МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
 РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное автономное

Образовательное учреждение высшего образования

«Самарский национальный исследовательский университет

имени академика С.П. Королёва»

(Самарский университет)

Институт авиационной техники

Кафедра конструкции и проектирования летательных аппаратов

РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

к курсовому проекту по дисциплине

«Аэрогидродинамика»

Расчет аэродинамических характеристик ракеты-носителя

Задание №15

Выполнил:

студент группы 1314-240301D

Сметана В.В.

Руководитель проекта:

Профессор Шахов В.Г.

САМАРА 2020

ЗАДАНИЕ

кафедры КиПЛА на курсовой проект

по курсу «Аэрогидродинамика»

студенту Сметане Владимиру Владимировичу гр.1314-240301D

на 2019-2020 учебный год

Тема: «Аэродинамические характеристики ракеты-носителя»

Таблица 1 – Исходные данные

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| NN  вар | ,  м | ,  м | ,  м | ,  м | ,  м | ,  м | ,  м | ,  м | ,  м | l,  м | м |  |  |
| 15 | 2,2 | 5,5 | 1,1 | 4,4 | 2,2 | 10,0 | 1,1 | 1,98 | 2,53 | 3,4 | 0,9 | 1,5 | 0,85 |

1. Начертить на листе формата А4 в стандартном масштабе внешний контур PH (с крылышками).
2. Рассчитать ЛА для *М* = 0,1; 0,3; 0,5; 0,7; 0,9; 1,0; 1,1; 1,3; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,5; 4,0; 4,5; 5,0 и высот *Н* = 0;10; 20; 40 и 60 *км.*
3. Рассчитать ЛА для тех же чисел Маха. Рассчитать ЛА для высоты *Н* = 10 *км* и тех же чисел Маха.
4. Рассчитать ЛА для тех же чисел Маха. Рассчитать ЛА для высоты *Н* = 10 *км* и тех же чисел Маха.
5. Рассчитать ЛА для *а* = 2°, 4°, 6°, 8° и 10° при тех же числах Маха.
6. Рассчитать ЛА для *а* = 2°,4°,6°, 8° и 10°, высоты *H* = 10 *км* при тех же числах Маха.
7. Рассчитать ЛА тех же чисел Маха.
8. Оформление записки

РЕФЕРАТ

Курсовая работа 90 с., 12 рисунков, 16 таблиц, 2 источника, 1 приложение

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ, ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ, СОПРОТИВЛЕНИЕ ТРЕНИЯ, СОПРОТИВЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ, ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ, КОЭФФИЦИЕНТ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ, УГОЛ АТАКИ, КОЭФФИЦИЕНТ ПОДЪЁМНОЙ СИЛЫ, ФОКУС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Объектом исследования является аэродинамика летательного аппарата на активном участке полёта в атмосфере Земли.

Цель курсовой работы заключается в определении аэродинамических характеристик заданного летательного аппарата во всём диапазоне скоростей полёта, ограниченном гиперзвуковыми скоростями.

Расчёт аэродинамических характеристик проводится по известным методикам с использованием экспериментальных данных о величине аэродинамических коэффициентов для различных форм летательных аппаратов.

Получены зависимости основных аэродинамических коэффициентов от числа Маха, позволяющие определить динамическое влияние атмосферы на движущийся в ней летательный аппарат.

Полученные результаты можно использовать при решении задач баллистики и динамики движения летательного аппарата на активном участке полёта в атмосфере.

СОДЕРЖАНИЕ

[ВВЕДЕНИЕ 6](#_Toc11015505)

[1 ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА 7](#_Toc11015506)

[1.1 Формирование расчетной схемы летательного аппарата 7](#_Toc11015507)

[1.2 Геометрия мнимых конусов 8](#_Toc11015508)

[1.3 Нахождение длин образующих носовой части, второй и третьей переходной части корпуса 12](#_Toc11015508)

[1.4 Нахождение омываемой площади поверхности копруса РН 12](#_Toc11015508)

[1.5 Расчёт площадей оснований 13](#_Toc11015508)

[1.6 Безразмерные геометрические характеристики РН 13](#_Toc11015508)

[1.7 Расчёт геометрии консолей 14](#_Toc11015508)

[2 РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ 1](#_Toc11015510)4

[2.1Расчет коэффициента сопротивления трения корпуса  
летательного аппарата 1](#_Toc11015511)4

[2.2 Расчет коэффициента сопротивления трения крыльев 1](#_Toc11015512)8

[2.3 Расчёт коэффициента сопротивления трения ЛА 22](#_Toc11015512)

[3 РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ 25](#_Toc11015513)

[3.1 Сопротивление носовых частей 25](#_Toc11015514)

[3.2 Коэффициент сопротивления давления переходников 25](#_Toc11015515)

[3.3 Сопротивление донной части 27](#_Toc11015516)

[3.4 Коэффициент сопротивления давления корпуса 29](#_Toc11015517)

[3.5 Расчёт коэффициента сопротивления давления крыльев 31](#_Toc11015518)

[3.5.1 Критическое число Маха 31](#_Toc11015519)

[3.5.2 Волновое сопротивление крыла при нулевом угле атаки 32](#_Toc11015520)

[3.5.3 Донное сопротивление крыла 33](#_Toc11015521)

[3.6 Коэффициент сопротивления давления РН 34](#_Toc11015522)

[3.7 Расчет коэффициента продольной силы при нулевом угле атаки 36](#_Toc11015523)

[4 РАСЧЁТ ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА   
АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО УГЛУ АТАКИ 38](#_Toc11015524)

[4.1 Расчёт производной коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки 38](#_Toc11015525)

[4.1.1 Производная коэффициента нормальной силы  
по углу атаки для носовой части корпуса 38](#_Toc11015526)

[4.1.2 Производная коэффициента нормальной силы  
по углу атаки для расширяющихся переходников 40](#_Toc11015527)

[4.2 Расчёт производной коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки 44](#_Toc11015528)

[4.3 Расчёт производной коэффициента нормальной силы  
крыла по углу атаки с учетом интерференции 46](#_Toc11015529)

[4.4 Производная коэффициента нормальной силы  
РН по углу атаки 50](#_Toc11015530)

[4.5 Расчёт производной коэффициента аэродинамической  
подъёмной силы РН по углу атаки 51](#_Toc11015531)

[4.6 Расчет коэффициента индуктивного сопротивления РН 54](#_Toc11015532)

[4.6.1 Расчёт коэффициента индуктивного сопротивления корпуса 54](#_Toc11015533)

[4.6.2 Расчёт коэффициента индуктивного сопротивления крыла 55](#_Toc11015534)

[4.6.3 Коэффициент индуктивного сопротивления РН 56](#_Toc11015534)

[4.7 Расчет коэффициента лобового сопротивления РН 59](#_Toc11015532)

[5 РАСЧЁТ КООРДИНАТЫ ФОКУСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ 53](#_Toc11015537)

[5.1 Расчёт координаты фокуса изолированного корпуса 62](#_Toc11015538)

[5.2 Расчёт координаты фокуса крыльев 66](#_Toc11015539)

[5.3 Координата фокуса ракеты-носителя](#_Toc11015540) 69

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 72](#_Toc11015541)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 73](#_Toc11015542)

[ПРИЛОЖЕНИЕ А 74](#_Toc11015543)

# ВВЕДЕНИЕ

Целью курсовой работы является приобретение навыков практического использования знаний по курсу аэродинамики летательных аппаратов (ЛА) в процессе самостоятельной работы со специальной и справочной литературой по аэродинамике для определения аэродинамических характеристик ЛА.

Задачей курсовой работы является получение расчётным путем с привлечением экспериментальных данных аэродинамических характеристик ЛА в заданном диапазоне чисел Маха, углов атаки и высот полёта. Эти характеристики являются исходными данными для исследования траектории полёта, устойчивости и управляемости ЛА и используются в дальнейшем для выполнения курсовой работы по динамике полета.

Метод исследования – вычисление аэродинамических характеристик с помощью метода поэлементного расчета [1] летательного аппарата.

Курсовой проект оформлен в соответствии с [2].

1 ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

1.1 Формирование расчетной схемы летательного аппарата

На рисунке 1 представлена расчетная схема ЛА. Размеры на рисунке 1 занесены в таблицу 1.

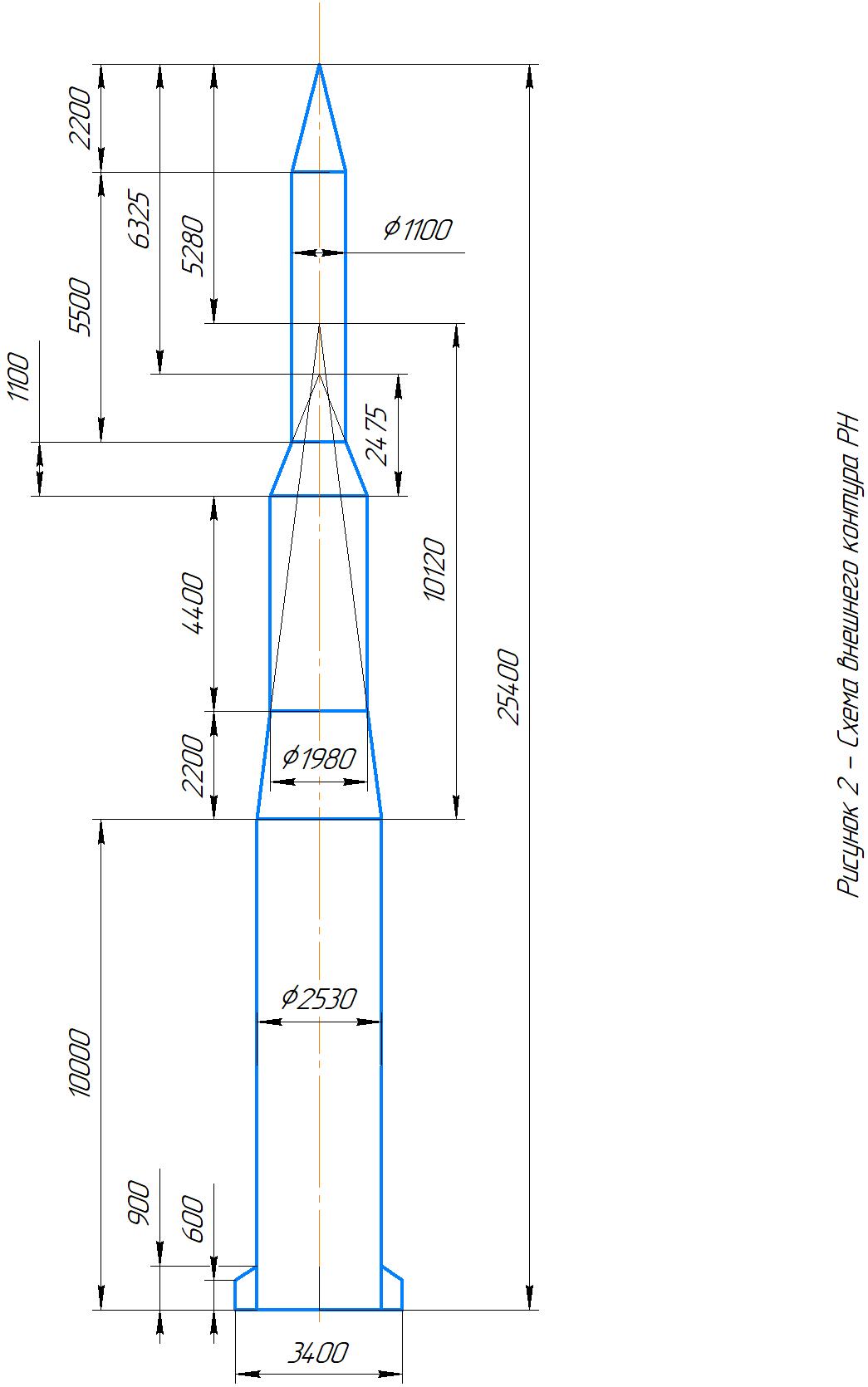


Рисунок 1 –Расчётная схема РН

Таблица 2 – Геометрические характеристики расчетной модели РН

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Название | Обозначение | Величина | Размерность |
| Диаметр первой ступени | *D3* | 2,53 | *м* |
| Диаметр второй ступени | *D2* | 1,98 | *м* |
| Диаметр носовой части | *D1* | 1,1 | *м* |
| Длина корпуса | *L* | 25,4 | *м* |
| Длина носовой части корпуса | *Lн1* | 2,2 | *м* |
| Длина второй переходной части корпуса | *Lн2* | 1,1 | *м* |
| Длина третьей переходной части корпуса | *Lн3* | 2,2 | *м* |
| Размах крыла | *Lкр* | 0,87 | *м* |
| Количество консолей | *n* | 4 | *шт.* |
| Бортовая хорда |  | 0,9 | *м* |
| Концевая хорда |  | 0,6 | *м* |
| Относительная площадь, занятая соплом |  | 0,85 | *-* |
|  |  |  |  |

1.2 Геометрия мнимых конусов

Пользуясь признаками подобия треугольников, определим длину мнимых конуса , изображенных на рисунке 2:

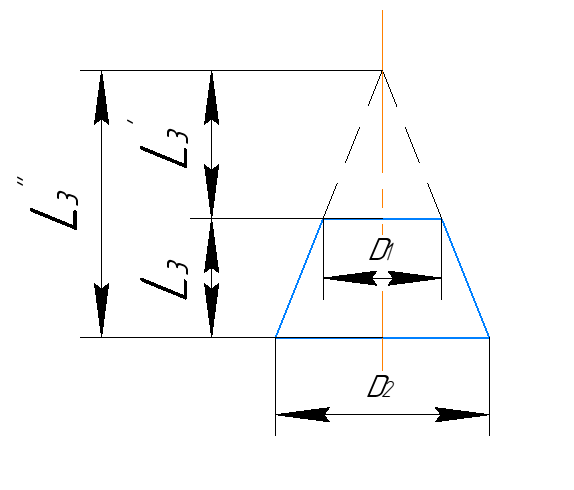


Рисунок 2 – Определение длин мнимых конусов

Из теории о подобии треугольников получим следующее соотношение:

,

где .

Выразим из системы выше :

.

После рассчитаем :

мм.

Аналогично вычислим длину второго конуса ,изображенного на рисунке 3:

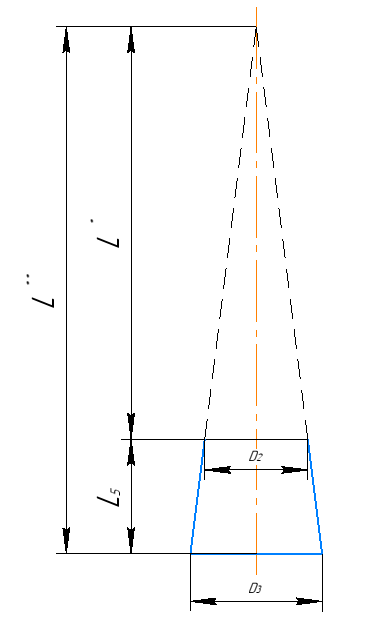


Рисунок 3 – Определение размеров мнимых конусов

Из теории о подобии треугольников следует равенство:

,

где, .

Выразим из системы выше и получим:

.

После рассчитаем :

мм.

Далее определим расстояние от вершины первого мнимого конуса до вершины первого конуса. Иллюстрация представлена на рисунке 4:

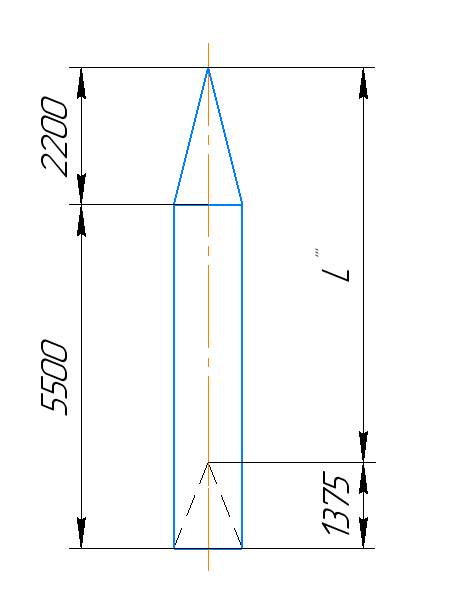


Рисунок 4 –Определение размера

.

Далее определим расстояние от первого конуса РН до вершины второго мнимого конуса . Иллюстрация представлена на рисунке 5:

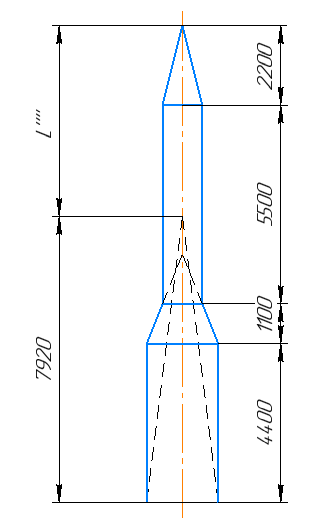


Рисунок 5 – Определение размера

.

1.3 Нахождение длин образующих носовой части, второй и третьей переходной части корпуса

*м;*

*;*

*м.*

1.4 Нахождение омываемой площади поверхности корпуса РН

Омываемая площадь поверхности корпуса определяется как.

Определим площадь боковой поверхности цилиндрической части головного обтекателя:

Рассчитаем площадь боковой поверхности носовой части корпуса:

Найдем площадь боковой поверхности цилиндрической части второй ступени корпуса:

Рассчитаем площадь боковой поверхности цилиндрической части первой ступени корпуса:

*м2*

Определим площадь боковой поверхности второй переходной части корпуса:

*м2.*

Вычислим площадь боковой поверхности третьей переходной части корпуса:

*м2.*

Из полученных ранее значений получим омываемую площадь поверхности корпуса:

*м2.*

1.5 Расчёт площадей оснований

Рассчитаем площадь основания первой (носовой) конической части

корпуса :

*м2*.

Рассчитаем площадь основания второй конической части корпуса :

*м2*.

Рассчитаем площадь основания третьей конической части корпуса :

*м2*.

Наибольшая площадь является площадью миделя корпуса

1.6 Безразмерные геометрические характеристики РН

– удлинение корпуса:

– удлинение носовой части корпуса:

– удлинение 2 переходной части:

– удлинение 3 переходной части:

1.7 Расчёт геометрии консолей

Площадь консолей ,

;

средняя длина консолей ;

удлинение консолей

2 РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

## 2.1 Расчет коэффициента сопротивления трения корпуса летательного аппарата

Расчет коэффициента сопротивления трения корпуса ведется по следующей формуле

(1)

где ;

- коэффициент, учитывающий влияние числа Маха на сопротивление трения, определяемый по формулам:

для ламинарного режима течения

для турбулентного режима течения

-коэффициент трения плоской пластины в несжимаемом потоке.

Для ламинарного пограничного слоя (Re 485000) значение  определяется по формуле:

(2)

для турбулентного пограничного слоя, если Re≥107:

; (3)

для смешанного пограничного слоя (485000 Re 107) формула примет вид

(4)

Число Рейнольдса определяется по длине корпуса L:

, (5)

где – число Маха набегающего потока;

– коэффициент кинематической вязкости на заданной высоте, определяемый по таблице стандартной атмосферы, [1, с. 59];

– скорость звука на заданной высоте, определяемая по таблице стандартной атмосферы, [1, с. 59].

Скорость звука и коэффициент кинематической вязкости определяются по таблице стандартной атмосферы в зависимости от высоты полета летательного аппарата [1, с. 72].

Относительная координата точки перехода определяется по формуле:

;

где , (6)

длина первой носовой части корпуса летательного аппарата,

– средняя высота бугорков шероховатости поверхности.

Т.к. ЛА выполнен из дюралюминия, соответственно, согласно таблице 4.1 [1, c. 17], выбрана м.

Коэффициент , учитывающий влияние числа Маха на сопротивление трения, определяется по формулам:

для ламинарного режима течения:

; (7)

для турбулентного режима течения

; (8)

для смешанного режима течения подбирается согласно рисунку 3.2 [1, c. 15].

При М∞ = 0,1 и высоте в 0 км формула (1) дает следующие значение:

.

Найденное значение числа Рейнольдса соответствует турбулентному пограничному слою . Поэтому используем формулы (3), (8) и (1):

;

;

.

Результаты расчета коэффициента сопротивления трения корпуса на высоте 0 км и для других значений числа Маха приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Коэффициент сопротивления трения корпуса на высоте 0 км.

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*107 |  |  |  |
| 0,1 | 5,92 | 0,00459 | 0,9990 | 0,0689 |
| 0,3 | 17,75 | 0,00393 | 0,9914 | 0,0586 |
| 0,5 | 29,58 | 0,00367 | 0,9766 | 0,0539 |
| 0,7 | 41,42 | 0,00351 | 0,9553 | 0,0505 |
| 0,9 | 53,25 | 0,00340 | 0,9287 | 0,0475 |
| 1,0 | 59,17 | 0,00336 | 0,9138 | 0,0461 |
| 1,1 | 65,08 | 0,00332 | 0,8980 | 0,0448 |
| 1,3 | 76,92 | 0,00325 | 0,8642 | 0,0422 |
| 1,5 | 88,75 | 0,00319 | 0,8286 | 0,0397 |
| 2,0 | 118,34 | 0,00308 | 0,7373 | 0,0341 |
| 2,5 | 147,92 | 0,00299 | 0,6505 | 0,0293 |
| 3,0 | 177,50 | 0,00293 | 0,5730 | 0,0252 |
| 3,5 | 207,09 | 0,00287 | 0,5060 | 0,0219 |
| 4,0 | 236,67 | 0,00283 | 0,4490 | 0,0191 |

Продолжение таблицы 3

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| 4,5 | 266,25 | 0,00279 | 0,4007 | 0,0168 |
| 5,0 | 295,84 | 0,00275 | 0,3597 | 0,0149 |

Расчетные данные коэффициента сопротивления трения корпуса на высотах 10, 20, 40, 60 км приведены в приложении А (таблицы А.1 – А.4).

## 2.2 Расчет коэффициента сопротивления трения крыла

## Коэффициент сопротивления трения крыла определяется по формуле:

, (9)

где– коэффициент влияния относительной толщины  профиля крыла.

Для турбулентного пограничного слоя ηС может быть определен по формуле:

. (10)

Для имеющегося крыла ракеты-носителя относительная толщина  профиля крыла .

По формуле (10) получено следующее значение коэффициента влияния относительной толщины профиля крыла:

.

Коэффициент для полностью ламинарного или турбулентного пограничного слоя рассчитывается по тем же формулам, что и для корпуса.

Число Рейнольдса определяется по средней хорде крыла bср:

, (11)

По формуле (9) для М = 0,1 и высоты полета Н = 0 км получим:

.

Режим течения – смешанный.

Относительная координата точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный определяется как минимальное значение из двух величин. Так как имеем ромбовидный профиль крыла (относительные координаты максимальной толщины и кривизны профиля крыла ), следовательно, координата точки перехода определяется только по числу Рейнольдса и :

.

Показатель степени n определяется по формуле (4), в которой вместо длины корпуса Lкорп используется величина средней хорды крыла :

,

Для данного случая

6,35.

Координата точки перехода для стреловидного крыла определяется в результате коррекции относительной координаты с помощью поправочных коэффициентов и , учитывающих влияние стреловидности крыла и формы профиля на точку перехода:

,

где , следовательно, принимаем

Величина коэффициента задается в зависимости от формы профиля, профиль крыла состоит из прямолинейных участков, то

– коэффициент, учитывающий влияние стреловидности на точку перехода:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (12) |

где – стреловидность по передней кромке крыла.

Найдём стреловидность:

По формуле (12) найдем поправочный коэффициент :

.

Относительная координата точки перехода равна:

Коэффициент определим по формуле (4):

Коэффициент сопротивления трения крыла определим по формуле (9):

Результаты расчета коэффициента сопротивления трения крыла при высоте Н=0 км приведены в таблице 4.

Таблица 4 – Коэффициент сопротивления трения крыла при H = 0 км

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*·106 |  | n |  |  |  |  |
| 0,1 | 1,75 | 0,0075 | 6,350 | 1,2805 | 1,094 | 0,9990 | 0,0082 |
| 0,3 | 5,24 | 0,0061 | 6,398 | 0,4772 | 1,094 | 0,9914 | 0,0066 |
| 0,5 | 8,74 | 0,0058 | 6,465 | 0,3342 | 1,094 | 0,9766 | 0,0062 |
| 0,7 | 12,23 | 0,0058 | - | - | 1,094 | 0,9553 | 0,0061 |
| 0,9 | 15,72 | 0,0056 | - | - | 1,094 | 0,9287 | 0,0057 |
| 1,0 | 17,47 | 0,0055 | - | - | 1,094 | 0,9138 | 0,0055 |
| 1,1 | 19,22 | 0,0054 | - | - | 1,094 | 0,8980 | 0,0053 |
| 1,3 | 22,71 | 0,0053 | - | - | 1,094 | 0,8642 | 0,0050 |
| 1,5 | 26,21 | 0,0052 | - | - | 1,094 | 0,8286 | 0,0047 |
| 2,0 | 34,94 | 0,0050 | - | - | 1,094 | 0,7373 | 0,0040 |
| 2,5 | 43,68 | 0,0048 | - | - | 1,094 | 0,6505 | 0,0034 |
| 3,0 | 52,41 | 0,0047 | - | - | 1,094 | 0,5730 | 0,0029 |
| 3,5 | 61,15 | 0,0046 | - | - | 1,094 | 0,5060 | 0,0025 |
| 4,0 | 69,88 | 0,0045 | - | - | 1,094 | 0,4490 | 0,0022 |
| 4,5 | 78,62 | 0,0044 | - | - | 1,094 | 0,4007 | 0,0019 |
| 5,0 | 87,35 | 0,0043 | - | - | 1,093 | 0,3597 | 0,0017 |

Расчетные данные для коэффициента сопротивления трения крыльев ЛА при H = 10, 20, 40, 60 км приведены в приложении А (таблицы А.5 – А.8).

2.3 Расчёт коэффициента сопротивления трения ЛА

Коэффициент сопротивления трения ЛА определяется по формуле

. (13)

По формуле (9) при М∞ = 0,1 и Н = 0 км получено следующее значение:

. Результаты расчета коэффициента сопротивления трения ЛА приведены в таблице 5.

Таблица 5 – Коэффициент сопротивления трения ЛА при H = 0 км, .

|  |  |
| --- | --- |
| M | Cxтрла |
| 0,10 | 0,0710 |
| 0,30 | 0,0603 |
| 0,50 | 0,0555 |
| 0,70 | 0,0520 |
| 0,90 | 0,0490 |
| 1,00 | 0,0475 |
| 1,10 | 0,0461 |
| 1,30 | 0,0435 |
| 1,50 | 0,0409 |
| 2,00 | 0,0351 |
| 2,50 | 0,0301 |
| 3,00 | 0,0260 |
| 3,50 | 0,0225 |

Продолжение страницы 5.

|  |  |
| --- | --- |
| 4,00 | 0,0197 |
| 4,50 | 0,0173 |
| 5,00 | 0,0153 |

Расчетные данные и графики зависимости коэффициента сопротивления трения ЛА от числа Маха, и высоты приведены в приложении А (таблица А.9) и на рисунке 6.

Рисунок 6 – Зависимость коэффициента сопротивления трения ЛА от числа Маха и высоты полёта

3 РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

3.1 Сопротивление носовых частей

Так как носовая часть РН представляет собой конус, то коэффициент сопротивления давления носовой части определяется по графику на рисунке 5.1[1, с 21], учитывая удлинение носовой части

Значения в зависимости от чисел Маха представлены  
в таблице 6.

Таблица 6 – Коэффициент сопротивления давления носовой части

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| *M* |  | *M* |  |
| 0,1 | 0,020 | 1,5 | 0,210 |
| 0,3 | 0,050 | 2,0 | 0,176 |
| 0,5 | 0,055 | 2,5 | 0,162 |
| 0,7 | 0,180 | 3,0 | 0,154 |
| 0,9 | 0,220 | 3,5 | 0,148 |
| 1,0 | 0,230 | 4,0 | 0,142 |
| 1,1 | 0,272 | 4,5 | 0,139 |
| 1,3 | 0,240 | 5,0 | 0,136 |

3.2 Коэффициенты сопротивления давления переходников

Коэффициент носового сопротивления давления переходников в виде усеченного конуса определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (14) |

где коэффициент носового сопротивления давления достроенного конуса с удлинением . Определяется по графику на рисунке 5.1 [1, с 21],

, – площади меньшего и большего основания усеченного конуса.

При и по графику на рисунке 5.1[1, с 21], получаем

Для числа Маха по формуле (18) получаем:

При и по графику на рисунке 5.1 [1, с 21], получаем

Для числа Маха по формуле (18) получаем:

Результаты расчета коэффициента сопротивления давления переходников в виде усеченных конусов приведены в таблице 7.

Таблица 7 – Коэффициент сопротивления давления переходников

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
|  | 2 переход часть | | 3 переход часть | |
| M | Сxa' д0н2 | Сxa д0н2 | Сxa' д0н3 | Сxa д0н3 |
| 0,1 | 0,05000 | 0,03458 | 0,00100 | 0,00039 |
| 0,3 | 0,07000 | 0,04841 | 0,00250 | 0,00097 |
| 0,5 | 0,01100 | 0,00761 | 0,02700 | 0,01047 |
| 0,7 | 0,16000 | 0,11065 | 0,03000 | 0,01163 |
| 0,9 | 0,30000 | 0,20747 | 0,05500 | 0,02132 |
| 1 | 0,34000 | 0,23513 | 0,08000 | 0,03101 |
| 1,1 | 0,40000 | 0,27662 | 0,09200 | 0,03567 |
| 1,3 | 0,40000 | 0,27662 | 0,08500 | 0,03295 |
| 1,5 | 0,35000 | 0,24205 | 0,07600 | 0,02946 |
| 2 | 0,28500 | 0,19709 | 0,06500 | 0,02520 |
| 2,5 | 0,27000 | 0,18672 | 0,06000 | 0,02326 |
| 3 | 0,25500 | 0,17635 | 0,05500 | 0,02132 |
| 3,5 | 0,24500 | 0,16943 | 0,00520 | 0,00202 |
| 4 | 0,24000 | 0,16597 | 0,00510 | 0,00198 |
| 4,5 | 0,23600 | 0,16321 | 0,00500 | 0,00194 |
| 5 | 0,23500 | 0,16252 | 0,00500 | 0,00194 |

3.3 Сопротивление донной части

При дозвуковых скоростях полета коэффициент донного сопротивления может быть приближенно найден по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (15) |

где коэффициент донного давления для тел вращения без сужающейся кормовой части, вычисляемый по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

где коэффициент сопротивления трения плоской пластины, длина которой равна длине корпуса с учётом влияния сжимаемости;

;

При числах Маха коэффициент донного сопротивления можно подсчитать по формуле:

(16)

где – коэффициент донного давления для тел вращения без сужающейся кормовой части, определяется по графику  
на рисунке 5.8 [1, с.27].

Так как РН не имеет кормовую часть, то

Для числа Маха и высоты км по формуле (15) имеем:

Для числа Маха и высоты км по формуле (16) имеем:

по графику на рисунке 5.8 [1, с.27], находим ,

по формуле (2) находим:

Вычисление коэффициента сопротивления давления донной части корпуса представлено в таблице 8.

Таблица 8 – Коэффициент сопротивления давления донной части

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| *M* |  | |
|  |  |
| 0,1 | 0,015 | 0,014 |
| 0,3 | 0,017 | 0,015 |
| 0,5 | 0,017 | 0,016 |
| 0,7 | 0,018 | 0,017 |
| 0,9 | 0,018 | 0,017 |
| 1,0 | 0,041 | |
| 1,1 | 0,042 | |
| 1,3 | 0,041 | |
| 1,5 | 0,039 | |
| 2,0 | 0,027 | |
| 2,5 | 0,018 | |

Продолжение таблицы 8

|  |  |
| --- | --- |
| 3,0 | 0,012 |
| 3,5 | 0,011 |
| 4,0 | 0,009 |
| 4,5 | 0,005 |
| 5,0 | 0,002 |

3.4 Коэффициент сопротивления давления корпуса

Коэффициент сопротивления давления корпуса определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (17) |

где – коэффициент сопротивления давления носовой части корпуса;

– коэффициент сопротивления давления усеченного конуса;

– коэффициент сопротивления донной части корпуса;

– площади миделя носовой, второй и первой части корпуса

Для числа Маха и высоты км по формуле (4) получаем:

Расчетные данные коэффициента сопротивления давления корпуса при *H* = 0, 10 км приведены в таблице 9.

Таблица 9 – Коэффициент сопротивления давления корпуса

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| *M* |  | |
|  |  |
| 0,1 | 0,0407 | 0,0396 |
| 0,3 | 0,0407 | 0,0396 |
| 0,5 | 0,0428 | 0,0416 |
| 0,7 | 0,1387 | 0,1376 |
| 0,9 | 0,2082 | 0,2070 |
| 1,0 | 0,2589 | |
| 1,1 | 0,2987 | |
| 1,3 | 0,2882 | |
| 1,5 | 0,2568 | |
| 2,0 | 0,2061 | |
| 2,5 | 0,1865 | |
| 3,0 | 0,1704 | |
| 3,5 | 0,1442 | |
| 4 | 0,1394 | |
| 4,5 | 0,1326 | |
| 5 | 0,1286 | |

3.5 Расчёт коэффициента сопротивления давления крыльев

3.5.1 Критическое число Маха

Критическое число Маха, можно рассчитать по приближенной формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (18) |

где – критическое число Маха профиля;

– поправки на стреловидность и конечность удлинения.

можно оценить по приближенной формуле:

т.к. , то

Стреловидность увеличивает критическое число Маха, а удлинение уменьшает. Значения поправок определяются по формулам:

где - угол стреловидности по линии максимальных толщин крыла;

для нашего случая ,

где – стреловидность по передней кромке крыла.

Найдём стреловидность по линии максимальных толщин:

Таким образом,

Тогда критическое число Маха по формуле (5) равно:

3.5.2 Волновое сопротивление крыла при нулевом угле атаки

При докритических скоростях полета коэффициентом сопротивления давления тонкого крыла можно пренебречь, при закритических – сопротивление следует рассчитывать, как волновое. Для расчета волнового сопротивления крыльев с произвольным симметричным профилем можно использовать формулу:

где – коэффициент волнового сопротивления трапециевидного крыла с ромбовидным профилем, определяется по графикам [1, с.30-31, рис.5.10-12];

– согласующий коэффициент формы профиля;

*–* коэффициент формы профиля, определяется по [1, с.33, табл.5.2].

Для ромбовидного крыла С учетом этого:

Вычислим величины, от которых зависит коэффициент волнового сопротивления при нулевом угле атаки, чтобы получить значение  
с графика [1, с.30, рис.5.10].

Результаты расчета коэффициента волнового сопротивления представлены в таблице 10.

Таблица 10–Коэффициент волнового сопротивления крыла

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| *M∞* |  |  |  |
| 1 | 0,000 | 1,6 | 0,002970 |
| 1,1 | 0,532 | 2 | 0,003712 |
| 1,3 | 0,964 | 2,1 | 0,003898 |
| 1,5 | 1,297 | 2,05 | 0,003805 |
| 2 | 2,009 | 1,7 | 0,003155 |
| 2,5 | 2,658 | 1,4 | 0,002598 |
| 3 | 3,281 | 1,18 | 0,002190 |
| 3,5 | 3,891 | 0,96 | 0,001908 |
| 4 | 4,493 | 0,75 | 0,001652 |
| 4,5 | 5,089 | 0,7 | 0,001459 |
| 5 | 5,683 | 0,6 | 0,001306 |

3.5.3 Донное сопротивление крыла

Коэффициент донного сопротивления для крыльев с ромбовидным профилем, то есть заостренной кромкой, равен нулю. Коэффициент сопротивления давления крыла будет составлять только волновое сопротивление:

3.6 Коэффициент сопротивления давления РН

|  |  |
| --- | --- |
|  | (19) |

где - коэффициенты сопротивления давления корпуса и крыла, соответственно.

Для числа Маха и высоты км получим:

Результаты расчетов для чисел Маха и высот *H*= 0; 10км с учетом того, что при различны на разных высотах полета, приведены в таблице 11. Графики зависимостей от чисел Маха представлены на рисунке 7.

Таблица 11 – Коэффициент сопротивления давления ЛА

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| M∞ |  | | M∞ |  | |
|  |  |  |  |
| 0,1 | 0,0407 | 0,0396 | 1,5 | 0,2578 | |
| 0,3 | 0,0408 | 0,0400 | 2,0 | 0,2069 | |
| 0,5 | 0,0428 | 0,0416 | 2,5 | 0,1872 | |
| 0,7 | 0,1387 | 0,1376 | 3,0 | 0,1710 | |
| 0,9 | 0,2082 | 0,2070 | 3,5 | 0,1447 | |
| 1,0 | 0,2597 | | 4,0 | 0,1399 | |
| 1,1 | 0,2997 | | 4,5 | 0,1330 | |
| 1,3 | 0,2892 | | 5,0 | 0,1290 | |

Рисунок 7 – Коэффициент сопротивления давления РН

3.7 Расчет коэффициента продольной силы при нулевом угле атаки

Коэффициент продольной силы РН при нулевом угле атаки определяется как сумма коэффициентов сопротивления трения РН и коэффициента сопротивления давления РН при нулевом угле атаки :

|  |  |
| --- | --- |
|  | (20) |

По (23) для числа Маха и высоты км получим:

Результаты расчета для остальных чисел Маха и высот приведен  
в таблице 12.

На рисунке 8 показан график зависимости от числа Маха для   
.

Таблица 12 – Коэффициент продольной силы при нулевом угле атаки

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *M∞* |  | | *M∞* |  | |
|  |  |  |  |
| 0,1 | 0,11167 | 0,12218 | 1,5 | 0,30089 | 0,30674 |
| 0,3 | 0,10128 | 0,10971 | 2,0 | 0,24497 | 0,25018 |
| 0,5 | 0,09868 | 0,10576 | 2,5 | 0,22064 | 0,22518 |
| 0,7 | 0,19147 | 0,19780 | 3,0 | 0,20044 | 0,20440 |
| 0,9 | 0,25821 | 0,26403 | 3,5 | 0,17074 | 0,17421 |
| 1,0 | 0,30849 | 0,31527 | 4,0 | 0,16293 | 0,16598 |
| 1,1 | 0,34728 | 0,35385 | 4,5 | 0,15357 | 0,15627 |
| 1,3 | 0,33447 | 0,34067 | 5,0 | 0,14739 | 0,14980 |

Рисунок 8– Коэффициент продольной силы РН при нулевом угле атаки

4 РАСЧЁТ ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА   
АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО УГЛУ АТАКИ

4.1 Расчёт производной коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки

Производная коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки определяется для корпуса, состоящего из носовой части, переходной части и кормовой части по следующей формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (21) |

где , , – производные коэффициентов нормальных сил, действующих на носовую и переходные части РН;

площади оснований конический частей.

4.1.1 Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки для носовой части корпуса

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки для носовой части определяется по формуле

|  |  |
| --- | --- |
|  | (22) |

где – производная коэффициента нормальной силы сочетания конической носовой части с цилиндром. Определяется из графика [1, с.36, рис.7.2] для следующего значения:

Определим значение производной нормальной силы для . Для этого найдём значение координаты по оси абсцисс для графика  
[1, с.36, рис.7.2]:

По графику для определим и окончательно получим:

Результаты расчета для остальных чисел Маха приведены в таблице 13.

Таблица 13 – Производная коэффициента нормальной силы носовой части корпуса по углу атаки

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | , |
| 0,1 | 0,50 | 0,035 |
| 0,3 | 0,48 | 0,035 |
| 0,5 | 0,43 | 0,035 |
| 0,7 | 0,36 | 0,03505 |
| 0,9 | 0,22 | 0,0352 |
| 1,0 | 0,00 | 0,039 |
| 1,1 | 0,23 | 0,044 |
| 1,3 | 0,42 | 0,048 |
| 1,5 | 0,56 | 0,052 |
| 2,0 | 0,87 | 0,057 |
| 2,5 | 1,15 | 0,058 |
| 3,0 | 1,41 | 0,058 |
| 3,5 | 1,68 | 0,059 |
| 4,0 | 1,94 | 0,0585 |
| 4,5 | 2,19 | 0,058 |
| 5,0 | 2,45 | 0,057 |

4.1.2 Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки для расширяющихся переходников

Расчёт производной для переходной части, представляющей собой усечённый конус, осуществляется следующим образом. Усечённый конус дополняется до полного конуса. Производная вычисляется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (23) |

где площадь основания псевдоконуса,

площадь оснований достроенного конуса,

– производная для достроенного конуса, определяется из графика  
[1, с.36, рис.7.2] для следующего значения:

– производная для псевдоконуса при условии отсутствия цилиндрической части за этим конусом определяется по формуле:

(24)

где - угол полураскрытия достроенного конуса, вычисляемый по формуле .

Таким образом, согласно (24), .

Произведем расчёт производной нормальной силы расширяющегося переходника для по формуле (23):

Результаты расчета для остальных чисел Маха первой переходной части приведены в таблице 14.

Таблица 14 – Производная коэффициента нормальной силы переходной части корпуса по углу атаки

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| М∞ |  | , | , | , |
| 0,1 | 0,80 | 0,0350 | 0,0301 | 0,0257 |
| 0,3 | 0,76 | 0,0350 | 0,0257 |
| 0,5 | 0,69 | 0,0350 | 0,0257 |
| 0,7 | 0,57 | 0,0350 | 0,0257 |
| 0,9 | 0,35 | 0,0351 | 0,0258 |
| 1,0 | 0,00 | 0,0390 | 0,0297 |
| 1,1 | 0,37 | 0,0470 | 0,0377 |
| 1,3 | 0,66 | 0,0530 | 0,0437 |
| 1,5 | 0,89 | 0,0550 | 0,0457 |
| 2,0 | 1,39 | 0,0560 | 0,0467 |
| 2,5 | 1,83 | 0,0540 | 0,0447 |
| 3,0 | 2,26 | 0,0530 | 0,0437 |
| 3,5 | 2,68 | 0,0530 | 0,0437 |
| 4,0 | 3,10 | 0,0520 | 0,0427 |
| 4,5 | 3,51 | 0,0520 | 0,0427 |
| 5,0 | 3,92 | 0,0520 | 0,0427 |

Расчёт производной производится по следующей формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (25) |

где площадь основания псевдоконуса,

площадь основания достроенного конуса.

Рассчитаем производную достроенного конуса второй переходной части, она определяется из графика [1, с.36, рис.7.2] для следующего значения:

– производная для второго псевдоконуса при условии отсутствия цилиндрической части за эти конусом, определяется аналогично, как в случае с первым псевдоконусом:

(26)

где - угол полураскрытия достроенного конуса, вычисляемый по формуле .

Таким образом, согласно (26), .

Произведем расчёт производной нормальной силы расширяющегося переходника для по формуле (25):

Результаты расчета для остальных чисел Маха второй переходной части приведены в таблице 15.

Таблица 15 – Производная коэффициента нормальной силы переходной части корпуса по углу атаки

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| М∞ |  | , | , | , |
| 0,1 | 0,25 | 0,03505 | 0,0344 | 0,0140 |
| 0,3 | 0,24 | 0,0351 | 0,0141 |

Продолжение таблицы 15

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| 0,5 | 0,22 | 0,0352 | 0,0344 | 0,0142 |
| 0,7 | 0,18 | 0,03525 | 0,0142 |
| 0,9 | 0,11 | 0,0353 | 0,0143 |
| 1,0 | 0,00 | 0,039 | 0,0180 |
| 1,1 | 0,11 | 0,041 | 0,0200 |
| 1,3 | 0,21 | 0,044 | 0,0230 |
| 1,5 | 0,28 | 0,047 | 0,0260 |
| 2,0 | 0,43 | 0,048 | 0,0270 |
| 2,5 | 0,57 | 0,049 | 0,0280 |
| 3,0 | 0,71 | 0,052 | 0,0310 |
| 3,5 | 0,84 | 0,052 | 0,0310 |
| 4,0 | 0,97 | 0,051 | 0,0300 |
| 4,5 | 1,10 | 0,0505 | 0,0295 |
| 5,0 | 1,22 | 0,050 | 0,0290 |

Произведем расчёт производной нормальной силы корпуса  
для по формуле (24):

Расчёт производной коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки представлен в таблице 16.

Таблица 16 – Производная коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки

|  |  |
| --- | --- |
| М∞ | , |
| 0,1 | 0,0363 |
| 0,3 | 0,0364 |

Продолжение страницы 16

|  |  |
| --- | --- |
| 0,5 | 0,0365 |
| 0,7 | 0,0366 |
| 0,9 | 0,0367 |
| 1,0 | 0,0435 |
| 1,1 | 0,0517 |
| 1,3 | 0,0573 |
| 1,5 | 0,0609 |
| 2,0 | 0,0656 |
| 2,5 | 0,0667 |
| 3,0 | 0,0683 |
| 3,5 | 0,0682 |
| 4,0 | 0,0660 |
| 4,5 | 0,0647 |
| 5,0 | 0,0635 |

4.2 Расчёт производной коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки зависит главным образом от числа Маха и от формы крыльев в плане, характеризуемой удлинением , сужением и углом стреловидности по линии, проходящей через середины хорд .

находится по экспериментальным зависимостям  
 [1, с.41-42, рис.7.5-7.8]. Для крыла РН параметры подобия равны:

Поэтому будем снимать показания по графику [1, с.42, рис.7.8] для кривых с и и проводить линейную интерполяцию между ними. Нахождение производной коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу продемонстрировано в таблице 17.

Таблица 17 – Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| М∞ |  |  |  |
| 0,1 | 1,15 | 0,03 | 0,0348 |
| 0,3 | 1,11 | 0,0305 | 0,0354 |
| 0,5 | 1,00 | 0,031 | 0,0360 |
| 0,7 | 0,83 | 0,0315 | 0,0365 |
| 0,9 | 0,51 | 0,032 | 0,0371 |
| 1,0 | 0,00 | 0,0315 | 0,0365 |
| 1,1 | 0,53 | 0,032 | 0,0371 |
| 1,3 | 0,96 | 0,031 | 0,0360 |
| 1,5 | 1,30 | 0,029 | 0,0336 |
| 2,0 | 2,01 | 0,025 | 0,0290 |
| 2,5 | 2,66 | 0,022 | 0,0255 |
| 3,0 | 3,28 | 0,018 | 0,0209 |
| 3,5 | 3,89 | 0,016 | 0,0186 |
| 4,0 | 4,49 | 0,014 | 0,0162 |
| 4,5 | 5,09 | 0,013 | 0,0151 |
| 5,0 | 5,68 | 0,0115 | 0,0133 |

4.3 Расчёт производной коэффициента нормальной силы крыла по углу атаки с учетом интерференции

Влияние корпуса на крылья выражается в увеличении истинного угла атаки крыльев и приводит к появлению на крыльях дополнительной нормальной силы. Изменение нормальной силы крыльев вследствие влияния на них корпуса характеризуется коэффициентом .

|  |  |
| --- | --- |
|  | (27) |

где - теоретическое значение коэффициента интерференции с учетом влияния только сужения крыла ;

– коэффициент, учитывающий влияние пограничного слоя корпуса;

– коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости;

– коэффициент, учитывающий длину передней части корпуса.

Коэффициенты интерференции определяются по соотношениям:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (28) |

где – относительный диаметр корпуса:

где – полный размах несущей поверхности, с учетом корпуса:

По формуле (28) будет равен:

Коэффициент, учитывающий влияние пограничного слоя корпуса, рассчитывается по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (29) |

где - относительная толщина вытеснения, определяемая по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (30) |

где – расстояние от носа до середины бортовой хорды крыла.

Значение  рассчитывается следующим образом:

.

Вычислим расстояние от носа корпуса до середины бортовой хорды консоли:

.

Коэффициент определяется по графику [1, с.43, рис.7.9], находим, что

Коэффициент определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (31) |

где – расстояние от носа корпуса до начала бортовой хорды крыла.

Значение рассчитывается по формуле:

.

Вычислим расстояние от носа корпуса до начала бортовой хорды консоли:

.

Коэффициент интерференции определяется в зависимости от числа Маха следующим образом:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (32) |

где - теоретическое значение коэффициента интерференции, находится по формуле:

Посчитаем :

– функция, учитывающая влияние длинны хвостовой части корпуса, вычисляется так:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (33) |

Здесь использованы обозначения:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (34) |

где м – длина хвостовой части корпуса (от конца бортовой хорды до кормового среза корпуса),

м – длина бортовой хорды,

– функция Лапласа-Гаусса от аргумента z определяется по графику  
 [1, с.44, рис.7.10].

Определим коэффициент интерференции для числа Маха и высоты .

В соответствие с (30):

Подставляя в (29), получим:

Для по графику [1, с.43, рис.7.9], находим  
что

По (31) получим:

Окончательно вычисленные величины подставляем в (32):

Результаты расчета коэффициента интерференции крыла для высот  
 представлены в приложении А (таблицы А.10-А.11).

4.4 Производная коэффициента нормальной силы РН по углу атаки

Производная коэффициента нормальной силы РН по углу атаки определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (35) |

Для числа Маха и высоты по (35):

Результаты расчёта производной коэффициента нормальной силы РН по углу атаки для высот представлены в таблице 18.

Таблица 18 – Производная коэффициента нормальной силы РН по углу атаки

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | |
|  |  |
| 0,1 | 0,0527 | 0,0523 |
| 0,3 | 0,0526 | 0,0524 |
| 0,5 | 0,0524 | 0,0521 |
| 0,7 | 0,0522 | 0,0519 |
| 0,9 | 0,0520 | 0,0517 |
| 1 | 0,0583 | 0,0580 |
| 1,1 | 0,0621 | 0,0619 |
| 1,3 | 0,0673 | 0,0671 |
| 1,5 | 0,0712 | 0,0710 |
| 2 | 0,0723 | 0,0721 |
| 2,5 | 0,0710 | 0,0709 |
| 3 | 0,0722 | 0,0721 |
| 3,5 | 0,0715 | 0,0714 |

Продолжение таблицы 18.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 4 | 0,0694 | 0,0693 |
| 4,5 | 0,0689 | 0,0688 |
| 5 | 0,0679 | 0,0677 |

4.5 Расчёт производной коэффициента аэродинамической подъёмной силы РН по углу атаки

Производная коэффициента аэродинамической подъёмной силы РН по углу атаки определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (36) |

По (36) для числа Маха и высоты

Результаты расчёта производной коэффициента подъемной силы РН по углу атаки для высот представлены в таблице 19.

Таблица 19 – Производная коэффициента подъемной силы РН по углу атаки

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | |
|  |  |
| 0,1 | 0,05071 | 0,05052 |
| 0,3 | 0,05086 | 0,05072 |
| 0,5 | 0,05069 | 0,05057 |
| 0,7 | 0,04882 | 0,04871 |
| 0,9 | 0,04748 | 0,04738 |
| 1 | 0,05290 | 0,05278 |
| 1,1 | 0,05643 | 0,05631 |

Продолжение таблицы 19.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 1,3 | 0,05996 | 0,05986 |
| 1,5 | 0,06318 | 0,06308 |
| 2 | 0,06733 | 0,06724 |
| 2,5 | 0,06761 | 0,06753 |
| 3 | 0,06832 | 0,06825 |
| 3,5 | 0,06795 | 0,06789 |
| 4 | 0,06545 | 0,06540 |
| 4,5 | 0,06441 | 0,06437 |
| 5 | 0,06294 | 0,06290 |

График зависимостей производных коэффициентов подъёмной и нормальной сил РН по углу атаки на высоте от числа Маха представлен на рисунке 9.

Рисунок 9 - Зависимость производных коэффициентов подъёмной и нормальной сил РН по углу атаки  
на высоте от числа Маха

4.6 Расчет коэффициента индуктивного сопротивления РН

4.6.1 Расчёт коэффициента индуктивного сопротивления корпуса

В диапазоне малых углов атаки коэффициент индуктивного сопротивления определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (37) |

где – коэффициент, учитывающий влияние перераспределения давления по расширяющимся частям корпуса РН;

*–* угол атаки, .

определяется следующим образом:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (38) |

где – коэффициент, учитывающий перераспределение давления на носовой части РН;

– коэффициенты, учитывающие перераспределение давления на расширяющихся переходниках;

площади поперечных сечений корпуса в основании соответствующих конических частей.

Коэффициент определяется по рисунку 9.1 [1, стр. 47].

Коэффициент для переходной частей корпуса, представляющей собой усечённый конус, определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (39) |

где коэффициент, учитывающий перераспределение давления по конической носовой части продлённого корпуса длиной определяются по рисунку 9.1 [1, стр. 47].

Для числа Маха и угла атаки по формулам (37)-(39) получим:

Расчёт коэффициента индуктивного сопротивления корпуса для чисел Маха и углов атаки представлен в приложении А (таблица А.12).

4.6.2 Расчёт коэффициента индуктивного сопротивления крыла

Коэффициент индуктивного сопротивления крыла может быть рассчитан по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (40) |

где – коэффициент реализации подсасывающей силы, определяется по графику [1, с.48, рис.9.2];

*–* теоретический коэффициент подсасывающей силы, находится по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (41) |

где – приведенное значение подсасывающей силы, определяется по графику [1, с.48, рис.9.3].

На крыльях с заостренной передней кромкой подсасывающая сила практически не реализуется, поэтому для таких крыльев можно положить коэффициент реализации равным нулю.

Для числа Маха и угла атаки при по (40) – (41):

Расчёт коэффициента индуктивного сопротивления крыла при продемонстрирован в приложении А (таблица А.13).

4.6.3 Коэффициент индуктивного сопротивления РН

Коэффициент индуктивного сопротивления РН определяется следующим образом:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (42) |

Для числа Маха и угла атаки по формуле (42):

Результат расчёта коэффициента индуктивного сопротивления РН при представлен в таблице 20 и на рисунке 10.

Таблица 20 – Коэффициент индуктивного сопротивления РН при

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  | | | | |
|  |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,0035 | 0,0142 | 0,0319 | 0,0568 | 0,0887 |
| 0,3 | 0,0035 | 0,0141 | 0,0317 | 0,0564 | 0,0882 |
| 0,5 | 0,0035 | 0,0140 | 0,0314 | 0,0558 | 0,0872 |
| 0,7 | 0,0034 | 0,0136 | 0,0307 | 0,0546 | 0,0853 |
| 0,9 | 0,0033 | 0,0133 | 0,0300 | 0,0533 | 0,0833 |
| 1,0 | 0,0037 | 0,0147 | 0,0331 | 0,0589 | 0,0920 |
| 1,1 | 0,0040 | 0,0163 | 0,0366 | 0,0651 | 0,1017 |
| 1,3 | 0,0044 | 0,0177 | 0,0398 | 0,0708 | 0,1106 |
| 1,5 | 0,0047 | 0,0187 | 0,0421 | 0,0748 | 0,1169 |
| 2,0 | 0,0051 | 0,0205 | 0,0461 | 0,0819 | 0,1280 |
| 2,5 | 0,0052 | 0,0210 | 0,0473 | 0,0841 | 0,1314 |
| 3,0 | 0,0054 | 0,0218 | 0,0489 | 0,0870 | 0,1359 |
| 3,5 | 0,0055 | 0,0219 | 0,0493 | 0,0876 | 0,1370 |
| 4,0 | 0,0054 | 0,0215 | 0,0483 | 0,0859 | 0,1341 |
| 4,5 | 0,0053 | 0,0213 | 0,0478 | 0,0851 | 0,1329 |
| 5,0 | 0,0053 | 0,0212 | 0,0477 | 0,0848 | 0,1325 |

Рисунок 10 – Коэффициент индуктивного сопротивления РН при

4.7 Расчёт коэффициента лобового сопротивления РН

Коэффициент лобового сопротивления РН представляется в виде суммы двух коэффициентов: коэффициента сопротивления при нулевом угле атаки и коэффициента индуктивного сопротивления , зависящего от угла атаки. Кроме того, оба коэффициента зависят от числа Маха. Таким образом, коэффициент лобового сопротивления является функцией угла атаки и числа Маха:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (43) |

Для числа Маха и угла атаки по (43) имеем:

Расчёт коэффициента лобового сопротивления при высоте представлен в таблице 21 и на рисунке 11.

Таблица 21 – Коэффициент лобового сопротивления РН при

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  | | | | |
|  |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,1257 | 0,1364 | 0,1541 | 0,1790 | 0,2109 |
| 0,3 | 0,1132 | 0,1238 | 0,1414 | 0,1661 | 0,1979 |
| 0,5 | 0,1092 | 0,1197 | 0,1371 | 0,1616 | 0,1929 |
| 0,7 | 0,2012 | 0,2114 | 0,2285 | 0,2524 | 0,2831 |
| 0,9 | 0,2673 | 0,2774 | 0,2940 | 0,3174 | 0,3474 |
| 1,0 | 0,3189 | 0,3300 | 0,3484 | 0,3741 | 0,4072 |
| 1,1 | 0,3579 | 0,3701 | 0,3905 | 0,4189 | 0,4555 |
| 1,3 | 0,3451 | 0,3584 | 0,3805 | 0,4114 | 0,4512 |
| 1,5 | 0,3114 | 0,3254 | 0,3488 | 0,3815 | 0,4236 |
| 2,0 | 0,2553 | 0,2707 | 0,2963 | 0,3321 | 0,3782 |
| 2,5 | 0,2304 | 0,2462 | 0,2725 | 0,3093 | 0,3566 |

Продолжение таблицы 21

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  | | | | |
|  |  |  |  |  |
| 3,0 | 0,2098 | 0,2261 | 0,2533 | 0,2914 | 0,3403 |
| 3,5 | 0,1797 | 0,1961 | 0,2235 | 0,2619 | 0,3112 |
| 4,0 | 0,1713 | 0,1874 | 0,2143 | 0,2518 | 0,3001 |
| 4,5 | 0,1616 | 0,1775 | 0,2041 | 0,2413 | 0,2892 |
| 5,0 | 0,1551 | 0,1710 | 0,1975 | 0,2346 | 0,2823 |

Рисунок 11 – Коэффициент лобового сопротивления при высоте

5 РАСЧЁТ КООРДИНАТЫ ФОКУСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

5.1 Расчёт координаты фокуса изолированного корпуса

В общем случае корпус РН можно представить в виде носовой конической части, ряда комбинаций усечённого конуса и цилиндра.

Нормальные силы приложены в фокусах корпуса и его отдельных частей, поскольку рассматривается такой диапазон углов атаки, в котором нормальная сила пропорциональная углу атаки.

Формула для расчёта фокуса корпуса имеет вид:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (44) |

Координата фокуса комбинации носовой конической части с цилиндром определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (45) |

где – длина конической части, ;

– объем носовой конической части, ;

*–* относительное смещение фокуса носовой части при увеличении числа Маха, определяется по эмпирической зависимости

[1, с.52, рис.11.2].

Для

Объем носовой части найдем как объем конуса

Тогда для числа Маха по формуле (45):

Координата фокуса комбинации усеченного конуса и цилиндра определяется следующим образом. Усеченный конус достраивается до полного конуса. Обозначим и координату фокуса и длину носовой части после построения усеченного конуса и и - координату фокуса и длину фиктивного конуса . Координату фокуса усеченного конуса переходной части можно определить следующим образом:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (46) |

В формуле (46) определяется по формуле

|  |  |
| --- | --- |
| , | (47) |

где  *–* объем продленного конуса;

*-* относительное смещение фокуса за счет влияния цилиндрической части аппарата, определяется по эмпирической зависимости  
 [1, с.52, рис.11.2].Для по формуле (47)

Координата фокуса фиктивного конуса , за которым отсутствует цилиндрическая часть, влияющая на смещение фокуса, определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (48) |

где - объем фиктивного конуса

По (48) и (46) соответственно получим:

Координата фокуса переходной части относительно носка РН находится с учетом расстояния до вершины фиктивного конуса от носка  
РН

|  |  |
| --- | --- |
|  | (49) |

Произведём аналогичный расчёт для второй переходной части.

Обозначим и координату фокуса и длину носовой части после построения усеченного конуса и и - координату фокуса и длину фиктивного конуса . Координату фокуса усеченного конуса переходной части можно определить следующим образом:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (50) |

В формуле (50) определяется по формуле

|  |  |
| --- | --- |
| , | (51) |

где  *–* объем продленного конуса;

*-* относительное смещение фокуса за счет влияния цилиндрической части аппарата, определяется по эмпирической зависимости  
 [1, с.52, рис.11.2].Для по формуле (51)

Координата фокуса фиктивного конуса , за которым отсутствует цилиндрическая часть, влияющая на смещение фокуса, определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (52) |

где - объем фиктивного конуса

По (52) и (50) соответственно получим:

Координата фокуса переходной части относительно носка РН находится с учетом расстояния до вершины фиктивного конуса от носка  
РН

|  |  |
| --- | --- |
|  | (53) |

Координата фокуса для корпуса для :

Расчёт фокуса корпуса РН представлен в приложении А (таблица А.14).

5.2 Расчёт координаты фокуса крыльев

При расчёте координаты фокуса крыла полагают, что коэффициент нормальной силы крыла, обусловленный углом атаки, можно представить в виде суммы трех слагаемых: коэффициента нормальной силы изолированного крыла ; коэффициента дополнительной нормальной силы крыльев, вызванной влиянием корпуса ; коэффициента нормальной силы, индуцированной крыльями на корпусе .

Координаты точек приложения этих сил обозначим .

Тогда координата фокуса крыла определится выражением:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (54) |

где - коэффициенты интерференции.

Положение фокуса изолированного крыла отсчитывают от начала средней аэродинамической хорды (САХ) крыла:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (55) |

где – координата начала САХ крыла, м;

– безразмерная координата фокуса, выраженная в долях САХ и отсчитываемая от начала САХ, определяется по графикам  
 [1, с.54-56, рис.11.4-7];

– САХ крыла, м., определяется по формуле:

Зная САХ, определим координату начала САХ :

Тогда по (51) для числа Маха имеем:

Координату дополнительной нормальной силы определим по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (56) |

где – расстояние между фокусом изолированного крыла и точкой приложения дополнительной нормальной силы консоли, выраженное в долях размаха крыла, определяется по графику [1, с.56, рис.11.8],

где относительный диаметр корпуса в месте крепления крыла.

По графику для крыла РН получим:

Следовательно, по формуле (52) для числа Маха имеем:

Координата точки приложения нормальной силы корпуса, индуцированная крыльями может быть рассчитана по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (57) |

где – координата начала бортовой хорды;

– находится по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (58) |

где коэффициенты , вычисляются по формуле (33), их расчёт был произведен в п.4.3,

*–* функция Лапласа-Гаусса от аргумента z определяется по графику  
 [1, с.44, рис.7.10].

При следует принимать и рассчитывать по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (59) |

где находится по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (60) |

Произведем расчёт координаты точки приложения нормальной силы корпуса, индуцированной крыльями, для . По (60) получим:

.

Подставляя полученное значение в (59) найдем:

При по формуле (58) определим

Подставляя найденное значение в (57) найдем:

*.*

Найдём координату фокуса всего крыла для H=10км согласно формуле (54):

Расчёт координаты фокуса крыла для чисел Маха и  
 представлен в таблице А.15.

5.3 Координата фокуса ракеты-носителя

Координата фокуса ракеты-носителя определяется по формуле:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (59) |

Для и координата фокуса ракеты-носителя по формуле (55):

Результаты расчёт координаты фокуса РН для чисел  
Маха и представлены в таблице А.16. Изменение координаты фокуса от числа Маха изображено на рисунке 12.

Рисунок 12 – Фокус РН

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В курсовой работе расчетным путем были определены аэродинамические характеристики ЛА в заданном диапазоне чисел Маха, углов атаки и высот полета. Эти характеристики являются исходными данными для формирования траектории полета ЛА, исследования его устойчивости и управляемости.

По полученным зависимостям можно сделать следующие выводы:

1. Коэффициент сопротивления трения монотонно убывает на высотах 0, 10, 20 *км*, что связано с уменьшением числа Рейнольдса; на высоте 40, 60 *км* наблюдается немонотонное изменение, что объясняется изменением режима пограничного слоя.
2. Коэффициент силы сопротивления давления с увеличением числа Маха возрастает и достигает максимального значения, равного 0,2997 при числе Маха 1,1. При дозвуковых скоростях зависит от высоты полета, при сверхзвуковых не зависит от неё.
3. Коэффициент продольной силы при нулевом угле атаки достигает максимума при числе Маха, равном 1,1. Его значение равно 0,3539.
4. Производная коэффициента подъемной силы с увеличением числа Маха возрастает при дозвуковых скоростях, сильнее, затем тоже возрастает, но уже не там сильно.
5. Коэффициент индуктивного сопротивления с увеличением числа Маха возрастает. Чем больше угол атаки, тем более выражено изменение коэффициента с изменением числа Маха.
6. Коэффициент лобового сопротивления с увеличением числа Маха возрастает, достигая максимума при числе Маха, равном 1,1, затем убывает.

7 Координата фокуса ЛА в зависимости от числа Маха медленно убывает, изменяясь на величину, приближенно равную 1 м.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Васильев, В.В. Расчёт аэродинамических характеристик ракет-носителей [Учеб. пособие]/В.В. Васильев, А.Н. Никитин, Л.В. Морозов, В.Г. Шахов. –– Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т., 1993. 78 с.
2. СТО СГАУ 02068410-004-2018. Общие требования к учебным текстовым документам [Текст]. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 31 с.

# ПРИЛОЖЕНИЕ А

КОЭФФИЦИЕНТ СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ

Таблица А.1 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения корпуса для

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*107 |  |  |  |
| 0,1 | 2,16 | 0,0053 | 0,9990 | 0,0800 |
| 0,3 | 6,48 | 0,0045 | 0,9914 | 0,0675 |
| 0,5 | 10,79 | 0,0042 | 0,9766 | 0,0618 |
| 0,7 | 15,11 | 0,0040 | 0,9553 | 0,0577 |
| 0,9 | 19,43 | 0,0039 | 0,9287 | 0,0542 |
| 1,0 | 21,59 | 0,0038 | 0,9138 | 0,0526 |
| 1,1 | 23,75 | 0,0038 | 0,8980 | 0,0510 |
| 1,3 | 28,06 | 0,0037 | 0,8642 | 0,0480 |
| 1,5 | 32,38 | 0,0036 | 0,8286 | 0,0452 |
| 2,0 | 43,18 | 0,0035 | 0,7373 | 0,0387 |
| 2,5 | 53,97 | 0,0034 | 0,6505 | 0,0332 |
| 3,0 | 64,77 | 0,0033 | 0,5730 | 0,0286 |
| 3,5 | 75,56 | 0,0033 | 0,5060 | 0,0247 |
| 4,0 | 86,35 | 0,0032 | 0,4490 | 0,0216 |
| 4,5 | 97,15 | 0,0032 | 0,4007 | 0,0190 |
| 5,0 | 107,94 | 0,0031 | 0,3597 | 0,0168 |
|  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |

Таблица А.2 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения корпуса для

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*106 |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 4,69 | 6,260 | 8,66E-02 | 0,00648 | 0,9990 | 0,0973 |
| 0,3 | 14,06 | - | - | 0,00569 | 0,9914 | 0,0848 |
| 0,5 | 23,43 | - | - | 0,00526 | 0,9766 | 0,0772 |
| 0,7 | 32,80 | - | - | 0,00500 | 0,9553 | 0,0718 |
| 0,9 | 42,17 | - | - | 0,00482 | 0,9287 | 0,0673 |
| 1,0 | 46,85 | - | - | 0,00474 | 0,9138 | 0,0652 |
| 1,1 | 51,54 | - | - | 0,00468 | 0,8980 | 0,0632 |
| 1,3 | 60,91 | - | - | 0,00457 | 0,8642 | 0,0593 |
| 1,5 | 70,28 | - | - | 0,00447 | 0,8286 | 0,0557 |
| 2,0 | 93,70 | - | - | 0,00430 | 0,7373 | 0,0476 |
| 2,5 | 117,13 | - | - | 0,00416 | 0,6505 | 0,0407 |
| 3,0 | 140,55 | - | - | 0,00406 | 0,5730 | 0,0350 |
| 3,5 | 163,98 | - | - | 0,00398 | 0,5060 | 0,0302 |
| 4,0 | 187,40 | - | - | 0,00390 | 0,4490 | 0,0263 |
| 4,5 | 210,83 | - | - | 0,00384 | 0,4007 | 0,0231 |
| 5,0 | 234,26 | - | - | 0,00379 | 0,3597 | 0,0205 |

Таблица А.3 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения корпуса для :

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*105 |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 2,00 | - | - | 0,00595 | 0,9999 | 0,0894 |
| 0,3 | 5,99 | 5,994 | 8,66E-02 | 0,00964 | 0,9914 | 0,1437 |
| 0,5 | 9,98 | 6,285 | 8,66E-02 | 0,00867 | 0,9766 | 0,1273 |
| 0,7 | 13,97 | 6,484 | 8,66E-02 | 0,00811 | 0,9553 | 0,1165 |
| 0,9 | 17,96 | 6,619 | 8,66E-02 | 0,00773 | 0,9287 | 0,1079 |
| 1,0 | 19,96 | 6,664 | 8,66E-02 | 0,00757 | 0,9138 | 0,1040 |
| 1,1 | 21,95 | 6,695 | 8,66E-02 | 0,00744 | 0,8980 | 0,1004 |
| 1,3 | 25,94 | 6,714 | 8,66E-02 | 0,00721 | 0,8642 | 0,0936 |
| 1,5 | 29,93 | 6,674 | 8,66E-02 | 0,00702 | 0,8286 | 0,0875 |
| 2,0 | 39,91 | 6,296 | 8,66E-02 | 0,00667 | 0,7373 | 0,0739 |
| 2,5 | 49,89 | 5,456 | 5,73E-02 | 0,00653 | 0,6505 | 0,0639 |
| 3,0 | 59,87 | 4,050 | 1,88E-03 | 0,00653 | 0,5730 | 0,0563 |
| 3,5 | 69,85 | 1,969 | 1,33E-05 | 0,00637 | 0,5060 | 0,0484 |
| 4,0 | 79,82 | -0,900 | 1,58E-08 | 0,00623 | 0,4490 | 0,0420 |
| 4,5 | 89,80 | -4,669 | 2,39E-12 | 0,00611 | 0,4007 | 0,0368 |
| 5,0 | 99,78 | -9,450 | 3,56E-17 | 0,00601 | 0,3597 | 0,0325 |

Таблица А.4 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения корпуса для :

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*104 |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 1,66 | - | - | 0,0206 | 0,9999 | 0,3096 |
| 0,3 | 4,99 | - | - | 0,0119 | 0,9989 | 0,1785 |
| 0,5 | 8,31 | - | - | 0,0092 | 0,9969 | 0,1380 |
| 0,7 | 11,64 | - | - | 0,0078 | 0,9940 | 0,1163 |
| 0,9 | 14,96 | - | - | 0,0069 | 0,9903 | 0,1022 |
| 1,0 | 16,63 | - | - | 0,0065 | 0,9882 | 0,0967 |
| 1,1 | 18,29 | - | - | 0,0062 | 0,9858 | 0,0920 |
| 1,3 | 21,61 | - | - | 0,0057 | 0,9807 | 0,0842 |
| 1,5 | 24,94 | - | - | 0,0053 | 0,9750 | 0,0779 |
| 2,0 | 33,25 | - | - | 0,0046 | 0,9588 | 0,0664 |
| 2,5 | 41,57 | - | - | 0,0041 | 0,9411 | 0,0583 |
| 3,0 | 49,88 | 4,051 | 2,26E-02 | 0,0103 | 0,5730 | 0,0883 |
| 3,5 | 58,19 | 1,970 | 1,60E-04 | 0,0099 | 0,5060 | 0,0755 |
| 4,0 | 66,51 | -0,899 | 1,90E-07 | 0,0097 | 0,4490 | 0,0652 |
| 4,5 | 74,82 | -4,668 | 2,87E-11 | 0,0094 | 0,4007 | 0,0569 |
| 5,0 | 83,13 | -9,449 | 4,27E-16 | 0,0093 | 0,3597 | 0,0501 |
|  |  |  |  |  |  |  |

Таблица А.5 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения консолей для

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*·105 |  | n |  |  |  |  |
| 0,1 | 6,37 | 0,0092 | 6,356 | 3,5605 | 1,094 | 0,9990 | 0,0101 |
| 0,3 | 19,12 | 0,0073 | 6,463 | 1,5182 | 1,094 | 0,9914 | 0,0080 |
| 0,5 | 31,87 | 0,0066 | 6,547 | 1,1063 | 1,094 | 0,9766 | 0,0071 |
| 0,7 | 44,62 | 0,0062 | 6,625 | 0,9440 | 1,094 | 0,9553 | 0,0065 |
| 0,9 | 57,37 | 0,0060 | 6,687 | 0,8482 | 1,094 | 0,9287 | 0,0061 |
| 1,0 | 63,75 | 0,0059 | 6,709 | 0,8036 | 1,094 | 0,9138 | 0,0059 |
| 1,1 | 70,12 | 0,0058 | 6,724 | 0,7549 | 1,094 | 0,8980 | 0,0057 |
| 1,3 | 82,87 | 0,0056 | 6,723 | 0,6373 | 1,094 | 0,8642 | 0,0053 |
| 1,5 | 95,62 | 0,0055 | 6,674 | 0,4941 | 1,094 | 0,8286 | 0,0050 |
| 2,0 | 127,49 | 0,0058 | - | - | 1,094 | 0,7373 | 0,0047 |
| 2,5 | 159,36 | 0,0056 | - | - | 1,094 | 0,6505 | 0,0040 |
| 3,0 | 191,24 | 0,0054 | - | - | 1,094 | 0,5730 | 0,0034 |
| 3,5 | 223,11 | 0,0053 | - | - | 1,094 | 0,5060 | 0,0029 |
| 4,0 | 254,98 | 0,0052 | - | - | 1,094 | 0,4490 | 0,0026 |
| 4,5 | 286,85 | 0,0051 | - | - | 1,094 | 0,4007 | 0,0022 |
| 5,0 | 318,73 | 0,0050 | - | - | 1,094 | 0,3597 | 0,0020 |

Таблица А.6 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения консолей для

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*·105 |  | n |  |  |  |  |
| 0,1 | 1,38 | 0,0071 | - | - | 1,094 | 0,9999 | 0,0078 |
| 0,3 | 4,15 | 0,0041 | - | - | 1,094 | 0,9989 | 0,0045 |
| 0,5 | 6,92 | 0,0090 | 6,579 | 5,4860 | 1,094 | 0,9969 | 0,0097 |
| 0,7 | 9,68 | 0,0084 | 6,669 | 4,8138 | 1,094 | 0,9940 | 0,0088 |
| 0,9 | 12,45 | 0,0080 | 6,730 | 4,3093 | 1,094 | 0,9903 | 0,0081 |
| 1,0 | 13,83 | 0,0078 | 6,748 | 4,0495 | 1,094 | 0,9882 | 0,0078 |
| 1,1 | 15,22 | 0,0077 | 6,758 | 3,7663 | 1,094 | 0,9858 | 0,0075 |
| 1,3 | 17,98 | 0,0074 | 6,748 | 3,1124 | 1,094 | 0,9807 | 0,0070 |
| 1,5 | 20,75 | 0,0072 | 6,691 | 2,3684 | 1,094 | 0,9750 | 0,0065 |
| 2,0 | 27,67 | 0,0068 | 6,299 | 0,7194 | 1,094 | 0,9588 | 0,0055 |
| 2,5 | 34,59 | 0,0071 | 5,456 | 0,0826 | 1,094 | 0,9411 | 0,0051 |
| 3,0 | 41,50 | 0,0069 | 4,050 | 0,0027 | 1,094 | 0,9229 | 0,0044 |
| 3,5 | 48,42 | 0,0068 | 1,969 | 0,0000 | 1,094 | 0,9049 | 0,0037 |
| 4,0 | 55,34 | 0,0066 | -0,900 | 0,0000 | 1,094 | 0,4490 | 0,0033 |
| 4,5 | 62,25 | 0,0065 | -4,669 | 0,0000 | 1,094 | 0,4007 | 0,0028 |
| 5,0 | 69,17 | 0,0064 | -9,450 | 0,0000 | 1,094 | 0,3597 | 0,0025 |

Таблица А.7 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения консолей для :

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*·103 |  | n |  |  |  |  |
| 0,1 | 5,89 | 0,0346 | - | - | 1,094 | 0,9999 | 0,0379 |
| 0,3 | 17,68 | 0,0200 | - | - | 1,094 | 0,9989 | 0,0218 |
| 0,5 | 29,46 | 0,0155 | - | - | 1,094 | 0,9969 | 0,0169 |
| 0,7 | 41,25 | 0,0131 | - | - | 1,094 | 0,9940 | 0,0142 |
| 0,9 | 53,03 | 0,0115 | - | - | 1,094 | 0,9903 | 0,0125 |
| 1,0 | 58,93 | 0,0109 | - | - | 1,094 | 0,9882 | 0,0118 |
| 1,1 | 64,82 | 0,0104 | - | - | 1,094 | 0,9858 | 0,0113 |
| 1,3 | 76,60 | 0,0096 | - | - | 1,094 | 0,9807 | 0,0103 |
| 1,5 | 88,39 | 0,0089 | - | - | 1,094 | 0,9750 | 0,0095 |
| 2,0 | 117,85 | 0,0077 | - | - | 1,094 | 0,9588 | 0,0081 |
| 2,5 | 147,31 | 0,0069 | - | - | 1,094 | 0,9411 | 0,0071 |
| 3,0 | 176,78 | 0,0063 | - | - | 1,094 | 0,9229 | 0,0064 |
| 3,5 | 206,24 | 0,0058 | - | - | 1,094 | 0,9049 | 0,0058 |
| 4,0 | 235,70 | 0,0055 | - | - | 1,094 | 0,8874 | 0,0053 |
| 4,5 | 265,16 | 0,0052 | - | - | 1,094 | 0,8708 | 0,0049 |
| 5,0 | 294,63 | 0,0049 | - | - | 1,094 | 0,8550 | 0,0046 |

Таблица А.8 – Коэффициент силы лобового сопротивления трения консолей для :

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* | *Re*·102 |  | n |  |  |  |  |
| 0,1 | 4,91 | 0,120 | - | - | 1,094 | 0,9999 | 0,1312 |
| 0,3 | 14,73 | 0,069 | - | - | 1,094 | 0,9989 | 0,0757 |
| 0,5 | 24,55 | 0,054 | - | - | 1,094 | 0,9969 | 0,0585 |
| 0,7 | 34,37 | 0,045 | - | - | 1,094 | 0,9940 | 0,0493 |
| 0,9 | 44,19 | 0,040 | - | - | 1,094 | 0,9903 | 0,0433 |
| 1,0 | 49,09 | 0,038 | - | - | 1,094 | 0,9882 | 0,0410 |
| 1,1 | 54,00 | 0,036 | - | - | 1,094 | 0,9858 | 0,0390 |
| 1,3 | 63,82 | 0,033 | - | - | 1,094 | 0,9807 | 0,0357 |
| 1,5 | 73,64 | 0,031 | - | - | 1,094 | 0,9750 | 0,0330 |
| 2,0 | 98,19 | 0,027 | - | - | 1,094 | 0,9588 | 0,0281 |
| 2,5 | 122,74 | 0,024 | - | - | 1,094 | 0,9411 | 0,0247 |
| 3,0 | 147,28 | 0,022 | - | - | 1,094 | 0,9229 | 0,0221 |
| 3,5 | 171,83 | 0,020 | - | - | 1,094 | 0,9049 | 0,0201 |
| 4,0 | 196,38 | 0,019 | - | - | 1,094 | 0,8874 | 0,0184 |
| 4,5 | 220,93 | 0,018 | - | - | 1,094 | 0,8708 | 0,0170 |
| 5,0 | 245,47 | 0,017 | - | - | 1,094 | 0,8550 | 0,0159 |

Таблица А.9 – Коэффициент сопротивления трения ЛА при *H* = 10, 20, 40, 60 км

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| *М∞* |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,0826 | 0,0993 | 0,0992 | 0,3436 |
| 0,3 | 0,0695 | 0,0860 | 0,1493 | 0,1982 |
| 0,5 | 0,0637 | 0,0797 | 0,1317 | 0,1532 |
| 0,7 | 0,0594 | 0,0741 | 0,1202 | 0,1291 |
| 0,9 | 0,0558 | 0,0694 | 0,1111 | 0,1134 |
| 1,0 | 0,0541 | 0,0672 | 0,1071 | 0,1074 |
| 1,1 | 0,0525 | 0,0651 | 0,1033 | 0,1021 |
| 1,3 | 0,0494 | 0,0611 | 0,0963 | 0,0935 |
| 1,5 | 0,0465 | 0,0574 | 0,0899 | 0,0865 |
| 2,0 | 0,0399 | 0,0490 | 0,0760 | 0,0737 |
| 2,5 | 0,0342 | 0,0420 | 0,0657 | 0,0647 |
| 3,0 | 0,0295 | 0,0361 | 0,0579 | 0,0941 |
| 3,5 | 0,0255 | 0,0312 | 0,0499 | 0,0807 |
| 4,0 | 0,0223 | 0,0272 | 0,0434 | 0,0700 |
| 4,5 | 0,0196 | 0,0239 | 0,0381 | 0,0613 |
| 5,0 | 0,0173 | 0,0211 | 0,0337 | 0,0542 |

Таблица А.10 – Коэффициент интерференции крыла для высоты

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,02674 | 0,9191 | 1,27 |  |  |  | 0,6205 | 3,6134 |
| 0,3 | 0,02336 | 0,9292 | 1,23 |  |  |  | 0,6076 | 3,5382 |
| 0,5 | 0,02300 | 0,9303 | 1,185 |  |  |  | 0,5860 | 3,4126 |
| 0,7 | 0,02349 | 0,9288 | 1,145 |  |  |  | 0,5654 | 3,2923 |
| 0,9 | 0,02440 | 0,9261 | 1,11 |  |  |  | 0,5465 | 3,1823 |
| 1 | 0,02497 | 0,9244 | 1,09 |  |  |  | 0,5356 | 3,1192 |
| 1,1 | 0,02559 | 0,9226 | 1,07 | 0,494 | 0,9 | 0,679 | 0,5248 | 2,2359 |
| 1,3 | 0,02699 | 0,9184 | 1,035 | 0,273 | 0,69 | 0,554 | 0,5053 | 1,8300 |
| 1,5 | 0,02854 | 0,9137 | 1,005 | 0,203 | 0,53 | 0,539 | 0,4882 | 1,7168 |
| 2 | 0,03300 | 0,9005 | 0,93 | 0,131 | 0,32 | 0,569 | 0,4452 | 1,5937 |
| 2,5 | 0,03811 | 0,8854 | 0,905 | 0,099 | 0,26 | 0,537 | 0,4259 | 1,4432 |
| 3 | 0,04371 | 0,8689 | 0,88 | 0,080 | 0,222 | 0,512 | 0,4065 | 1,3133 |
| 3,5 | 0,04973 | 0,8512 | 0,855 | 0,068 | 0,21 | 0,452 | 0,3869 | 1,1250 |
| 4 | 0,05609 | 0,8327 | 0,845 | 0,059 | 0,18 | 0,458 | 0,3741 | 1,0888 |
| 4,5 | 0,06272 | 0,8136 | 0,84 | 0,052 | 0,13 | 0,557 | 0,3633 | 1,2227 |
| 5 | 0,06958 | 0,7939 | 0,84 | 0,046 | 0,12 | 0,543 | 0,3545 | 1,1640 |

Таблица А.11 – Коэффициент интерференции крыла для высоты

Параметры атмосферы: ;

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,032718 | 0,9013 | 1,27 |  |  |  | 0,6085 | 3,5435 |
| 0,3 | 0,028574 | 0,9137 | 1,23 |  |  |  | 0,5974 | 3,4788 |
| 0,5 | 0,028143 | 0,9149 | 1,185 |  |  |  | 0,5764 | 3,3563 |
| 0,7 | 0,028737 | 0,9132 | 1,145 |  |  |  | 0,5558 | 3,2367 |
| 0,9 | 0,029854 | 0,9098 | 1,11 |  |  |  | 0,5369 | 3,1263 |
| 1 | 0,030545 | 0,9078 | 1,09 |  |  |  | 0,5260 | 3,0631 |
| 1,1 | 0,031308 | 0,9055 | 1,07 | 0,4942 | 0,9 | 0,679 | 0,5151 | 2,1852 |
| 1,3 | 0,033013 | 0,9005 | 1,035 | 0,2726 | 0,69 | 0,554 | 0,4954 | 1,7851 |
| 1,5 | 0,034920 | 0,8948 | 1,005 | 0,2026 | 0,53 | 0,539 | 0,4781 | 1,6721 |
| 2 | 0,040379 | 0,8787 | 0,93 | 0,1307 | 0,32 | 0,569 | 0,4344 | 1,5463 |
| 2,5 | 0,046620 | 0,8603 | 0,905 | 0,0988 | 0,26 | 0,537 | 0,4139 | 1,3930 |
| 3 | 0,053479 | 0,8403 | 0,88 | 0,0801 | 0,222 | 0,512 | 0,3931 | 1,2603 |
| 3,5 | 0,060843 | 0,8190 | 0,855 | 0,0675 | 0,21 | 0,452 | 0,3722 | 1,0721 |
| 4 | 0,068621 | 0,7966 | 0,845 | 0,0585 | 0,18 | 0,458 | 0,3578 | 1,0307 |
| 4,5 | 0,076736 | 0,7735 | 0,84 | 0,0516 | 0,13 | 0,557 | 0,3454 | 1,1509 |
| 5 | 0,085121 | 0,7497 | 0,84 | 0,0462 | 0,12 | 0,543 | 0,3348 | 1,0869 |

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  | | | | |
|  |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,50 | -0,05 | 0,80 | 0,0069 | 0,25 | -0,0465 | -0,0517 | 0,0024 | 0,0096 | 0,0217 | 0,0386 | 0,0603 |
| 0,3 | 0,48 | -0,052 | 0,76 | -0,0069 | 0,24 | -0,0465 | -0,0606 | 0,0024 | 0,0096 | 0,0215 | 0,0383 | 0,0598 |
| 0,5 | 0,43 | -0,06 | 0,69 | -0,0138 | 0,22 | -0,0504 | -0,0702 | 0,0024 | 0,0095 | 0,0214 | 0,0380 | 0,0594 |
| 0,7 | 0,36 | -0,1 | 0,57 | -0,0346 | 0,18 | -0,0543 | -0,0943 | 0,0023 | 0,0093 | 0,0209 | 0,0371 | 0,0580 |
| 0,9 | 0,22 | -0,12 | 0,35 | -0,0691 | 0,11 | -0,0562 | -0,1212 | 0,0023 | 0,0091 | 0,0204 | 0,0362 | 0,0566 |
| 1 | 0,00 | -0,16 | 0,00 | -0,1106 | 0,00 | -0,0620 | -0,1600 | 0,0026 | 0,0106 | 0,0238 | 0,0423 | 0,0662 |
| 1,1 | 0,23 | -0,12 | 0,37 | -0,0691 | 0,11 | -0,0562 | -0,1212 | 0,0033 | 0,0133 | 0,0298 | 0,0530 | 0,0829 |
| 1,3 | 0,42 | -0,06 | 0,66 | -0,0138 | 0,21 | -0,0504 | -0,0702 | 0,0038 | 0,0153 | 0,0344 | 0,0612 | 0,0957 |
| 1,5 | 0,56 | -0,04 | 0,89 | 0,0138 | 0,28 | -0,0426 | -0,0417 | 0,0042 | 0,0166 | 0,0374 | 0,0664 | 0,1038 |
| 2 | 0,87 | 0,03 | 1,39 | 0,1106 | 0,43 | -0,0233 | 0,0502 | 0,0047 | 0,0188 | 0,0423 | 0,0752 | 0,1176 |
| 2,5 | 1,15 | 0,1 | 1,83 | 0,1798 | 0,57 | -0,0194 | 0,1096 | 0,0049 | 0,0197 | 0,0443 | 0,0788 | 0,1231 |
| 3 | 1,41 | 0,18 | 2,26 | 0,2351 | 0,71 | -0,0039 | 0,1741 | 0,0052 | 0,0208 | 0,0467 | 0,0830 | 0,1297 |
| 3,5 | 1,68 | 0,23 | 2,68 | 0,2627 | 0,84 | 0,0116 | 0,2160 | 0,0053 | 0,0212 | 0,0476 | 0,0846 | 0,1322 |
| 4 | 1,94 | 0,3 | 3,10 | 0,2765 | 0,97 | 0,0194 | 0,2455 | 0,0052 | 0,0208 | 0,0469 | 0,0833 | 0,1301 |
| 4,5 | 2,19 | 0,32 | 3,51 | 0,2904 | 1,10 | 0,0213 | 0,2597 | 0,0051 | 0,0206 | 0,0463 | 0,0824 | 0,1287 |

Таблица А.12 – Коэффициент индуктивного сопротивления корпуса

Продолжение таблицы А.12

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 5 | 2,45 | 0,37 | 3,92 | 0,2973 | 1,22 | 0,0465 | 0,2985 | 0,0052 | 0,0206 | 0,0464 | 0,0826 | 0,1290 |

Таблица А.13 – Коэффициент индуктивного сопротивления крыла для

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  | | | | |  |  |  |  | | | | |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,69 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1,16 | 0,17 | 0,1466 | 0,0088 | 0,0351 | 0,0790 | 0,1405 | 0,2195 |
| 0,3 | 0,66 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1,12 | 0,17 | 0,1466 | 0,0087 | 0,0350 | 0,0786 | 0,1398 | 0,2185 |
| 0,5 | 0,60 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1,05 | 0,18 | 0,1552 | 0,0086 | 0,0343 | 0,0771 | 0,1371 | 0,2142 |
| 0,7 | 0,49 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0,93 | 0,19 | 0,1638 | 0,0084 | 0,0336 | 0,0756 | 0,1344 | 0,2099 |
| 0,9 | 0,30 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0,67 | 0,2 | 0,1724 | 0,0082 | 0,0330 | 0,0742 | 0,1319 | 0,2062 |
| 1 | 0,00 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0,00 | 0,19 | 0,1638 | 0,0080 | 0,0318 | 0,0716 | 0,1273 | 0,1989 |
| 1,1 | 0,32 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0,69 | 0,17 | 0,1466 | 0,0058 | 0,0232 | 0,0521 | 0,0927 | 0,1448 |
| 1,3 | 0,57 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1,03 | 0,16 | 0,137931 | 0,0046 | 0,0184 | 0,0413 | 0,0735 | 0,1148 |
| 1,5 | 0,77 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1,25 | 0,14 | 0,12069 | 0,0040 | 0,0161 | 0,0363 | 0,0645 | 0,1008 |
| 2 | 1,19 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1,67 | 0 | 0 | 0,0032 | 0,0129 | 0,0290 | 0,0516 | 0,0807 |
| 2,5 | 1,58 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2,02 | 0 | 0 | 0,0026 | 0,0103 | 0,0231 | 0,0411 | 0,0643 |

Продолжение таблицы А.13

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 3 | 1,95 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2,32 | 0 | 0 | 0,0019 | 0,0077 | 0,0172 | 0,0306 | 0,0479 |
| 3,5 | 2,31 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2,60 | 0 | 0 | 0,0015 | 0,0058 | 0,0131 | 0,0233 | 0,0364 |
| 4 | 2,67 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2,86 | 0 | 0 | 0,0012 | 0,0049 | 0,0111 | 0,0197 | 0,0309 |
| 4,5 | 3,03 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 3,11 | 0 | 0 | 0,0013 | 0,0051 | 0,0116 | 0,0206 | 0,0322 |
| 5 | 3,38 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 3,35 | 0 | 0 | 0,0011 | 0,0043 | 0,0098 | 0,0173 | 0,0271 |

Таблица А.14 – Определение координаты фокуса изолированного корпуса

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 0,50 | 0,220 | 1,951 | 0,80 | 0,330 | 9,107 | 0,25 | 0,150 | 16,06 | 10,81 |
| 0,3 | 0,48 | 0,220 | 1,951 | 0,76 | 0,070 | 8,337 | 0,24 | 0,080 | 14,76 | 9,96 |
| 0,5 | 0,43 | 0,180 | 1,863 | 0,69 | 0,070 | 8,341 | 0,22 | 0,080 | 14,92 | 9,89 |
| 0,7 | 0,36 | 0,170 | 1,841 | 0,57 | 0,080 | 8,380 | 0,18 | 0,085 | 15,12 | 9,98 |
| 0,9 | 0,22 | 0,052 | 1,581 | 0,35 | 0,085 | 8,418 | 0,11 | 0,090 | 15,45 | 10,08 |
| 1 | 0,00 | 0,100 | 1,687 | 0,00 | 0,100 | 8,529 | 0,00 | 0,100 | 15,95 | 10,44 |
| 1,1 | 0,23 | 0,160 | 1,819 | 0,37 | 0,125 | 8,541 | 0,11 | 0,105 | 15,76 | 10,26 |
| 1,3 | 0,42 | 0,230 | 1,973 | 0,66 | 0,150 | 8,581 | 0,21 | 0,115 | 15,60 | 10,31 |

Продолжение таблицы А.14

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1,5 | 0,56 | 0,300 | 2,127 | 0,89 | 0,180 | 8,660 | 0,28 | 0,120 | 15,42 | 10,41 |
| 2 | 0,87 | 0,440 | 2,435 | 1,39 | 0,225 | 8,788 | 0,43 | 0,140 | 15,70 | 10,57 |
| 2,5 | 1,15 | 0,520 | 2,611 | 1,83 | 0,285 | 8,979 | 0,57 | 0,150 | 15,79 | 10,81 |
| 3 | 1,41 | 0,570 | 2,721 | 2,26 | 0,340 | 9,151 | 0,71 | 0,170 | 15,91 | 11,18 |
| 3,5 | 1,68 | 0,610 | 2,809 | 2,68 | 0,410 | 9,361 | 0,84 | 0,190 | 16,25 | 11,41 |
| 4 | 1,94 | 0,630 | 2,853 | 3,10 | 0,440 | 9,460 | 0,97 | 0,195 | 16,42 | 11,48 |
| 4,5 | 2,19 | 0,650 | 2,897 | 3,51 | 0,480 | 9,581 | 1,10 | 0,200 | 16,55 | 11,57 |
| 5 | 2,45 | 0,700 | 3,007 | 3,92 | 0,500 | 9,641 | 1,22 | 0,210 | 16,76 | 11,69 |

Таблица А.15 – Определение координаты фокуса крыла РН для высоты

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 0,1 | 1,15 | 24,963 | 24,950 |  |  | 1,0000 | 1,000 | 24,9056 | 24,9169 |
| 0,3 | 1,11 | 24,959 | 24,946 |  |  | 1,0000 | 1,000 | 24,9011 | 24,9126 |
| 0,5 | 1,00 | 24,944 | 24,931 |  |  | 1,0000 | 1,000 | 24,8831 | 24,8952 |
| 0,7 | 0,83 | 24,929 | 24,916 |  |  | 1,0000 | 1,000 | 24,8651 | 24,8778 |
| 0,9 | 0,51 | 24,906 | 24,893 |  |  | 1,0000 | 1,000 | 24,8381 | 24,8517 |

Продолжение таблицы А.15

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1,0 | 0,00 | 24,868 | 24,855 |  |  | 1,0000 | 1,000 | 24,7931 | 24,8080 |
| 1,1 | 0,53 | 24,936 | 24,923 | 0,494 | 0,9 | 0,6794 | 0,839 | 24,7564 | 24,8018 |
| 1,3 | 0,96 | 24,967 | 24,954 | 0,273 | 0,69 | 0,5544 | 0,550 | 24,6372 | 24,7324 |
| 1,5 | 1,30 | 25,020 | 25,007 | 0,203 | 0,53 | 0,5393 | 0,378 | 24,5918 | 24,7184 |
| 2,0 | 2,01 | 25,020 | 25,007 | 0,131 | 0,32 | 0,5691 | 0,188 | 24,5483 | 24,6856 |
| 2,5 | 2,66 | 25,020 | 25,007 | 0,099 | 0,26 | 0,5369 | 0,114 | 24,5276 | 24,6795 |
| 3,0 | 3,28 | 25,020 | 25,007 | 0,080 | 0,222 | 0,5119 | 0,077 | 24,5177 | 24,6808 |
| 3,5 | 3,89 | 25,020 | 25,007 | 0,068 | 0,21 | 0,4524 | 0,056 | 24,5113 | 24,6957 |
| 4,0 | 4,49 | 25,020 | 25,007 | 0,058 | 0,18 | 0,4580 | 0,042 | 24,5087 | 24,6945 |
| 4,5 | 5,09 | 25,020 | 25,007 | 0,052 | 0,13 | 0,5566 | 0,033 | 24,5083 | 24,6694 |
| 5,0 | 5,68 | 25,020 | 25,007 | 0,046 | 0,12 | 0,5430 | 0,027 | 24,5065 | 24,6728 |

Таблица А.16 – Определение фокуса РН для высоты

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |
| 0,1 | 11,36 | 24,9169 | 15,5004 |
| 0,3 | 10,30 | 24,9126 | 14,7533 |
| 0,5 | 10,29 | 24,8952 | 14,6729 |
| 0,7 | 10,35 | 24,8778 | 14,6435 |
| 0,9 | 10,35 | 24,8517 | 14,5727 |
| 1,0 | 10,44 | 24,8080 | 14,0331 |
| 1,1 | 10,34 | 24,8018 | 12,7857 |
| 1,3 | 10,30 | 24,7324 | 12,1300 |
| 1,5 | 10,36 | 24,7184 | 11,8972 |
| 2,0 | 10,57 | 24,6856 | 11,7212 |
| 2,5 | 10,81 | 24,6795 | 11,7069 |
| 3,0 | 11,12 | 24,6808 | 11,7668 |
| 3,5 | 11,43 | 24,6957 | 11,9106 |
| 4,0 | 11,51 | 24,6945 | 11,9344 |
| 4,5 | 11,64 | 24,6694 | 12,0749 |
| 5,0 | 11,78 | 24,6728 | 12,1469 |