

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

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

Кафедра аэродинамики, конструкций и прочности
летательных аппаратов

А.Л. Ермаков, В.В. Трофимов, В.Г. Ципенко

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Учебно-методическое пособие
по выполнению лабораторных работ
и проведению практических занятий

*для студентов III курса
специальности 25.05.05
очной формы обучения*

Москва
ИД Академии Жуковского
2021

УДК 629.7.016
ББК 052
Е72

Рецензент:

Киселев М.А. – д-р техн. наук, профессор

Ермаков А.Л.

Е72

Летно-технические характеристики воздушных судов [Текст] : учебно-методическое пособие по выполнению лабораторных работ и проведению практических занятий / А.Л. Ермаков, В.В. Трофимов, В.Г. Ципенко. – М.: ИД Академии Жуковского, 2021. – 32 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Летно-технические характеристики воздушных судов» по учебному плану для студентов III курса специальности 25.05.05 очной формы обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 18.03.2021 г. и методического совета 19.03.2021 г.

УДК 629.7.016
ББК 052

В авторской редакции

Подписано в печать 27.05.2021 г.
Формат 60x84/16 Печ. л. 2 Усл. печ. л. 1,86
Заказ № 730/0330-УМП19 Тираж 50 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: zakaz@itsbook.ru

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2021

СОДЕРЖАНИЕ

	с.
ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ.....	4
1.1. Лабораторная работа № 1. Определение скорости воздушного потока	4
1.2. Лабораторная работа № 2. Изучение устойчивости летательного аппарата на демонстрационной модели	16
2. ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАНЯТИЯ	24
2.1. Практическое занятие 1. Аэродинамические характеристики профиля крыла	24
2.2. Практическое занятие 2. Расчет летно-технических характеристик ВС методом тяг и мощностей Н. Е. Жуковского	25
2.3. Практическое занятие 3. Определение дальности и продолжительности полета ВС	28
Литература	30
Приложение 1.	31
Приложение 2.	32

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее методическое пособие предназначено для подготовки и выполнения лабораторных работ и практических занятий по дисциплине "Летно-технические характеристики воздушных судов" для студентов III курса направления образования 25.05.05 дневного обучения МГТУ ГА. Методические указания сгруппированы в двух разделах:

1. Подготовка и выполнение лабораторных работ – содержит: теоретический материал; описание и принцип действия приборов и оборудования; формулы (рабочие формулы), используемые при обработке экспериментальных данных; схемы и описание экспериментальной установки; указания по выполнению эксперимента; по получению и анализу результатов; по оформлению отчета, который должен начинаться с титульного листа (рис.1), быть индивидуальным и аккуратно оформленным.
2. Подготовка и выполнение практических занятий – содержит теоретический материал и условия задач, выполняемых обучающимся самостоятельно.

1. ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ

1.1. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1

Определение скорости воздушного потока

1.1.1. Цель работы

Целью работы является практическое измерение скорости воздушного потока в аэродинамической трубе (АДТ), исследование влияния угла атаки трубки Пито-Прандтля на измеряемую величину скорости потока и оценка точности измерения.

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

Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов

**ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Отчет по лабораторной работе № ____

Принял

(должность, ф. и. о.)

(дата, подпись)

Выполнил студент

(факультета, группы)

(№ зачетной книжки, ф. и. о.)

(дата, подпись)

Москва – 20

Рис. 1.

1.1.2. Подготовка к лабораторной работе

1.1.2.1. Проблемы определения скорости воздушного потока

При аэродинамическом способе полета ВС поддерживается в атмосфере за счет газодинамического взаимодействия с воздухом, обтекающим его поверхность. Динамическое (или силовое) взаимодействие при обтекании ВС определяется распределенным воздействием на его поверхность нормальных и касательных напряжений от воздушной среды.

Под обтеканием понимается относительное движение воздуха и ВС, то есть воздух должен двигаться относительно ВС или наоборот, ВС должно двигаться в неподвижном воздухе.

В теоретической и экспериментальной аэродинамике в основном используют обращенное движение, при котором неподвижное ВС обтекается воздухом, называемым набегающим воздушным потоком.

Очевидно, что полет ВС возможен только при достижении определенной скорости воздушного потока (или воздушной скорости), которую необходимо измерять на борту ВС для контроля полета.

В аэродинамическом эксперименте знание скорости необходимо для получения аэродинамических коэффициентов и критериев подобия для переноса результатов с модели на натуральный объект.

Все вышесказанное подчеркивает важность знания скорости как в реальном полете, так и в аэродинамическом эксперименте. Наибольшее распространение в практике получил пневмометрический метод измерения скорости потока, заключающийся в определении этой величины по характерным газодинамическим переменным в потоке

1.1.2.2. Определение скорости потока

Для получения формулы скорости потока введены следующие предположения: поток считается несжимаемым, установившимся (стационарным) и равномерным; независимость плотности воздуха от его скорости, что справедливо при числе $M < 0,3$ и скорости полета ВС не превышающей 103 м/с. Такая

постановка задачи позволяет использовать закон сохранения энергии вдоль линии тока в идеальной сплошной среде.

Закон сохранения энергии выражается уравнением Бернулли, которое записывается обязательно для двух точек потока, лежащих на одной произвольной линии тока (рис. 2).

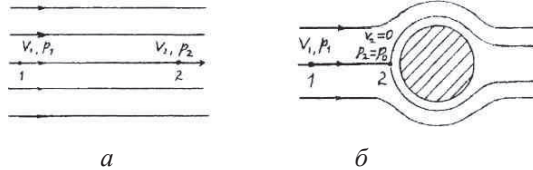


Рис. 2. а) точки в потоке для уравнения Бернулли;

б) критическая точка в потоке при обтекании твердого тела

В этом случае уравнение Бернулли будет иметь вид:

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho} \quad \text{или} \quad \frac{\rho V_1^2}{2} + p_1 = \frac{\rho V_2^2}{2} + p_2 \quad (1)$$

Для получения зависимости для расчета скорости нужно поместить твердое тело таким образом, чтобы хотя бы часть его поверхности была нормальна скорости потока в точке 2 (рис. 2 б). Эта точка называется критической точкой и в ней скорость течения в связанной с телом системе координат равна нулю.

Таким образом скорость V_2 равна нулю, а давление p_2 становится максимальным. Это давление называют полным и обозначают p_0 .

Давления p_1 в потоке без твердого тела называют статическими давлениями.

Газодинамические переменные в потоке далеко впереди от твердого тела называются переменными невозмущенного потока или потока "на бесконечности" и обозначаются индексом ∞ .

С учетом вышесказанного уравнение (1) принимает вид:

$$q_\infty = p_0 - p_\infty, \quad (2)$$

где - $q_\infty = \rho V^2 / 2$ - скоростной напор или динамическое давление.

Используя понятие скоростного напора, формулу для расчета скорости потока можно записать в виде:

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_0 - p_{\infty})}. \quad (3)$$

1.1.2.3. Определение газодинамических переменных в потоке

Для того, чтобы получить требуемые газодинамические переменные необходимо их замерить с помощью насадка или трубки Пито – Прандтля, или приемника воздушного давления (ПВД).

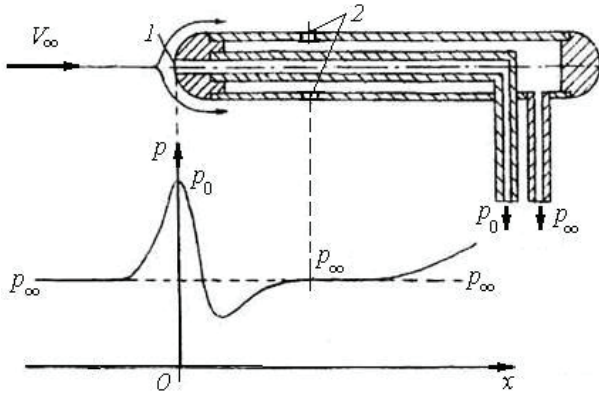


Рис. 3. Схеме ПВД. График распределения давления по поверхности ПВД

По конструкции он представляет собой две концентрические трубки, вставленные одна в другую (рис. 3). На этом же рисунке показано распределение давления по внешней поверхности ПВД.

Отверстие 1 служит для приема полного давления, а отверстие 2 - для приема статического давления. Точность воспроизведения статического давления зависит от места расположения и размера отверстий, качества обработки поверхности и точности установки ПВД в потоке, определяемой углом атаки (угол между осью симметрии ПВД и вектором скорости потока).

Наибольшая точность обеспечивается при равенстве угла атаки нулю. Отверстия для приема статического давления обычно располагают по окружности, чтобы уменьшить влияние скоса потока.

ПВД, как любой прибор, дает нам давления с определенной точностью, определяемой его систематической погрешностью. Чтобы учесть эту погрешность, в формулу (2) вводится коэффициент ζ насадка, после чего имеем.

$$q_{\infty} = (p_0 - p_{\infty}) \zeta.$$

Величина коэффициента ζ определяется при тарировке ПВД и заносится в его технический паспорт.

ПВД позволяет выявить для использования в формулах (2 и 3) две газодинамические переменные p_0 и p_{∞} . Третья неизвестная переменная - плотность ρ определяется расчетным путем с помощью уравнения состояния

$$\rho_{\infty} = \frac{p_{\infty}}{RT_{\infty}},$$

где p_{∞} и T_{∞} - соответственно статическое давление и статическая абсолютная температура [К];

$R = 287,05$ Дж/(кг К) - удельная газовая постоянная.

Статическое давление в неподвижном воздухе измеряют барометрами. За статическую температуру можно принять температуру неподвижного воздуха в помещении аэродинамической трубы.

1.1.2. 4. Измерение давления

Из уравнений (2. и 3) видно, что нам нужно знать значение разности ($p_0 - p_{\infty}$). Эту разность можно измерить двухколennым манометром в виде U-образной прозрачной трубки, с постоянной площадью поперечного сечения (рис. 4).

Нальем в трубку жидкость с известным удельным весом γ до уровня по линии 0 - 0 - начального отсчета. Подведем от ПВД к левому колену манометра

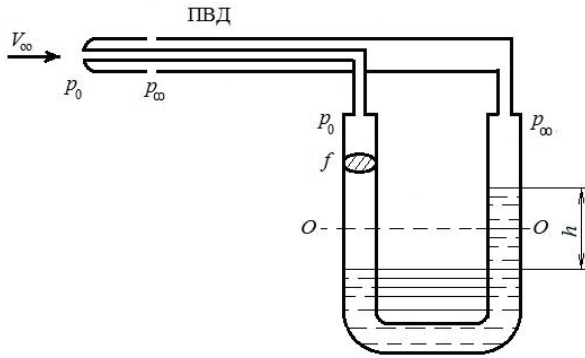


Рис. 4. Двухколенный U-образный жидкостный манометр в соединении с ПВД

давление p_0 , а к правому давлению p_∞ . В этом случае жидкость отклонится от начального положения и переместится в правое колено трубки - в область меньшего давления. Высота столба жидкости будет равна h , давление от которого уравнивает искомую разность давлений:

$$p_0 f = p_\infty f + h f \gamma \quad \text{или} \quad h \gamma = p_0 - p_\infty,$$

где γ - удельный вес жидкости;

Манометр, измеряющий разность давлений, называется дифференциальным манометром. Дифференциальный манометр, предназначенный для измерения малых величин перепадов давления, называется микроманометром.

В микроманометрах одно из колен (бачок) делается со значительно большим поперечным сечением, чем другое (измерительная прозрачная трубка со шкалой). Для повышения точности отсчета измерительная трубка может изменять наклон (рис. 5).

Для измерения перепада давления полное давление подводится к бачку, а статическое к измерительной трубке. Уравнения равновесия сил в этом случае будет иметь вид

$$p_0 - p_\infty = (h - \Delta h)\gamma, \quad (4)$$

где h - высота столба жидкости в измерительной трубке;

Δh - понижение уровня жидкости в бачке от начального положения.

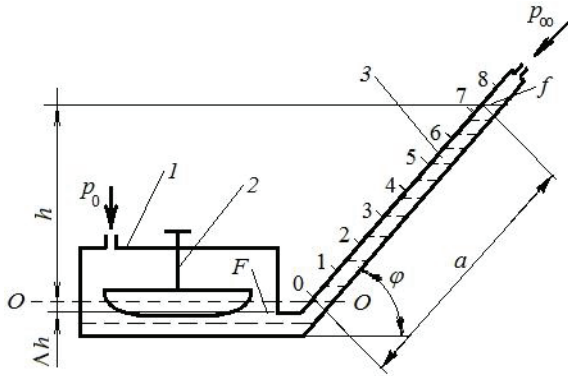


Рис. 5. Схема микроманометра: 1 – бачек, 2 – регулятор уровня жидкости в бачке, 3 – мерная трубка

Величина h определяется по шкале измерительной трубки с учетом ее наклона:

$$h = a \sin \varphi, \quad (5)$$

где a - показание шкалы при измерении;

φ - угол наклона измерительной трубки.

Величина Δh определяется из условия, что объем жидкости, вытесненной из бачка, равен объему жидкости, поднявшейся в трубке: $\Delta h F = a f$ или

$$\Delta h = a \frac{f}{F}, \quad (6)$$

где f – площадь поперечного сечения трубки;

F – площадь поверхности жидкости в бачке.

Подставляя выражения (5) и (6) в (4) получим следующее выражение

$$p_0 - p_\infty = \left(a \sin \varphi + a \frac{f}{F} \right) \gamma.$$

После несложных преобразований, с учетом коэффициента насадка ξ , получим формулу, которая связывает скоростной напор с показаниями шкалы микроманометра

$$q_\infty = p_0 - p_\infty = a \gamma \xi K, \quad (7)$$

где $K = \sin \varphi + \frac{f}{F}$ - коэффициент микроманометра, его величина для каждого угла наклона измерительной трубки указана в техническом паспорте микроманометра.

В реальном потоке в рабочей части аэродинамической трубы всегда существует неравномерность поля скоростных напоров. Скоростной напор в месте установки ПВД не совпадает со скоростным напором в месте положения исследуемой модели. Для определения скоростного напора в месте расположения модели в формулу (7) вводится коэффициент поля скоростных напоров в рабочей части аэродинамической трубы μ

$$q_{\infty} = a \gamma \xi K \mu. \quad (8)$$

С учетом формулы (8) выражение для определения скорости потока принимает вид

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

Удельный вес жидкости γ зависит от ее температуры и определяется по формуле

$$\gamma = \frac{\gamma_0}{1 + \beta(T - T_0)},$$

где γ_0 - удельный вес жидкости в микроманометре при температуре $T_0 = 288$ К ($\gamma_0 = 7793$ Н/м³);

γ - то же, при температуре эксперимента T ;

β - коэффициент объемного расширения жидкости ($\beta = 0,0011$ 1/град).

1.1.3. Схема установки

Схема установки приведена на рис. 6. В рабочую часть аэродинамической трубы 2 помещен ПВД 1. ПВД закреплен на державке 4, позволяющей изменять угол атаки. Каналы полного и статического давления ПВД соединены с микроманометром 3.

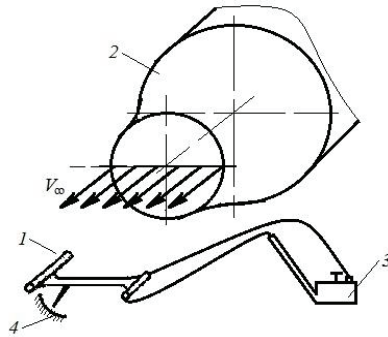


Рис. 6. Схема установки

1.1.3.1. Рабочие формулы

$q_\infty = a \gamma \zeta K \mu = a \text{Const}_1$ – скоростной напор;

$V_\infty = \sqrt{\frac{2}{\rho} q} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \text{Const}_2}$ – скорость потока воздуха;

$\text{Const}_1 = \gamma \zeta K \mu$;

$\text{Const}_2 = \frac{2}{\rho}$;

$\Delta \bar{q} = \frac{|q_{\infty(\alpha=0)} - q_{\infty}|}{q_{\infty(\alpha=0)}} 100\%$ – относительное расхождение между скоростными напорами, измеренными при угле атаки $\alpha = 0$ и $\alpha \neq 0$;

измеренными при угле атаки $\alpha = 0$ и $\alpha \neq 0$;

$\Delta \bar{V} = \frac{|V_{\infty(\alpha=0)} - V_\infty|}{V_{\infty(\alpha=0)}} 100\%$ – относительное расхождение между скоростями, измеренными при угле атаки $\alpha = 0$ и $\alpha \neq 0$;

измеренными при угле атаки $\alpha = 0$ и $\alpha \neq 0$;

$\gamma_0 = 7793 \text{ Н/м}^3$ – удельный вес жидкости в микроманометре при температуре $T_0 = 288 \text{ К}$;

$\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздуха при температуре $T_0 = 288 \text{ К}$;

$\zeta = 1,01$ – коэффициент тарировки трубки Пито – Прандтля;

$\mu = 0,98$ – коэффициент поля скоростных напоров в рабочей части аэродинамической трубы.

Результаты проведения измерений и их обработки сводятся в табл. 1

Результаты проведения измерений скоростных напоров

$\alpha, ^\circ$	$a, \text{ мм}$	$a, \text{ м}$	$q_\infty, \text{ Па}$	$V_\infty, \text{ м/с}$	$\Delta\bar{q}, \%$	$\Delta\bar{V}, \%$
-45						
-30						
-15						
0						
15						
30						
45						

1.1.4. Выполнение эксперимента и получение результатов

1.1.4.1. Порядок проведения эксперимента

1. Ознакомиться со схемой и конструкцией ПВД.
2. Ознакомиться со схемой и конструкцией микроманометра.
3. Собрать лабораторную установку согласно схеме (рис. 6), установив ПВД в державку, позволяющую менять угол атаки.
4. Установить манометр с помощью микрометрических винтов в горизонтальное положение, выставив при помощи винта на крышке бачка манометра уровень жидкости в трубке на нулевую отметку.
5. Замерить барометрическое давление и температуру воздуха в лаборатории.
6. Произвести измерения, снимая показания микроманометра, при различных углах атаки ПВД. Результаты измерения занести в табл.1.

1.1.4.2. Порядок обработки результатов эксперимента

1. На основе изучения темы лабораторной работы и порядка проведения эксперимента выписать рабочие формулы и составить таблицу для занесения экспериментальных и расчетных результатов.
2. Вычислить константы в рабочих формулах.

3. Вычислить скоростной напор для каждого угла атаки ПВД.

4. Вычислить скорость потока для каждого угла атаки ПВД.

5. Вычислить относительные расхождения скоростного напора для каждого угла атаки.

6. Вычислить относительное расхождение скорости для каждого угла атаки.

7. Построить графики зависимостей $q_\infty = f(\alpha)$, $V_\infty = f(\alpha)$, $\Delta \bar{q} = f(\alpha)$,

$\Delta \bar{V} = f(\alpha)$.

Определить диапазоны углов атаки, обеспечивающие относительную погрешность для q_∞ и V_∞ не более 2% и 5%.

Провести анализ результатов и сделать выводы о точности пневмо-метрического метода измерения скорости.

Оформить отчет по лабораторной работе.

1.1.4.3. Оформление отчета

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

Титульный лист (рис. 1).

Тезисы теоретического материала: основные определения; понятия и формулы; рисунки схем ПВД и микроманометра, схему проведения испытаний.

Рабочие формулы, по которым проводятся расчеты.

Расчетные или измеренные, не изменяющиеся в процессе эксперимента, газодинамические параметры воздушного потока.

Таблицу с экспериментальными и расчетными данными.

Графики.

Выводы.

1.1.5. Контрольные вопросы

1. Перечислите цели лабораторной работы.

2. Что называется аэродинамической трубкой?

3. Перечислите элементы аэродинамической трубы, объясните их устройство и назначение.
4. Что понимается под обтеканием тел?
5. Почему нужно знать воздушную скорость на борту ВС и в аэродинамическом эксперименте?
6. Что такое пневмометрический метод измерения скорости потока?
7. Что понимается под "идеальным" газом, "сжимаемым" газом?
8. Какое уравнение используется в пневмометрическом методе и как оно записывается?
9. Что называется полным, статическим и динамическим давлениями?
10. Выведите формулы для скоростного напора и скорости в потоке.
11. Объясните устройство ПВД.
12. Что называется манометром и каковы принципы его устройства?
13. Что такое дифференциальный манометр?

1.2. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2

Изучение устойчивости летательного аппарата на демонстрационной модели

1.2.1. Цель работы

Изучение свойства статической устойчивости ВС с помощью демонстрационной модели в аэродинамической трубе.

1.2.2. Основные сведения о статической устойчивости воздушного судна

ВС в полете подвергается воздействию восходящих, нисходящих и других потоков порывистого ветра и т.д. Под действием этих причин (внешних возмущений) угол атаки, скорость движения ВС относительно воздуха и другие параметры полета изменяются. Необходимо, чтобы ВС обладал способностью сохранять заданный режим полета, восстанавливать его при нарушении какими-либо причинами, или обладал бы устойчивостью.

Устойчивость — это свойство ВС сохранять заданное невозмущенное движение без вмешательства пилота, или — это свойство ВС возвращаться к исходному невозмущенному движению после прекращения действия возмущения.

Принято различать статическую и динамическую устойчивость самолета.

Статическая устойчивость — это стремление ВС сохранять заданное невозмущенное движение без вмешательства пилота. При рассмотрении статической устойчивости выявляется только начальная тенденция летательного аппарата вернуться к исходному режиму, но не изучается сам процесс возвращения к этому режиму.

О статической устойчивости самолета судят по дополнительным силам и моментам, возникающим в результате воздействия возмущения. Если в результате воздействия возмущения возникают силы и моменты, которые стремятся вернуть ВС к исходному движению, то ВС статически устойчив. Если возникают силы и моменты, которые стремятся еще дальше увести ВС от заданного движения, то ВС статически неустойчив. Если силы и моменты не возникают, ВС статически нейтрален.

Динамическая устойчивость характеризуется **процессом** возвращения самолета к состоянию равновесия (к заданному невозмущенному движению). Признаком динамической устойчивости является затухающий характер колебаний самолета относительно равновесия.

Устойчивость самолета подразделяется на *продольную* и *боковую*, а боковая в свою очередь - на *поперечную* (по крену) и *флюгерную* (путевую).

Продольная статическая устойчивость — это свойство стремления ВС сохранять заданный угол атаки при предположении, что в процессе возмущенного движения скорость полета остается постоянной и пилот не вмешивается в управление.

ВС выполняет прямолинейный установившийся полет (рис.7). При таком полете все силы и моменты, действующие на него, должны быть взаимно уравновешены. Допустим, что ВС, движущийся со скоростью V , входит в

восходящий порыв ветра, скорость которого равна W_y . При этом изменится направление результирующей скорости, что вызовет увеличение угла атаки на величину $\Delta\alpha \approx W_y/V$. Вследствие этого появится приращение подъемной силы ΔY_a , приложенный в фокусе ЛА.

Фокус F не совмещен с центром тяжести O , поэтому прирост подъемной силы ΔY_a вызовет появление продольного момента ΔM_z относительно центра масс. В случае, когда фокус расположен позади центра масс (рис.7), появится восстанавливающий (пикирующий) момент ($\Delta M_z < 0$).

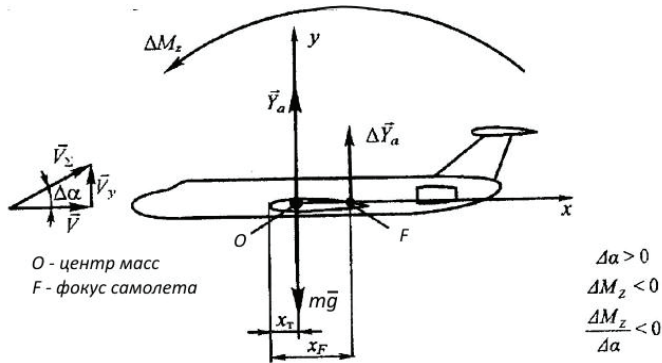


Рис. 7.

Если бы воздействие привело к уменьшению угла атаки, то появился бы кабрирующий момент, который стал бы увеличивать угол атаки.

Иная картина получается в случае положения центра масс позади фокуса (рис.8.). Увеличение угла атаки приведет к появлению кабрирующего момента, а уменьшение угла атаки - к появлению пикирующего момента, которые будут стремиться еще больше отклонить ВС от исходного режима полета.

И, наконец, когда центр масс совмещен с фокусом, самолет безразличен к нарушению равновесия, не проявляет тенденции ни к возвращению к исходному состоянию, ни к дальнейшему отходу от него.

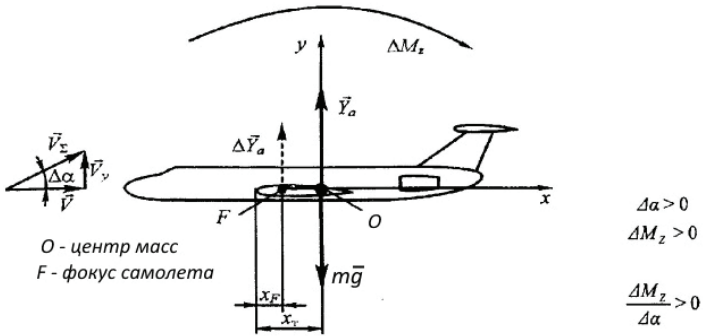


Рис. 8.

Таким образом, статическая устойчивость ВС зависит только от взаимного расположения центра масс и фокуса. Для того, чтобы ВС был устойчив, необходимо, чтобы выполнялось условие $\bar{x}_T - \bar{x}_F < 0$.

Коэффициента продольного момента определяется выражением

$$m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F)c_{y\alpha} + m_z^\delta \delta_B.$$

Так как при рассмотрении продольной устойчивости скорость считается постоянной, то, вычисляя частную производную по $c_{y\alpha}$ получим

$$\frac{\partial m_z}{\partial c_{y\alpha}} = m_z^{c_{y\alpha}} = \bar{x}_T - \bar{x}_F.$$

Отсюда следует, что если

$$m_z^{c_{y\alpha}} < 0 \text{ – ВС устойчиво;}$$

$$m_z^{c_{y\alpha}} > 0 \text{ – ВС неустойчиво;}$$

$$m_z^{c_{y\alpha}} = 0 \text{ – ВС нейтрально.}$$

Расстояние между фокусом и центром масс называют *запасом устойчивости* или *запасом центровки* ($\bar{x}_T - \bar{x}_F$). Положение центра масс, когда он совмещен с фокусом, называют *нейтральной центровкой*.

Запас центровки характеризует величину возникающего при возмущениях стабилизирующего момента.

Флюгерная (путевая) статическая устойчивость – это свойство стремления ВС сохранить заданный режим полета по углу скольжения β без вмешательства пилота и в предположении, что ВС может вращаться только относительно оси Oy .

ВС совершает установившийся полет без скольжения, а затем по какой-то причине возникло скольжение на правое крыло с углом $\beta > 0$ (рис.9). При возникновении скольжения появится боковая сила Z_a , приложенная в боковом фокусе F_β . Сила Z_a вызовет появление момента рыскания M_y относительно центра масс. ВС будет иметь тенденцию уничтожать возникающее скольжение, если появится восстанавливающий момент рыскания M_y , действующий в сторону уменьшения угла скольжения ($M_y < 0$).

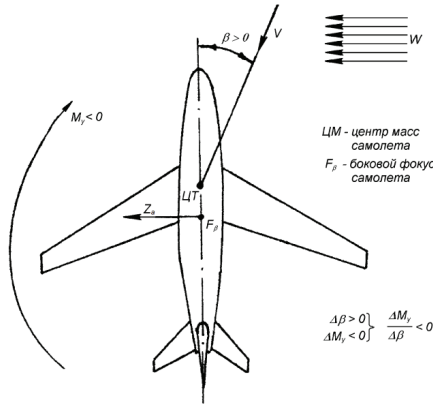


Рис. 9.

Очевидно, что расположение бокового фокуса ВС по отношению к центру масс определяет характер изменения момента рыскания с изменением угла скольжения. Если боковой фокус расположен за центром масс, то создается момент рыскания, стремящийся уничтожить появившееся скольжение.

Если же боковая сила прикладывается впереди центра масс (рис.10) при возникновении скольжения и, например, $\beta > 0$, то создается момент рыскания $M_y > 0$, увеличивающий скольжение.

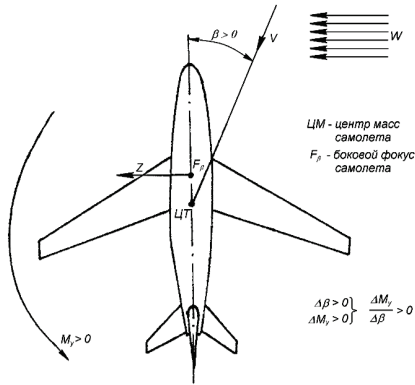


Рис. 10.

Таким образом ВС статически устойчив в флюгерном отношении, если с изменением скольжения будет создаваться момент рыскания обратного знака по сравнению с углом скольжения. Это условие устойчивости можно записать так

$$\frac{\partial m_y}{\partial \beta} = m_y^\beta < 0 - \text{BC устойчиво};$$

$$m_y^\beta > 0 - \text{BC неустойчиво};$$

$$m_y^\beta = 0 - \text{BC нейтрально.}$$

Факторы, влияющие на флюгерную устойчивость ВС:

1. *Площадь вертикального оперения.* Увеличение площади вертикального оперения увеличивает боковую силу Z_a и момент рыскания M_y .
2. *Центровка самолета.* Восстанавливающий момент рыскания увеличивается при уменьшении центровки ($\bar{x}_T - \bar{x}_{F\beta}$) и уменьшается при увеличении.
3. *Плечо вертикального оперения.* Увеличение расстояние от центра масс ВС до фокуса вертикального оперения приведет к увеличению боковой устойчивости.

1.2.3. Описание лабораторной установки

Модель ВС (1) (рис. 11) устанавливается в аэродинамической трубе незамкнутого типа с открытой рабочей частью (2) с помощью специальной стойки (3), жестко

прикрепленной к основанию трубы. При этом предполагается, что центр масс модели ВС совмещен с местом крепления модели.

Узел крепления (4), в зависимости от положения специального фиксатора, позволяет модели совершать одно из двух движений: или только вращаться вокруг связанной оси Oz (при исследовании продольной устойчивости), или только вращаться вокруг связанной оси Oy (при исследовании флюгерной устойчивости).

В носовой части модели имеется груз (5), который может перемещаться вдоль продольной оси Ox и изменять центровку ВС. Так как положение фокуса модели ВС фиксировано, то перемещая груз (5), мы изменяем запас центровки ($\bar{x}_T - \bar{x}_F$).

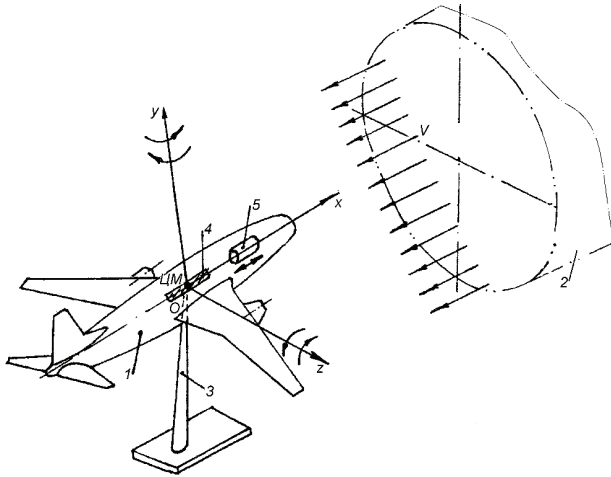


Рис. 11.

1.2.4. Выполнение работы

Вначале исследуется продольная статическая устойчивость.

Модель ВС выводится из состояния равновесия путем придания ей приращения угла атаки ($\Delta\alpha$), положительного или отрицательного.

Это можно сделать вручную с помощью аэродинамической силы, для создания которой можно поместить какую-либо отражающую поверхность вблизи горизонтального оперения.

Отражающая поверхность изменит направление потока вблизи горизонтального оперения и приведет к появлению дополнительной силы $\Delta Y_{Г.О}$, которая отклонит модель на определенный угол.

Затем возмущение устраняется. Стабилизирующий момент возвращает модель ВС к исходному состоянию равновесия.

Затем уменьшается запас центровки ($\bar{x}_T - \bar{x}_F$) (с помощью груза), и опыт повторяется в той же последовательности.

После этого устанавливается такое заднее расположение центра масс, которое будет создавать продольную неустойчивость. Опыт повторяется, и проводится наблюдение за поведением модели ВС.

После продольной устойчивости изучается флюгерная статическая устойчивость.

Для этого фиксатор в узле крепления устанавливают в положение, позволяющее модели вращаться относительно оси Oy . Грузом создают переднее расположение центра тяжести и последовательно проводят те же действия, что и в первой части работы (переднее расположение центра тяжести, промежуточное заднее, соответствующее неустойчивости). При этом изучают поведение модели ВС.

1.2.5. Оформление отчета

Отчет должен содержать следующие разделы:

1. Цель работы;
2. Краткие теоретические сведения;
3. Результаты наблюдения;
4. Выводы.

1.2.6. Контрольные вопросы

1. Что такое устойчивость ВС?
2. Что такое статическая устойчивость ВС?
3. Какие виды статической устойчивости вы знаете?
4. Какие моменты называются стабилизирующими?
5. Каковы общие признаки статической устойчивости ВС?

6. Каковы общие признаки динамической устойчивости ВС?
7. Что называется флюгерной статической устойчивостью ВС?
8. Как обеспечивается продольная статическая устойчивость ВС?
9. Как обеспечивается флюгерная статическая устойчивость ВС?
10. Каков критерий продольной статической устойчивости ВС?
11. Каков критерий флюгерной статической устойчивости ВС?
12. Как влияет на продольную и флюгерную устойчивость центровка ВС? Почему?
13. Можно ли летать на неустойчивом ВС?

2. ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАНЯТИЯ

2.1. Практическое занятие 1. Аэродинамические характеристики профиля крыла

Аэродинамическими характеристиками (АХ) ВС называется описание его динамического взаимодействия с потоком воздуха, представленное в виде зависимостей аэродинамических коэффициентов или других величин от параметров, характеризующих форму тела и условия обтекания. Зависимость АХ от параметров могут быть представлены аналитически, таблично или графически. Параметры формы тела - это его геометрические характеристики, параметры, характеризующие условия обтекания, - это угол атаки, число Маха, число Ренольдса и т.д. Основными (АХ) профиля являются зависимости аэродинамического коэффициента подъемной силы от угла атаки $c_{ya} = f(\alpha)$ (характеризует несущие свойства профиля), аэродинамического коэффициента лобового сопротивления от угла атаки $c_{xa} = f(\alpha)$ (характеризует сопротивление профиля), коэффициента момента тангажа от угла атаки $m_z = f(\alpha)$ (выражает моментные характеристики профиля) и аэродинамического качества от угла атаки $K = f(\alpha)$. К АХ профиля относится также зависимость аэродинамического коэффициента подъемной силы от аэродинамического коэффициента лобового сопротивления $c_{ya} = f(c_{xa})$, называемая полярной.

2.1.2. Задание

2.1.2.1. По данным таблицы в Приложении 2 вычислите значения аэродинамического качества K , определите его максимальное значение и соответствующий ему угол атаки.

2.1.2.2. Постройте графики $c_{ya} = f(\alpha)$, $c_{xa} = f(\alpha)$, $K = f(\alpha)$ и $c_{ya} = f(c_{xa})$.

2.1.2.3. На графиках (там, где это возможно) поставьте точки соответствующие следующим величинам: $c_{ya \max}$, $c_{ya \alpha=0}$, $c_{xa \min}$, $c_{xa \alpha=0}$, K_{\max} , α_0 , $\alpha_{кр}$, $\alpha_{нв}$.

2.1.2.4. Заполните табл. 2:

Таблица 2.

$c_{ya \max}$	$c_{xa \min}$	K_{\max}	$c_{ya \alpha=0}$	$c_{xa \alpha=0}$	α_0	$\alpha_{кр}$	$\alpha_{нв}$

2.1.2.5. На приведенном ниже графике поляры (рис 12) отметьте точки, соответствующие $c_{ya \max}$, $c_{xa \min}$. Определите по графику значения этих параметров, а также значения углов атаки, при которых они достигаются.

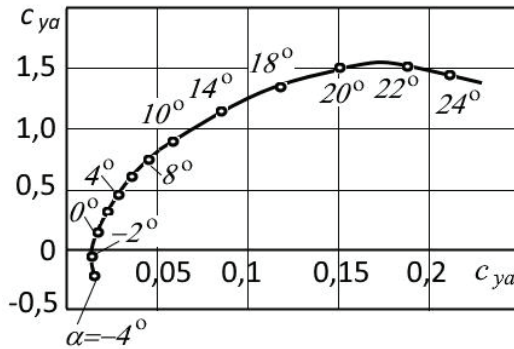


Рис. 12. Поляра

2.2. Практическое занятие 2. Горизонтальный полет ВС.

Расчет летно-технических характеристик ВС методом тяг и мощностей Н. Е. Жуковского

Летно-технические характеристики (ЛТХ), относящиеся ко всему полету или

его этапам, характеризуют возможности ВС и его соответствие тактико-техническим требованиям. ЛТХ включают:

- диапазон высот и скоростей, в которых возможен безопасный полет,
- дальность и продолжительность полета в зависимости от массы полезной нагрузки и количества топлива,
- маневренные характеристики,
- взлетно-посадочные характеристики (ВПХ).

Помимо этого в ЛТХ входит ряд технических показателей, описывающих грузоподъемность ВС, его эксплуатационные особенности (класс аэродрома базирования, время наземного обслуживания и т.п.), уровень безопасности, комфорта и т.д.

Расчет ЛТХ ЛА в установившемся движении (т. е. при $V = \text{const}$) удобно вести на сравнении значений параметров, потребных для обеспечения заданных режимов полета с их максимальными (располагаемыми) значениями. Метод, основанный на сравнении потребной и располагаемых тяг, является основным методом расчета ЛТХ ВС с ТРД и называется методом тяг Н. Е. Жуковского. *Располагаемая тяга* P_p – это суммарная тяга всех двигателей на данном режиме полета (высоте и скорости). *Потребная тяга* – P_n – тяга необходимая для выполнения горизонтального полета, подбирается пилотом из условия $P_n = X_a$.

Горизонтальный полет характеризуется следующими параметрами:

- потребная скорость $V_n = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya}\rho S}}$, м/с;

- потребная тяга $P = \frac{mg}{K}$, Н;

- изменение потребной скорости с высотой $V_{Hn} = V_{0n}\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$;

- связь воздушной скорости с индикаторной $V_{Hi} = V_i\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$.

2.2.1. Задачи

2.2.1.1. Определить скорость и потребную тягу горизонтального полета ВС, летящего на высоте 8000 м на наивыгоднейшем угле атаки, если поляра задана уравнением $c_{xa} = 0,017 + 0,053c_{ya}^2$, $m = 45\ 000$ кг, $S = 112,5$ м².

2.2.1.2. Максимальная скорость ВС по условиям прочности ограничена скоростным напором $q_{\text{пред}} - 17$ кПа, Какова предельно допустимая приборная скорость полета ВС у Земли и на высоте $H = 12000$ м?

2.2.1.3. Максимальная скорость ВС по условиям управляемости ограничена числом $M_{\text{пред}} = 0,82$. Какова максимально допустимая скорость полета, обусловленная этим ограничением, на высоте 5000 и 11000 м?

2.2.1.4. По приведенным на рис.13 кривым потребных тяг определить аэродинамическое качество ВС для скорости $V = 475$ км/ч при $m = 143000$ кг на высотах $H = 0; 2; 4; 6; 8; 10$ км. Постройте график зависимости аэродинамического качества от высоты. В чем причина роста *аэродинамического качества* K при увеличении H полета.

2.2.1.5. Рассчитать кривую потребных тяг Жуковского и построить ее график для ВС с ТРД. ВС имеет массу - 90 т, высоту полета - 11 км, площадь крыла - 180 м². Задана поляра ВС в табличном виде (табл.3):

Таблица 3.

c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,09
c_{xa}	0,01941	0,0196	0,0208	0,0270	0,0381	0,0559	0,0891	0,123

2.2.1.6. По кривой Жуковского (см. задачу 2.2.1.5) определить графическим способом характерные скорости горизонтального полета. Дать пояснения чем характеризуется каждая из скоростей.

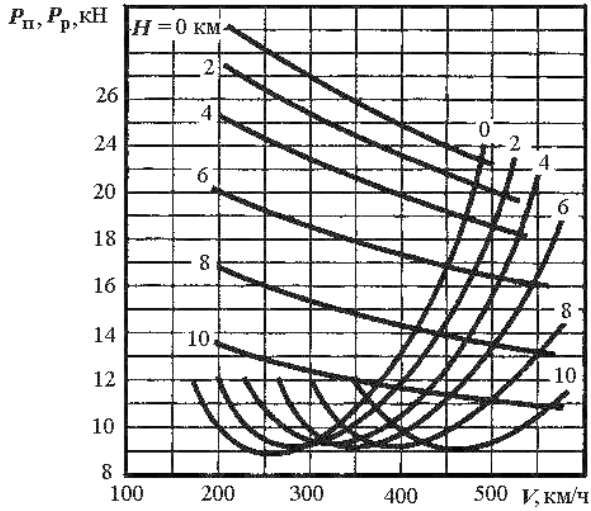


Рис. 13. Диаграмма Н. Е. Жуковского

2.2.1.7. Определить требуемую скорость горизонтального полета ВС при стандартных условиях у земли, если полетная масса самолета - 5250 кг, площадь крыла - $71,5 \text{ м}^2$, коэффициент подъемной силы - 0,7.

2.2.1.8. Определить истинную скорость ВС в стандартной атмосфере на высоте 1000 м, если его приборная скорость составляет 50 м/с. Поправками к прибору пренебречь.

2.2.1.9. Определить требуемую тягу горизонтального полета ВС при некотором угле атаки, если полетная масса самолета - 5250 кг, а аэродинамическое качество $K = 10$.

2.3. Практическое занятие 3. Определение дальности и продолжительности полета ВС

Под *технической дальностью* понимается максимальное расстояние, покрываемое ВС от взлета до посадки при полной выработке топлива. *Практическая дальность* — это максимальное расстояние, покрываемое ВС при расходовании топлива, находящегося на борту ВС, за исключением резерва.

Масса топлива, расходуемая в полете, представляется суммой:

$$m = m_{m.наб} + m_{m.крс} + m_{m.сн} + m_{рез},$$

где $m_{m.наб}$ — масса топлива, расходуемого на: руление; взлет и набор высоты;

$m_{m.крс}$ - масса топлива, расходуемого на крейсерский полет;

$m_{m.сн}$ - масса топлива, расходуемого на снижение и посадку;

$m_{рез}$ — резервное количество топлива, включающее: навигационный запас, топливо, затрачиваемое на преодоление ветра при крейсерском полете и на полет в ожидании посадки.

Часовой расход топлива в горизонтальном полете, кг/ч:

$$q_{ч} = -\frac{dm}{dt} = \frac{mgc_{уд}}{K},$$

где m – масса самолета, кг;

$c_{уд}$ – удельный расход топлива, кг/(Н ч) (зависит от типа двигателя, режима его работы, высоты и скорости полета и определяется по техническим характеристикам двигателя);

K – аэродинамическое качество ВС.

Километровый расход, кг/км:

$$q_{к} = -\frac{dm}{dt} = \frac{q_{ч}}{3,6V}.$$

Дальность горизонтального полета в интегральной форме будет:

$$L_{гор} = \frac{m_{т.крс}}{q_{к}}.$$

Время горизонтального полета в интегральной форме:

$$T_{гор} = \frac{m_{крс}}{q_{ч}}.$$

2.3.1. Задачи

2.3.1.1. Определить часовой и километровый расходы топлива ВС с ТРД при полете на высоте $H = 0$ с наивыгоднейшей скоростью, если поляра ЛА определяется зависимостью $c_{xa} = 0.017 + 0.057c_{ya}^2$, удельная нагрузка $m/S = 408$ кг/м², удельный расход топлива равен $c_{уд} = 0,10$ кг/(Н ч), $m = 40000$ кг.

2.3.1.2. Рассчитать часовой и километровый расход топлива ВС с данными, приведенными в предыдущей задаче, для наивыгоднейшей скорости и высоты, равной 11 000 м, если $c_{уд} = 0,072$ кг/(Н ч)с и $m = 120000$ кг. Указание: влиянием сжимаемости пренебречь.

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

2.3.1.4. В следствии обледенения масса ВС увеличилась на 400 кг, а коэффициент лобового сопротивления на $\Delta c_{xa} = 0,01$. Высота полета $H = 8000$ м и скорость $V = 700$ км / ч. Определить часовой и километровый расходы топлива в условиях обледенения, если при отсутствии на том же режиме полета $\Delta c_{xa} = 0,01$; $m = 15500$ кг. Принять, что удельный расход топлива $c_{уд} = 0,065$ кг/(Н*ч) не изменился и площадь крыла $S = 72$ м².

2.3.1.5. Для условий задачи (2.3.1.4) решить следует ли продолжать полет до аэропорта назначения или садиться на запасной аэродром, если расстояние до первого 500 км, а до второго 300 км. На борту имеется 1500 кг топлива. Известно, что на снижение и посадку расходуется 300 кг топлива, дальность снижения $L_{сн} = 115$ км. Влиянием изменения массы ВС за счет расходования топлива пренебречь.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ципенко В.Г., Ефимова М.Г. Основы аэродинамики и летно – технические характеристики воздушных судов. Ч.1. Основы аэродинамики: Учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2009. – 64 с.
2. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов / Под ред. В. В. Коваленка. – М.: ООО «АПР». 2012. – 520 с.

Международная стандартная атмосфера

Высота H , м	Темпера- тура T , К	Давление $p \times 10^{-5}$, Па	Плотность ρ , кг/м ³	Скорость звука a , м/с	Динамическая вязкость $\mu \times 10^5$ м ² /с
0	288	1,01	1,225	340,3	1,79
500	285	0,951	1,167	338,4	1,77
1000	282	0,895	1,112	336,4	1,76
1500	278	0,842	1,058	334,5	1,74
2000	275	0,792	1,006	332,5	1,73
2500	272	0,744	0,957	330,5	1,71
3000	269	0,699	0,909	328,6	1,69
3500	265	0,655	0,863	326,6	1,68
4000	262	0,614	0,819	324,6	1,66
4500	259	0,575	0,777	322,6	1,64
5000	256	0,538	0,736	320,5	1,63
5500	252	0,504	0,697	318,5	1,61
6000	249	0,470	0,660	316,4	1,59
6500	246	0,439	0,624	314,4	1,58
7000	243	0,409	0,590	312,3	1,56
7500	239	0,381	0,557	310,2	1,54
8000	236	0,355	0,526	308,1	1,53
8500	233	0,331	0,496	306,0	1,51
9000	230	0,307	0,467	303,8	1,49
9500	226	0,284	0,440	301,7	1,47
10000	223	0,264	0,413	299,5	1,46
10500	220	0,244	0,389	297,3	1,44
11000	217	0,226	0,365	295,1	1,42
12000	217	0,193	0,312	295,0	1,42
13000	217	0,165	0,266	295,0	1,42
14000	217	0,141	0,228	295,0	1,42
15000	217	0,121	0,195	295,0	1,42
16000	217	0,104	0,166	295,0	1,42
17000	217	0,088	0,142	295,0	1,42

Аэродинамические характеристики профилей

Угол атаки $\alpha, ^\circ$	Профиль НАСА2213		Профиль НАСА2315	
	c_{ya}	c_{xa}	c_{ya}	c_{xa}
-4	-0,181	0,0120	-0,19	0,013
-2	-0,012	0,0090	-0,01	0,010
0	0,136	0,0091	0,13	0,011
2	0,298	0,0142	0,30	0,014
4	0,44	0,0204	0,42	0,020
6	0,597	0,0300	0,58	0,030
8	0,740	0,0420	0,72	0,040
10	0,890	0,0560	0,86	0,054
12	1,030	0,0731	1,05	0,090
16	1,313	0,1145	1,44	0,134
18	1,460	0,1410	1,53	0,162
20	1,554	0,1710	1,54	0,177
22	1,410	0,2460	1,44	0,230