

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА**

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

---

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности  
летательных аппаратов  
В.В. Трофимов, К.О. Чернигин**

# **ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ**

**ПОСОБИЕ**

**по изучению дисциплины и  
выполнению контрольной работы**

*для студентов II курса  
направления 25.03.02 (162500)  
заочной формы обучения*

**Москва - 2015**

ББК 052-011

T76

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

Трофимов В.В., Чернигин К.О.

T76 Основы аэродинамики: пособие по изучению дисциплины и выполнению контрольной работы. - М.: МГТУ ГА, 2015. - 24 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Основы аэродинамики» по Рабочему учебному плану для студентов II курса направления 25.03.02 (162500) заочной формы обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 03.03.15 г. и методического совета 19.03.15 г.

---

Подписано в печать 23.06.2015 г.

Печать офсетная

Формат 60x84/16

1,06 уч.-изд. л.

1,4 усл. печ. л.

Заказ № 6/

Тираж 100 экз.

---

Московский государственный технический университет ГА

*125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20*

Редакционно-издательский отдел

*125493 Москва, ул. Пулковская, д. 6а*

© Московский государственный  
технический университет ГА, 2015

**СОДЕРЖАНИЕ**

1. УЧЕБНЫЙ ПЛАН ДИСЦИПЛИНЫ .....	4
2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ДИСЦИПЛИНЕ .....	4
2.1. Предмет дисциплины.....	4
2.2. Цели и задачи дисциплины .....	4
2.3. Структура дисциплины.....	5
2.4. Перечень базовых дисциплин .....	5
2.5. Перечень дисциплин, в которых используется данная учебная дисциплина.....	5
3. РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА .....	6
3.1. Основная учебная литература .....	6
3.2. Учебно-методическая литература для выполнения лабораторных работ .	6
3.3. Программное обеспечение и Интернет-ресурсы.....	6
4. СТРУКТУРА КУРСА .....	6
5. ПРОГРАММА ДИСЦИПЛИНЫ И МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К ИЗУЧЕНИЮ ТЕМ ДИСЦИПЛИНЫ .....	7
6. ЛАБОРАТОРНЫЕ ЗАНЯТИЯ, ИХ ТЕМАТИКА И ОБЪЕМ В ЧАСАХ .....	15
7. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ И ЗАДАНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ .....	15
7.1. Общие сведения о контрольной работе и требования к ее выполнению.	15
7.2. Задания контрольной работы .....	16
8. ПРИМЕР ВЫПОЛНЕНИЯ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ .....	22
8.1. Задание 1 .....	22
8.2. Задание 2 .....	23

## 1. УЧЕБНЫЙ ПЛАН ДИСЦИПЛИНЫ

Вид занятий	Кол-во часов
Общий объем учебных часов на дисциплину	108
Аудиторные занятия	8
Лекции	4
Лабораторные работы	4
Самостоятельная работа	100
Контрольная работа	1
Зачёт	2 курс

## 2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ДИСЦИПЛИНЕ

### 2.1. Предмет дисциплины

Дисциплина «Основы аэродинамики» состоит из двух разделов:

А. Основы аэродинамики.

Б. Основы динамики полета.

Аэродинамика является частью раздела физики – механики сплошной среды, изучающей движение и равновесие жидкости и газов, а также их взаимодействие с твердыми телами.

Предметом изучения аэродинамики являются аэродинамические характеристики летательных аппаратов и их частей.

Динамика полета изучает движение летательного аппарата под действием внешних сил, а также его устойчивость и управляемость.

Предметом изучения аэродинамики и динамики полета являются аэродинамические характеристики летательных аппаратов и их частей, а также их летно-технические характеристики и параметры устойчивости и управляемости.

### 2.2. Цели и задачи дисциплины

Целью преподавания дисциплины «Основы аэродинамики» является формирование у студентов знаний по теоретическим и прикладным основам аэродинамики и динамики полета.

Задачи изучения дисциплины (минимально необходимый комплекс знаний и умений):

– знать основные свойства воздуха и законы сохранения в газовой динамике в простейшей форме; принципы возникновения аэродинамических сил и моментов, основные характеристики крыла и самолета; назначение средств механизации; закономерности траекторного движения летательных аппаратов;

– уметь использовать знание основ аэродинамики и динамики полета в процессе изучения специальных дисциплин;

– владеть навыками оценки отклонений в аэродинамических и летно-технических характеристиках летательного аппарата и их влияния на безопасность полета.

### **2.3. Структура дисциплины**

На заочном отделении Московского государственного технического университета гражданской авиации курс «Основы аэродинамики» для направления 162500 и 25.03.02 обеспечивается на 2 курсе 2 лекциями, 1 лабораторной работой, 1 контрольной работой и завершается сдачей зачета.

Лекции предназначены для первичного ознакомления с материалом в методически правильной постановке и последовательности. На лекциях следует стремиться к точному конспектированию и к пониманию логических связей отдельных элементов курса и его разделов. В процессе самостоятельной работы с учебными пособиями и другой литературой необходимо восполнить пробелы конспекта, дополнить его новым материалом, а также зафиксировать свои собственные мысли.

Лабораторная работа предназначена для ознакомления с методами экспериментального определения аэродинамических характеристик летательного аппарата. Лабораторная работа выполняется с использованием аэродинамической трубы. Отчет о выполненной лабораторной работе защищается у преподавателя.

Зачет проводится после успешного выполнения всего учебного плана (после защиты контрольной работы) в объеме контрольных вопросов каждого раздела программы дисциплины.

### **2.4. Перечень базовых дисциплин**

Курс базируется на таких дисциплинах, как Высшая математика, Физика, Инженерная и компьютерная графика, Материаловедение, Летательные аппараты и авиационные двигатели.

### **2.5. Перечень дисциплин, в которых используется данная учебная дисциплина**

Знания по данной дисциплине будут необходимы при изучении дисциплин: Авиационные приборы, Человеческий фактор, Техническая диагностика, Авиационное законодательство, Системы автоматического управления полетом, Пилотажно-навигационные комплексы, Безопасность полетов, Конкретная авиационная техника.

### 3. РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

#### 3.1. Основная учебная литература

1. Гарбузов В. М., Ермаков А. Л., Кубланов М. С., Ципенко В. Г. Аэромеханика. М.: Транспорт, 2000. – 327 с.
2. Динамика полета транспортных летательных аппаратов. Под ред. Жукова А.Я. М.: Транспорт, 1996.–327 с.
3. Ефимов В.В. Основы авиации. Часть 1. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов: Учебное пособие. – М.: МГТУГА, 2003. – 63 с.

#### 3.2. Учебно-методическая литература для выполнения лабораторных работ

4. Гарбузов В.М. Методические указания к выполнению лабораторных работ по дисциплине «Аэромеханика» для студентов II курса специальности 160901 заочного обучения. М.: МГТУ ГА, 2007. – 40 с.

#### 3.3. Программное обеспечение и Интернет-ресурсы

- <http://www.mstuca.ru> – электронные ресурсы Университета – электронные версии пособий, методических разработок по всем видам учебной работы;
- <http://www.mintrans.ru> – официальный сайт Минтранспорта РФ;
- <http://минобрнауки.рф> – официальный сайт Министерства образования и науки РФ;
- <http://akpla.ucoz.com> – сайт кафедры АКПЛА – электронные версии пособий, методических разработок, объявления;
- [akpla-study@yandex.ru](mailto:akpla-study@yandex.ru) – адрес электронной почты кафедры АКПЛА для консультаций.

### 4. СТРУКТУРА КУРСА

Введение.

#### РАЗДЕЛ 1. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ

Тема 1.1. Кинематика и динамика жидкости и газа.

Тема 1.2. Течение газов с большими скоростями.

Тема 1.3. Пограничный слой.

Тема 1.4. Аэродинамические характеристики профиля и крыла.

Тема 1.5. Аэродинамические характеристики оперения и рулей.

Тема 1.6. Механизация крыла.

Тема 1.7. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов.

#### РАЗДЕЛ 2. ОСНОВЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Тема 2.1. Динамика полета: общие положения и допущения. Системы координат.

Тема 2.2. Горизонтальный полет.

Тема 2.3. Набор высоты и снижение самолета.

Тема 2.4. Дальность и продолжительность полета.

Тема 2.5. Взлет и посадка самолета.

Тема 2.6. Равновесие, балансировка, устойчивость и управляемость самолета. Статическая устойчивость и статическая управляемость. Аэродинамические особенности и летно-технические характеристики перспективных летательных аппаратов.

## 5. ПРОГРАММА ДИСЦИПЛИНЫ И МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К ИЗУЧЕНИЮ ТЕМ ДИСЦИПЛИНЫ

### Введение

Предмет аэромеханики и динамики полета. Связь с базовой наукой – механикой жидкости и газа. Связь с дисциплинами учебного плана. Виды и организация учебных занятий и самостоятельной работы. Источники учебной и научной информации. Роль аэромеханики и динамики полета в прогрессе авиации. Краткий исторический обзор развития аэромеханики и динамики полета. Роль отечественных ученых в развитии аэромеханики и динамики полета. Характеристики и свойства газообразной среды. Понятие силового (динамического) взаимодействия. Массовые и поверхностные силы. Упрощенные физические модели сплошной среды. Принципы создания подъемной силы. Строение атмосферы земли и ее влияние на безопасность полетов. Международная стандартная атмосфера.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1] введение, с. 3...7.

Центральные вопросы подраздела: физические модели сплошной среды; принципы создания подъемной силы

Контрольные вопросы:

1.1. Что изучает аэромеханика?

1.2. Что изучает динамика полета?

1.3. Основные характеристики газообразной среды.

1.4. Уравнение состояния для совершенного газа.

1.5. Упрощенные физические модели идеального, вязкого и сжимаемого газов.

1.6. Касательные напряжения в вязком газе.

1.7. Мера сжимаемости газа.

1.8. Скорость звука.

1.9. Число Маха.

1.10. Принципы создания подъемной силы.

1.11. Стандартная атмосфера.

## **РАЗДЕЛ 1. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ**

### **Тема 1.1. Кинематика и динамика жидкости и газа. Основные уравнения аэромеханики**

Способы задания движения жидкости и газа. Траектории частиц сплошной среды и линии тока. Трубка тока. Струйка в потоке.

Понятие о потенциальных течениях. Обращенное движение. Уравнение неразрывности. Уравнение неразрывности для трубки тока. Уравнение Эйлера. Интеграл Бернулли, виды уравнений Бернулли для различных сред.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1], с. 8...44.

Центральные вопросы подраздела: траектория движения частицы жидкости; линия тока; вихревое движение; интеграл Бернулли.

Контрольные вопросы:

1.1.1. Траектория частицы сплошной среды.

1.1.2. Линия тока.

1.1.3. Трубка тока.

1.1.4. Обращенное движение.

1.1.5. Потенциальное течение.

1.1.6. Уравнение неразрывности.

1.1.7. Уравнение Эйлера.

1.1.8. Интеграл Бернулли.

### **Тема 1.2. Течение газов с большими скоростями**

Изоэнтропические одномерные течения газов. Уравнение энергии. Скорость звука и максимальная скорость.

Движение сжимаемого газа в струйке переменного сечения. Сопло Лаваля. Слабые возмущения и скачки уплотнения.

Критическое число Маха. Волновое сопротивление. Волновой кризис. Методы увеличения критического числа Маха.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1, с. 66...94].

Центральные вопросы подраздела: уравнение энергии газа; сопло Лаваля; скачки уплотнения; критическое число Маха.

Контрольные вопросы:

1.2.1. Изоэнтропические одномерные течения газов..

1.2.2. Скорость звука.

1.2.3. Максимальная скорость течения газа.

1.2.4. Сопло Лаваля.

1.2.5. Слабые возмущения.



1.2.6. Скачки уплотнения.

1.2.7. Критическое число Маха.

1.2.8. Методы увеличения критического числа Маха.

### **Тема 1.3. Пограничный слой**

Понятие пограничного слоя. Ламинарный, турбулентный и смешанный пограничный слой. Характеристики пограничного слоя: профиль скорости, толщина вытеснения, толщина потери импульса. Сопротивление трения плоской пластины. Влияние шероховатости поверхности на характеристики пограничного слоя. Отрыв пограничного слоя.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1], с. 95...119.

Центральные вопросы подраздела: пограничный слой; отрыв пограничного слоя.

Контрольные вопросы:

1.3.1. Понятие пограничного слоя.

1.3.2. Характеристики пограничного слоя.

1.3.3. Сопротивление трения плоской пластины.

1.3.4. Отрыв пограничного слоя.

1.3.5. Сопротивление давления.

### **Тема 1.4. Аэродинамические характеристики профиля и крыла**

Геометрические характеристики профиля. Геометрические характеристики крыла. Понятие об аэродинамических характеристиках. Переход от динамического взаимодействия к аэродинамическим коэффициентам. Распределение давления по профилю. Аэродинамические характеристики профиля. Аэродинамическое качество. Влияние формы и условий обтекания на аэродинамические характеристики профиля. Теорема Н. Е. Жуковского о подъемной силе. Особенности обтекания крыла конечного размаха. Вихревая схема крыла. Скос потока у крыла. Индуктивное сопротивление и его расчет. Вертикальные законцовки крыла. Аэродинамические характеристики крыла: несущие свойства, поляра.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1, с. 120...169].

Центральные вопросы подраздела: профиль крыла; аэродинамические характеристики; теорема Н. Е. Жуковского; крыло конечного размаха.

Контрольные вопросы:

1.4.1. Что такое профиль крыла?

1.4.2. Геометрические характеристики профиля.

1.4.3. Диаграмма распределения давления по профилю.

1.4.4. Аэродинамические характеристики профиля.

1.4.5. Теорема Н. Е. Жуковского о подъемной силе.

1.4.6. Аэродинамическое качество.

1.4.7. Крыло конечного размаха.

1.4.8. Индуктивное сопротивление крыла.

1.4.9. Методы снижения индуктивного сопротивления крыла.

### **Тема 1.5. Аэродинамические характеристики оперения и рулей**

Оперение и рули. Геометрические характеристики. Распределение давления по профилю с отклоненным рулем и интерцептором. Аэродинамические характеристики оперения с отклоненным рулем. Несущие свойства. Шарнирный момент. Аэродинамическая компенсация.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1], с. 170...181.

Центральные вопросы подраздела: оперение самолета; шарнирный момент.

Контрольные вопросы:

1.5.1. Распределение давления по профилю с отклоненным рулем.

1.5.2. Коэффициент относительной эффективности руля.

1.5.3. Несущие свойства профиля с отклоненным рулем.

1.5.4. Аэродинамический коэффициент лобового сопротивления профиля с отклоненным рулем.

1.5.5. Шарнирный момент.

1.5.6. Аэродинамическая компенсация.

### **Тема 1.6. Механизация крыла**

Виды механизации крыла. Механизация задней кромки. Механизация передней кромки. Геометрические характеристики. Аэродинамические характеристики крыла с отклоненной механизацией. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыла.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1], с. 182...191.

Центральные вопросы подраздела: механизация крыла, увеличение максимального коэффициента подъемной силы.

Контрольные вопросы:

1.6.1. Виды механизации крыла.

1.6.2. Механизация передней кромки крыла.

1.6.3. Механизация задней кромки крыла.

1.6.4. Аэродинамические характеристики крыла с отклоненной механизацией.

1.6.5. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыла.

### **Тема 1.7. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов**

Аэродинамическая компоновка. Аэродинамическая интерференция. Расчет аэродинамических характеристик самолета. Математическая модель аэро-

динамических характеристик. Аэродинамическое качество самолета. Влияние балансировки на аэродинамические характеристики. Влияние упругих деформаций на аэродинамические характеристики.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [1], с. 215...242.

Центральные вопросы подраздела: аэродинамическая компоновка; аэродинамическая интерференция.

Контрольные вопросы:

1.7.1. Аэродинамическая компоновка.

1.7.2. Аэродинамическая интерференция.

1.7.3. Влияние интерференции крыла и фюзеляжа на подъемную силу.

1.7.4. Влияние интерференции крыла и фюзеляжа на силу лобового сопротивления.

1.7.5. Математическое описание модели несущих свойств самолета.

1.7.6. Математическое описание модели поляры самолета

1.7.7. Влияние упругих деформаций конструкции самолета на аэродинамические характеристики.

## **РАЗДЕЛ 2. ОСНОВЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА**

### **Тема 2.1. Динамика полета: общие положения и допущения. Системы координат**

Введение в динамику полета. Структура раздела, краткая характеристика его частей. Краткий исторический очерк развития динамики полета.

Нормальная земная система координат. Допущение о том, что земля является плоской.

Ориентация ЛА в пространстве. Связанная система координат.

Направление движения ЛА. Скоростная и траекторная системы координат. Ориентация вектора скорости ЛА относительно Земли. Ориентация вектора скорости относительно ЛА. Угол скольжения и угол атаки.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [2], с. 5...11.

Центральные вопросы подраздела: динамика полета; системы координат.

Контрольные вопросы:

2.1.1 Нормальная земная система координат.

2.1.2. Ориентация летательного аппарата в пространстве.

2.1.3. Связанная система координат.

2.1.4. Траекторная система координат.

2.1.5. Скоростная система координат

2.1.6. Угол скольжения и угол атаки.

## **Тема 2.2. Горизонтальный полет**

Уравнения движения. Потребная скорость горизонтального полета. Кривые потребных и располагаемых тяг (мощностей) Жуковского. Характерные скорости горизонтального полета: минимальная, экономическая, наивыгоднейшая, крейсерская, практически минимальная, максимальная.

Характерные режимы горизонтального полета. Влияние высоты полета на характерные скорости горизонтального полета. Теоретический потолок.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [2], с. 33...69.

Центральные вопросы подраздела: кривые потребных и располагаемых тяг (мощностей) Н. Е. Жуковского; характерные скорости горизонтального полета Теоретический потолок.

Контрольные вопросы:

- 2.2.1. Уравнения движения горизонтального полета.
- 2.2.2. Потребная скорость горизонтального полета.
- 2.2.3. Потребная и располагаемая тяги.
- 2.2.4. Диаграмма тяг Н. Е. Жуковского.
- 2.2.5. Характерные скорости горизонтального полета.
- 2.2.6. Влияние высоты полета на характерные скорости горизонтального полета.
- 2.2.7. Теоретический потолок полета самолета.

## **Тема 2.3. Набор высоты и снижение самолета**

Уравнения движения самолета при наборе высоты. Особенности набора высоты по сравнению с горизонтальным полетом. Характерные режимы набора высоты: режим наиболее быстрого и наиболее крутого набора высоты. Влияние высоты полета на скорость набора высоты и максимальную вертикальную скорость. Барограмма подъема самолета и дальность набора высоты.

Уравнения движения самолета при снижении и их анализ. Расчет снижения самолета. Планирование.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [2], с. 69...97.

Центральные вопросы подраздела: набор высоты; барограмма подъема самолета; снижение самолета; планирование.

Контрольные вопросы:

- 2.3.1. Уравнения движения при наборе высоты.
- 2.3.2. Характерные режимы набора высоты.
- 2.3.3. Влияние высоты полета на скорость набора высоты.
- 2.3.4. Влияние высоты полета на максимальную вертикальную скорость.
- 2.3.5. Барограмма подъема самолета.
- 2.3.6. Дальность при наборе высоты.
- 2.3.7. Уравнения движения самолета при снижении.
- 2.3.8. Планирование самолета.

## **Тема 2.4. Дальность и продолжительность полета**

Техническая и практическая дальность. Часовой и километровой расходы топлива. Дальность и продолжительность горизонтального полета. Влияние скорости на дальность и продолжительность полета. Влияние высоты на дальность и продолжительность полета.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [2], с. 98...116.

Центральные вопросы подраздела: техническая дальность полета самолета; часовой и километровой расходы топлива.

Контрольные вопросы:

- 2.4.1. Располагаемый запас топлива.
- 2.4.2. Аэронавигационный запас топлива.
- 2.4.3. Из каких составляющих складывается дальность полета?
- 2.4.4. Из каких составляющих складывается продолжительность полета?
- 2.4.5. Часовой расход топлива.
- 2.4.6. Километровый расход топлива.
- 2.4.7. Дальность горизонтального полета.
- 2.4.8. Продолжительность горизонтального полета.

## **Тема 2.5. Взлет и посадка самолета**

Взлет самолета. Основные этапы взлета. Уравнения движения при разбеге. Расчет взлетной дистанции. Безопасность полетов при взлете самолета. Влияние эксплуатационных факторов на длину разбега и взлетную дистанцию.

Посадка самолета. Основные этапы посадки. Уравнения движения при пробеге. Расчет посадочной дистанции. Безопасность полетов при посадке самолета. Влияние эксплуатационных факторов на посадочную дистанцию.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [2], с. 135...166.

Центральные вопросы подраздела: взлет самолета; разбег; посадка самолета; пробег.

Контрольные вопросы:

- 2.5.1. Из каких участков состоит этап взлета самолета?
- 2.5.2. Взлетная дистанция.
- 2.5.3. Длина участка разбега.
- 2.5.4. Длина воздушного участка при взлете самолета.
- 2.5.5. Скорость отрыва самолета от ВПП.
- 2.5.6. Из каких участков состоит этап посадки самолета?
- 2.5.7. Посадочная дистанция.
- 2.5.8. Длина воздушного участка при посадке самолета.
- 2.5.9. Посадочная скорость самолета.
- 2.5.10. Длина участка пробега самолета.

**Тема 2.6. Равновесие, балансировка, устойчивость и управляемость самолета. Статическая устойчивость и статическая управляемость. Аэродинамические особенности и летно-технические характеристики перспективных летательных аппаратов**

Продольная статическая балансировка самолета. Продольный момент самолета. Аэродинамические моменты тангажа частей самолета. Продольная статическая устойчивость самолета. Балансировочная диаграмма руля высоты. Влияние различных факторов на продольный момент самолета и на балансировочную диаграмму. Критерий устойчивости.

Продольная статическая управляемость самолета. Основные понятия и определения. Основные характеристики продольной статической управляемости.

Боковое движение самолета. Боковые силы при скольжении и их уравновешивание. Боковые моменты и их балансировка.

Боковая статическая устойчивость самолета. Основные понятия и определения. Флюгерная статическая устойчивость. Критерий устойчивости. Поперечная статическая устойчивость. Критерий устойчивости. Влияние на боковую статическую устойчивость конструктивных и эксплуатационных факторов.

Боковая статическая управляемость самолета. Основные понятия и определения. Основные характеристики боковой статической управляемости. Требования НЛГС к характеристикам управляемости.

*Методические указания к изучению раздела*

Литература: [2], с. 167-246.

Центральные вопросы раздела: равновесие; балансировка; устойчивость и управляемость; критерии устойчивости.

Контрольные вопросы:

2.6.1. Равновесие самолета.

2.6.2. Балансировка самолета.

2.6.3. Устойчивость самолета.

2.6.4. Управляемость самолета.

2.6.5. Продольный момент самолета.

2.6.6. Аэродинамические моменты тангажа частей самолета.

2.6.7. Критерий продольной устойчивости.

2.6.8. Продольная статическая управляемость самолета.

2.6.9. Боковая статическая устойчивость самолета.

2.6.10. Флюгерная статическая устойчивость.

2.6.11. Критерий боковой статической устойчивости.

2.6.12. Критерий флюгерной статической устойчивости.

## **6. ЛАБОРАТОРНЫЕ ЗАНЯТИЯ, ИХ ТЕМАТИКА И ОБЪЕМ В ЧАСАХ**

**ЛАБОРАТОРНОЕ ЗАНЯТИЕ.** Определение аэродинамических характеристик модели самолета весовым методом (тема 1.7) – 4 часа.

Целью работы является экспериментальное определение аэродинамических характеристик модели летательного аппарата (ЛА) весовым методом (весовыми испытаниями) в аэродинамической трубе. В результате выполнения лабораторной работы студенты на основе знаний теоретического материала, устройства лабораторных приборов и оборудования должны:

- уметь определять аэродинамические характеристики модели ЛА;
- уметь переносить полученные результаты на натурный ЛА.

## **7. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ И ЗАДАНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ**

### **7.1. Общие сведения о контрольной работе и требования к ее выполнению**

При изучении дисциплины «Основы аэродинамики» студентами заочного обучения выполняется контрольная работа, состоящая из двух задач.

Для успешного выполнения контрольной работы необходимо:

- правильно выбрать вариант в соответствии со своим шифром и указаниями данного методического пособия;
- ознакомиться с содержанием контрольной работы;
- изучить соответствующие методические указания для правильного понимания необходимых исходных данных и данных полученных в результате выполнения работы;
- изучить по приводимому в методическом пособии перечню литературы соответствующие разделы теоретического материала;
- выполнять требования, предъявляемые к оформлению контрольной работы, изложенные в данном пособии.

Контрольная работа по дисциплине «Основы аэродинамики» призвана помочь закреплению теоретического материала и получению знаний прикладного характера. Задания контрольной работы посвящены определению геометрических характеристик крыла и фюзеляжа самолета. Этот материал входит в итоговый контроль знаний – зачет по дисциплине «Основы аэродинамики».

Варианты заданий выбираются в соответствии с номером зачетной книжки студента и являются строго индивидуальными.

## 7.2. Задания контрольной работы

### 7.2.1. Задание 1

Построить кривую зависимости аэродинамического коэффициента подъемной силы самолета от угла атаки и определить угол атаки, необходимый для выполнения горизонтального полета самолета

Для выполнения задания студентам необходимо изучить литературу [2] стр. 31-34, [3] стр. 27-33.

Аэродинамический коэффициент подъемной силы  $c_{ya}$  является одной из аэродинамических характеристик профиля крыла и летательного аппарата в целом. Этот коэффициент является определяющей величиной в формуле экспериментальной аэродинамики для подъемной силы:

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где  $\rho$  – плотность воздуха;

$V$  – скорость полета летательного аппарата;

$S$  – площадь крыла.

Аэродинамический коэффициент подъемной силы  $c_{ya}$  зависит от геометрических характеристик крыла:

$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} \text{ – относительная толщина;}$$

$$\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b} \text{ – относительная вогнутость;}$$

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \text{ – безразмерная абсцисса положения максимальной толщины;}$$

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} \text{ – безразмерная абсцисса положения максимальной вогнутости;}$$

$b$  – хорда профиля;

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \text{ – удлинение;}$$

$$\eta = \frac{b_0}{b_k} \text{ – сужение крыла и т.д.}$$

Аэродинамический коэффициент подъемной силы  $c_{ya}$  существенно зависит и от угла атаки  $\alpha$  (угол между вектором скорости движения летательного аппарата и средней аэродинамической хордой крыла). График зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$  показан на рис. 1.



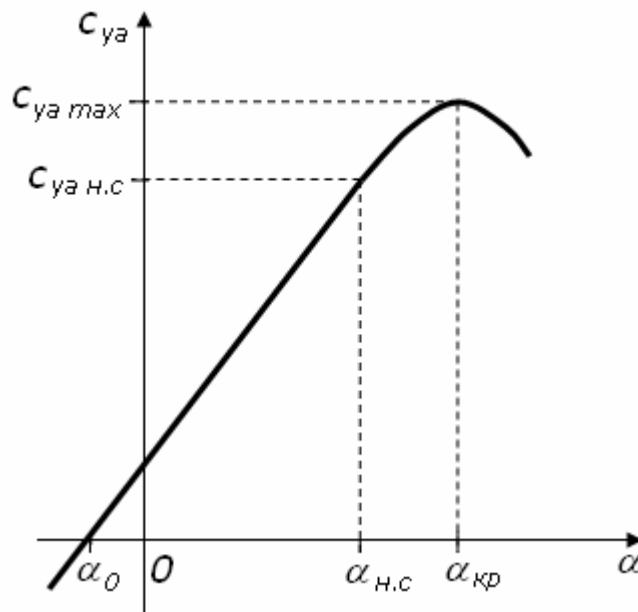


Рис. 1. График зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$

На этом графике:  $\alpha_0$  – угол атаки нулевой подъемной силы ( $c_{ya} = 0$ );  
 $\alpha_{н.с}$  – угол атаки начала срыва потока на верхней поверхности крыла;  
 $\alpha_{кр}$  – критический угол атаки;  
 $c_{ya_{н.с}}$  – аэродинамический коэффициент подъемной силы при начале срыва потока;  
 $c_{ya_{max}}$  – максимальный коэффициент подъемной силы.

В диапазоне летных углов атаки (вплоть до  $\alpha_{н.с}$ ) зависимость  $c_{ya} = f(\alpha)$  носит линейный характер и определяется выражением:

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

где  $c_{ya}^{\alpha}$  – производная аэродинамического коэффициента подъемной силы по углу атаки.

При выполнении установившегося горизонтального полета самолета должно выполняться равенство:

$$Y_a = m_n g \Rightarrow c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = m_n g,$$

где  $m_n$  – полетная масса самолета;

$g$  – ускорение свободного падения.

Отсюда следует выражение для  $c_{ya}$ :

$$c_{ya} = \frac{2m_n g}{\rho V^2 S}$$

По вычисленному значению  $c_{ya}$  на построенном графике зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$  определяется угол атаки  $\alpha$  при установившемся горизонтальном полете самолета.

### Содержание задания 1

Необходимые для построения зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$  значения величин выбираются по приведенным ниже таблицам по двум последним цифрам номера зачетной книжки  $n$  – предпоследняя цифра номера зачетной книжки,  $m$  – последняя цифра номера зачетной книжки.

1. Полетная масса самолета  $m_n$  определяется по таблице 1:

Таблица 1

$m$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$m_n$ , кг	55000	56000	57200	58100	59300	60200	61400	62600	63400	64600

2. Скорость установившегося горизонтального полета  $V$  определяется по таблице 2:

Таблица 2

$n$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$V$ , км/ч	490	510	540	590	630	680	720	770	810	850

3. Расчетная высота полета  $H$  определяется по таблице 3:

Таблица 3

$m$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$H$ , м	6500	7000	7500	8000	8500	9000	9500	10000	10500	11000

4. Площадь крыла  $S$  определяется по таблице 4:

Таблица 4

$n$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$S$ , м <sup>2</sup>	167,5	142,3	148,7	155,0	161,2	167,5	174,0	180,0	186,5	192,7

5. Величина  $c_{ya}^\alpha$  определяется по таблице 5:

Таблица 5

$n$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$c_{ya}^\alpha$ , 1/рад	5,2	5,26	5,35	5,41	5,48	5,53	5,59	5,68	5,77	5,84

6. Величина  $c_{ya \max}$  определяется по таблице 6:

Таблица 6

$m$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$c_{ya \max}$	1,3	1,35	1,4	1,45	1,5	1,55	1,6	1,65	1,7	1,75

7. Величина  $\alpha_0$  определяется по таблице 7:

Таблица 7

$n$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$\alpha_0$ , °	-0,5	-0,6	-0,7	-0,8	-0,9	-1,0	1,1	1,2	1,3	1,4

8. Величина  $\Delta\alpha_{кр}$  определяется по таблице 8:

Таблица 8

$m$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$\Delta\alpha_{кр}, \text{рад}$	0,043	0,046	0,048	0,051	0,053	0,055	0,057	0,06	0,063	0,065

9. Вычисляется величина аэродинамического коэффициента подъемной силы, соответствующая углу атаки начала срыва потока на верхней поверхности крыла:

$$c_{уан.с} = 0,85c_{уа \max}$$

10. Вычисляется величина угла атаки, при котором начинается срыв потока на верхней поверхности крыла (участвующие в вычислении величины должны иметь одинаковую размерность):

$$\alpha_{н.с} = \alpha_0 + \frac{c_{уан.с}}{c_{уа}^\alpha}$$

11. Вычисляется величина критического угла атаки:

$$\alpha_{кр} = \alpha_0 + \frac{c_{уа \max}}{c_{уа}^\alpha} + \Delta\alpha_{кр}$$

12. На миллиметровой бумаге формата А4 (210x297 мм) проводятся оси координат в масштабе по ГОСТу (по оси абсцисс можно принять 10 мм за  $2^\circ$ , а по оси ординат 10 мм за 0,1). Далее наносятся точки с координатами  $(\alpha_0, c_{уа} = 0)$  и  $(\alpha_{н.с}, c_{уан.с})$  и соединяются прямой линией. Затем наносится точка с координатами  $(\alpha_{кр}, c_{уа \max})$  и с помощью лекала проводится плавная кривая через две точки  $(\alpha_{н.с}, c_{уан.с})$  и  $(\alpha_{кр}, c_{уа \max})$ , сопрягающаяся с прямой в точке  $(\alpha_{н.с}, c_{уан.с})$  и имеющая максимум в точке  $(\alpha_{кр}, c_{уа \max})$ .

13. Вычисляется потребный аэродинамический коэффициент подъемной силы при установившемся горизонтальном полете самолета (необходимое значение  $\rho$  определяется по таблице Международной стандартной атмосферы (см. приложение)):

$$c_{уа} = \frac{2m_n g}{\rho V^2 S}$$

14. По построенному графику зависимости  $c_{уа} = f(\alpha)$  определяется потребный угол атаки  $\alpha$  при установившемся горизонтальном полете самолета.

### 7.2.2. Задание 2

Определить скорость установившегося горизонтального полета самолета на высоте  $H$  при полетной массе  $m_n$ , площади крыла  $S$ , потребной тяги  $P_n$  и поляре, заданной зависимостью  $c_{ха} = 0,017 + 0,057c_{уа}^2$

*Для выполнения задания студентам необходимо изучить литературу [2] стр. 33-69, [3] стр. 34-37 и стр. 43-51.*

Установившийся *горизонтальный* полет - это прямолинейный полет самолета с постоянной скоростью, на постоянной высоте, при малых углах атаки  $\alpha$ , описываемый уравнениями движения:

$$\begin{aligned} P &= X_a \\ Y_a &= mg, \end{aligned}$$

где  $P$  – тяга двигателей;

$$X_a \text{ – сила аэродинамического сопротивления: } X_a = c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S;$$

$$Y_a \text{ – подъемная сила: } Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S;$$

$mg$  – вес самолета;

$\rho$  – плотность воздуха на заданной высоте;

$V$  – скорость полета самолета;

$S$  – площадь крыла.

Для расчета установившихся режимов полета самолетов с турбореактивными двигателями применяется метод тяг Н. Е. Жуковского, основанный на сравнении величин потребной  $P_n$  и располагаемой тяг  $P_p$ .

*Потребной тягой*  $P_n$  называется тяга, необходимая для установившегося полета самолета на данной высоте с заданной скоростью. В случае установившегося горизонтального полета эта тяга равна силе лобового сопротивления самолета:

$$P_n = X_a$$

Тогда можно записать:

$$\frac{P_n}{mg} = \frac{X_a}{Y_a} = \frac{c_{xa}}{c_{ya}} = \frac{1}{K},$$

откуда:

$$P_n = \frac{mg}{K},$$

где  $c_{xa}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления;

$c_{ya}$  – коэффициент подъемной силы;

$K$  – аэродинамическое качество.

*Располагаемая тяга*  $P_p$  – это максимальная суммарная тяга всех двигателей самолета на данной высоте и при данной скорости полета. Эта величина зависит от скорости и высоты полета, а также от степени дросселирования двигателей.

Определение характеристик установившегося горизонтального полета самолета осуществляется с помощью совмещенных графиков зависимостей  $P_n = f(V)$  и  $P_p = f(V)$ , построенных для данной высоты полета и массы самолета (рис. 2). Такой график называется диаграммой потребных и располагаемых тяг.

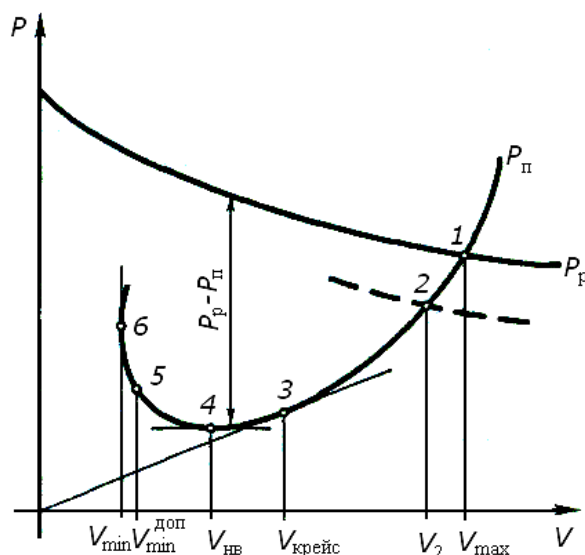


Рис. 2. Диаграмма потребных и располагаемых тяг

Потребная скорость горизонтального полета определяется формулой:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya}\rho S}}.$$

### Содержание задания 2

Необходимые для решения задания исходные данные выбираются по приведенным в предыдущем задании таблицам по двум последним цифрам номера зачетной книжки  $n$  – предпоследняя цифра номера зачетной книжки,  $m$  – последняя цифра номера зачетной книжки.

1. Полетная масса самолета  $m_n$  определяется по таблице 1.
2. Расчетная высота полета  $H$  определяется по таблице 3.
3. Площадь крыла  $S$  определяется по таблице 4.
4. Потребная тяга  $P_n$  определяется по таблице 9.

Таблица 9

$m$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
$P_n$ , кН	44	44,8	45,76	46,48	47,44	48,16	49,12	50,08	50,72	51,68

5.  $K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}} = \frac{mg}{P_n}$ , откуда определяется:  $c_{ya} = \frac{mg}{P_n} c_{xa}$ .

6. Найденное выражение для  $c_{ya}$  подставляется в уравнение поляры и находится значение  $c_{xa}$ :  $c_{xa} = 0,017 + 0,057c_{ya}^2$

7. Определяется скорость установившегося горизонтального полета:

$$V = \sqrt{\frac{2P_n}{c_{xa}\rho S}}.$$

Необходимое значение  $\rho$  определяется по таблице Международной стандартной атмосферы (см. приложение).

## 8. ПРИМЕР ВЫПОЛНЕНИЯ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ

### 8.1. Задание 1

#### 8.1.1. Определения и формулы

Материалы этой части работы приводятся в подразделе 7.2.1 пособия (выполняется полностью самостоятельно).

#### 7.1.2. Расчетная часть

Вариант задания по двум последним цифрам зачетной книжки: 99;  $n = 9$ ;  $m = 9$ .

1. По таблице 1 при  $m = 9$  определяется  $m_n = 63400$  кг.

2. По таблице 2 при  $n = 9$  определяется  $V = 810$  км/ч.

3. По таблице 3 при  $m = 9$  определяется  $H = 10500$  м.

4. По таблице 4 при  $n = 9$  определяется  $S = 186,5$  м<sup>2</sup>.

5. По таблице 5 при  $n = 9$  определяется  $c_{ya}^\alpha = 5,77$  1/рад.

6. По таблице 6 при  $m = 9$  определяется  $c_{ya \max} = 1,77$ .

7. По таблице 7 при  $n = 9$  определяется  $\alpha_0 = 1,3^\circ$ .

8. По таблице 8 при  $m = 9$  определяется  $\Delta\alpha_{кр} = 0,063$  рад.

9. Вычисляется  $c_{уан.с} = 0,85c_{ya \max} = 0,85 \cdot 1,77 = 1,505$ .

10. Вычисляется  $\alpha_{н.с} = \alpha_0 + \frac{c_{уан.с}}{c_{ya}^\alpha} = 1,3 + \frac{1,505}{5,77} \cdot 57,3 = 16,2^\circ$

11. Вычисляется:

$$\alpha_{кр} = \alpha_0 + \frac{c_{ya \max}}{c_{ya}^\alpha} + \Delta\alpha_{кр} = 1,3 + \frac{1,77}{5,77} \cdot 57,3 + 0,063 \cdot 57,3 = 22,5^\circ.$$

12. На миллиметровой бумаге вычерчивается график зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$  (см. рис. 3)

13. По таблице Международной стандартной атмосферы при  $H = 10500$  м (см. приложение) определяется  $\rho = 0,389$  кг/м<sup>3</sup>,  $V = 810$  км/ч = 225,0 м/с и

вычисляем  $c_{ya}$ : 
$$c_{ya} = \frac{2m_n g}{\rho V^2 S} = \frac{2 \cdot 63400 \cdot 9,81}{0,389 \cdot (225,0)^2 \cdot 186,5} = 0,339.$$

14. По графику зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$  определяется потребный угол атаки установившегося горизонтального полета самолета  $\alpha \approx 2^\circ$  (см. рис. 3).

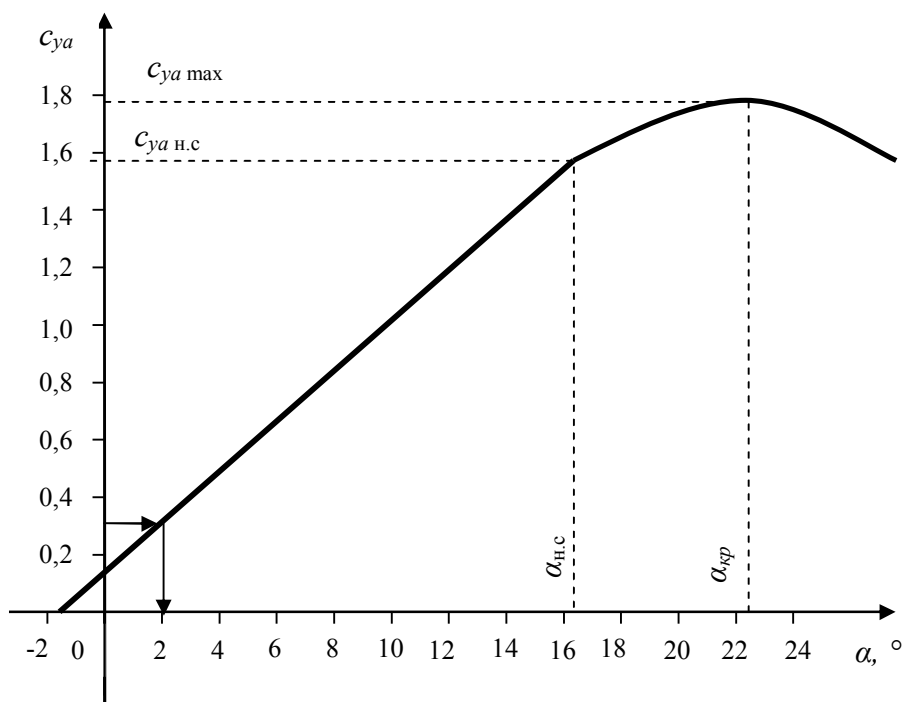


Рис. 3. График зависимости  $c_{ya} = f(\alpha)$   
(выполняется на миллиметровой бумаге в масштабе)

## 8.2. Задание 2

### 8.2.1. Определения и формулы

Материалы этой части работы приводятся в подразделе 7.2.2 пособия (выполняется полностью самостоятельно).

### 8.2.2. Расчетная часть

Вариант задания по двум последним цифрам зачетной книжки: 99;  $n = 9$ ;  $m = 9$ .

1. По таблице 1 при  $m = 9$  определяется  $m_n = 63400$  кг.

2. По таблице 3 при  $m = 9$  определяется  $H = 10500$  м.

3. По таблице 4 при  $n = 9$  определяется  $S = 186,5$  м<sup>2</sup>.

4. По таблице 9 при  $n = 9$  определяется  $P_n = 50,72$  кН.

5. Определяется выражение для  $c_{ya}$ :

$$c_{ya} = \frac{mg}{P_n} c_{xa} = \frac{63400 \cdot 9,81}{50720} c_{xa} = 12,43 c_{xa}$$

6. Выражение для  $c_{ya}$  подставляется в уравнение поляры:

$$c_{xa} = 0,017 + 0,057 c_{ya}^2 = 0,017 + 0,057 (12,43 c_{xa})^2$$

$$8,81 c_{xa}^2 - c_{xa} + 0,017 = 0$$

Из полученного выражения определяется  $c_{xa}$ :

$$c_{xa(1,2)} = \frac{1 \pm \sqrt{1 - 4 \cdot 8,81 \cdot 0,017}}{2 \cdot 8,81} = \frac{1 \pm 0,633}{17,62}$$

Выбираем меньшее значение:  $c_{xa} = 0,021$ .

7. Определяется скорость установившегося горизонтального полета: при  $H = 10500$  м и  $\rho = 0,389$  кг/м<sup>3</sup>:

$$V = \sqrt{\frac{2P_n}{c_{xa}\rho S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 50720}{0,021 \cdot 0,389 \cdot 186,5}} = 258 \text{ м/с} = 930 \text{ км/ч.}$$

## Приложение

### Международная стандартная атмосфера

Высота $H$ , м	Температура $T$ , К	Давление $p \cdot 10^5$ , Па	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Скорость звука $a$ , м/с	Динамическая вязкость $\mu, \cdot 10^5$ м <sup>2</sup> /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