взлетное и посадочное положение закрылках

Щитки, применяемые на задней кромке, бывают простые (отклоняющиеся) и выдвижные (скользящие), у которых имеется подвижная ось вращения. При отклонении щитка приращение подъемной силы объясняется тем, что происходит торможение

потока на нижней поверхности крыла и, следовательно, там повышается давление, а также дополнительным разрежением, которое распространяется из области между крылом и щитком, и проявляется на верхней поверхности крыла.

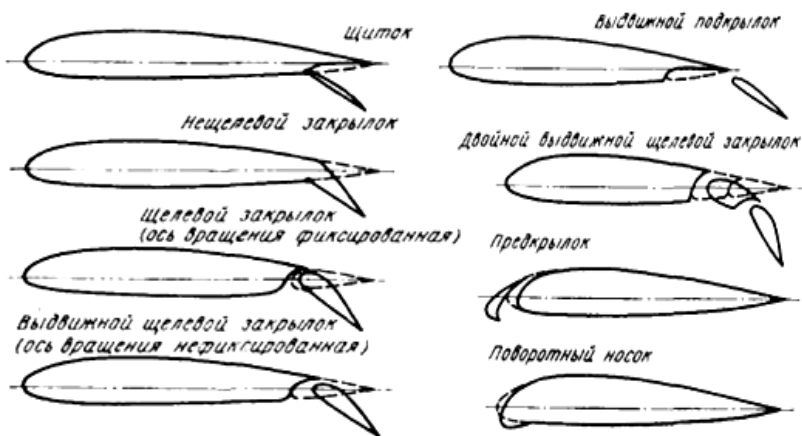


Рис. 72. Виды механизации крыла

По сравнению с закрылками щитки не столь значительно увеличивают несущую способность крыла, при значительно большем росте лобового сопротивления. Это позволяет обеспечить большую крутизну планирования и более эффективное торможение самолёта на пробеге, уменьшая аэродинамическое качество крыла  $K$ . Из-за большого прироста лобового сопротивления при выпуске щитков по сравнению с закрылками на современных самолетах их применяют редко.

**Эксперимент проводится** для модели крыла со щитком и без щитка.

**Основные задачи исследования:**

1. Экспериментально определить аэродинамические характеристики модели крыла без механизации и с отклоненным щитком.

2. Построить зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ ,  $c_{ya}(c_{xa})$ ,  $K(c_{ya})$  для конфигураций крыла с отклоненным щитком и без него.

3. Провести анализ влияния отклонения щитка на аэродинамические характеристики крыла.

### **Примерный перечень контрольных вопросов**

1. Что такое механизация ЛА и для чего она нужна?
2. Каково назначение механизации передней кромки крыла?
3. Каково назначение механизации задней кромки крыла?
4. Какие бывают виды механизации передней и задней кромок крыла?
5. Что такое закрылок и какие они бывают?
6. Что такое щиток как элемент механизации задней кромки крыла?
7. Как выпуск механизации задней кромки крыла влияет на зависимость  $c_{ya}(\alpha)$ ?
8. Как изменяется сопротивление самолета при выпуске закрылков?
9. Почему закрылки на взлете и посадке выпускаются на разные углы отклонения?
10. Как изменяется аэродинамическое качество самолета при использовании механизации?
11. Может ли механизация влиять на величину критического угла атаки самолета?
12. Как выпуск закрылков влияет на производную коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_{ya}^{\alpha}$ ?
13. Почему используют щелевые закрылки?
14. Какую роль играет щель между предкрылком и крылом?

15. В чем особенность обтекания щитка по сравнению с закрылками?

16. Почему щиток редко применяется на современных самолетах в качестве элемента механизации задней кромки крыла?

17. Какие преимущества дает использование щитка в качестве элемента механизации задней кромки крыла?

18. Почему невозможно создать скоростной самолет без применения механизации?

19. Что такое адаптивное крыло?

## 7.5. Моментная характеристика летательного аппарата

**Цель работы:** экспериментально определить продольный момент, действующий на модель летательного аппарата (ЛА) при различных значениях угла атаки, построить моментные характеристики, определить положение фокуса, провести анализ продольной устойчивости ЛА.

### Общие сведения

Аэродинамические моменты зависят от величин аэродинамических сил и положения точки или оси приведения моментов. В аэродинамике, когда рассматривают характеристики изолированных частей за точку приведения моментов обычно принимают носик центральной хорды несущей поверхности или строительной оси фюзеляжа. Если рассматривается самолет в целом, то за точку приведения принимают положение его центра масс. Для самолета аэродинамический момент тангажа  $M_z$  и его коэффициент  $m_z$  определяются в основном аэродинамическими силами, действующими на крыло, горизонтальное оперение, фюзеляж, gondолы двигателей, внешние подвески и другие части. Некоторое влияние на продольный момент оказывает интерференция между частями летательного аппарата и работа его силовой установки.



В общем случае величины момента  $M_z$  или коэффициента  $m_z$  зависят от кинематических параметров движения и параметров подобия, наиболее важными среди которых являются угол атаки  $\alpha$  и число Маха [12].

Зависимость  $m_z(\alpha)$  для летательного аппарата представлена на рис. 73. Как видно из рисунка, на малых и умеренных углах атаки зависимость  $m_z(\alpha)$  линейная. Эта линейность нарушается, начиная с некоторого  $\alpha=\alpha_1$ , при этом замедляется темп роста абсолютной величины  $m_z$  по углу  $\alpha$ , а начиная с угла  $\alpha=\alpha_2$  темп роста снова увеличивается. Причины такого поведения зависимости  $m_z(\alpha)$  связаны со срывом потока на несущих поверхностях, а также объясняются скосом потока от крыла в районе горизонтального оперения.

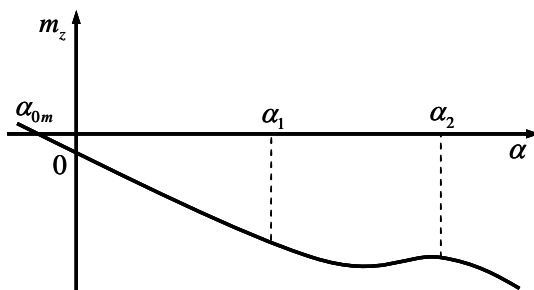


Рис. 73. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

Для диапазона углов атаки, которому соответствует линейный характер зависимости  $m_z(\alpha)$  можно записать:

$$m_z = m_z^\alpha (\alpha - \alpha_{0m}),$$

где  $m_z^\alpha = \partial m_z / \partial \alpha$ ,  $\alpha_{0m}$  – угол атаки нулевого момента тангажа. Следует подчеркнуть, что в общем случае угол  $\alpha_{0m}$  не равен углу  $\alpha_0$ .

Для самолета симметричного в вертикальной плоскости или крыла без крутки  $\alpha_{0m} = 0$  и тогда:

$$m_z = m_z^\alpha \alpha.$$

В общем случае при нулевой подъемной силе момент тангажа и его коэффициент, как у крыла, так и у самолёта в целом, могут быть не равны нулю. При наличии определенной кривизны профилей, при угле атаки  $\alpha = \alpha_0$ , крыло может иметь такое распределение нагрузки по хорде, что возникает пара сил (рис. 74), которая и создает момент тангажа при нулевой подъемной силе ( $M_{z0}$ ). Этому моменту соответствует коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе  $m_{z0}$ . У самолёта наличие величины  $M_{z0}$  может объясняться также и тем, что вектор результирующей аэродинамической силы  $\vec{R}_A$  при угле атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0$  не проходит через центр масс самолёта.

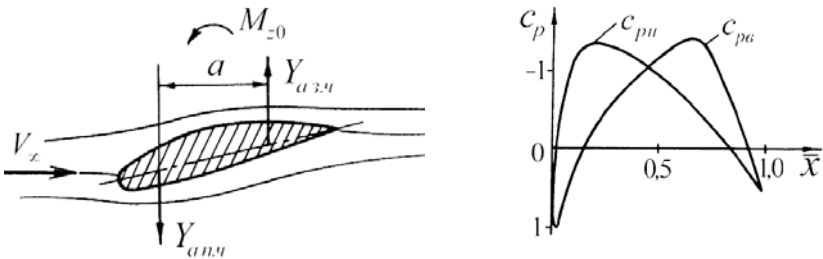


Рис. 74. К образованию момента тангажа при нулевой подъемной силе

Зависимость  $m_z(\alpha)$  часто называют моментной характеристикой ЛА, также называют и зависимость  $m_z(c_{ya})$  (рис. 75). Для нее можно записать:

$$m_z = m_{z0} + m_z^{c_{ya}} c_{ya},$$

где  $m_z^{c_{ya}} = \partial m_z / \partial c_{ya}$ ,  $m_{z0}$  – коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе.

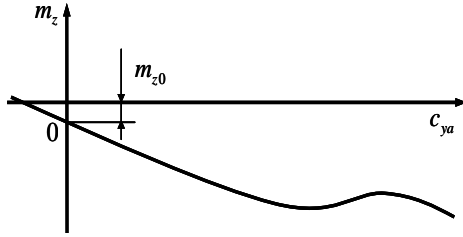


Рис. 75. Зависимость коэффициента момента тангажа от коэффициента подъемной силы

Влияние геометрической формы самолета на производные  $m_z^\alpha$  и  $m_z^{c_{ya}}$  сказывается через несущие свойства его различных частей и их расположение относительно центра приведения сил. Для нормальной схемы самолета крыло расположено вблизи центра приведения и из-за малого плеча создает небольшой момент тангажа по сравнению с долей крыла в величине создаваемой подъемной силы.

Горизонтальное оперение, наоборот, создает относительно небольшую подъемную силу, но за счет расположения на значительном расстоянии от центра масс и соответственно большого плеча создает большой момент тангажа. Для самолета нормальной схемы, когда горизонтальное оперение расположено позади крыла оно обычно создает *отрицательный момент* тангажа (момент на *тикирование*).

Если рассмотреть фюзеляж, то его носовая часть, расположенная впереди от точки приведения моментов, создает значительный кабрирующий момент. Кормовая часть, создающая за счет сужения подъемную силу, направленную вниз и приложенную позади центра масс самолета, также участвует в создании положительного момента тангажа. В результате фюзеляж создает значительный по величине *положительный момент* тангажа (момент на *кабрирование*).

Продольные силы также участвуют в создании момента тангажа самолета, но они не велики по отношению к нормальным силам, и плечи у них малы. Поэтому, для малых углов атаки  $\alpha$  и без учета продольных сил, считая  $Y_a \approx Y$  можно записать:

$$M_z = -Y_a(x_{ц.д} - x_{ц.м}).$$

Как известно из механики, момент – это произведение силы на плечо, равное расстоянию от точки приложения силы (или линии ее действия) до точки или оси приведения момента. В аэродинамике, точку приложения полной аэродинамической силы  $\vec{R}_A$  называют *аэродинамическим центром давления*. Это точка пересечения линии действия полной аэродинамической силы с характерной линией данного тела (самолёта или его части). Для профиля характерной линией будет хорда, а для самолёта при  $\beta = 0$  – центральная хорда крыла или проекция САХ на продольную ось самолёта. Согласно определению, аэродинамический момент относительно центра давления равен нулю.

Определим положение центра давления в системе координат связанной с хордой крыла (САХ) при отсутствии угла скольжения.

Учитывая, что оси  $OZ$ , проходит через носик профиля, а сила  $X$  направлена вдоль хорды (рис. 76), момент тангажа может быть определён как  $M_z = -Yx_{ц.д}$ , где  $x_{ц.д}$  – координата центра давления относительно носика хорды крыла (САХ).

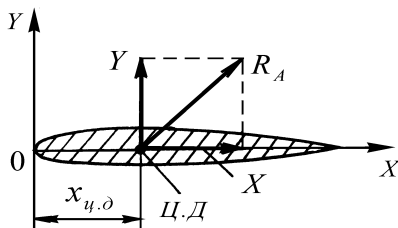


Рис. 76. К определению координаты центра давления

Перейдем к коэффициентам:

$$m_z = -c_y \frac{x_{ц.д}}{b} = -c_y \bar{x}_{ц.д},$$

где  $\bar{x}_{ц.д} = x_{ц.д}/b$  – координата центра давления, в долях хорды профиля (часто выражают в долях средней аэродинамической хорды крыла самолета  $\bar{x}_{ц.д} = x_{ц.д}/b_A$ ). Отсюда

$$\bar{x}_{ц.д} = -\frac{m_z}{c_y}. \quad (8)$$

При малых углах атаки, когда  $c_y \approx c_{ya}$ , тогда координата центра давления определится как

$$\bar{x}_{ц.д} \approx -\frac{m_z}{c_{ya}}. \quad (9)$$

Отметим, что в соотношениях (8) и (9) значения коэффициента  $m_z$ , определяются относительно передней кромки носика хорды. Если точка приведения моментов находится на некотором расстоянии от носика хорды ( $x_{np}$ ), то соотношение (9) запишется:

$$\bar{x}_{ц.д} = x_{пр} - \frac{m_{z\ пр}}{c_y} \approx x_{пр} - \frac{m_{z\ пр}}{c_{ya}},$$

где  $\bar{x}_{пр} = x_{пр}/b$  – относительная координата точки приведения моментов, а  $m_{z\ пр}$  – коэффициент момента тангажа относительно этой точки. Если для самолета за точку приведения моментов взята координата его центра масс ( $x_{ц.м}$ ) то  $\bar{x}_{пр} = \bar{x}_{ц.м} = x_{ц.м}/b_A$ .

В общем случае, положение центра давления не постоянно и при изменении угла атаки может даже уходить в бесконечность когда  $m_z \neq 0$ , а  $c_y = 0$ . Исключением из этого служит только случай линейного изменения зависимостей  $m_z(\alpha)$  и  $c_{ya}(\alpha)$  при  $m_{z0} = 0$ .

При решении вопросов устойчивости самолёта, нужна точка, имеющая постоянную координату, в которой приложено приращение подъемной силы при изменении угла атаки (или другого кинематического параметра). С этой целью в аэродинамике кроме центра давления вводится понятие *аэродинамического фокуса* (по углу атаки, скольжения, по углам отклонения органов управления и механизации крыла).

*Фокусом самолета называют точку, относительно которой момент остается постоянным при малом изменении того или иного кинематического параметра.* Вводится, также, понятие *аэродинамического фокуса*, т. е. когда учитываются только аэродинамические силы и моменты.

Различают четыре вида аэродинамических фокусов:

- фокус по углу атаки  $X_{F\alpha}$  ;
- фокус по углу скольжения  $X_{F\beta}$  ;
- фокус по отклонению органа управления тангажом  $X_{F\varphi_{г.о}}$  ;
- фокус по отклонению органа управления рысканием  $X_{F\delta_{р.н}}$  .

*Аэродинамическим фокусом по углу атаки называют точку, расположенную на линии пересечения плоскости OXZ с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа остается постоянным при малых изменениях только угла атаки [11].*

Фокус также можно представить, как точку приложения приращения подъёмной силы, вызванного малым изменением угла атаки, расположенную на продольной оси крыла самолёта (изолированного крыла или фюзеляжа).

Нормальную силу, приложенную в общем случае в центре давления, можно перенести в фокус с добавлением пары сил (или  $M_{zF}$ ) (рис. 77).

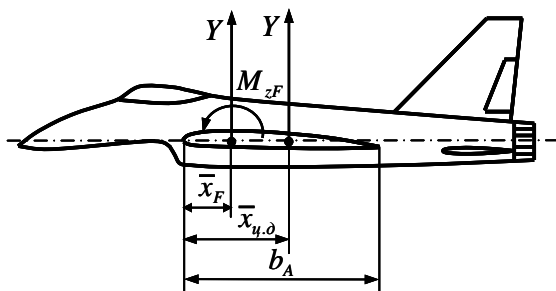


Рис. 77. К определению положения фокуса

Тогда выражение для момента тангажа относительно центра масс можно записать  $M_z = M_{zF} - Y(x_F - x_{ц.м.})$ , или, переходя к коэффициентам,  $m_z = m_{zF} - c_y(\bar{x}_F - x_{ц.м.})$ , но в соответствии с определением фокуса коэффициент  $m_{zF}$  остается постоянным. Следовательно, он будет равен моменту тангажа при нулевой подъемной силе, т.е.  $m_{zF} = m_{z0} = const$ . Тогда  $m_z = m_{z0} - c_y(\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м.})$ . Учитывая, что при малых углах атаки  $\alpha$ .  $c_y \approx c_{ya}$  запишем:

$$m_z = m_{z0} - c_{ya}(\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м.}). \quad (10)$$

Дифференцируя выражение (10) по  $c_{ya}$  получим:

$$m_z^{c_{ya}} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м.}). \quad (11)$$

С учетом выражения (11) формулу (10) запишем:

$$m_z = m_{z0} - m_z^{c_{ya}} c_{ya}.$$

Из зависимости (11) получаем:

$$(\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м.}) = -m_z^{c_{ya}}. \quad (12)$$

Видно, что для углов атаки, соответствующих линейному протеканию зависимостей  $m_z(\alpha)$  и  $c_{ya}(\alpha)$  координата фокуса не меняет своего положения, т. е.  $\bar{x}_F = const$ . Можно также записать:

$$c_{ya}^{\alpha} (\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м.}) = -m_z^{\alpha}. \quad (13)$$

С понятием аэродинамического фокуса тесно связано понятие устойчивости летательного аппарата.

*Устойчивостью самолета называют его способность без участия летчика сохранять заданный равновесный режим полета (при котором сумма сил и моментов, действующих на самолет, равны нулю) и возвращаться к нему после произвольного отклонения от него под действием внешних возмущений.*

Величины  $m_z^{c_{ya}}$  или  $m_z^{\alpha}$  характеризуют степень продольной статической устойчивости летательного аппарата, т. е. тенденцию в устранении или не устранении отклонения от равновесного режима полета под действием внешнего возмущения. Так, если  $m_z^{\alpha} < 0$ , то видно, что при непредвиденном уменьшении или увеличении угла атаки на величину  $\Delta\alpha$  возникает стабилизирующий момент  $\Delta m_z = m_z^{\alpha} \Delta\alpha$ , который стремится вернуть самолет в положение равновесия. Такой летательный аппарат называется *статически устойчивым*.

Если  $m_z^{\alpha} > 0$ , то летательный аппарат считается *статически неустойчивым*. Для такого самолета при изменении угла атаки в любую сторону возникает момент, который направлен в ту же сторону, т. е. момент, уводящий летательный аппарат от положения равновесия. В случае  $m_z^{\alpha} = 0$  летательный аппарат называется *статически нейтральным*, при этом малое отклонение угла атаки от положения равновесия не вызывает возникновения момента и  $\Delta m_z = 0$ .

Запасом продольной статической устойчивости летательного аппарата принято называть величину производной  $m_z^{c_{ya}}$ . Он зависит от взаимного расположения центра масс самолета и его фоку-



са. Из формул (12) и (13) понятно, что для устойчивого летательного аппарата ( $m_z^{c_{ya}} < 0$  и  $m_z^\alpha < 0$ ) фокус должен быть расположен позади центра масс.

Необходимой степени продольной статической устойчивости добиваются, изменяя положения фокуса и центра масс, т. е. изменяя аэродинамическую и внутреннюю компоновку летательного аппарата.

На координату фокуса наиболее сильно влияет форма и место размещения горизонтального оперения. Хотя оно создает и небольшую по величине подъемную силу, но эта сила действует на большом плече от центра масс. На рис. 78 представлены моментные характеристики статически устойчивого (кривая 1) и неустойчивого (кривая 2) летательного аппарата.

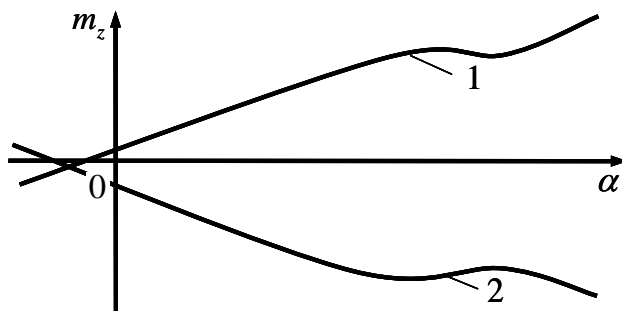


Рис. 78. Влияние ГО на моментную характеристику ЛА

При проектировании летательного аппарата особое внимание необходимо уделить выбору места расположения горизонтального оперения относительно плоскости крыла. Важно выносить горизонтальное оперение из зоны максимального скоса потока за крылом, чтобы предотвратить смещение фокуса вперед в результате падения эффективности горизонтального оперения.

Форма крыла в плане так же влияет на положение аэродинамического фокуса, поскольку от нее зависят несущие свойства крыла. Но учитывая, что крыло располагается вблизи центра масс, изменение несущих свойств крыла не так сильно (по сравнению с горизонтальным оперением) смещает фокус.

Корпус, обычно, смещает фокус вперед из-за вытянутой вперед заостренной головной части, которая создает наибольшую подъемную силу и при этом значительно удалена от центра масс.

### **Практическая часть работы:**

Для определения аэродинамических сил и моментов, действующих на летательный аппарат, в открытой рабочей части аэродинамической трубы на стержне тензовесов устанавливается модель летательного аппарата.

Задается программа эксперимента – скорость потока и диапазон углов атаки, угол скольжения принимается равным нулю. Эксперимент проводится по методике, описанной в разделах 7.1.3, 7.1.4 настоящего пособия.

При изменениях угла атаки на модель аппарата действуют аэродинамические силы в виде продольной силы  $X$  и нормальной силы  $Y$ , приложенные в центре давления летательного аппарата – точке  $D$  и измеряемые в системе координат тензовесов  $Mx_m, y_m, z_m$ . Начало системы расположено в точке  $M$  на оси тензовесов. Ось  $Mx_m$  направлена вдоль оси тензовесов в сторону носовой части модели аппарата. Ось  $My_m$  лежит в вертикальной плоскости аэродинамической трубы и направлена вверх, Ось  $Mz_m$  дополняет систему до правой и направлена в сторону правой консоли. Продольная ось тензовесов совпадает с продольной осью модели ЛА и осью  $Mx_m$  (рис. 79).

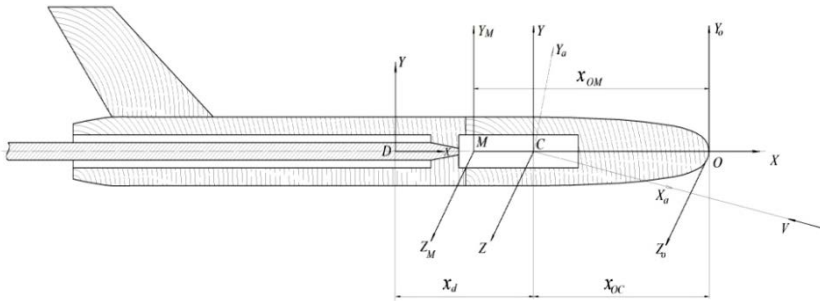


Рис. 79. Схема взаимного расположения систем координат

Поскольку угол скольжения отсутствует – все аэродинамические силы, действующие на аппарат приложены в плоскости симметрии аппарата  $Mx_Mz_M$ , совпадающей с вертикальной плоскостью аэродинамической трубы. Считая, что аппарат симметричен – центр давления расположен на продольной оси симметрии  $Mx_M$ .

Положение точки  $M$  в связанной с моделью системе координат  $Ox_o y_o z_o$ . Начало систем поместим в вершину носовой части аппарата на его продольной оси, а направление осей выберем сонаправлено системе  $Mx_M y_M z_M$ .

Зададим центр масс аппарата как точку  $C$ , лежащую на продольной оси модели и поместим в эту точку начало связанной системы координат  $Sx_{yz}$ . В результате оси всех выбранных систем координат окажутся сонаправленными, а оси  $x$  всех систем совпадают.

Тогда, закоординировав центр давления (точку  $D$ ) в связанной системе координат координатой  $x_d$ , и задав координаты остальных точек в системе  $Ox_o y_o z_o$  (рис. 79), можно записать выражение для момента тангажа определенного относительно точки  $M$ :

$$M_{zM} = -Y(x_d + x_{oC} - x_{oM}).$$

После раскрытия скобок получим:

$$M_{zM} = -Yx_d - Y(x_{oC} - x_{oM}),$$

где  $Yx_d = M_z$  – момент нормальной силы относительно оси  $Cz$ , связанной с моделью системы координат  $Cxyz$ .

В результате определяем искомый момент:

$$M_z = M_{z_M} + Y(x_{oC} - x_{oM}).$$

Это выражение позволяет определить момент относительно любой оси, параллельной оси  $Mz_M$ , для любого расположения центра масс  $C$  на продольной оси аппарата.

**Эксперимент проводится** для модели летательного аппарата при постоянной заданной скорости воздушного потока и в заданном диапазоне углов атаки.

***Основные задачи исследования:***

- экспериментально определить нормальную силу и продольный момент относительно осей  $Mz_M$  и  $Mz$ ;
- построить моментные характеристики модели ЛА относительно системы координат тензочувствительных датчиков и связанной системы координат, с началом в заданном положении центра масс модели;
- определить положение фокуса ЛА;
- провести анализ продольной статической устойчивости, с точки зрения моментной характеристики и взаимного расположения фокуса и центра масс.

**Примерный перечень контрольных вопросов [19]**

1. Что такое полная аэродинамическая сила?
2. Что является центром давления летательного аппарата?
3. Зависит ли положение центра давления от величины угла атаки?
4. Каким образом задается положение связанной системы координат?
5. Как определяются угол атаки и угол скольжения?
6. Что является физической основой возникновения аэродинамического момента?

7. Как определяется вектор аэродинамического момента?
8. Чему равна величина аэродинамического момента для тела вращения при нулевом угле атаки и нулевом угле скольжения?
9. Каким образом определяется знак аэродинамического момента?
10. Что такое продольная и нормальная аэродинамическая сила?
11. Как направлены положительные продольные и нормальные силы?
12. Как определяются коэффициенты аэродинамических сил и моментов?
13. Что такое моментная характеристика аппарата?
14. Какой угол атаки называется балансирующим?
15. Что такое аэродинамический фокус летательного аппарата по углу атаки?
16. Что такое статическая устойчивость летательного аппарата?
17. Какой вид имеет моментная характеристика для статически устойчивого аппарата?
18. Как влияет положение центра масс на устойчивость аппарата?
19. Каково взаимное расположение центра масс и фокуса для статически устойчивого аппарата?
20. Что такое запас статической устойчивости?

## **7.6. Исследование влияния близости опорной поверхности на аэродинамические характеристики крыла**

**Цель работы:** Экспериментально определить АДХ крыла вблизи экрана. Сделать выводы о влиянии экрана на характеристики крыла, сравнивая полученные результаты с характеристиками крыла, полученными в свободном потоке.

## Общие сведения

Под «экраном» в аэродинамике понимается относительно ровная поверхность земли или воды. Как экран следует также рассматривать палубу корабля или взлетно-посадочную полосу при посадке самолета [20].

Приближение летательного аппарата к поверхности экрана существенно сказывается на его аэродинамических характеристиках. Характер этого влияния неоднозначен и весьма сложен.

На первый взгляд образование сужающегося канала под крылом должно приводить к увеличению скорости потока, а значит к снижению несущей способности крыла. С другой стороны исследования показывают, что между крылом и поверхностью экрана происходит торможение потока, в результате чего изменяется давление, в особенности на нижней части несущей поверхности. Повышение давления «под крылом» приводит к появлению дополнительного перетекания воздуха через переднюю и боковые кромки, что приводит к изменению величины подсасывающей силы и вихревой структуры крыла.

Близость поверхности экрана также уменьшает скос потока за крылом и соответственно изменяет величину эффективного угла атаки его сечений.

Все вышеперечисленные факторы в значительной мере сказываются на картине обтекания сечений крыла (рис. 80) и на распределении коэффициента давления по верхней и нижней поверхностям профиля (рис. 81).

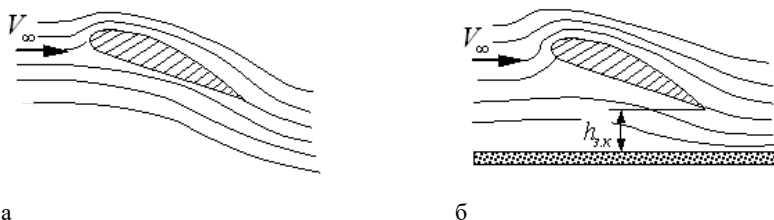


Рис. 80. Обтекание профиля: *а* – свободное; *б* – вблизи границы раздела сред

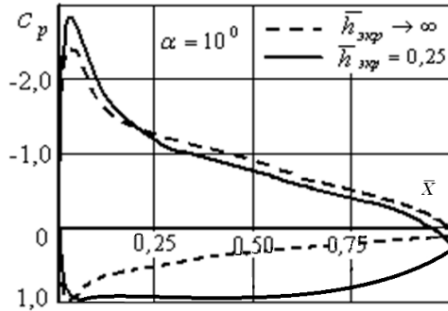


Рис. 81. Распределение коэффициента давления по верхней и нижней поверхности профиля

Здесь под коэффициентом давления  $c_p$  понимается отношение избыточного давления на поверхности профиля к скоростному напору набегающего потока:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{\rho V_\infty^2}{2}},$$

где  $p$  и  $p_\infty$  – статическое давление соответственно на поверхности профиля и в невозмущенном потоке,  $\rho$  и  $V_\infty$  – плотность и скорость невозмущенного потока.

В большинстве случаев это приводит к увеличению коэффициента подъемной силы и снижению коэффициента индуктивного сопротивления самолета (рис. 82). При этом растут разрежение и положительный градиент давления в районе носовой части верхней поверхности крыла, что приводит к более раннему развитию срыва потока и, как следствие, к уменьшению критического угла атаки.

Положение крыла или самолета относительно опорной поверхности характеризуют отношением высоты задней кромки крыла над экраном  $h_{з.к}$  (рис. 80, б) к характерному линейному размеру.

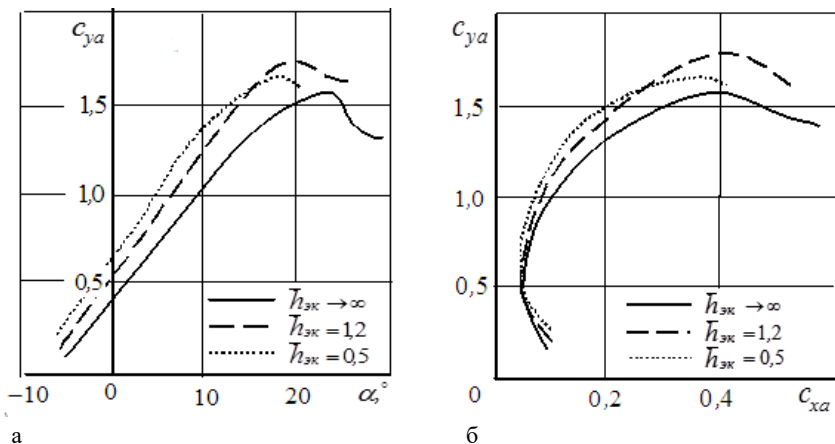


Рис. 82. Зависимость  $C_{ya}$  и поляры самолета при различных относительных расстояниях до поверхности земли

За характерный размер принимают либо хорду крыла  $b_{cp}$ , тогда  $\bar{h}_{3,к} = h_{3,к}/b_{cp}$ , либо его размах  $l$ , и в этом случае

$$\bar{h}_{3,к}^* = h_{3,к}/l.$$

### Картина обтекания профиля вблизи экрана

Рассмотрим обтекание профиля вблизи экрана (рис. 83, а) [11]. Примем для воздуха модель идеального газа, угол атаки будем считать небольшим, а обтекание – безотрывным. Простейшей вихревой моделью в случае отсутствия экрана будет бесконечный прямой присоединенный вихрь. Понятно, что этот вихрь должен проходить через аэродинамический фокус по углу атаки  $F_a$  (рис. 83, б).

Нужно учесть, что данная модель не обеспечивает условие непротекания экрана. Это связано с тем, что вихрь индуцирует на экране окружную скорость  $U = \Gamma/(2\pi r)$ , в результате через экран будет течь воздух со скоростью  $U_y = U \cos\theta$ .



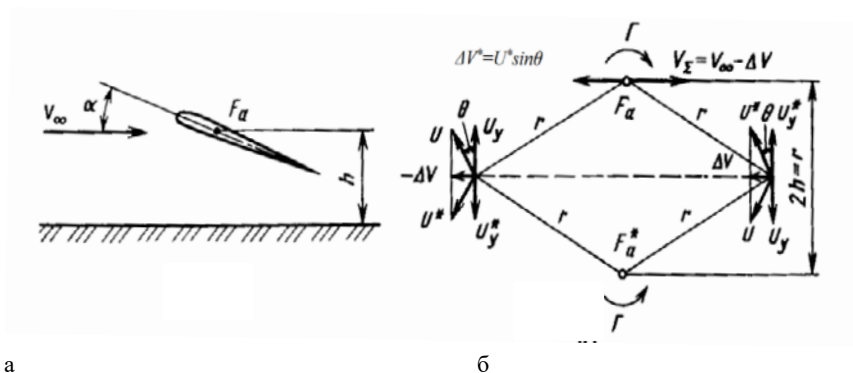


Рис. 83. Обтекание вблизи экрана:  
*a* – профиль; *б* – простейшая вихревая модель для профиля

Чтобы обеспечить непротекание экрана, вводят фиктивный вихрь, который располагают с другой стороны по отношению к экрану и при этом симметрично основному вихрю. Циркуляцию  $\Gamma$  для этого вихря выбирают равную по величине циркуляции основного вихря, но направленную в противоположную сторону, т.е.  $\Gamma^* = -\Gamma$  (на рис. 83, б звездочкой отмечены величины, относящиеся к фиктивному вихрю).

Понятно, что нормальные к поверхности экрана скорости, индуцируемые основным и фиктивным вихрями, взаимно гасятся, в результате выполняется условие непротекания. Такой подход для моделирования профиля вблизи экрана с помощью двух вихрей: реального и фиктивного применяют как в простейших случаях, так и в более сложных вихревых моделях. При определении аэродинамических характеристик аппарата вблизи экрана экспериментальными способами в рабочей части аэродинамической трубы располагают две идентичные модели. В этом случае сам экран не устанавливают, а модели располагают симметрично относительно «плоскости» экрана.

Из анализа принятой модели следует, что в результате влияния экрана (воздействия фиктивного вихря) набегающий поток тормозится (за счет скорости  $\Delta V^* = U^* \sin \theta$ ) и отклоняется (вследствие воздействия скорости  $U_y^*$ ) перед фокусом – вниз, за ним (на большей части профиля) – вверх.

### Коэффициент подъемной силы

На рис. 84, приведены кривые изменения коэффициента подъемной силы в зависимости от расстояния до экрана для нестреловидного крыла с  $\lambda = 7$ . Как видно из графика, при постоянном угле атаки  $\alpha$  влияние экрана на коэффициент подъемной силы зависит от нагруженности крыла, то есть от величины коэффициента  $c_{ya\infty}$ , определяемого при движении аппарата вне зоны действия экрана. Когда  $c_{ya\infty} \leq 1,5$ , коэффициент подъемной силы с уменьшением высоты непрерывно растет.

Когда  $c_{ya\infty} \geq 2$ , после незначительного роста  $c_{ya}$  стремительно падает до величин, меньших, чем были получены вдали от экрана.

На рис. 85 представлены зависимости коэффициента подъемной силы для тонких прямоугольных крыльев вблизи экрана  $h_{\text{эк}} = 0,1$  от их удлинения и угла атаки. Как видно из графика при  $\lambda > 7,5$  и больших углах атаки ( $\alpha > 16^\circ$ ) наблюдается отрицательное влияние экрана. Падение несущих свойств крыла вблизи экрана на больших углах атаки связано с интенсивным торможением потока. В этом случае тенденция торможения потока у *обеих поверхностей крыла* является преобладающей над изменением скоса потока.

При малых и умеренных углах атаки наблюдается положительное влияние близости земли на несущие свойства крыла. При углах атаки менее  $8^\circ$  максимальное значение  $c_{ya}/c_{ya\infty}$  получено для крыльев с удлинениями  $\lambda = 1,5 \dots 2,5$  (см. рис. 85).

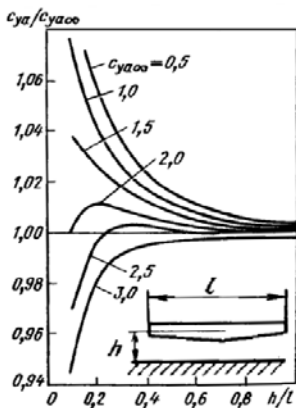


Рис. 84. Влияние близости земли на коэффициент подъемной силы при неизменном угле атаки крыла с  $\lambda = 7$

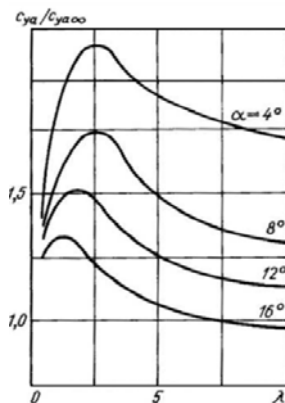


Рис. 85. Изменение несущих свойств тонких прямоугольных крыльев вблизи экрана

### Особенности обтекания механизированного крыла вблизи экрана

Экспериментальные и теоретические исследования показывают, что при определенных расстояниях до экрана у самолетов с механизацией крыла имеет место уменьшение несущих свойств, начиная с некоторого критического значения коэффициента подъемной силы  $C_{ya}^*$ .

Для крыльев больших удлинений с закрылками по всему размаху (с относительной хордой  $\bar{b}_3 = b_3/b_{cp} \geq 0,2$  и, особенно, при малых значениях  $\bar{h}_{3,к}$ ) при отклонении закрылков на большие углы ( $\delta_3 \geq 30^\circ$ ) проявляется отрицательное влияние земли. Однако, при больших экранных высотах  $\bar{h}_{3,к} = 0,2$  и малых значениях  $\alpha$  и  $\delta_3$  влияние экрана на величину подъемной силы положительное.

Для крыльев малых удлинений на углах атаки  $\alpha < 8^\circ$  (рис. 86) наблюдается положительное влияние близости земли на коэффициент подъемной силы.

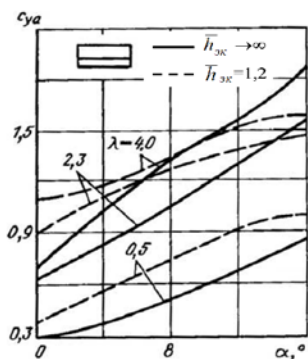


Рис. 86. К определению значения коэффициента подъемной силы  $C_{ya}^*$

Таким образом, приближение крыла к экрану при больших исходных значениях  $C_{ya\infty}$  может вызывать уменьшение располагаемого значения коэффициента подъемной силы. Причем, чем меньше расстояние до экрана, тем ниже значения  $C_{ya}^*$  (рис. 87).

Как показывает опыт, величина  $C_{ya}^*$  практически не зависит

от типа применяемой механизации, которая может быть и энергетической, но существенно зависит от формы крыла в плане. В частности, чем больше удлинение крыла и меньше его стреловидность, тем больше значения  $C_{ya}^*$  при фиксированной величине  $\bar{h}_{зк}$  (рис. 88).

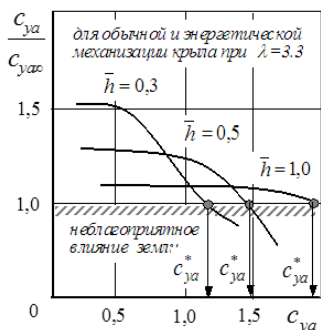


Рис. 87. К определению значения коэффициента подъемной силы  $C_{ya}^*$

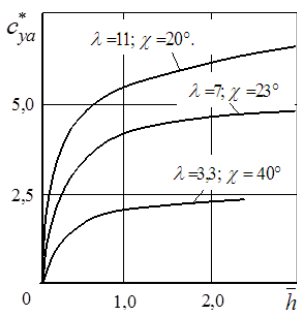


Рис. 88. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_{ya}^*$  от относительного расстояния до экрана

Таким образом, неблагоприятное влияние экрана можно ожидать у самолетов с мощной механизацией крыла, особенно энергетической, при взаимодействии скошенного потока и выдуваемых струй с поверхностью земли.

Наиболее существенные потери коэффициента подъемной силы происходят при формировании так называемого приземного вихря под крылом в результате взаимодействия струй, отражающихся от земли, с набегающим потоком (рис. 89).

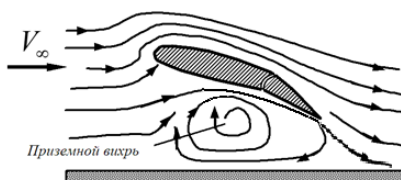


Рис. 89. Образование приземного вихря при взаимодействии струй, стекающих с закрылка, с набегающим потоком воздуха

### Коэффициент лобового сопротивления

Торможение потока, вызванное присутствием экрана, несколько уменьшает профильное сопротивление. Существенное воздействие близость экрана оказывает на индуктивное сопротивление крыла, особенно при его закругленной передней кромке.

Это объясняется, во-первых, уменьшением скосов потока за крылом и, во-вторых, ростом подсосывающей силы вследствие более интенсивного перетекания потока через переднюю кромку. В итоге при уменьшении расстояния до поверхности экрана обычно происходит относительное уменьшение коэффициента лобового сопротивления и повышение не только коэффициента подъемной силы, но и аэродинамического качества летательного аппарата (рис. 90).

Таким образом, при одних и тех же значениях коэффициента подъемной силы коэффициент вихревого сопротивления крыла у экрана будет меньше, чем вдали от него.

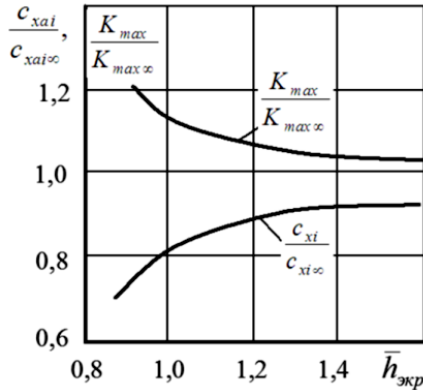


Рис. 90. Относительное изменение коэффициента индуктивного сопротивления и максимального аэродинамического качества при приближении к экрану

Определив коэффициенты подъемной силы и сопротивления, можно построить поляру и определить аэродинамическое качество аппарата на заданной высоте движения над экраном. Приведённые выше расчетные формулы относятся преимущественно к небольшим углам атаки, когда наблюдается плавное обтекание крыла.

### Коэффициент момента тангажа. Фокус

Приближение к поверхности земли большинства современных самолетов обычно сопровождается как увеличением подъемной силы, так и ростом момента тангажа на пикирование, вызванного смещением аэродинамического фокуса назад.

Это объясняется в основном следующими двумя обстоятельствами. Во-первых, вблизи земли происходит перераспределение аэродинамической нагрузки ( $\Delta c_p = c_{pн} - c_{pв}$ ) назад по хорде крыла (см. рис. 81). Во-вторых, увеличивается эффективность хвостового горизонтального оперения из-за уменьшения угла скоса потока  $\varepsilon$  от крыла в районе его расположения (рис. 91).

В качестве примера на рис. 92 приведены зависимости  $m_z(\alpha)$  для самолета Ан-72 на удалении и вблизи земли, в том числе с учетом работы двигателей (когда коэффициент тяги  $c_p \neq 0$ ).

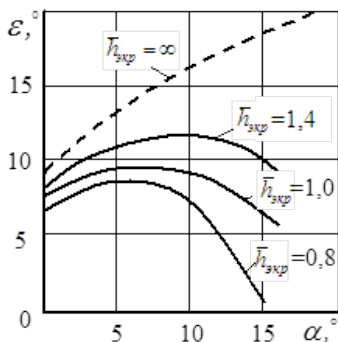


Рис. 91. Влияние экрана на скос потока вблизи горизонтального оперения самолета

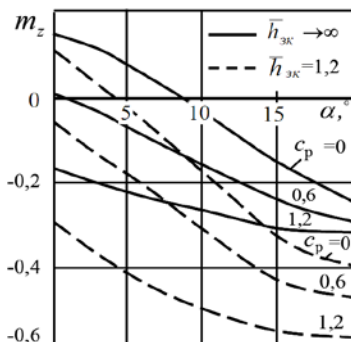


Рис. 92. Зависимость  $m_z(\alpha)$  для самолета Ан-72 для разных высот и режимов работы двигателей

Следует отметить, что при приближении к земле наиболее существенный рост момента тангажа на пикирование наблюдается у самолетов с низким расположением горизонтального оперения. Наоборот, на самолетах с низко расположенным крылом и высоко расположенным горизонтальным оперением приближение к экрану может вызывать кабрирующий момент (как, например, у самолета Ту-134). Приближение к экрану современных самолетов со стреловидным крылом и оперением, как правило, сопровождается увеличением их поперечной и уменьшением путевой статической устойчивости.

### Особенности полета экраноплана

Отличительной особенностью аэродинамики экраноплана является то, что все основные действующие на аппарат силы и моменты, в отличие от самолета, зависят не только от угла атаки, но и от высоты его полета над опорной поверхностью [21].

Интересно также то обстоятельство, что влияние угла атаки на АДХ экраноплана является неоднозначным.

Дело в том, что одно и то же изменение угла атаки может по-разному влиять на характеристики в зависимости от того, что послужило причиной этого изменения. Может быть три причины изменения  $\alpha$ : изменение угла тангажа  $\Delta\vartheta$ , вертикальный порыв ветра или наличие вертикальной скорости  $\dot{H}$ . В случае увеличения или уменьшения угла тангажа (рис. 93, а), одновременно с изменением угла атаки изменяется ориентация крыла относительно опорной поверхности. При этом изменяется расстояние от всех точек поверхности крыла до экрана, кроме точки вращения (если она находится на крыле). Поэтому при изменении угла тангажа приращение подъемной силы  $\Delta Y_{a\vartheta}$  зависит одновременно от приращения угла атаки  $\Delta\alpha_{\vartheta}$  и от положения оси вращения крыла  $x_{вр}$  при изменении тангажа

$$\Delta Y_{a\vartheta} = \Delta c_{ya\vartheta}(\Delta\alpha_{\vartheta}, x_{вр})Sq,$$

где  $\Delta\alpha_{\vartheta}$  – приращение угла атаки, вызванное только изменением угла тангажа,  $S$  – характерная площадь крыла,  $q$  – скоростной напор,

$$\Delta c_{ya\vartheta} = \Delta c_{ya\vartheta}^{\alpha}(x_{вр})\Delta\alpha_{\vartheta},$$

где  $\Delta c_{ya\vartheta}^{\alpha}$  – частная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, обусловленная изменением угла тангажа (при малом приращении угла атаки).

На рис. 93,а представлен график, иллюстрирующий разницу в изменении коэффициента подъемной силы при одном и том же изменении угла атаки, возникшем при изменении угла тангажа, но при разном положении оси вращения крыла.



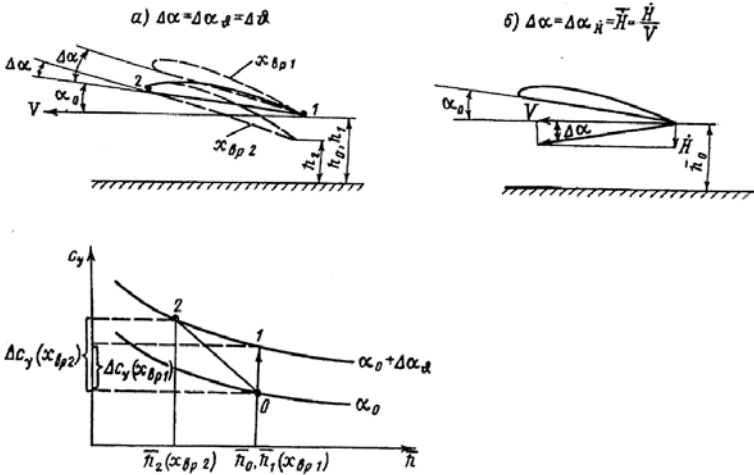


Рис. 93. К определению приращения подъемной силы [14]

В случае, когда изменение угла атаки связано с наличием вертикальной скорости (рис. 93, б), приращение подъемной силы определится выражением:

$$\Delta Y_{a \dot{H}} = \Delta c_{y a \dot{H}} (\Delta \alpha_{\dot{H}}) S q,$$

где (при малом приращении угла атаки)  $\Delta c_{y a \dot{H}} = \Delta c_{y a \dot{H}}^{\alpha} \Delta \alpha_{\dot{H}}$ ,  $\Delta \alpha_{\dot{H}}$  – приращение угла атаки, вызванное наличием вертикальной скорости,  $\Delta c_{y a \dot{H}}^{\alpha}$  – частная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, обусловленная наличием вертикальной скорости.

Понятно, что приращение коэффициента подъемной силы при изменении угла атаки на одну и ту же величину будет различным при изменении угла тангажа или появлении вертикальной скорости, поскольку в общем случае  $\Delta c_{y a \dot{H}}^{\alpha}(x_{вп}) \neq \Delta c_{y a \dot{H}}^{\alpha}$ . Аналогичные рассуждения можно провести для коэффициентов момента тангажа и лобового сопротивления.

## Наиболее важные результаты, полученные к настоящему времени, в области экранной аэродинамики

Выводы, представленные в данном разделе, сформулированы на базе материалов работы [22]:

1. Вблизи экрана наблюдается значительный рост подъемной силы и снижение индуктивного сопротивления крыла, за счет уменьшения угла скоса потока. В результате приближение летательного аппарата к опорной поверхности в большинстве случаев приводит к росту аэродинамического качества аппарата.

2. Из геометрических параметров удлинение оказывает наибольшее влияние на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана. Чем меньше удлинение, тем меньше подъемная сила и аэродинамическое качество и тем больше сопротивление. Такая зависимость основных аэродинамических характеристик крыла от удлинения вблизи экрана еще более выражена, чем для крыла в безграничном потоке.

3. Установка на крыло нижних односторонних шайб значительно повышает его эффективное удлинение из-за снижения интенсивности концевых перетеканий.

4. В формировании несущих свойств крыла вблизи экрана решающую роль играет форма нижней поверхности профиля, верхняя играет незначительную роль.

5. При движении крыла над водой при наличии волнения величины его аэродинамических характеристик колеблются около балансировочных значений, соответствующих движению над плоским экраном. При постоянной относительной высоте  $\bar{h} = h/b$  амплитуда этих колебаний возрастает с увеличением амплитуды волны, а при постоянной амплитуде с уменьшением  $\bar{h}$  растут также приращения  $c_{y0}$  и  $m_{z0}$ .

6. Благоприятное влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла сохраняется до чисел Маха  $M < 0,7 \dots 0,8$ , после

чего прирост аэродинамического качества имеет тенденцию к уменьшению.

**Эксперимент проводится:** для модели крыла малого удлинения вблизи экрана и без него, при постоянной заданной скорости воздушного потока и в заданном диапазоне углов атаки.

***Основные задачи исследования:***

1. Экспериментально определить аэродинамические характеристики модели крыла в свободном потоке и вблизи экрана.

2. Построить зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ ,  $c_{ya}(c_{xa})$ ,  $K(c_{ya})$  для крыла в свободном потоке и вблизи экрана.

3. Провести анализ влияния близости экрана на аэродинамические характеристики крыла.

**Примерный перечень контрольных вопросов**

1. Что понимают под «экраным эффектом»?
2. Как и почему приближение крыла к экрану влияет на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки  $c_{ya}(\alpha)$ ?
3. Как и почему приближение крыла к экрану влияет на производную коэффициента подъемной силы от угла атаки  $c_{ya}'$ ?
4. Как и почему изменяется сопротивление летательного аппарата при приближении к опорной поверхности?
5. Как и почему приближение крыла к экрану влияет на момент тангажа?
6. Как изменяется аэродинамическое качество летательного аппарата при приближении к опорной поверхности?
7. От каких параметров зависят аэродинамические характеристики аппарата вблизи экрана?
8. В чем особенность статической устойчивости экраноплана?
9. В каких случаях проявляется отрицательное влияние экрана на величину подъемной силы?

10. Что такое аэродинамический фокус экраноплана по высоте?
11. Почему при проектировании экраноплана часто используют крыло малого удлинения?
12. Для чего нужны концевые шайбы на крыле экраноплана?
13. Почему экранопланы проектируют по схеме «низкоплан»?
14. Что такое угол тангажа летательного аппарата?
15. Как влияет положение центра масс экраноплана на зависимость коэффициента подъемной силы от угла тангажа  $c_{ya}(\vartheta)$ ?
16. Сформулируйте условие продольной статической устойчивости экраноплана?
17. Почему изменяется индуктивное сопротивление крыла вблизи экрана?
18. Почему изменяется подъемная сила крыла вблизи экрана?
19. Почему увеличивается подсосывающая сила крыла вблизи экрана?

### **7.7. Исследование распределения давления по поверхности тела вращения**

**Цель работы:** экспериментально определить распределение давления по поверхности тела вращения и рассчитать коэффициенты продольной и нормальной сил.

#### **Общие сведения**

#### ***Силовое взаимодействие воздушного потока с телом.***

Задача по исследованию распределения давления по поверхности тел является одной из наиболее часто встречающихся в практике аэродинамических лабораторий. Тело вращения в виде цилиндрической поверхности с конической носовой частью является основной составляющей аэродинамических схем многих летательных аппаратов. Такое исследование позволяет получить ис-

ходные данные для расчета на прочность, а также ряд других необходимых материалов.

При обтекании воздушным потоком тел произвольной формы или корпусов (фюзеляжей) летательных аппаратов на их поверхности возникают нормальные силы давления и касательные силы трения [19].

Расчетная практика показывает, что в диапазоне больших чисел Рейнольдса суммарная сила аэродинамического воздействия определяется в основном силой от распределенного давления. Исходя из этого, в данной работе будем для рассматриваемого тела вращения определять силовое воздействие, создаваемое исключительно распределенными силами давления.

Давление  $\bar{p}$ , действующее на каждую точку тела вращения, расположенного под углом атаки  $\alpha$  к воздушному потоку, как известно, направлено вдоль единичного вектора внешней нормали к поверхности  $\vec{n}^0$  (рис. 94).

За положительное направление принимается вектор избыточного давления противоположно направленный по отношению к единичному вектору нормали.

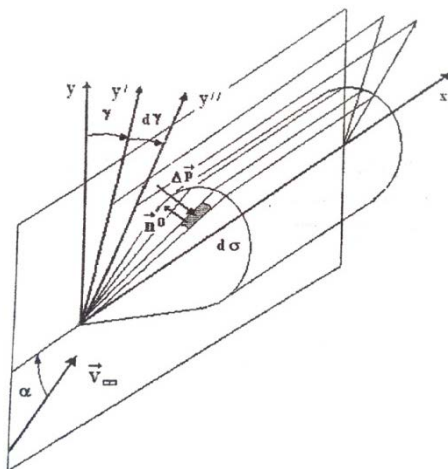


Рис. 94. Схема взаимного расположения сечений

Величина давления в разных точках поперечного сечения поверхности тела вращения при несимметричном обтекании его воздушным потоком будет различна. Координаты точек поверхности будем определять в связанной системе координат, начало которой расположим в вершине носовой части тела. Ось  $OX$  совместим с продольной осью симметрии тела,  $OY$  расположена в плоскости симметрии летательного аппарата и направлена в сторону увеличения угла атаки. Ось  $OZ$  образует с осями  $OX$  и  $OY$  правую систему координат.

Выделим на поверхности тела элементарную площадку  $d\sigma$ , ограниченную четырьмя секущими плоскостями. Две плоскости проводим через продольную ось симметрии тела под углами крена  $\gamma$  и  $\gamma + d\gamma$  к плоскости  $OXY$ . Две другие плоскости проведем ортогонально к продольной оси на расстояниях  $x$  и  $x+dx$  от начала координат. Учитывая малость линейных размеров площадки, примем величину избыточного давления  $\Delta p = p - p_\infty$  (здесь  $p_\infty$  – давление в набегающем потоке) в пределах площадки за постоянную величину. Будем считать площадку прямоугольной с длинами сторон  $dl$  в продольном направлении и дуги окружности радиуса  $r$ , равной  $r d\gamma$  в поперечном направлении (рис. 95), тогда площадь её поверхности  $d\sigma$  вычисляется как:

$$d\sigma = r(x) d\gamma dl .$$

Выражая длину стороны  $dl$  через приращение координаты  $dx$  и угол наклона поверхности к продольной оси тела  $\theta$ , получим:

$$dl = \frac{dx}{\cos \theta}, \quad d\sigma = \frac{r(x)}{\cos \theta} dx d\gamma .$$

Сила  $dP$  от избыточного давления  $\Delta p$ , действующего на площадку  $d\sigma$ , может быть определена как:

$$dP = \Delta p d\sigma = \Delta p \frac{r(x)}{\cos \theta} dx d\gamma .$$

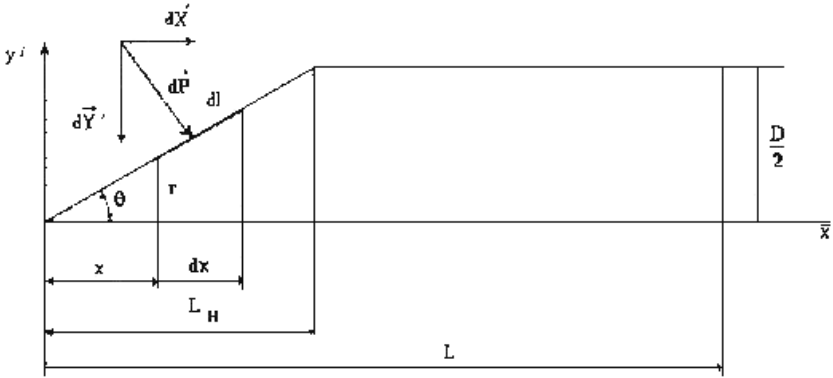


Рис. 95. Расчетная схема

Переходя к коэффициенту давления

$$q_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2}, \quad c_p(x, \gamma) = \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}} = \frac{\Delta p}{q_{\infty}}, \quad \Delta p = c_p(x, \gamma) q_{\infty},$$

запишем:

$$dP = q_{\infty} c_p(x, \gamma) \frac{r(x)}{\cos \theta} dx d\gamma,$$

где  $q_{\infty}$ ,  $\rho_{\infty}$ ,  $V_{\infty}$  – скоростной напор, плотность и скорость набегающего потока соответственно.

Элементарная нормальная сила  $dY'$  может быть определена как проекция силы давления  $dP$  на ось  $OY'$ :

$$dY' = -dP \cos \theta, \quad dY = dY' \cos \gamma = -dP \cos \theta \cos \gamma,$$

$$dY = -q_{\infty} c_p(x, \gamma) r(x) \cos \gamma dx d\gamma. \quad (14)$$

Соответственно  $dX$  – проекция силы давления на ось  $OX$ :

$$dX = dP \sin \theta, \quad dX = q_{\infty} c_p(x, \gamma) r(x) \operatorname{tg} \theta dx d\gamma. \quad (15)$$

Интегрируя выражения (14) и (15) в пределах изменения угла  $\gamma$  от 0 до  $2\pi$  и координаты  $x$  от 0 до  $L$ , получаем:

$$X = q_{\infty} \int_0^{2\pi} \left[ \int_0^L c_p(x, \gamma) r(x) \operatorname{tg} \theta \, dx \right] d\gamma - q_{\infty} c_p \text{ доп} \frac{\pi D^2}{4}, \quad (16)$$

$$Y = -q_{\infty} \int_0^{2\pi} \left[ \int_0^L c_p(x, \gamma) r(x) dx \right] \cos \gamma d\gamma. \quad (17)$$

Запишем координату и радиус в безразмерном виде:

$$\bar{x} = \frac{x}{L}, \quad \bar{r}(\bar{x}) = \frac{2r(x)}{D}, \quad dx = Ld\bar{x}, \quad r(x) = \frac{1}{2} D\bar{r}(\bar{x}). \quad (18)$$

Тогда выражения (16) и (17) после подстановки и изменения пределов интегрирования принимают вид:

$$X = \frac{1}{2} q_{\infty} DL \int_0^{2\pi} \left[ \int_0^1 c_p(\bar{x}, \gamma) \bar{r}(\bar{x}) \operatorname{tg} \theta d\bar{x} \right] d\gamma - q_{\infty} c_p \text{ доп} \frac{\pi D^2}{4}, \quad (19)$$

$$Y = -\frac{1}{2} q_{\infty} DL \int_0^{2\pi} \left[ \int_0^1 c_p(\bar{x}, \gamma) \bar{r}(\bar{x}) dx \right] \cos \gamma d\gamma. \quad (20)$$

С другой стороны через аэродинамические коэффициенты  $c_x$  и  $c_y$ , скоростной напор  $q_{\infty}$  и площадь миделя  $S_m$  продольная и нормальная силы могут быть записаны как:

$$S_m = \frac{\pi D^2}{4}, \quad X = c_x q_{\infty} S_m, \quad Y = c_y q_{\infty} S_m. \quad (21)$$

Сравнивая выражения (19), (20) и (21), учитывая, что тело вращения является симметричным относительно плоскости ОХУ, и вводя в рассмотрение удлинение тела вращения  $\lambda = \frac{L}{D}$ , запишем формулу для расчета коэффициентов аэродинамических сил в виде:

$$c_x = 4 \frac{\lambda}{\pi} \int_0^{\pi} \left[ \int_0^1 c_p(\bar{x}, \gamma) \bar{r}(\bar{x}) \operatorname{tg} \theta d\bar{x} \right] d\gamma - c_p \text{ доп}, \quad (22)$$



$$c_y = -4 \frac{\lambda}{\pi} \int_0^{\pi} \left[ \int_0^1 c_p(\bar{x}, \gamma) \bar{r}(\bar{x}) d\bar{x} \right] \cos \gamma d\gamma. \quad (23)$$

Зависимость радиуса от координаты поперечного сечения  $\bar{r}(\bar{x})$  имеет различный вид для конического и цилиндрического участков. Запишем эту зависимость отдельно для конической части

$$x \leq L_n, \quad r(x) = x \cdot \operatorname{tg} \theta,$$

или в безразмерном виде

$$\bar{r}(\bar{x}) = 2\lambda \bar{x} \cdot \operatorname{tg} \theta, \quad \lambda = \frac{L}{D}, \quad \bar{L}_n = \frac{L_n}{L}.$$

Для цилиндрической части, когда  $x \geq L_n$ , радиус остается постоянным и в безразмерных величинах можно записать  $\bar{r}(\bar{x}) = 1$ .

В результате подынтегральные функции представляются как

$$f_x(\bar{x}, \gamma) = c_p(\bar{x}, \gamma) \bar{r}(\bar{x}) \operatorname{tg} \theta; \quad f_x(\bar{x}, \gamma) = c_p(\bar{x}, \gamma) \bar{r}(\bar{x}), \quad (24)$$

и во внутренних интегралах выражений (22) и (23) имеют различный вид для конической и цилиндрической частей:

$$f_x(\bar{x}, \gamma) = \begin{cases} c_p(0, \gamma) \frac{2R}{D}, & \text{первое дренажное отверстие} \\ 2\lambda \bar{x} c_p(\bar{x}, \gamma) \operatorname{tg}^2 \theta, & \text{дренажные отверстия на конусе} \\ 0, & \text{дренажные отверстия на цилиндре} \end{cases} \quad (25)$$

$$f_x(\bar{x}, \gamma) = \begin{cases} 0, & \text{первое дренажное отверстие} \\ 2\lambda \bar{x} c_p(\bar{x}, \gamma) \operatorname{tg} \theta, & \text{дренажные отверстия на конусе} \\ c_p(\bar{x}, \gamma), & \text{дренажные отверстия на цилиндре} \end{cases} \quad (26)$$

При определении коэффициента давления на донной части корпуса принимаем допущение о постоянстве давления по площади донного среза летательного аппарата. Тогда усредненный ко-

эффицент давления донной части может быть рассчитан по формуле:

$$c_{p \text{ дон}} = \frac{1}{12} \{ c_{p \text{ дон}}(0^\circ) + 2[c_{p \text{ дон}}(30^\circ) + c_{p \text{ дон}}(60^\circ) + c_{p \text{ дон}}(90^\circ) + c_{p \text{ дон}}(120^\circ) + c_{p \text{ дон}}(150^\circ)] + c_{p \text{ дон}}(180^\circ) \}; \quad (27)$$

Таким образом, для определения значений коэффициентов аэродинамических сил, действующих на тело вращения, необходимо знать распределение давления в продольной плоскости вдоль поверхности тела вращения при различных положениях этой плоскости.

### Описание экспериментальной установки

Экспериментальное определение распределения давления производится при продувке в дозвуковой аэродинамической трубе тела вращения, схема которого приведена на рис. 96.

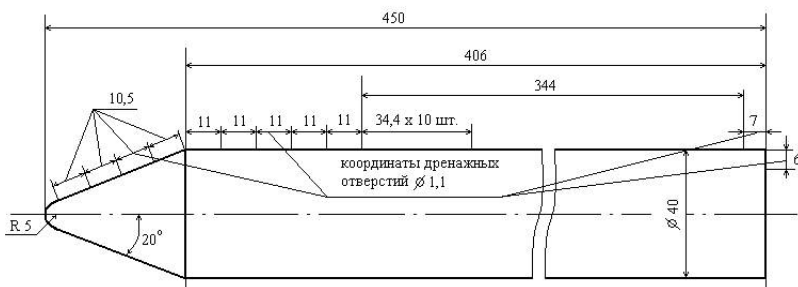


Рис. 96. Чертеж модели и схема дренажных отверстий

В одном сечении продольной плоскостью тело дренировано. Каждое отверстие дренажа герметично связано с датчиками давления автоматической измерительной системы. При обдуве тела воздушным потоком на его поверхности устанавливается распределение давления. Величины давлений определяются с той или иной

степенью точности, зависящей от числа точек дренажа, чистоты обработки приемных отверстий и др.

Одновременно с фиксацией давления в различных точках тела должен быть замерен скоростной напор набегающего потока.

Схема экспериментальной установки приведена на рис. 97.

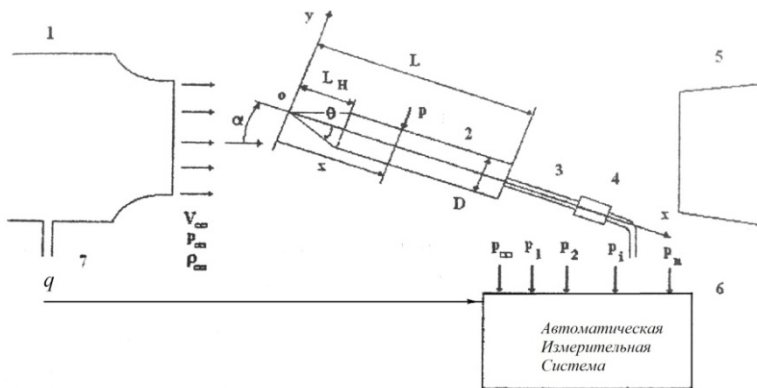


Рис. 97. Схема экспериментальной установки

Для определения распределения давления в плоскостях, смещенных относительно вертикальной плоскости симметрии на угол  $\gamma$ , необходимо поворачивать модель по углу крена вокруг продольной оси на заданный угол, однако в экспериментальной установке не предусмотрена такая возможность, но есть возможность изменения в широких пределах угла атаки  $\alpha$  и угла скольжения  $\beta$ .

Изменение угла крена  $\gamma$  на данной экспериментальной установке производится посредством выбора комбинации углов  $\alpha$  и  $\beta$ , таким образом, что пространственный угол  $\alpha_n$  остается постоянным. Под пространственным углом атаки  $\alpha_n$  понимается угол между продольной осью и направлением скорости летательного аппарата. Понятно, что, сохраняя постоянный пространственный угол атаки, положение тела может изменяться, при этом продольная ось

тела описывает конус с углом полураствора, равным по величине заданному пространственному углу атаки.

На рис. 98 представлена схема определения величин углов  $\alpha$  и  $\beta$  соответствующих заданному углу крена  $\gamma$  при известном значении пространственного угла атаки  $\alpha_n$ .

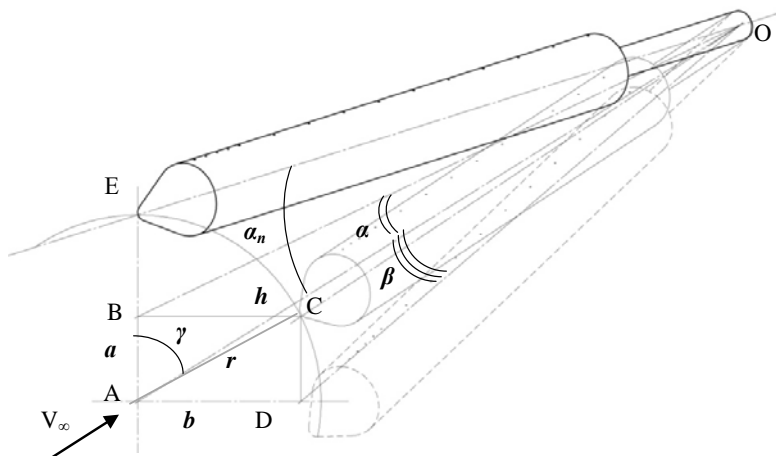


Рис. 98. Определение углов  $\alpha$  и  $\beta$ , соответствующих заданному углу  $\gamma$

Рассмотрим конус с вершиной в точке О (точке вращения державки, на которой закреплено исследуемое тело) и основанием, которое описывает носовая точка тела при его вращении с постоянным пространственным углом атаки  $\alpha_n$ . Пусть начальному положению тела соответствует вертикальная плоскость ОАЕ, в которой и находятся дренажные отверстия. В начальном положении угол  $\beta=0$ , а пространственный угол  $\alpha_n$  совпадает с углом  $\alpha$ . Если подбором углов  $\alpha$  и  $\beta$  переместить носовую точку тела в точку пространства С, также лежащую на основании конуса, то пространственный угол атаки  $\alpha_n$  тела сохранится, а плоскость, проходящая через ось тела и ось конуса, займет положение ОАС, причем

ОАС будет отличаться от ОАЕ углом наклона (крена)  $\gamma$ , при этом плоскость дренирования остается в вертикальном сечении тела.

Обозначим высоту рассматриваемого конуса через  $h=OE=OC$ . Тогда из треугольника АОС можно выразить  $h$  через радиус окружности основания конуса  $r$  как:

$$h = \frac{r}{\operatorname{tg}\alpha_n}. \quad (28)$$

Обозначим в прямоугольнике ABCD стороны  $AB=CD=a$  и  $BC=AD=b$ , тогда длины сторон вычисляются по формулам:

$$a = r \cos \gamma, \quad b = r \sin \gamma. \quad (29)$$

Из прямоугольных треугольников АОВ и АOD получим:

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{a}{h}, \quad \operatorname{tg}\beta = \frac{b}{h}. \quad (30)$$

Подставляя (25) и (26) в (27), получим выражения для определения углов  $\alpha$  и  $\beta$ , соответствующих заданному углу  $\gamma$ :

$$\operatorname{tg}\alpha = \cos \gamma \cdot \operatorname{tg}\alpha_n, \quad \operatorname{tg}\beta = \sin \gamma \cdot \operatorname{tg}\alpha_n. \quad (31)$$

Таким образом, для каждого заданного угла крена  $\gamma$  могут быть определены соответствующие ему углы  $\alpha$  и  $\beta$  поворотного механизма при фиксированном значении  $\alpha_n$ . При этом плоскость тела вращения, содержащая дренажные отверстия, остается неизменно вертикальной, изменение же угла  $\gamma$  приводит к повороту плоскости, в которой определяется пространственный угол  $\alpha_n$ .

### Порядок выполнения работы

1. По формулам (31) рассчитать комбинации углов  $\alpha$  и  $\beta$  для заданных преподавателем углов крена  $\gamma$  и пространственного угла атаки  $\alpha_n$ .

2. Закрепить в рабочей части трубы в державке  $\alpha$ - $\beta$  механизма 4 модель 2 (см. рис. 97).

3. Задать диапазон комбинаций углов  $\alpha$  и  $\beta$ , а также параметры потока в автоматической измерительной системе аэродинамической трубы (АДТ) Т-3 Самарского университета.

4. Включить аэродинамическую трубу для проведения исследования по заданному плану.

5. Получить протокол испытаний.

6. Повторить пункты 1-5 для всех заданных преподавателем значений пространственного угла атаки  $\alpha_n$ .

7. По показаниям приборов в лаборатории измерить и занести в протокол атмосферное давление и температуру.

8. Занести данные из протокола в таблицы обработки результатов.

### **Обработка результатов эксперимента**

1. Данные распределения избыточного давления по поверхности тела вращения, полученные в результате проведения эксперимента, а также основные параметры атмосферы на момент проведения эксперимента для каждого значения  $\alpha_n$  заносятся в таблицу 4.

2. Для каждого измерения рассчитывается коэффициент давления:

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}, \quad c_p(x, \gamma) = \frac{\Delta p}{q_\infty}.$$

Результаты расчета заносятся в табл. 5 и строится график (см. рис. 99) для каждого значения угла крена  $\gamma$ .

3. По формулам (25), (26) и (27) вычисляются значения подинтегральных функций для внутренних интегралов (24).

Результаты расчетов заносятся в табл. 5 и строятся графики (рис. 100 и 101).

Таблица 4 – Результаты измерений

Дата \_\_\_\_\_ 2013 г.  $P_{атм} =$  мм рт. ст.  $t =$  °C  $B =$   
 $q_{ос} =$  Па  $\rho =$  кг/м<sup>3</sup>  $v =$  м<sup>2</sup>/с  
 $\alpha_n =$  град

№№ точек	x, мм	R, мм	$\Delta p, Па$						
			$\alpha = 5, 00^\circ$ $\beta = 0, 00^\circ$ $\gamma =$	$\alpha = 4, 33^\circ$ $\beta = 2, 50^\circ$ $\gamma =$	$\alpha = 2, 50^\circ$ $\beta = 4, 33^\circ$ $\gamma =$	$\alpha = 0, 00^\circ$ $\beta = 5, 00^\circ$ $\gamma =$	$\alpha = -2, 50^\circ$ $\beta = 4, 33^\circ$ $\gamma =$	$\alpha = -4, 33^\circ$ $\beta = 2, 50^\circ$ $\gamma =$	$\alpha = -5, 00^\circ$ $\beta = 0, 00^\circ$ $\gamma =$
1	0	0							
2	4,4	4,4							
3	13,8	8,3							
4	23,7	12,2							
5	33,6	16,1							
6	44	20							
7	55	20							
8	66	20							
9	77	20							
10	88	20							
11	99	20							
12	133,4	20							
13	167,8	20							
14	202,2	20							
15	236,6	20							
16	271	20							
17	305,4	20							
18	339,8	20							
19	374,2	20							
20	408,6	20							
21	443	20							
22	450	14							

Таблица 5. Таблица обработки данных для меридианного сечения

Угол  $\gamma =$  град

№№ точек	$\bar{x}$	$\bar{r}(\bar{x})$	$\theta$ град	$c_p(\bar{x}, \gamma)$	$f_x(\bar{x}, \gamma)$	$f_y(\bar{x}, \gamma)$
1						
2						
3						
⋮						
20						
21						
22	1,0		90°		--	--
$F_x(\bar{x}) =$					$F_y(\bar{x}) =$	

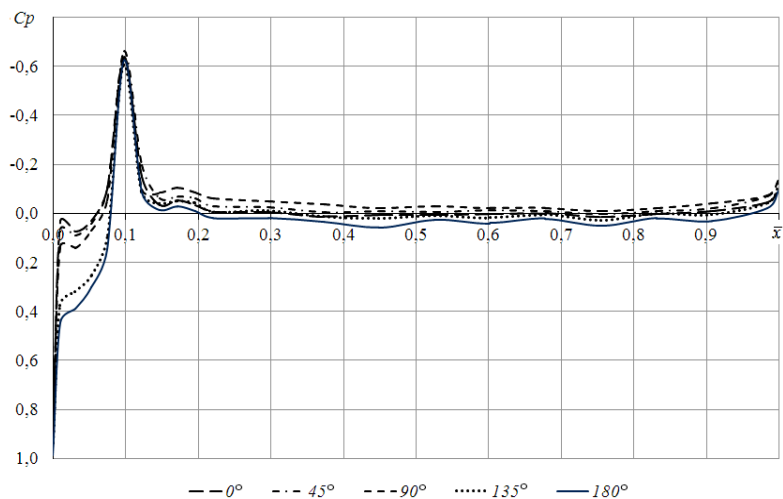


Рис. 99. Распределение коэффициента давления по длине тела

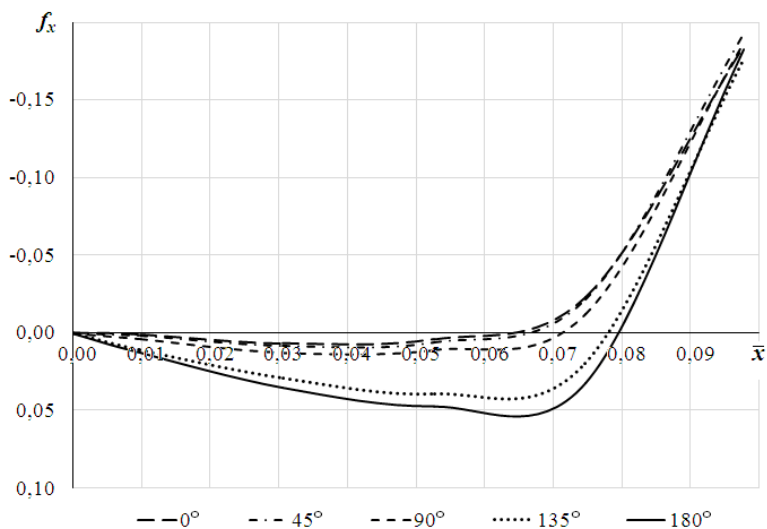


Рис. 100. Зависимость подынтегральных функций внутреннего интеграла от координаты для продольной силы



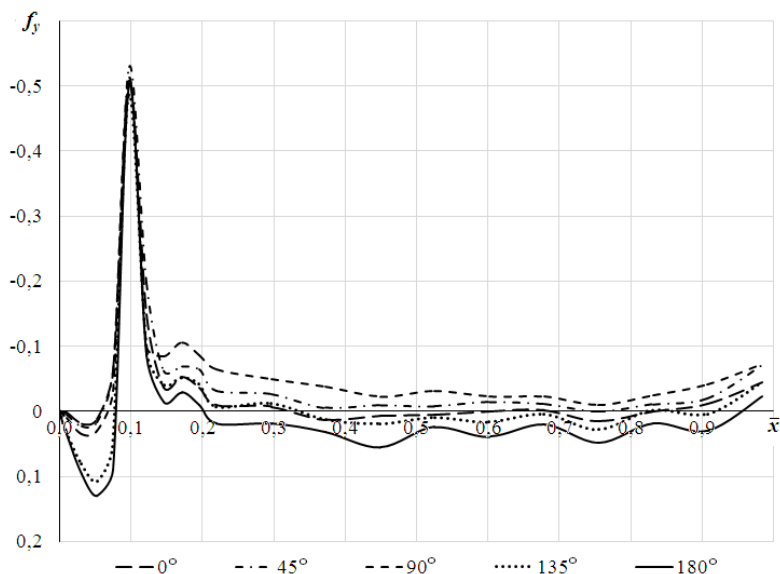


Рис. 101. Зависимость подынтегральных функций внутреннего интеграла от координаты для нормальной силы

4. По полученным значениям подынтегральных функций  $f_x$  и  $f_y$  численным интегрированием для каждого значения угла крена  $\gamma$  определяются значения внутренних интегралов (22) и (23)

$$F_x(\gamma) = \int_0^1 f_x(\bar{x}, \gamma) d\bar{x}, \quad F_y(\gamma) = \int_0^1 f_y(\bar{x}, \gamma) d\bar{x}.$$

5. Результаты заносятся в таблицу 6, определяются значения подынтегральных функций  $\Phi_x(\gamma)$  и  $\Phi_y(\gamma)$  внешних интегралов (22) и (23)

$$\Phi_x(\gamma) = F_x(\gamma), \quad \Phi_y(\gamma) = F_y(\gamma) \cos \gamma,$$

результаты также заносятся в таблицу 3.

Таблица 6. Обработки данных в окружном направлении

$\gamma, \text{град}$	$F_x(\gamma)$	$F_y(\gamma)$	$\Phi_x(\gamma)$	$\Phi_y(\gamma)$
0				
30				
60				
90				
120				
150				
180				
			$S_x =$	$S_y =$

6. По значениям  $\Phi_x(\gamma)$  и  $\Phi_y(\gamma)$  строятся их графические зависимости от угла  $\gamma$  (см. рис. 102).

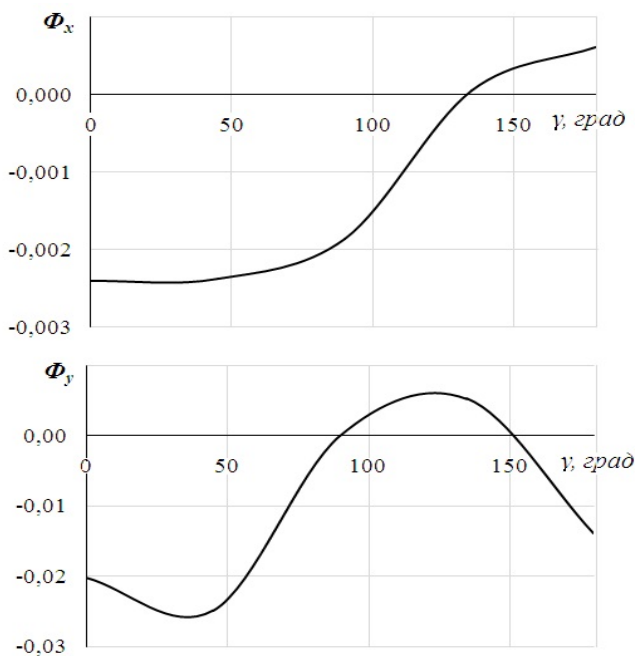


Рис. 102. Зависимость подынтегральных функций внешнего интеграла от угловой координаты для нормальной и продольной сил

7. Численным интегрированием определяются значения внешних интегралов (22) и (23).

$$S_x = \int_0^{\pi} \Phi_x(\gamma) d\gamma, \quad S_y = \int_0^{\pi} \Phi_y(\gamma) d\gamma.$$

8. Вычисляются значения коэффициентов продольной и нормальной силы  $c_x$  и  $c_y$

$$c_x = 4 \frac{\lambda}{\pi} S_x - c_{p \text{ дон}}, \quad c_y = -4 \frac{\lambda}{\pi} S_y.$$

9. Получив значения коэффициентов нормальной силы  $c_y$  для каждого значения угла  $\alpha_n$ , строится график зависимости  $c_y = f(\alpha_n)$

### Контрольные вопросы

1. Что такое статическое давление воздушного потока?
2. Каким образом статическое давление связано со скоростью потока?
3. Как определяется полное давление воздушного потока?
4. Что является приемником статического давления воздушного потока в разных точках поверхности модели?
5. Как измеряется полное давление воздушного потока?
6. Что такое коэффициент давления?
7. Чему должно быть равно значение коэффициента давления в точке под номером 1 при нулевом угле атаки?
8. Почему коэффициент давления имеет минимальную величину в области точки перехода от конической носовой части модели к цилиндрической?
9. Каким образом измерить статическое давление невозмущенного потока?
10. Как определяется величина скоростного напора невозмущенного потока?
11. Какие системы координат служат для определения нормальной и подъемной сил?

12. В чем разница между нормальной и подъемной силами летательного аппарата?
13. Какое направление продольной силы считается положительным?
14. Как определяются угол атаки, угол скольжения и угол крена?
15. По какому правилу определяются знаки углов атаки, скольжения и крена?
16. Что такое коэффициенты аэродинамических сил и являются ли они критериями подобия?
17. Что принимается за характерную площадь летательного аппарата при определении аэродинамических сил?
18. Что такое пространственный угол атаки?
19. Каким образом в данной работе изменялся угол крена?

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Горлин, С.М. Экспериментальная аэромеханика: учеб. пособие для вузов / С.М. Горлин. – Москва: Высшая школа. – 423 с.
2. Мартынов, А.К. Экспериментальная аэродинамика: учебное пособие / А.К. Мартынов. – Москва: Оборонгиз, 1958.
3. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика / Н.Ф. Краснов. – Москва: Высшая школа, 1971.
4. Харитонов, А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Часть 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки / А.М. Харитонов. – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2005. – 220 с.
5. Петунин, А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока / А.Н. Петунин. – Москва: Машиностроение, 1996.
6. Харитонов, А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Часть 2. Методы и средства аэрофизических измерений / А.М. Харитонов. – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2007. – 456 с.
7. Дубов, Б.С. Многокомпонентные механические весы / Б.С. Дубов // Труды ЦАГИ. – Москва: Издательство БНИ ЦАГИ, 1970. – Выпуск 1270. – С. 127.
8. Дикий, Н.А. Основы научных исследований / Н.А. Дикий, А.В. Халатов. – Киев: Высшая школа, 1985.
9. Савельева, А.И. Обработка результатов измерений при проведении физического эксперимента / А.И. Савельева, И.Н. Фетисов. – Москва: МВТУ. – 1984.
10. Летательные аппараты и их аэродинамика / М.С. Архипов, В.И. Бушуев, Е.Д. Икрянников, М.И. Радченко. – Москва: ВВИА, 1990.
11. Аэродинамика летательных аппаратов: учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г.А. Колесников,

В.К. Марков, А.А. Михайлюк [и др.]; под ред. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.

12. Лебедев, А.А. Динамика полета / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – Москва: Оборонгиз, 1962.

13. Аэрогидромеханика / Е.Н. Бондарев, В.Т. Дубасов, Ю.А. Рыжов, С.Б. Свирщевский, Н.В. Семенчиков. – М.: Машиностроение, 1993.

14. Аэродинамическая компоновка и характеристики летательных аппаратов / Под ред. М.И. Ништа. – Москва: Машиностроение, 1991.

15. Аэродинамическая компоновка и характеристики летательных аппаратов / В.И. Бушуев, Ф.И. Ганиев, Б.Е. Локтев [и др.]. – Москва: Машиностроение, 1991.

16. Нелинейная теория крыла и ее приложения / Т.О. Аубакиров, С.М. Белоцерковский, А.И. Желанников [и др.]. – Алматы: Гылым, 1997.

17. Белоцерковский, С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978.

18. Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов / Под ред. Н.М. Лысенко. – М.: Воениздат, 1984.

19. Морозов, Л.В. Экспериментальная аэромеханика: учебное пособие / Л.В. Морозов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 44 с.

20. Назаров, Д.В. Аэродинамика летательного аппарата вблизи земли: учебное пособие / Д.В. Назаров. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. – 118 с.

21. Жуков, В.И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана / В.И. Жуков. – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1997. – 81 с.

22. Экранопланы. Особенности теории и проектирования / А.И. Маскалик, Р.А. Нагапетян, В.В. Иваненко [и др.]. – Санкт-Петербург: Судостроение, 2000. – 319 с.

23. Исследование поляры самолета при весовых испытаниях в аэродинамической трубе Т-3 СГАУ: метод. указания к лаб. работе / Сост. В.В. Тарасов, Е.В. Тарасова. – Самара, 2004. – 16 с.

24. Закс, И.А. Основы экспериментальной аэродинамики / И.А. Закс. – Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1953. – 372 с.

25. Горлин, С.М. Аэромеханические измерения / С.М. Горлин, И.И. Слизингер. – Москва: Издательство «Наука», 1964. – 720 с.

26. Ученые ФГУП «ЦАГИ» исследовали беспилотник схемы «конвертоплан» методами визуализации / Пресс-служба ФГУП «ЦАГИ» // Официальный сайт Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского. – URL: <http://tsagi.info/pressroom/archive/2016/2523/>

27. Пресс-служба ФГУП «ЦАГИ» В ЦАГИ проведены исследования обтекания перспективного легкого многоцелевого самолета // Официальный сайт Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского. URL: <http://tsagi.info/pressroom/news/692/>

28. Как фотографируют ударные волны // lol54.ru – URL: [http://lol54.ru/education/uvgsfeshshht\\_informative/27060-kak-fotografirujut-udarnye-volny.html](http://lol54.ru/education/uvgsfeshshht_informative/27060-kak-fotografirujut-udarnye-volny.html)

Учебное издание

*Назаров Дмитрий Валентинович,  
Никитин Александр Николаевич,  
Тарасова Елена Валерьевна*

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ АЭРОДИНАМИКА**

*Учебное пособие*

Редактор И.И. Спиридонова  
Компьютерная верстка И.И. Спиридоновой

Подписано в печать 22.09.2020. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 11,0.

Тираж 25 экз. Заказ . Арт. – 12(P1У)/2020.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)  
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

---

Издательство Самарского университета.  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.