

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Воронежский государственный технический университет»

Кафедра ракетных двигателей

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ
к выполнению лабораторных работ
для студентов специальности 24.05.02
«Проектирование авиационных и ракетных двигателей»
очной формы обучения

Воронеж 2023

УДК 629.7(07)
ББК 39.62я7

Составитель
д-р техн. наук В. А. Митрофанов

Основы проектирования летательных аппаратов: методические указания к выполнению лабораторных работ для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения / ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет»; сост.: В. А. Митрофанов. — Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2023. — 21 с.

В методических указаниях изложены методы изучения характеристик летательных аппаратов различного типа.

Предназначены для студентов 5 курса очной формы обучения.

Подготовлены в электронном виде и содержатся в файле МУ_ОПЛА_ЛР_2023.pdf.

Ил.10. Библиогр.: 7 назв.

УДК 629.7(07)
ББК 39.62я7

Рецензент — *Ю. В. Демьяненко д-р техн. наук, проф. кафедры ракетных двигателей ВГТУ*

*Издается по решению редакционно-издательского совета
Воронежского государственного технического университета*

ВВЕДЕНИЕ

В методическом пособии описаны методы исследования характеристик летательных аппаратов различного типа.

Каждый раздел состоит из теоретического обоснования, алгоритма проведения работы, требований к оформлению отчета и контрольных вопросов.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА СТУПЕНЕЙ РАКЕТЫ НА ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКУЮ СКОРОСТЬ И МАССУ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение влияния массовых характеристик ракеты на величину конечной скорости.

ЗАДАЧА РАБОТЫ - определение характеристической скорости ракеты и массы полезной нагрузки в зависимости от числа ее ступеней.

1.1. Теоретическое обоснование (объект исследования и основные расчетные соотношения)

Влияние числа ступеней на характеристическую скорость ракеты можно определить по формуле Циолковского, преобразованной к виду:

$$\tilde{v}_{\text{хар}} = -N \ln \left((\mu_{\text{п.н}})^{1/N} \right) - N \ln \left[1 - a + \frac{a+b}{(\mu_{\text{п.н}})^{1/N}} \right]. \quad (1)$$

Влияние числа ступеней на относительную массу полезной нагрузки:

$$\mu_{\text{п.н}} = \left[\frac{\left((\exp(-\tilde{v}_{\text{хар}}))^{1/N} \right)^{-a-b}}{1-a} \right]^N, \quad (2)$$

Где $\tilde{v}_{\text{хар}}$ – отношение характеристической скорости ракеты к скорости истечения продуктов сгорания (удельному импульсу);

N – количество ступеней;

$\mu_{\text{п.н}} = \prod_{i=1}^N \mu_{\text{п.н}i}$, относительная масса полезной нагрузки ракеты;

$\mu_{\text{п.н}i} = \frac{M_{i+1}}{M_i}$ – относительная масса полезной нагрузки i -й ступени;

M – масса заправленной топливом ступени;

a – отношение массы конструкции топливного отсека ступени без топлива к массе заправленного топливом отсека;

b – отношение массы двигательной установки ступени к массе заправленного топливного отсека ступени.

Формула (1) выведена при допущении: относительные массы полезной нагрузки, относительные конечные массы и скорости истечения продуктов сгорания из сопла (удельные импульсы) одинаковы для всех ступеней.

Второе слагаемое в правой части формулы (1) характеризует потери характеристической скорости на разгон ступеней.

1.2. Порядок проведения работы

Исходные данные:

Диапазон изменения относительной массы полезной нагрузки ракеты – 2...10 %:

$$\mu_{п.н} = 0,02 \dots 0,1.$$

Количество ступеней $N=1\dots6$.

Значения коэффициентов:

$$a = 0,15.$$

$$b = 0,02 .$$

Расчет

– Задаваясь несколькими значениями $\mu_{п.н}$ из указанного диапазона, по формуле (1) строим зависимости относительной характеристической скорости от числа ступеней.

– Задаваясь значением $\tilde{v}_{хар}$, строим зависимость относительной массы полезной нагрузки от числа ступеней, используя формулой (2).

Зависимость характеристической скорости от числа ступеней для трех значений $\mu_{п.н}$ показана на рис. 1.

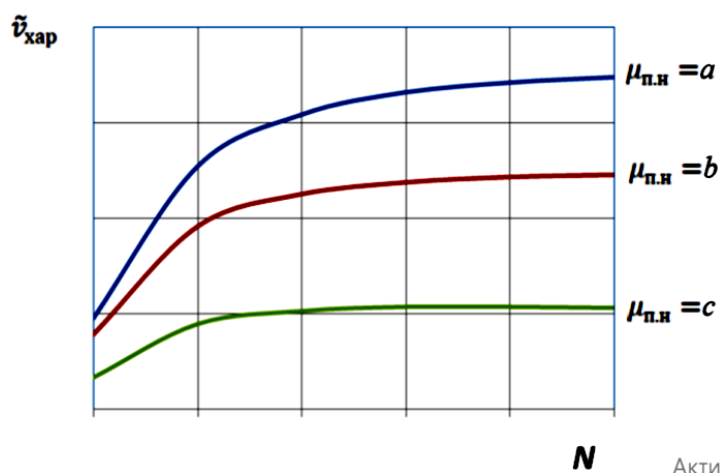


Рис. 1. Зависимость характеристической скорости ракеты от числа ступеней и относительной массы полезной нагрузки

Зависимость $\mu_{п.н}$ от N иллюстрирует график на рис.2.

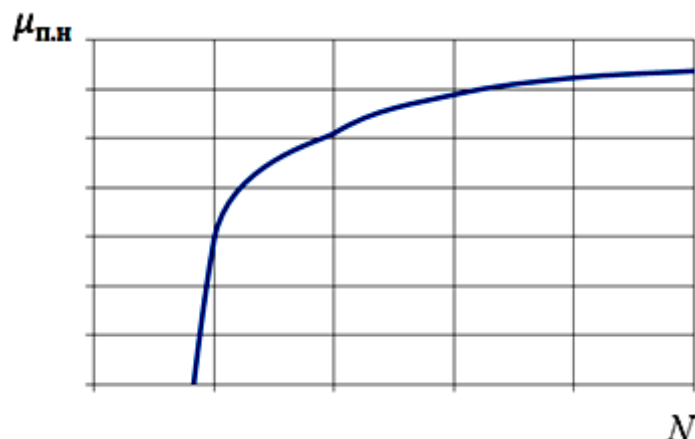


Рис. 2. Зависимость относительной массы полезной нагрузки от числа ступеней при $\tilde{v}_{хар} = \text{const}$

1.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

1.4. Контрольные вопросы

1. Формула Циолковского для одноступенчатой и многоступенчатой ракеты.
2. Что такое характеристическая скорость.
3. Чем объясняются потери характеристической скорости с увеличением количества ступеней.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКЦИИ СТУПЕНЕЙ НА ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКУЮ СКОРОСТЬ РАКЕТЫ

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение влияния конструктивных характеристик ракеты на величину конечной скорости.

ЗАДАЧА РАБОТЫ – определение изменения характеристической скорости ракеты в зависимости от конструктивного совершенства топливных отсеков и двигательных установок.

2.1. Теоретическое обоснование (объект исследования и основные расчетные соотношения)

Конструктивное совершенство оценивается величиной коэффициентов a и b (удельных конструктивных параметров – см. рис 1), входящих в формулу (1): a – топливного отсека, b – двигательной установки.

Чем меньше величины коэффициентов – тем меньше масса конструкции по отношению к массе топлива.

2.2. Порядок проведения работы.

Исходные данные:

Относительная масса полезной нагрузки:

$$\mu_{п.н} = 0,04.$$

Количество ступеней:

$$N = 3.$$

Начальные значения коэффициентов:

$$a_0 = 0,15,$$

$$b_0 = 0,02.$$

Расчет характеристик.

1. Определить по формуле (1) начальное значение относительной характеристической скорости при заданных исходных данных.

2. Задавая значения a из диапазона 0,15...0,2 (с определенным шагом), при постоянных значениях остальных параметров ($b_0, \mu_{п.н}, N$), рассчитать по формуле (1) величины характеристических скоростей.

3. Задавая значения b из диапазона 0,02...0,026 (с определенным шагом), при постоянных значениях остальных параметров ($a_0, \mu_{п.н}, N$), рассчитать по формуле (1) величины характеристических скоростей.

4. Построить график, иллюстрирующий влияние относительного изменения параметров a и b на относительное изменение характеристической скорости.

На рис. 3 показан график, где по оси абсцисс отложены значения текущих параметров a и b , отнесенные к их начальным значениям a_0 и b_0 , а по оси ординат – соответствующие величины характеристической скорости, отнесенные к ее значению, рассчитанному по п.1.

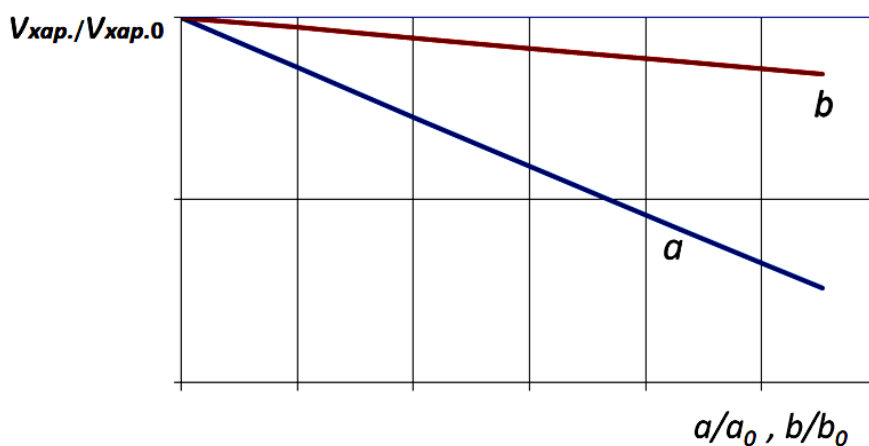


Рис. 3. Влияние конструктивных параметров на характеристическую скорость ракеты

2.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

2.4. Контрольные вопросы

1. Что такое удельные параметры конструкции ступеней ракеты.
2. Влияние конструктивных параметров на характеристическую скорость.
3. Изменение какого из конструктивных параметров сильнее влияет на изменение характеристической скорости.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 3

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ АКТИВНОГО УЧАСТКА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ТРАЕКТОРИИ НА ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение летных характеристик аппарата, движущегося по баллистической траектории.

ЗАДАЧА РАБОТЫ – определение параметров активного участка полета по баллистической траектории в зависимости от дальности полета.

3.1. Теоретическое обоснование

Баллистическая траектория полета – часть «Кеплерова» эллипса за пределами земной поверхности, с одним из фокусов, совпадающих с центром Земли.

В конце активного участка происходит выключение двигателя, и лета-

тельный аппарат движется по закону движения «брошенного» под углом к горизонту тела в гравитационном поле планеты.

Дальность полета – длина дуги между точками пересечения эллипса с поверхностью планеты.

Параметры в конце активного участка – скорость v_k и угол наклона вектора скорости к местному горизонту θ_k определяют дальность полета.

При оптимальном значении угла θ_k^* обеспечивается максимальная дальность.

Связь между дальностью полета L и параметрами θ_k^* , v_k , устанавливается зависимостями:

$$\theta_k^* = \frac{\pi}{4} \left(1 - \frac{L}{\pi R}\right), \quad (2)$$

$$\operatorname{tg} \theta_k^* = \sqrt{1 - \frac{v_k^2}{\mu_3} (R + h_k)}, \quad (3)$$

где μ_3 – гравитационный параметр – произведение гравитационной постоянной на массу планеты (для Земли $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$);

R, h_k – радиус планеты и высота активного участка над поверхностью.

3.2. Порядок проведения работы.

Исходные данные:

Дальность полета:

$$L = 1000 \dots 15000 \text{ км.}$$

Радиус Земли:

$$R = 6371 \text{ км,}$$

$$\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2.$$

Расчет.

Используя соотношения (3) и (4) и задавая L из указанного диапазона с определенным шагом, построить зависимость $v_k, \theta_k^* = f(L)$ – рис. 4.

При расчете принимать:

$$R + h_k \approx R.$$

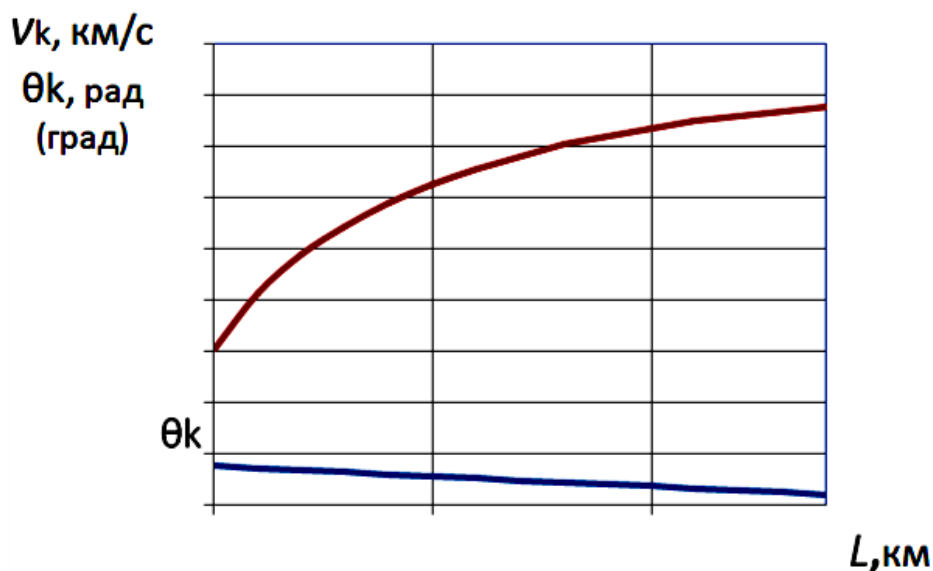


Рис. 4. Зависимость параметров в конце активного участка траектории (скорости и угла наклона вектора скорости к горизонту) от дальности

3.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

3.4. Контрольные вопросы

1. Что такое баллистическая траектория.
2. Участки полета летательного аппарата при движении по баллистической траектории.
3. Какие параметры влияют на дальность полета по баллистической траектории.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 4

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРИИ НА СКОРОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ОРБИТАЛЬНЫХ МАНЕВРАХ

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение летных характеристик аппарата.

ЗАДАЧА РАБОТЫ – определение приращения скорости движения аппарата в зависимости от параметров траектории при орбитальном маневре.

4.1. Теоретическое обоснование

Изменение траектории движения летательного аппарата происходит поэтапно:

- 1) переход с начальной круговой орбиты на промежуточную эллиптическую орбиту;
- 2) переход с промежуточной эллиптической орбиты на конечную круговую орбиту.

Скорость движения по начальной круговой орбите:

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}},$$

где μ – гравитационный параметр – произведение гравитационной постоянной на массу планеты (притягивающего центра),

R_0 – радиус начальной круговой орбиты.

Скорость движения по переходной эллиптической орбите (интеграл движения по траектории эллипса, в соответствии с законами Кеплера):

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_0} - \frac{1}{a} \right)},$$

где a – длина большой полуоси эллипса:

$$a = \frac{R_0 + R_K}{2},$$

где R_K – радиус конечной круговой орбиты.

Приращение скорости для перехода с низкой круговой на переходную эллиптическую орбиту:

$$\Delta V = V_1 \left(\sqrt{\frac{2 \frac{R_K}{R_0}}{\frac{R_K}{R_0} + 1}} - 1 \right). \quad (5)$$

Приращение скорости для перехода с промежуточной эллиптической на конечную круговую орбиту:

$$\Delta V' = V_1 \frac{1}{\sqrt{\frac{R_K}{R_0}}} \left(1 - \sqrt{\frac{2}{\frac{R_K}{R_0} + 1}} \right). \quad (6)$$

Суммарное приращение скорости:

$$\Sigma\Delta V = \Delta V + \Delta V'. \quad (7)$$

Часть переходной эллиптической орбиты между начальной и конечной круговой орбитой называется траекторией Гомана.

4.2. Порядок проведения работы

Задаваясь величинами отношения радиусов орбит из диапазона $\frac{R_k}{R_0} = 1 \dots 8$ и используя (5) – (7) построить зависимость:

$$\frac{\Sigma\Delta V}{V_1} = f\left(\frac{R_k}{R_0}\right).$$

Рис. 5 иллюстрирует характер зависимости относительного приращения скорости от отношения радиуса конечной и начальной орбиты.

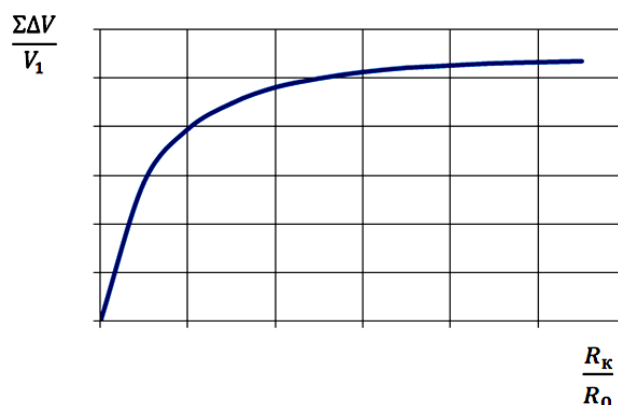


Рис. 5. Зависимость относительного приращения скорости от параметров траектории летательного аппарата

4.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

4.4. Контрольные вопросы

1. Что такое эллиптическая, параболическая и гиперболическая скорость.
2. Законы движения небесных тел – первый, второй и третий законы Кеплера.
3. Что такое траектория Гомана.
4. Стадии изменения параметров орбиты летательного аппарата.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 5

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА, НЕОБХОДИМОГО ДЛЯ ПОЛЕТА

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение массовых характеристик аппарата.

ЗАДАЧА РАБОТЫ – определение необходимого количества топлива для полета на заданную дальность в зависимости от аэродинамического качества летательного аппарата.

5.1. Теоретическое обоснование

Аэродинамическое качество аппарата для полетов в атмосфере – отношение подъемной силы к силе аэродинамического сопротивления:

$$K = \frac{c_Y \frac{\rho V^2}{2} S}{c_X \frac{\rho V^2}{2} S} = \frac{c_Y}{c_X},$$

где c_Y – коэффициент подъемной силы;

c_X – коэффициент аэродинамического сопротивления;

S – площадь элементов, создающих подъемную силу;

$\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор воздуха.

Теорема Жуковского устанавливает взаимосвязь подъемной силы с циркуляцией скорости при обтекании тела потоком. Ненулевое значение циркуляции реализуется при вихревых течениях, обтекании потоком несимметричного профиля или под углом (угол атаки), где имеет место разница скорости потока на сторонах обтекаемой поверхности.

При создании летательных аппаратов используют экспериментальные зависимости $c_Y = f(c_X)$, $K = f(\text{угол атаки})$, полученные при продувках различных профилей. На летательных аппаратах аэродинамическое качество регулируется в определенных пределах за счет изменения геометрии отдельных элементов.

Дальность полета, скорость, относительная масса, аэродинамическое качество и экономичность двигателя связаны соотношением:

$$L = \frac{3,6 V K}{c_e g_0} \ln \left(\frac{M_0}{M_K} \right),$$

где $\frac{M_0}{M_K}$ – отношение начальной и конечной массы аппарата;

g_0 – ускорение свободного падения;

C_e – удельный расход топлива авиационного воздушно-реактивного двигателя (отношение массового часового расхода топлива к тяге двигателя).

Отношение массы топлива к массе конструкции:

$$\mu_T = \exp\left(\frac{LC_e g_0}{3,6 V K}\right) - 1. \quad (8)$$

Формула определяет взаимосвязь аэродинамического качества с удельной массой топлива при заданной дальности и скорости полета.

5.2. Порядок проведения работы

Исходные данные:

Дальность полета $L=10000$ км

Скорость полета $V=208$ м/с

Удельный расход топлива $C_e = 0,05 \frac{\text{кг}}{\text{чН}}$

Расчет.

Задаваясь величиной K из диапазона 10...20 с определенным шагом, используя (8) построить зависимость:

$$\mu_T = f(K).$$

Рис. 6 иллюстрирует влияние на массу топлива для полета на заданную дальность аэродинамического качества летательного аппарата.

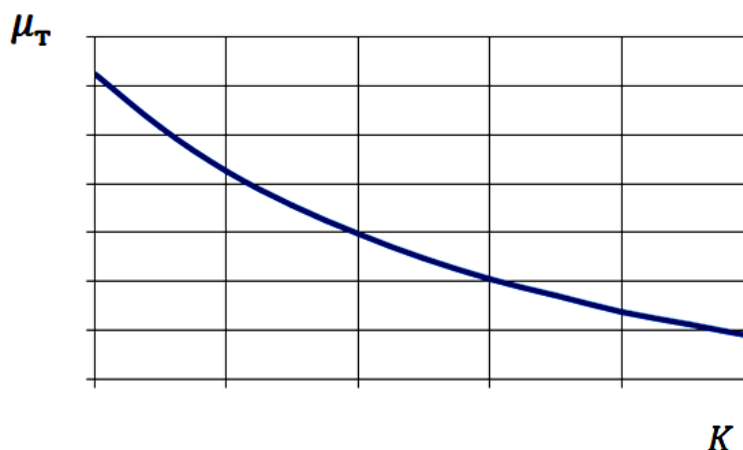


Рис. 6. Зависимость массы топлива для полета на заданную дальность от аэродинамического качества летательного аппарата

5.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

5.4. Контрольные вопросы

1. Что такое аэродинамическое качество летательного аппарата.
2. От каких факторов зависит подъемная сила крыла
3. Теорема Жуковского о подъемной силе.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 6

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ДЛИНУ РАЗБЕГА

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение летных характеристик аппарата.

ЗАДАЧА РАБОТЫ – определение длины разбега при горизонтальном взлете в зависимости от параметров двигателей/двигателя.

6.1. Теоретическое обоснование

Условием горизонтального взлета является превышение подъемной силы над весом летательного аппарата при разбеге:

$$Mg_0 \leq c_Y \frac{\rho V^2}{2} S$$

или

$$V^2 \geq \frac{2Mg_0}{\rho c_Y S}.$$

Скорость, соответствующая началу отрыва от поверхности:

$$V^2 = \frac{2\sigma}{\rho c_Y} \approx \frac{1,8 \sigma}{c_Y}, [\text{м/с}]$$

где $\sigma = \frac{Mg_0}{S}$ – удельная нагрузка на несущие поверхности (крылья).

Ускорение летательного аппарата массой M при разбеге, когда скорость меняется от 0 до значения V за промежуток времени $\Delta t \approx \frac{2l}{V}$ (l – длина разбега), вызвано действием силы тяги двигателя R :

$$M \frac{(V - 0)}{\Delta t} = M \frac{(V - 0)}{2 \frac{l}{V}} = R.$$

Длина разбега для взлета:

$$l = \frac{M V^2}{R \cdot 2} = \frac{V^2}{2g_0 n} = \frac{1,8 \sigma}{2g_0 c_Y} \text{ [м]}, \quad (9)$$

где n – отношение силы тяги двигателя к весу летательного аппарата – тяговооруженность двигателя или коэффициент перегрузки.

6.2. Порядок проведения работы

Исходные данные:

Удельная нагрузка на несущие поверхности $\sigma = 7000$ Па

Коэффициент подъемной силы $c_Y = 2$

Расчет

Задаваясь величиной n из диапазона от 0,1 до 1 с определенным шагом, используя (9), построить зависимость:

$$l = f(n).$$

Рис. 7 иллюстрирует влияние на длину разбега тяговооруженности двигателя.

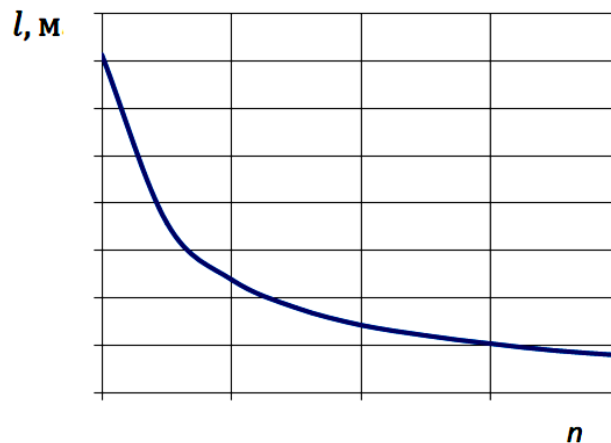


Рис. 7. Зависимость длины разбега летательного аппарата при горизонтальном взлете от тяговооруженности двигателя

6.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

6.4. Контрольные вопросы

1. Как влияет аэродинамическое качество на длину разбега летательного аппарата при взлете.
2. Что такое удельная нагрузка на крыло летательного аппарата.
3. Как зависит длина и скорость разбега летательного аппарата при взлете от удельной нагрузки на крыло.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 7

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК ПО ВЫСОТЕ ТРАЕКТОРИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение летных характеристик аппарата.

ЗАДАЧА РАБОТЫ – определение аэродинамических и тепловых нагрузок на спускаемый аппарат в зависимости от высоты над поверхностью планеты.

7.1. Теоретическое обоснование

При входе в плотные слои атмосферы, на аппарат, кроме гравитационных и центробежных, действуют аэродинамические силы.

Для баллистического спуска ($K \approx 0$, отсутствие подъемной силы) решение системы уравнений движения тела под действием гравитационных и аэродинамических сил имеет вид:

$$\frac{V^2}{V_{\text{ВХ}}^2} = \exp \left[-\sigma_x g_0 \frac{\rho - \rho_{\text{ВХ}}}{\beta \sin \theta_{\text{ВХ}}} \right]; \quad (10)$$

$$\sigma_x = \frac{c_X S_M}{M g_0},$$

$$\rho = \rho_0 \exp[-\beta H], \quad (11)$$

где V – скорость летательного аппарата, м/с;

ρ – плотность воздуха;

H – высота над поверхностью планеты, м;

$\beta = \frac{1}{7170}$ – коэффициент;

ρ_0 – плотность воздуха у поверхности Земли, $\rho_0 = 1,23 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$;

c_X – коэффициент аэродинамического сопротивления;

S_M – площадь миделевого сечения спускаемого аппарата;

θ – угол между направлением вектора скорости и местным горизонтом.

Индекс «вх» относится к координатам входа в слои атмосферы.

Максимуму аэродинамических нагрузок соответствует максимальная величина $\frac{\rho V^2}{\rho_{\text{ВХ}} V_{\text{ВХ}}^2}$, максимуму тепловых нагрузок – максимальное значение $\frac{V^2}{V_{\text{ВХ}}^2}$.

7.2. Порядок проведения работы

Исходные данные:

$$H = 0 \dots 100000 \text{ м}$$

$$H_{\text{ВХ}} = 100000 \text{ м}$$

$$\theta_{\text{ВХ}} = 5^\circ$$

$$\sin \theta_{\text{ВХ}} = 0,087$$

$$\sigma_x = 0,00015 \text{ Па}^{-1}$$

Расчет

Задаваясь величиной H из указанного диапазона с определенным шагом, используя (10), (11) построить зависимости:

$$\frac{\rho V^2}{\rho_{\text{ВХ}} V_{\text{ВХ}}^2} = f(H),$$

$$\frac{V^2}{V_{\text{ВХ}}^2} = f(H).$$

Графики на рис. 8 и 9 иллюстрируют распределение аэродинамических и тепловых нагрузок по высоте траектории спускаемого аппарата (без включения специальных тормозных устройств), а график на рис. 10 взаимосвязь аэродинамических и тепловых нагрузок.

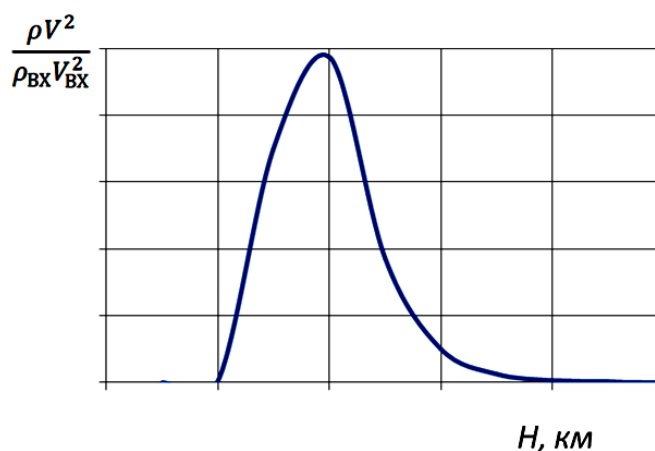


Рис. 8. Распределение аэродинамических нагрузок по высоте траектории спускаемого аппарата

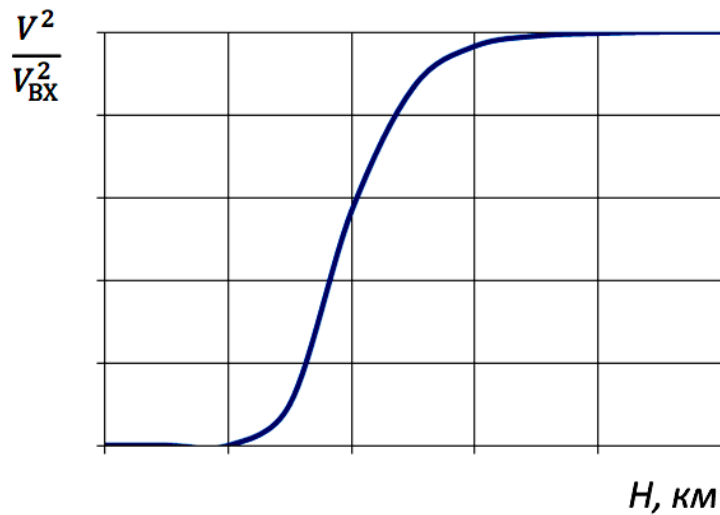


Рис. 9. Распределение тепловых нагрузок по высоте траектории спускаемого аппарата

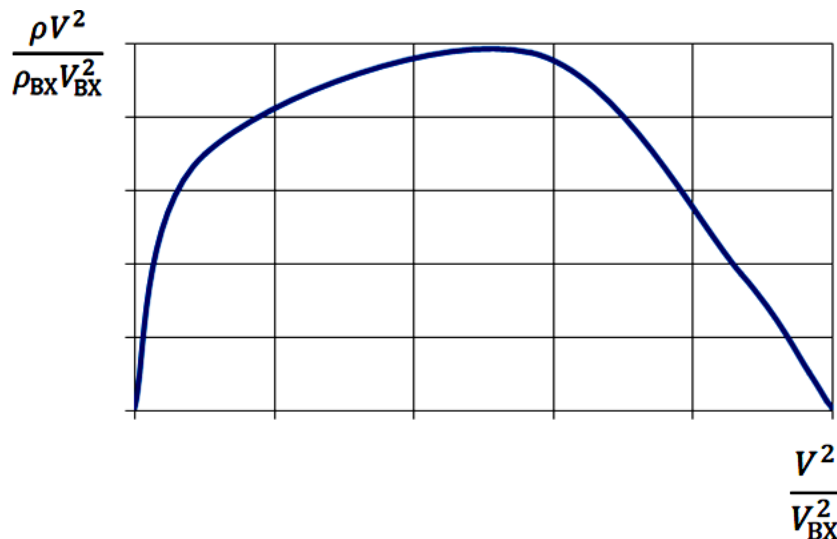


Рис. 10. Взаимосвязь тепловых и аэродинамических нагрузок на спускаемый аппарат

7.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

7.4. Контрольные вопросы

1. Что такое баллистический спуск.
2. Какие виды нагрузок испытывает спускаемый с орбиты аппарат.
3. Как распределяются тепловые и аэродинамические нагрузки, действующие на спускаемый аппарат по траектории движения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результатом является обобщающий отчет по всем работам с изложением целей, данных исследований в виде таблиц и графиков, а также выводов с физической трактовкой полученных характеристик.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Основы проектирования летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов / В. П. Мишин и др. — М.: Машиностроение, 2005. — 375 с.
2. Куренков В. И. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 2. Основы проектирования ракет-носителей [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В. И. Куренков; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). — Самара, 2012. — 304 с.
3. Шулепов, А. И. Основы устройства ракет [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А. И. Шулепов, М. А. Петровичев, А. А. Панков; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева. — Самара, 2012. — 93 с.
4. Гуцин В. Н. и др. Основы устройства и конструирования космических аппаратов: учебное пособие для вузов / В. Н. Гуцин, Б. М. Панкратов, А. Д. Родионов. — М.: Машиностроение, 2003. — 256 с.
5. Волоцуев В. В. Введение в проектирование, конструирование и производство ракет: учебное пособие / В. В. Волоцуев, И. С. Ткаченко. — Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2017. — 88 с.
6. Иванов А. В. Конструирование жидкостных ракетных двигателей: дипломное проектирование: учебное пособие / А. В. Иванов, Г. И. Скоморохов, Д. П. Шматов / [Электронный ресурс] — Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», 2016. — 167 с.
7. Уманский С. Ракеты-носители. Космодромы. — М.: Рестарт, 2001. — 216 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	3
Лабораторная работа № 1. Исследование влияния числа ступеней ракеты на характеристическую скорость и массу полезной нагрузки.....	3
Лабораторная работа № 2. Исследование влияния параметров конструкции ступеней на характеристическую скорость ракеты.....	5
Лабораторная работа № 3. Исследование влияния параметров активного участка баллистической траектории на дальность полета.....	7
Лабораторная работа № 4. Исследование влияния параметров траектории на скорость летательного аппарата при орбитальных маневрах.....	9
Лабораторная работа № 5. Исследование влияния аэродинамического качества летательного аппарата на количество топлива, необходимого для полета.....	12
Лабораторная работа № 6. Исследование влияния тяговооруженности двигателя летательного аппарата на длину разбега.....	14
Лабораторная работа № 7. Исследование распределения аэродинамических и тепловых нагрузок по высоте траектории спускаемого аппарата.....	16
Заключение.....	19
Библиографический список.....	19

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ
к выполнению лабораторных работ
для студентов специальности 24.05.02
«Проектирование авиационных и ракетных двигателей»
очной формы обучения

Составитель
Митрофанов Валерий Александрович

Издается в авторской редакции

Подписано к изданию 30.06.2023.

Уч.-изд. л. 1,0.

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет»
394006 Воронеж, ул. 20-летия Октября, 84