

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ  
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ  
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ  
И ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета  
в качестве методических указаний*

САМАРА  
Издательство СГАУ  
2010

УДК СГАУ: 629.7(075)  
Э413

Составитель: С. В. Мрыкин

Рецензент: В. Г. Шахов

**Экспериментальное определение аэродинамических сил и характеристик самолета:** метод. указания / сост. С. В. Мрыкин. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010.- 10 с: ил.

Изложены краткие сведения об аэродинамическом эксперименте, устройстве аэродинамической трубы, условиях и порядке проведения измерений. Описана методика обработки результатов эксперимента, сформулированы требования к содержанию отчета.

Методические указания предназначены для студентов очной формы обучения на факультете летательных аппаратов при изучении дисциплины «Введение в специальность» и студентов очно-заочной формы обучения на факультете двигателей летательных аппаратов при изучении дисциплины «Летательные аппараты».

Выполнены на кафедре КиПЛА.

**Цель работы:** ознакомиться с экспериментальным способом определения аэродинамических сил и характеристик самолёта.

**Задачи работы:**

1. Ознакомиться с устройством аэродинамической трубы.
2. Провести аэродинамический эксперимент.
3. Обработать результаты измерений.
  - 3.1. Вычислить коэффициенты аэродинамических сил в связанной и скоростной системах координат.
  - 3.2. Построить поляру  $C_{ya}(C_{xa})$  и график зависимости  $C_{ya}(\alpha)$ .
  - 3.3. Определить по графикам аэродинамические характеристики:  $\alpha_{нв}$ ,  $K_{max}$ ,  $\alpha_{Vmax}$ ,  $C_{xamin}$ ,  $\alpha_{кр}$ ,  $C_{ya_{max}}$ ,  $C_{ya}^{\alpha}$ .
  - 3.4. Вычислить критерии подобия  $M$  и  $Re$ .

## 1 Аэродинамический эксперимент

Экспериментальный способ определения аэродинамических сил, действующих на тело в воздушном потоке, основан на принципе обратимости. В соответствии с принципом обратимости величина, направление и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекается потоком воздуха тело или тело движется относительно воздушной среды. Аэродинамические силы зависят только от величины и направления относительной скорости тела и потока.

Аэродинамический эксперимент, как правило, проводится на уменьшенной копии летательного аппарата. Чтобы по измеренным силам, действующим на модель, оценить силы, которые будут действовать на летательный аппарат, необходимо обеспечить равенство критериев подобия. Критерии подобия представляют собой безразмерные числа, определяемые по геометрическим и физическим величинам, характеризующим воздушный поток, модель и летательный аппарат. В данной работе в качестве критериев подобия используются числа Маха ( $M$ ) и Рейнольдса ( $Re$ ).

Порядок проведения аэродинамического эксперимента:

1. Группа студентов разбивается на бригады по 4–6 человек. Каждая бригада проводит собственный эксперимент.

2. Эксперимент проводится при постоянной скорости набегающего потока, температуре и атмосферном давлении. Эти величины сообщаются каждой бригаде студентов оператором аэродинамической трубы после проведения эксперимента и должны быть записаны студентами в протокол испытаний.

3. Поток обтекает модель без скольжения ( $\beta = 0$ ).

4. В эксперименте изменяется угол атаки  $\alpha$  от начального до конечного значения по заданному плану.

5. Результаты измерения аэродинамических сил  $X$  и  $Y$  в связанной системе координат для каждого угла атаки  $\alpha$  заносятся в протокол испытаний, который распечатывается по завершении эксперимента.

Студенты переписывают (или ксерокопируют) протокол испытаний и отдают оригинал протокола преподавателю, ведущему лабораторную работу. В дальнейшем протокол испытаний доступен студентам в читальном зале корпуса 10.

## 2 Устройство аэродинамической трубы

Принципиальная схема аэродинамической трубы показана на рис. 1.

1. Поворотный канал.
2. Лопатки: поворачивают воздушный поток на 90 градусов.
3. Хонейкомб в форкамере: ячеистая структура, похожая на пчелиные соты, служит для выравнивания потока по направлению.
4. Детурбулизирующая сетка в форкамере: выравнивает поток по сечению трубы.
5. Сопло: сужающаяся часть трубы (конфузор), в которой воздушный поток разгоняется и выходит в рабочую часть трубы.
6. Рама.
7. Кольцевой растроб диффузора: диффузор — расширяющаяся часть трубы, в которой замедляется воздушный поток.
8. Инжектирующие щели диффузора.
9. Защитная сетка диффузора: предохраняет аэродинамическую трубу от попадания посторонних предметов.

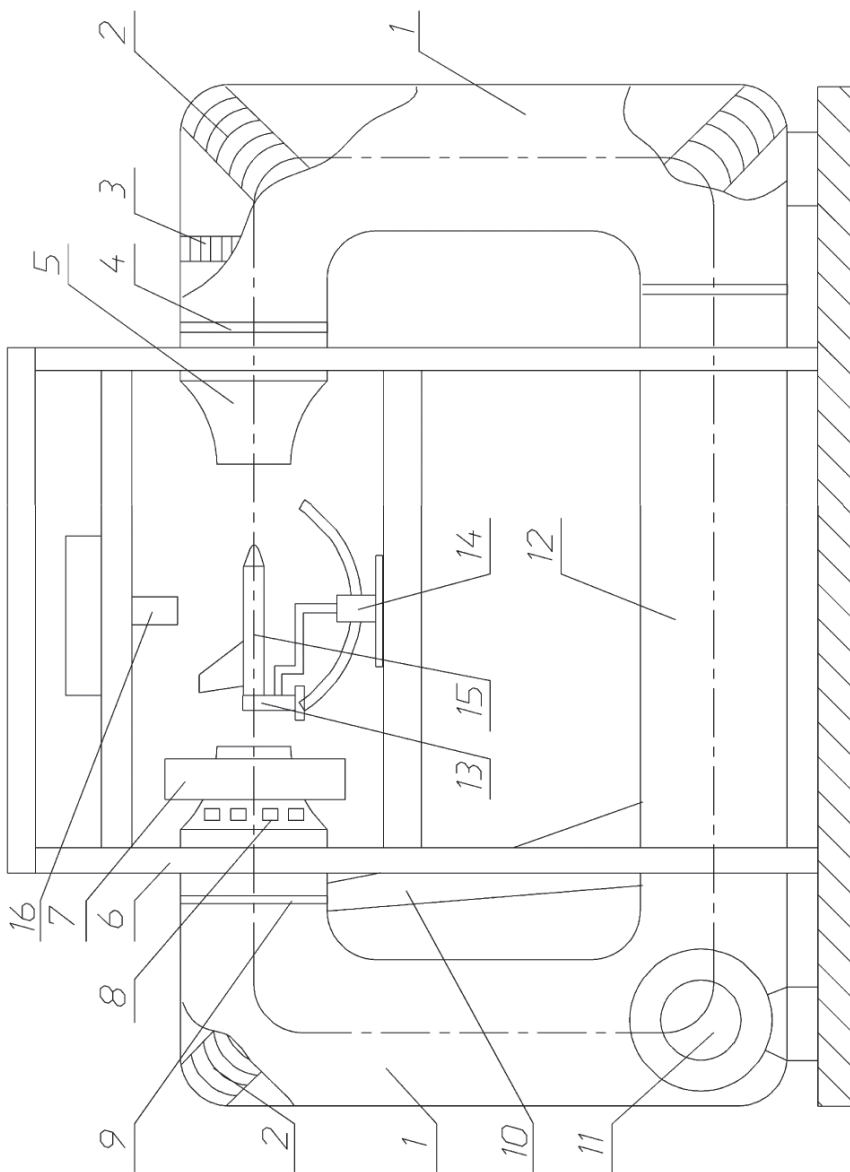


Рис. 1. Принципиальная схема аэродинамической трубы ТЗ

10. Пилон диффузора: придаёт жёсткость аэродинамической трубе.
11. Вентиляторная установка: создаёт поток воздуха в трубе.
12. Обратный канал.
13. Тензovesы: измеряют силы и моменты.
14. « $\alpha-\beta$ » механизм: устанавливает модель на заданный угол атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ .
15. Модель.
16. Координатный стенд.

### 3 Обработка результатов измерений

**Коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат** вычисляются по формулам:

$$C_x = \frac{X}{q_\infty S}, \quad C_y = \frac{Y}{q_\infty S},$$

где  $X$  и  $Y$  — измеренные аэродинамические силы, Н;  $C_x$  — коэффициент продольной силы;  $C_y$  — коэффициент нормальной силы;  $S$  — площадь крыла, вычисляемая в соответствии с [1, рис. 7.4], м<sup>2</sup>;  $q_\infty$  — скоростной напор набегающего потока<sup>1</sup>, Па.

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2},$$

где  $\rho_\infty$  и  $V_\infty$  — плотность (кг/м<sup>3</sup>) и скорость (м/с) набегающего потока.

$$\rho_\infty = \frac{P_a}{RT},$$

где  $P_a$  — атмосферное давление, Па;  $R = 287,05$  Дж/(кг·К) — газовая постоянная для воздуха;  $T = 273,15 + t$  — температура невозмущённого потока по шкале Кельвина;  $t$  — температура невозмущённого потока по шкале Цельсия.

**Коэффициенты аэродинамических сил в скоростной системе координат** вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} C_{x\alpha} &= C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha, \\ C_{y\alpha} &= C_y \cos \alpha - C_x \sin \alpha, \end{aligned}$$

---

<sup>1</sup>Знак  $\infty$  в индексе означает, что величина относится к невозмущённому потоку «в бесконечности».

где  $C_{xa}$  — коэффициент силы лобового сопротивления;  $C_{ya}$  — коэффициент подъёмной силы.

Более подробные сведения о построении связанной и скоростной систем координат приведены в [1, разд. 5.6].

Результаты расчётов рекомендуется заносить в таблицу следующего вида:  $\alpha$ ,  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $\sin \alpha$ ,  $\cos \alpha$ ,  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ .

**Построение графиков** рекомендуется выполнять на миллиметровой бумаге из расчёта один график на один лист.

В диапазоне лётных углов атаки поляру самолёта аппроксимируют параболой [1, разд. 5.7]. Поэтому построение поляры рекомендуется выполнять с помощью лекала, способом последовательного соединения трёх точек.

Лекало прикладывают так, чтобы соединить гладкой линией точки  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  и  $\alpha_3$ . Затем лекало перемещают таким образом, чтобы соединить гладкой линией точки  $\alpha_2$ ,  $\alpha_3$  и  $\alpha_4$ . Затем  $\alpha_3$ ,  $\alpha_4$  и  $\alpha_5$  и т.д. до последнего участка  $\alpha_{n-2}$ ,  $\alpha_{n-1}$  и  $\alpha_n$ . Пример поляры самолёта приведён в [1, рис. 5.32].

График зависимости  $C_{ya}(\alpha)$  имеет вид, близкий к линейному, как показано на примере в [1, рис. 5.31] и аппроксимируется функцией вида:

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

где  $\alpha_0$  — угол, при котором подъёмная сила равна нулю. Поэтому рекомендуется нарисовать участок графика в зоне критического угла атаки  $\alpha_{кр}$  от руки, а оставшуюся часть графика спрямить «на глаз» по линейке через точку  $\alpha_0$ .

Цену деления по осям абсцисс и ординат рекомендуется принимать такую же, как в указанных выше примерах, масштаб — один или два сантиметра на деление.

## 4 Аэродинамические характеристики

Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{нв}$  — угол атаки, при котором совершается полёт с максимальным аэродинамическим качеством  $K_{max}$ . Для определения  $\alpha_{нв}$  проводится касательная из начала координат к поляре. Точка касания на поляре соответствует  $\alpha_{нв}$ .

Аэродинамическое качество  $K$  характеризует совершенство самолёта и вычисляется по формуле:

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}.$$

Угол атаки для полёта с максимальной скоростью  $\alpha_{V_{max}}$  соответствует точке на поляре с минимальным коэффициентом лобового сопротивления  $C_{x_{amin}}$ . Для определения  $C_{x_{amin}}$  проводится касательная параллельно оси ординат. Точка пересечения с осью абсцисс даст значение  $C_{x_{amin}}$ , а точка касания к поляре — угол атаки для полёта с максимальной скоростью  $\alpha_{V_{max}}$ .

Критический угол атаки  $\alpha_{кр}$  соответствует точке на поляре с максимальным коэффициентом подъёмной силы  $C_{y_{amax}}$ . Для определения  $C_{y_{amax}}$  проводится касательная параллельно оси абсцисс. Точка пересечения с осью ординат даст значение  $C_{y_{amax}}$ , а точка касания к поляре — значение  $\alpha_{кр}$ .

Величина  $C_{y_a}^\alpha$  характеризует скорость, с которой будет изменяться коэффициент подъёмной силы при изменении угла атаки. Для вычисления  $C_{y_a}^\alpha$  можно воспользоваться следующим соотношением:

$$C_{y_a}^\alpha = \frac{dC_{y_a}}{d\alpha} = \lim_{\Delta\alpha \rightarrow 0} \frac{\Delta C_{y_a}}{\Delta\alpha} \approx \frac{\Delta C_{y_a}}{\Delta\alpha},$$

где  $\Delta C_{y_a}$  — приращение подъёмной силы при изменении угла атаки на величину  $\Delta\alpha$ . Величины  $\Delta C_{y_a}$  и  $\Delta\alpha$  рекомендуется снимать с линейного участка графика  $C_{y_a}(\alpha)$ , выбирая их размер сопоставимым с размером деления по осям.

## 5 Критерии подобия

Число Маха:

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

где  $a_\infty = 20,0468\sqrt{T}$  — скорость звука в набегающем воздушном потоке.

Число Маха  $M$  — один из основных критериев механического подобия в аэродинамике, влияние которого существенно в тех случаях, когда нельзя пренебрегать сжимаемостью воздуха. На основании этого критерия принята следующая классификация скоростей полёта:

- $M \leq (0,4 \dots 0,6)$  — малые дозвуковые скорости полёта, при которых сжимаемость воздуха мало влияет на силовое взаимодействие летательного аппарата и среды;
- $M \approx (0,6 \dots 0,9)$  — большие дозвуковые скорости, при которых влияние сжимаемости на силовое взаимодействие существенно, но тепловое взаимодействие практически отсутствует;
- $M \approx 1$  — трансзвуковые скорости;



- $M > 1$  — сверхзвуковые скорости, при которых учитывается не только силовое, но и тепловое взаимодействие летательного аппарата и среды;
- $M \geq 5$  — гиперзвуковые скорости, при которых силовое и тепловое взаимодействие настолько интенсивны, что может возникнуть явление эрозии материала конструкции.

Число Рейнольдса  $Re$ :

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

где  $b_A$  — средняя аэродинамическая хорда крыла, м;  $\nu$  — кинематический коэффициент вязкости потока,  $\text{м}^2/\text{с}$ .

Для трапецевидного крыла:

$$b_A = \frac{2(1 + \eta + \eta^2)}{3\eta(1 + \eta)} b_0,$$

где  $b_0$  — корневая (центральная) хорда крыла;  $\eta = b_0/b_K$  — сужение;  $b_K$  — концевая хорда крыла.

Кинематический коэффициент вязкости:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho_{\infty}},$$

где  $\mu$  — динамический коэффициент вязкости потока, который вычисляется как:

$$\mu = \frac{1,458 \sqrt[3]{T^2}}{T + 110,4} 10^{-6}, \text{ Па}\cdot\text{с}.$$

При выполнении данной лабораторной работы рекомендуется прочитать более подробные сведения о свойствах атмосферы [1, разд. 3.2], об основах аэродинамики [1, гл. 5] и о геометрических параметрах летательных аппаратов [1, разд. 7.1].

## 6 Содержание отчёта

Текст отчёта, формулы, таблицы и графики должны быть оформлены в соответствии с требованиями [2].

В состав отчёта включаются:

1. Титульный лист, оформленный по образцу из [2, прил. А].
2. Формулировка задания (см. Задачи работы).

3. Схема экспериментальной установки с расшифровкой позиций и назначением основных элементов.
4. Протокол испытаний (допускается ксерокопия).
5. Основной текст отчёта, разбитый по пунктам:
  - расчет площади крыла со всеми необходимыми рисунками, обозначениями, формулами и пояснениями;
  - расчет скоростного напора;
  - расчет аэродинамических коэффициентов;
  - поляра со всеми необходимыми построениями для определения аэродинамических характеристик;
  - график зависимости  $C_{ya}(\alpha)$ ;
  - сводка аэродинамических характеристик в соответствии с заданием;
  - расчет критериев подобия.

## Библиография

- [1] Егер, С.М. Основы авиационной техники [Текст]: Учебник/ С.М. Егер, А.М. Матвеевко, И.А. Шаталов/ Под ред. И. А. Шаталова. – М.: Машиностроение, 2003. – 720 с.
- [2] СТО СГАУ 02068410-004-2007. – Общие требования к учебным текстовым документам. Введ. 2007-01-01. – Самара: СГАУ, 2007. – 27 с.

Учебное издание

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ  
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ  
И ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА**

*Методические указания*

*Составитель Мрыкин Сергей Викторович*

Редактор И.И. Спиридонова

Компьютерная верстка автора.

Оригинал-макет подготовлен в системе  $\LaTeX 2_{\epsilon}$ .

Подписано в печать 30.04.2010 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 0,75.

Тираж 100 экз. Заказ . Арт. С–М1/2010 .

Самарский государственный аэрокосмический университет  
443086 г. Самара, Московское шоссе, 34.

---

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета  
443086 г. Самара, Московское шоссе, 34.

