

СГАУ:5

В 494

САМАРСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ
имени академика
С.П. КОРОЛЕВА

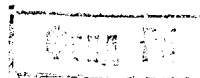
В.В. ВАСИЛЬЕВ
Л.В. МОРОЗОВ
В.Г. ШАХОВ

**РАСЧЕТ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ**

САМАРА
1993

Государственный комитет Российской
Федерации по высшему образованию

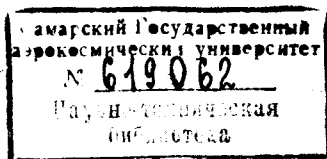
Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П.Королева



В.В.Васильев Л.В.Морозов В.Г.Шахов

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие



С а м а р а 1 9 9 3

УДК 629.735

Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов: Учеб. пособие / Васильев В.В., Морозов Л.В., Шахов В.Г. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1993. 79 с.
ISBN 5-230-16875-7

Даны порядок выполнения и требования к оформлению курсовой работы, приведены формулы, таблицы и графики, позволяющие рассчитывать аэродинамические характеристики летательных аппаратов.

Пособие предназначено для студентов и преподавателей учебных заведений. Учебное пособие подготовлено на кафедре аэрогидродинамики Самарского государственного аэрокосмического университета.

Ил. 45

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева

Рецензенты: канд. техн. наук В.Н. Кравцов,
канд. техн. наук Н.Г. Лучков

ISBN 5-230-16875-7

© Самарский государственный
аэрокосмический
университет, 1993

СО Д Е Р Ж А Н И Е

ВВЕДЕНИЕ	5
I. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ КУРСОВОЙ РАБОТЫ	7
I.1. Структура курсовой работы	7
I.2. Правила оформления курсовой работы	8
2. ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЕТНОЙ СХЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ..	11
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ..	13
4. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ТРЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	15
4.1. Расчет коэффициента трения корпуса летательного аппарата	15
4.2. Расчет коэффициента трения ускорителей летательного аппарата	16
4.3. Расчет коэффициента трения крыльев	17
4.4. Коэффициент трения летательного аппарата	19
5. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ	20
5.1. Расчет коэффициента сопротивления давления корпуса	20
5.1.1. Сопротивление носовых частей	21
5.1.2. Сопротивление кормовых частей	25
5.1.3. Сопротивление донной части	25
5.1.4. Коэффициент сопротивления давления корпуса	26
5.2. Расчет коэффициента сопротивления давления ускорителей	28
5.3. Расчет коэффициента сопротивления давления крыльев	28
5.3.1. Критическое число $Ma_{кр}$	28
5.3.2. Волновое сопротивление крыла при нулевом	28

угле атаки	29
5.3.3. Донное сопротивление	33
5.4. Коэффициент сопротивления давления летательного аппарата	34
6. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ПРОДОЛЬНОЙ СИЛЫ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ	34
7. РАСЧЕТ ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО УГЛУ АТАКИ	35
7.1. Расчет производной коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки	35
7.2. Расчет производной коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки	39
7.3. Расчет производной коэффициента нормальной силы крыла по углу атаки с учетом интерференции	40
7.4. Производная коэффициента нормальной силы летательного аппарата по углу атаки	45
8. РАСЧЕТ ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО УГЛУ АТАКИ	45
9. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	46
9.1. Расчет коэффициента индуктивного сопротивления корпуса	46
9.2. Расчет коэффициента индуктивного сопротивления крыла.	47
9.3. Коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата	49
10. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	50
11. РАСЧЕТ КООРДИНАТЫ ФОКУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	50
11.1. Определение фокуса летательного аппарата	50
11.2. Расчет координаты фокуса изолированного корпуса .	50
11.3. Расчет координаты фокуса крыльев	54
11.4. Координата фокуса летательного аппарата	57
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	58
П Р И Л О Ж Е Н И Е 1. СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА	59
П Р И Л О Ж Е Н И Е 2. ПРИМЕР ОСОБЫЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ.	62

ВВЕДЕНИЕ

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

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

В содержание курсовой работы входит определение расчетным путем и представление графически зависимости аэродинамических характеристик летательного аппарата от числа Маха набегающего потока M_∞ для указанного в задании диапазона высот и углов атаки.

В работе должны быть представлены следующие графики:

$$C_{x\text{тр}}(M_\infty, h);$$

$$C_{y\alpha}^{\text{н}}(M_\infty), \quad h = 10 \text{ км};$$

$$C_{x\alpha}(M_\infty, \alpha), \quad h = 10 \text{ км}, \quad \alpha = 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ;$$

$$x_F(M_\infty).$$

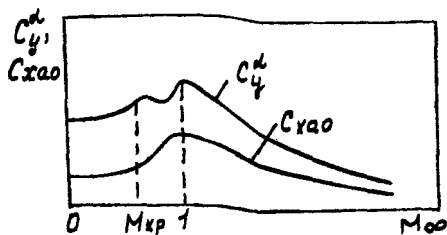


Рис.В.І. Пример кривых аэродинамических характеристик летательного аппарата

Графики должны быть построены по численным значениям аэродинамических характеристик при числах Маха набегающего потока M_∞ , равных: 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 при значениях высот h , равных 0; 10; 20; 30; 40; 60 км. Примерный вид характеристик показан на рис.В.І.

I. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ОБОРЯМЛЕНЮ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

I. I. Структура курсовой работы

Курсовая работа должна содержать следующие части:

- титульный лист;
- реферат;
- содержание;
- введение;
- основную часть;
- заключение;
- список использованных источников.

На титульный лист выносятся названия университета и кафедры, а также название курсовой работы, фамилия и инициалы студента, номер его группы, год написания курсовой работы и фамилия преподавателя, руководившего работой.

Реферат должен содержать сведения об объеме курсовой работы, количестве иллюстраций, таблиц, количестве использованных источников, перечень ключевых слов и текст реферата. Перечень ключевых слов должен характеризовать содержание реферируемой курсовой работы и содержать от 5 до 15 ключевых слов в именительном падеже, написанных в строку через запятые. Текст реферата должен отражать объект исследования, цель проводимой работы, метод исследования, полученные результаты, область применения. Объем реферата около 1200 знаков.

Содержание представляет собой перечень разделов курсовой работы в порядке их следования с обозначением номеров страниц, на которых они начинаются.

Во введении должны быть приведены цели и задачи курсовой работы, необходимость ее проведения и ее место в общей схеме баллистического

проектирования летательного аппарата.

В основной части дается обоснование выбора методики расчета, описывается эта методика расчета и приводятся результаты расчета по выбранной методике.

Результаты расчетов представляются в виде таблиц и рисунков, отображающих требуемые функциональные зависимости рассматриваемых параметров.

Заключение должно содержать краткие выводы по результатам проделанной работы с теоретическим и физическим обоснованием основных функциональных зависимостей.

Список использованных источников представляет собой список печатных работ в виде книг, журнальных статей, методических пособий и методических указаний, которые были использованы при выборе методики и проведении расчетов. Список источников составляется в порядке следования ссылок на них в тексте описания курсовой работы.

1.2. Правила оформления курсовой работы

Текст курсовой работы пишется от руки на одной стороне листа белой бумаги формата А4 (297x210 мм).

При написании текста следует соблюдать следующие размеры полей: левое - не менее 30 мм, правое - не менее 10 мм, верхнее - не менее 15 мм, нижнее - не менее 20 мм.

Распечатки расчетов на ЭВМ должны соответствовать формату А4. Если формат распечаток превышает размеры формата А4, то их следует сложить соответствующим образом, удобным для прочтения результатов расчетов. Распечатки включаются в общую нумерацию страниц курсовой работы и помещаются после заключения в виде приложения.

Текст основной части курсовой работы делится на разделы, подразделы и пункты.

Заголовки разделов пишутся симметрично тексту прописными буквами. Череносы слов в заголовке не допускаются. Точка в конце заголовка не ставится. Если заголовок состоит из двух предложений, их разделяют точкой. Заголовки подразделов и пунктов пишутся с абзаца, начинающегося на 15-17 мм правее границы левого поля. Эти заголовки пишутся строчными буквами кроме первой прописной. Заголовки разделов подразделов и пунктов образуют содержание курсовой работы.

Расстояние между заголовками и текстом должно быть не менее 20 мм.

Каждый раздел следует начинать с новой страницы.

Страницы курсовой работы нумеруются арабскими цифрами.

Титульный лист включается в общую нумерацию. На титульном листе номер не ставят, а на последующих страницах номер проставляется в правом верхнем углу на полях.

Разделы должны иметь порядковую нумерацию в пределах всей курсовой работы и обозначаются арабскими цифрами с точкой в конце.

Введение и заключение не нумеруются.

Подразделы нумеруются арабскими цифрами в пределах каждого раздела. Номер подраздела состоит из номера раздела и порядкового номера подраздела, разделенных точкой. В конце номера подраздела должна быть точка.

Пункты нумеруются арабскими цифрами в пределах каждого подраздела. Номер пункта состоит из номера раздела, подраздела и текущего номера пункта, разделенных точкой. В конце номера пункта должна стоять точка.

Иллюстрации (таблицы и рисунки), которые расположены на отдельных страницах, включают в общую нумерацию страниц.

Рисунки обозначаются словом "Рис." и нумеруются последовательно арабскими цифрами в пределах раздела. Номер рисунка должен состоять из номера раздела и порядкового номера рисунка, разделенных точкой. Номер рисунка помещают ниже поясняющей надписи для данного рисунка.

Таблицы нумеруются последовательно арабскими цифрами в пределах раздела. В правом верхнем углу таблицы над соответствующим заголовком помещается надпись "Таблица" с указанием номера таблицы. Номер таблицы должен состоять из номера раздела и порядкового номера таблицы, разделенных точкой.

При переносе части таблицы на другой лист слово "Таблица" и номер ее указывают один раз справа над первой частью таблицы. Над другими частями пишут слово "Продолжение". Если в курсовой работе несколько таблиц, то после слова "Продолжение" пишут слово "табл." и указывают номер таблицы.

Формулы в курсовой работе нумеруют арабскими цифрами в пределах раздела. Номер формулы состоит из номера раздела и порядкового номера формулы в разделе, разделенных точкой. Номер указывают с правой стороны листа на уровне формулы в круглых скобках. Нумеровать следует те формулы, на которые есть ссылка в тексте.

Иллюстрации (таблицы и рисунки) должны быть четко выполнены. Иллюстрации выполняются на отдельных листах.

Рисунки выполняются на миллиметровой бумаге карандашом. Сетка, подписи, надписи и обозначения осей делаются также карандашом.

Иллюстрации должны быть расположены так, чтобы их было удобно рассматривать без поворота курсовой работы или с поворотом по часовой стрелке. Иллюстрации располагаются после первой ссылки на них.

Иллюстрации должны иметь наименование. При необходимости иллюстрации снабжают поясняющими данными (подрисовочный текст). Наименование иллюстрации помещают над ней, поясняющие данные — под ней.

Каждая таблица должна иметь заголовок. Заголовок и слово "Таблица" пишутся с прописной буквы. Заголовок не подчеркивают.

Заголовок каждой графы таблицы должен начинаться с прописных букв, подзаголовок — со строчных, если он составляет одно предложение с заголовком, и с прописных, если подзаголовок самостоятелен. Делить головки таблицы по диагонали не допускается. Высота строк должна быть не менее 3 мм. Графу " " пп " в таблицу включать не следует.

Таблицу размещают после первого упоминания с ней в тексте таким образом, чтобы ее можно было читать без поворота курсовой работы или с поворотом по часовой стрелке. Таблицу с большим количеством строк допускается переносить на другой лист. При переносе заголовков помещают только над ее первой частью. Таблицу с большим количеством граф допускается переносить на другой лист. При этом повторяется боковик таблицы на каждом листе.

Пояснение значений символов и числовых коэффициентов следует приводить непосредственно под формулой в той же последовательности, в какой они даны в формуле. Значение каждого символа и числового коэффициента следует давать с новой строки. Первую строку объяснения начинают со слова "где" и без двоеточия.

Уравнения и формулы следует выделять из текста свободными строками. Выше и ниже каждой формулы должно быть оставлено не менее одной свободной строки.

Ссылки в тексте на источники допускается указывать порядковым номером по списку источников, выделенных двумя косыми чертами.

Ссылки на иллюстрации указывают порядковым номером иллюстрации, помещенным в круглые скобки.

Ссылки на формулы указывают порядковым номером формулы, заключенным в круглые скобки.

На все таблицы должны быть ссылки в тексте, при этом слово "Таблица" в тексте пишут полностью, если таблица не имеет номера, и сок-

ращенно "табл." - если имеет номер.

Список источников должен содержать перечень источников, использованных при выполнении курсовой работы.

Источники следует располагать в порядке появления ссылок в тексте курсовой работы.

2. ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЕТНОЙ СХЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Типичный летательный аппарат можно рассматривать как совокупность корпуса летательного аппарата, одного или нескольких типов крыльев и одного или нескольких типов ускорителей. Под ускорителями будем понимать корпусные элементы летательного аппарата, носовые части которых явно выделяются из контура корпуса летательного аппарата.

Расчет аэродинамических характеристик ускорителей выполняется по методике, полностью аналогичной методике расчета аэродинамических характеристик корпуса. Последняя предполагает, что корпус имеет осесимметричную форму. В связи с этим при формировании расчетной схемы летательного аппарата его корпус и ускорители заменяются эквивалентными телами вращения: площадь каждого поперечного сечения эквивалентного тела вращения равна площади соответствующего поперечного сечения корпуса или ускорителя. При этом определяется эквивалентный диаметр такого тела:

$$D_{экв} = \sqrt{\frac{4S}{\pi}}$$

где S - площадь поперечного сечения корпуса или ускорителя.

На рис.2.1 и 2.2 показаны некоторые возможные варианты формирования расчетной схемы летательного аппарата. На рис.2.1 приведен вариант, когда расчет конфигурации заменяется расчетом эквивалентного тела вращения, а на рис.2.2 расчет конфигурации заменяется расчетом изолированного корпуса и двух изолированных ускорителей.

В качестве площади мидела летательного аппарата S_m принимается максимальная площадь поперечного сечения корпуса летательного аппарата.

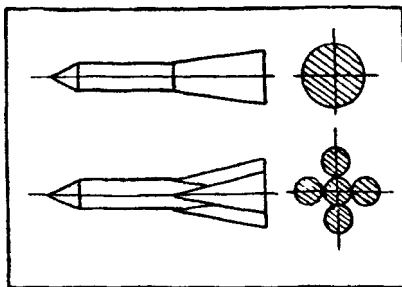


Рис.2.1. Вариант формирования расчетной схемы летательного аппарата заменой эквивалентным корпусом

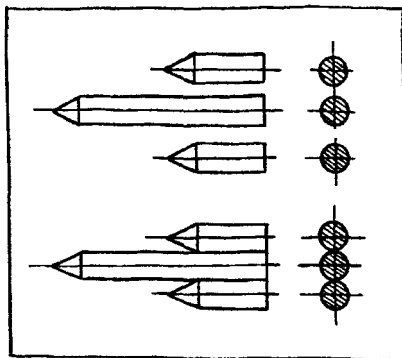


Рис.2.2. Вариант формирования расчетной схемы летательного аппарата заменой изолированными корпусом и ускорителями

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Летательный аппарат в целом представляет собой совокупности корпуса, l крыльев и N ускорителей. Подъемная сила и лобовое сопротивление летательного аппарата будут представлять собой суммы подъемных сил и лобовых сопротивлений его отдельных частей:

$$Y_a = Y_{a \text{ корп}} + N Y_{a \text{ у}} + \frac{n}{2} Y_{a \text{ кр}} ,$$

$$X_a = X_{a \text{ корп}} + N X_{a \text{ у}} + n X_{a \text{ кр}} ,$$

где $Y_{a \text{ корп}}$, $Y_{a \text{ кр}}$, $Y_{a \text{ у}}$ - подъемные силы корпуса, крыла и ускорителя;

$X_{a \text{ корп}}$, $X_{a \text{ кр}}$, $X_{a \text{ у}}$ - силы лобового сопротивления корпуса, крыла и ускорителя.

В этих формулах под крылом понимается несущая поверхность, составленная из двух консолей, и учитывается тот факт, что сопротивление создают все крылья, а подъемную силу создают только половина, остальные работают как вертикальное оперение.

Пренебрегая торможением потока в области крыла и ускорителей с учетом основной формулы экспериментальной аэродинамики эти выражения представляются в виде

$$C_{ya} q_{\infty} S_M = C_{ya \text{ корп}} q_{\infty} S_{M \text{ корп}} + N C_{ya \text{ у}} q_{\infty} S_{M \text{ у}} + \frac{n}{2} C_{ya \text{ кр}} K_{дд} q_{\infty} S_{кр} ,$$

$$C_{xa} q_{\infty} S_M = C_{xa \text{ корп}} q_{\infty} S_{M \text{ корп}} + N C_{xa \text{ у}} q_{\infty} S_{M \text{ у}} + n C_{xa \text{ кр}} q_{\infty} S_{кр} ,$$

где C_{ya} , C_{xa} - коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления аппарата;

$C_{ya \text{ корп}}$, $C_{ya \text{ кр}}$, $C_{ya \text{ у}}$ - коэффициенты подъемной силы изолированных корпуса, крыла и ускорителя соответственно;

$C_{xa \text{ корп}}$, $C_{xa \text{ кр}}$, $C_{xa \text{ у}}$ - соответствующие коэффициенты лобового сопротивления;

$K_{дд}$ - коэффициент интерференции, учитывающий увеличение подъемной силы системы крыло-корпус от их взаимного влияния;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{кр}$, $S_{M \text{ у}}$ - характерные площади корпуса, крыла и ускорителя.

Значения коэффициентов подъемной силы летательного аппарата и производной подъемной силы летательного аппарата по углу атаки, свя-

занные между собой в диапазоне малых углов атаки α соотношением $C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} \alpha$, могут быть определены по формулам

$$C_{ya} = C_{ya \text{ корп}} \frac{S_{M. \text{корп}}}{S_M} + N C_{ya \text{ у}} \frac{S_{M. \text{у}}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{ya \text{ кр}} K_{dd} \frac{S_{кр}}{S_M},$$

$$C_{ya}^{\alpha} = C_{ya \text{ корп}}^{\alpha} \frac{S_{M. \text{корп}}}{S_M} + N C_{ya \text{ у}}^{\alpha} \frac{S_{M. \text{у}}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{ya \text{ кр}}^{\alpha} K_{dd} \frac{S_{кр}}{S_M},$$

где C_{ya}^{α} , $C_{ya \text{ корп}}^{\alpha}$, $C_{ya \text{ кр}}^{\alpha}$, $C_{ya \text{ у}}^{\alpha}$ — производные коэффициентов подъемной силы по углу атаки соответственно аппарата, изолированного корпуса, крыла и ускорителя.

Значения коэффициента лобового сопротивления летательного аппарата могут быть найдены по формуле

$$C_{xa} = C_{xa \text{ корп}} \frac{S_{M. \text{корп}}}{S_M} + N C_{xa \text{ у}} \frac{S_{M. \text{у}}}{S_M} + n C_{xa \text{ кр}} \frac{S_{кр}}{S_M}.$$

Удобнее представить коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата в виде суммы двух коэффициентов:

$$C_{xa} = C_{xa 0} + C_{xa i},$$

где $C_{xa 0}$ — коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата при нулевом угле атаки;

$C_{xa i}$ — коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата.

Коэффициенты $C_{xa 0}$ и $C_{xa i}$ могут быть найдены по формулам

$$C_{xa 0} = C_{xa 0 \text{ корп}} \frac{S_{M. \text{корп}}}{S_M} + N C_{xa 0 \text{ у}} \frac{S_{M. \text{у}}}{S_M} + n C_{xa 0 \text{ кр}} \frac{S_{кр}}{S_M}$$

$$C_{xa i} = C_{xa i \text{ корп}} \frac{S_{M. \text{корп}}}{S_M} + N C_{xa i \text{ у}} \frac{S_{M. \text{у}}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{xa i \text{ кр}} \frac{S_{кр}}{S_M},$$

где $C_{xa 0 \text{ корп}}$, $C_{xa 0 \text{ кр}}$, $C_{xa 0 \text{ у}}$ — коэффициенты лобового сопротивления при нулевом угле атаки соответственно корпуса, крыла и ускорителя;

$C_{xa i \text{ корп}}$, $C_{xa i \text{ кр}}$, $C_{xa i \text{ у}}$ — коэффициенты индуктивного сопротивления корпуса, крыла и ускорителя.

Лобовое сопротивление при нулевом угле атаки принято разделять на сопротивление трения и сопротивление давления:

$$C_{xa 0} = C_{x \text{ тр}} + C_{x \text{ др}}.$$

Коэффициенты трения и давления определяются через их составляющие для отдельных частей аппарата:

$$C_{x \text{ тр}} = C_{x \text{ тр.кorp}} \frac{S_{\text{м.кorp}}}{S_{\text{м}}} + N C_{x \text{ тр.у}} \frac{S_{\text{м.у}}}{S_{\text{м}}} + \pi C_{x \text{ тр.кр}} \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м}}},$$

$$C_{x \text{ q}} = C_{x \text{ q.кorp}} \frac{S_{\text{м.кorp}}}{S_{\text{м}}} + N C_{x \text{ q.у}} \frac{S_{\text{м.у}}}{S_{\text{м}}} + \pi C_{x \text{ q.кр}} \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м}}},$$

где $C_{x \text{ тр.кorp}}$, $C_{x \text{ тр.кр}}$, $C_{x \text{ тр.у}}$ - коэффициенты трения корпуса, крыла и ускорителя;

$C_{x \text{ q.кorp}}$, $C_{x \text{ q.кр}}$, $C_{x \text{ q.у}}$ - коэффициенты сопротивления давления корпуса, крыла и ускорителя.

Таким образом, чтобы определить аэродинамические коэффициенты летательного аппарата, необходимо определить аэродинамические коэффициенты его отдельных частей.

4. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ТРЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

4.1. Расчет коэффициента трения корпуса летательного аппарата

Пренебрегая влиянием кривизны поверхности на силу трения, а также наклоном отдельных элементов поверхности к оси корпуса, можно написать

$$C_{x \text{ тр.кorp}} = \frac{2 C_{f \text{ м-0}}}{2} \eta_{\text{м}} \frac{F_{\text{кorp}}}{S_{\text{м.кorp}}},$$

где $F_{\text{кorp}}$ - площадь смоченной поверхности корпуса (без площади донного сечения);

$2 C_{f \text{ м-0}}$ - коэффициент трения плоской пластины в несжимаемом потоке;
 $\eta_{\text{м}}$ - коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости на сопротивление трения.

Для аппарата с одной носовой и одной кормовой частью конической формы площадь $F_{\text{кorp}}$ можно определить по приближенной формуле

$$F_{\text{кorp}} = 2 S_{\text{м.кorp}} [2 \lambda_{\text{кorp}} - \lambda_{\text{н}} (1 - \eta_{\text{к}}) - \lambda_{\text{к}} (1 - \eta_{\text{к}})],$$

где $S_{\text{м.кorp}}$ - площадь миделя корпуса;

$\lambda_{\text{кorp}}$, $\lambda_{\text{н}}$, $\lambda_{\text{к}}$ - удлинение корпуса, носовой и кормовой частей летательного аппарата;

$\eta_{\text{к}}$ - сужение кормовой части.

Удвоенный коэффициент трения $2 C_{f \text{ м-0}}$ может быть приближенно определен

по рис.4.1 в зависимости от относительной координаты \bar{x}_t точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, а также по формулам в зависимости от числа Рейнольдса Re и координаты точки перехода \bar{x}_t :

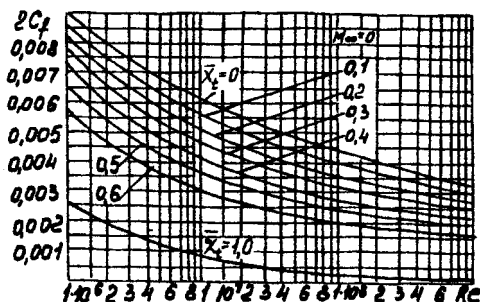


Рис.4.1. Коэффициент трения плоской пластины в несжимаемом потоке

для ламинарного слоя $Re < 485000$

$$2C_{f, M=0} = \frac{2,656}{\sqrt{Re}} ;$$

для турбулентного пограничного слоя $Re > 10^7$

$$2C_{f, M=0} = \frac{0,91}{(\lg Re)^{2,28}} ;$$

для смешанного пограничного слоя $485000 < Re < 10^7$

$$2C_{f, M=0} = \frac{0,91}{(\lg Re)^{2,28}} \left(1 - \bar{x}_t + \frac{40 \bar{x}_t^{0,625}}{Re^{0,375}} \right)^{0,8} .$$

Число Рейнольдса определяется по длине корпуса $L_{корп}$:

$$Re = \frac{\rho_{\infty} M_{\infty} L_{корп}}{\gamma} ,$$

где M_{∞} - число Маха набегающего потока;

$L_{корп}$ - длина корпуса;

γ - коэффициент кинематической вязкости;

ρ_{∞} - скорость звука на заданной высоте, определяемая по таблице стандартной атмосферы (прил.1)

Относительная координата точки перехода \bar{x}_t определяется по формуле

$$\bar{x}_t = \min \left[\frac{10^n}{Re}, \frac{L_n}{L_{\text{корп}}} \right],$$

$$n = 5 + [1,5 + 0,6 M_{\infty} (1 - 0,25 M_{\infty}^2)] \left\{ 1 - \left[\frac{g(h_w / L_{\text{корп}} Re - 1)}{2,2 + 0,7664 M_{\infty}^2} \right]^2 \right\}^{0,5},$$

где h_w - средняя высота бугорков шероховатости поверхности;
 L_n - длина носовой части.

Высота бугорков шероховатости определяется для различных поверхностей по табл. 4.1.

Таблица 4.1
 Характеристики шероховатости поверхности

Характер поверхности	Класс чистоты	Примерная высота бугорков h_w , мкм
Механически обработанные детали	4	40,0
	5	20,0
	6	10,0
	7	6,3
	8	3,2
Листы дюралюминиевые, анодированные	9	1,6
		6...10
То же, окрашенные с помощью пульверизатора		20...30

Для остроносого корпуса можно считать пограничный слой полностью турбулентным, а для тупоносого - ламинарным на участке носовой части, а на остальных участках поверхности - турбулентным.

При расчете $C_{x \text{ тр.н}}$ для носовой части, в отличие от плоской пластинки, необходимо учесть, что при прочих равных условиях коэффициент трения конуса больше коэффициента трения плоской пластины с хордой, равной длине образующей конуса, в 1,73 раза для ламинарного и в 1,17 раза для турбулентного пограничного слоя.

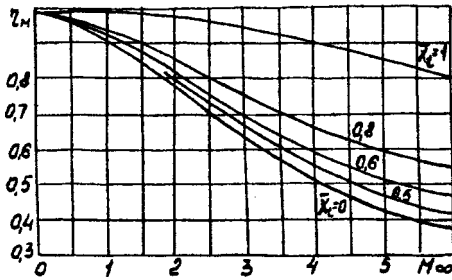


Рис.4.2. Влияние сжимаемости на коэффициент трения плоской пластины

Коэффициент η_M , учитывающий влияние числа Маха на сопротивление трения, определяется по рис.4.2 или по формулам:

для ламинарного режима течения

$$\eta_M = (1 + 0,1 M_\infty^2)^{-0,125}$$

для турбулентного режима течения

$$\eta_M = (1 + 0,1 M_\infty^2)^{-\frac{2}{3}}$$

4.2. Расчет коэффициента трения ускорителей летательного аппарата

Расчет коэффициента трения ускорителей летательного аппарата ведется так же, как и для корпуса, но число Re определяется по длине ускорителя. Для ускорителя пограничный слой можно принять полностью турбулентным.

4.3. Расчет коэффициента трения крыльев

Коэффициент профильного сопротивления определяется по формуле

$$C_{x \text{ тр. кр}} = 2 C_f M=0 \eta_M \eta_c$$

где η_c - коэффициент, учитывающий влияние относительной толщины \bar{c} профиля крыла;

η_M - коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости.

Величины коэффициентов η_c и η_M определяются соответственно по рис.4.3 и 4.2.

Коэффициент η_c для турбулентного пограничного слоя может быть рассчитан по формуле

$$\eta_c = 1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2$$

Коэффициент η_M рассчитывается так же, как и для корпуса.

Число Рейнольдса определяется по средней хорде крыла

$$R_e = \frac{a_\infty M_\infty \bar{b}_{cp}}{\nu},$$

$$\bar{b}_{cp} = \frac{S_{кр}}{l_{кр}}.$$

Относительная координата точки перехода \bar{x}_t ламинарного пограничного слоя в турбулентный определяется следующим образом. Сначала определяется координата точки перехода для нестреловидного (прямого) крыла

$$\bar{x}_{t\text{ пр}} = \min \left\{ \frac{10^n}{R_e}, \sqrt{\bar{x}_c^2 + \bar{x}_f^2} \text{ или } \sqrt{\bar{x}_c \bar{x}_f} \right\},$$

где \bar{x}_c и \bar{x}_f - относительные координаты максимальной толщины и максимальной кривизны крыла. Показатель степени n определяется по формулам, описанным ранее для корпуса, при этом высота бугорков шероховатости относится к средней хорде крыла.

Координата точки перехода \bar{x}_t для стреловидного крыла определяется в результате умножения относительной координаты $\bar{x}_{t\text{ пр}}$ на поправочный коэффициент K_x , учитывающий влияние стреловидности на точку перехода:

$$\bar{x}_t = \bar{x}_{t\text{ пр}} K_x K_p,$$

$$K_x = 1 - 0,951 \sin \chi_o + 0,047 \sin 3 \chi_o + 0,013 \sin 5 \chi_o,$$

где χ_o - стреловидность по передней кромке крыла;

$K_p = 1$, если профиль крыла состоит из прямолинейных участков;

$K_p = 1,2$, если профиль крыла выпуклый.

4.4. Коэффициент трения летательного аппарата

Коэффициент трения летательного аппарата определяется следующим образом:

$$C_{x\text{ тр}} = C_{x\text{ тр. корп}} \frac{S_{M\text{ корп}}}{S_M} + N C_{x\text{ тр.у}} \frac{S_{M,u}}{S_M} + n C_{x\text{ тр.кр}} \frac{S_{кр}}{S_M},$$

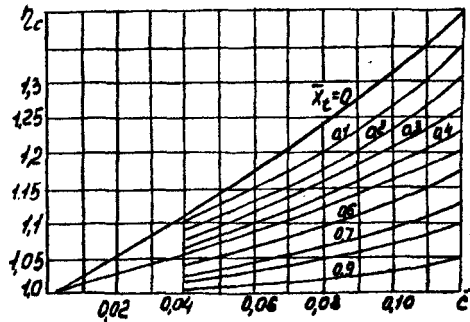


Рис.4.3. Влияние толщины профиля на коэффициент трения

где $C_{x \text{ тр. корп.}}$, $C_{x \text{ тр. крыл.}}$, $C_{x \text{ тр. у.}}$ — коэффициенты трения корпуса, крыла и ускорителя;

$S_{\text{м. корп.}}$, $S_{\text{м. у.}}$, $S_{\text{кр}}$ — площади мидела корпуса, ускорителя и характерная площадь крыла;

$S_{\text{л}}$ — площадь мидела легательного аппарата;

n , N — количество крыльев и ускорителей.

5. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ЛЕГАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

5.1. Расчет коэффициента сопротивления давления корпуса

5.1.1. Сопротивление носовых частей

Сопротивление носовых частей зависит от величины их удлинения и формы контура. Значение $C_{x \text{ д. н.}}$ возрастает до числа M_{∞} , соответствующего присоединению головного скачка уплотнения. При дальнейшем увеличении числа M_{∞} значения $C_{x \text{ д. н.}}$ монотонно уменьшаются в связи с увеличением угла наклона присоединенного скачка и уменьшением потерь энергии в нем.

На рис. 5.1 - 5.4 приведены коэффициенты сопротивления конических и оживальных носовых частей различного удлинения.

При одинаковой величине удлинения носовых частей коническая форма имеет угол при вершине меньший, чем у оживальной. Поэтому у оживальной носовой части присоединение головного скачка происходит при больших значениях M_{∞} . Меньшее лобовое сопротивление оживальных носовых частей связано с тем, что большие значения давления, приложенного на начальном участке носика, распространяются на меньшую площадь а меньшие значения давления, приложенного на остальной части контура оживала (с меньшим местным углом наклона к невозмущенному потоку, чем у конуса), распространены на большую площадь. При дозвуковых скоростях ($M_{\infty} < 0,6$) на некоторых участках возникает пониженное давление вследствие чего может появиться подсосывающая сила, направленная против набегающего потока, т.е. сопротивление носовой части оживальной формы может получиться отрицательным.

Если носовая часть представляет собой конус со сферическим закруглением, коэффициент сопротивления давления носовой части опреде-

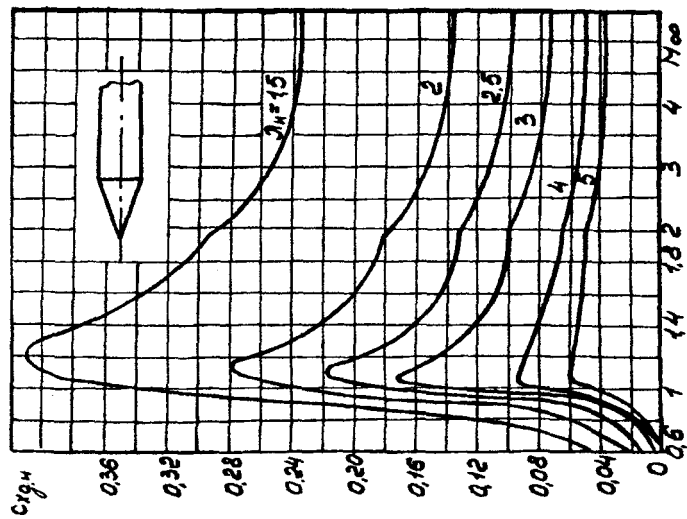


Рис. 5.1. Коэффициент сопротивления носовой части конической формы

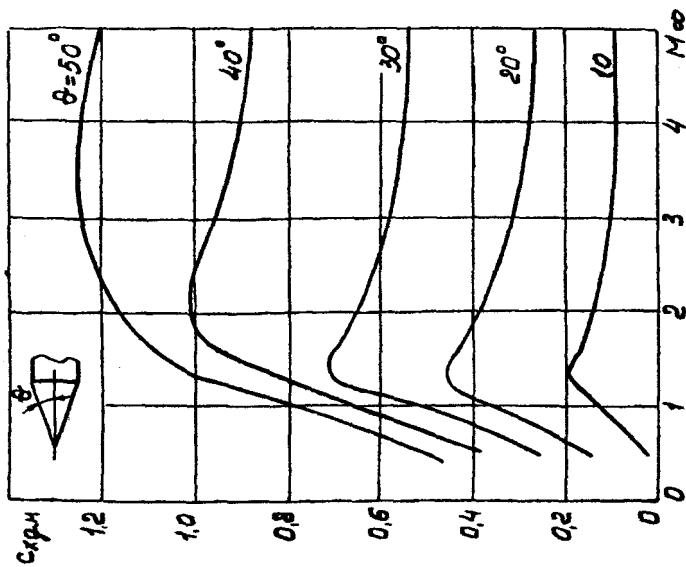


Рис. 5.2. Коэффициент сопротивления давления носовых частей конической формы в зависимости от угла полураствора конуса

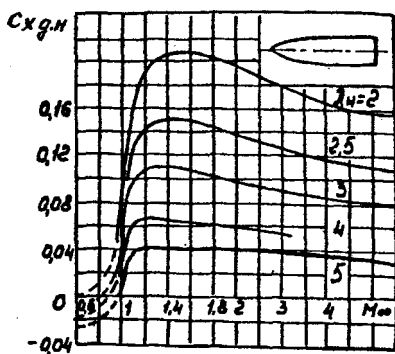


Рис.5.3. Коэффициент сопротивления носовых частей оживальной формы

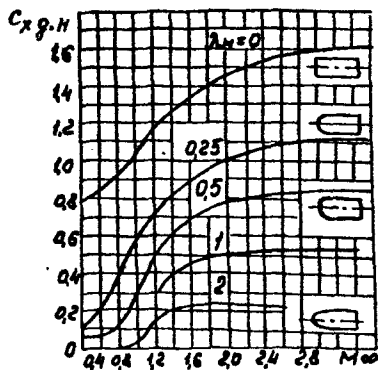


Рис.5.4. Коэффициент сопротивления носовых частей

ляется по формуле

$$C_{x_{g.N}} = C'_{x_{g.N}}(1 - \bar{F}^2 \cos^2 \theta) + C_{x_{g.cф}} \bar{F}^2,$$

где $C'_{x_{g.N}}$ - коэффициент носового сопротивления доростроенного конуса;

\bar{F} - относительный радиус затупления;

θ - угол полураствора конуса;

$C_{x_{g.cф}}$ - коэффициент сопротивления полусферы с цилиндром.

Доростроенный конус имеет удлинение (табл. 5.1)

$$\lambda_N = \frac{l}{2tg\theta} = \frac{l_N}{D}$$

и коэффициент его сопротивления определяется по рис.5.1. Относительный радиус затупления \bar{F} определяется как отношение радиуса затупления r к радиусу цилиндрической части R , следующей за носовой. Коэффициент сопротивления полусферы $C_{x_{g.cф}}$ для удлинения $\lambda_{cф} = 0,5$ определяется по рис.5.4.

Если носовая часть имеет параболические обводы со сферическим затуплением, расчет ведется по формуле

$$C_{x_{g.N}} = C'_{x_{g.N}} [1 - \bar{F}^2 \cos \theta (3,1 - 1,4 \bar{F} \cos \theta - 0,7 \bar{F}^2 \cos \theta)], \quad (5.1)$$

где $C'_{x_{g.N}}$ - коэффициент носового сопротивления доростроенной (незатупленной) носовой части.

Доростроенная носовая часть обивальной формы имеет удлинение

$$\lambda_{N.ож} = \frac{\lambda_{N.ож} - 0,5 \bar{F}}{\sqrt{1 - \bar{F}^2}},$$

где $\lambda_{N.ож}$ - фактическое удлинение затупленной носовой части, определяемое как отношение длины носовой части к ее диаметру у основания.

Коэффициент $C'_{x_{g.N}}$ определяется по рис.5.3.

Угол θ в (5.1) определяется по формуле

$$\theta = \arctg \left(\frac{1 - \bar{F}}{\lambda_{N.ож} - 0,5 \bar{F}} \right).$$

Коэффициент носового сопротивления переходников в виде усеченного конуса определяется по формуле

$$C_{x_{g.N}} = C'_{x_{g.N}} \left(1 - \frac{S_1}{S_2} \right),$$



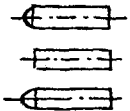
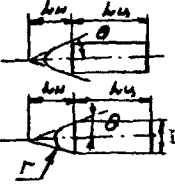
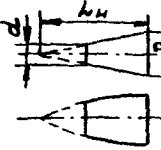
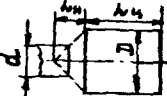
где $C'_{x_{g.N}}$ - коэффициент носового сопротивления доростроенного конуса с удлинением $\lambda_N = \frac{l}{2tg\theta}$,

S_1, S_2 - площади миделя цилиндрических частей соответственно с меньшим и большим диаметром.

Формулы для расчета коэффициентов сопротивления носовых частей различных форм приведены в табл.5.1.

Таблица 5.1.

формулы для расчета сопротивления носовых частей

Элементы корпуса	Эскизы	Методика определения сопротивления носовых и кормовых частей
Конус		по рис. 5.1 и 5.2.
Оживало		по рис 5.3
Полусфера, цилиндр с плоским торцом или эллиптическая головная часть.		по рис. 5.4
Конус или оживало со сферическим затуплением		$C_{x_{дн}} = C_{x_{дн}}'(1 - \bar{r}^2 \times \cos^2 \theta) + C_{x_{сф}} \bar{r}^2$ $C_{x_{дн}} \text{ по рис 5.1 или 5.2 при } \lambda_n = \frac{L_n}{D}$ $C_{x_{сф}} \text{ по рис 5.4 для сферы}$ $\bar{r} = \frac{2r}{D}$
Конус или оживало с плоским затуплением		$C_{x_{дн}} = C_{x_{дн}}'(1 - \bar{a}^2) + C_{x_{плт}} \bar{r}^2$ $C_{x_{дн}} \text{ по рис 5.1 или 5.2 при } \lambda_n = \frac{L_n}{D}$ $C_{x_{плт}} \text{ по рис 5.4 для плоского торца}$ $\bar{r} = \frac{a}{D}$
Расширяющийся переходник		$C_{x_{дн}} = C_{x_{дн}}'(1 - \bar{a}^2)$ $C_{x_{дн}} \text{ по рис. 5.2 или 5.1}$ $\text{при } \lambda_n = \frac{L_n}{D}$ $\bar{a} = \frac{a}{D}$

5.1.2. Сопротивление кормовых частей

Сопротивление кормовой части зависит от формы и удлинения. На рис.5.5 и 5.6 представлены зависимости сопротивления кормовых частей от числа M_∞ при различных значениях η_k и λ_k . При определении значений η_k и λ_k следует помнить, что графики на этих рисунках справедливы только при неолыких углах наклона образующей кормовой части к оси тела вращения (примерно до 20°), когда сохраняется плавное обтекание. При более крутых обводах возникает срыв потока. В первом приближении можно считать, что часть тела вращения, находящаяся за точкой отрыва потока, не влияет на лобовое сопротивление тела. При расчете $C_{x_{g,k}}$ нужно поступать следующим образом:

- 1) проводится касательная к телу под углом 20° (рис.5.7);
- 2) часть тела за точкой касания отбрасывается;
- 3) для оставшейся части тела определяются геометрические

параметры η_k^* , λ_k^* : $\eta_k^* = \frac{D_{gn}^*}{D}$, $\lambda_k^* = \frac{L_k^*}{D}$

и по рис.5.5 и 5.6 определяется коэффициент сопротивления кормовой части.

5.1.3. Сопротивление донной части

Донное сопротивление обусловлено возникновением разрежения за тупым основанием тела. Величина разрежения, устанавливающаяся за донным срезом корпуса, зависит от многих факторов: формы кормовой части, наличия или отсутствия хвостового оперения, реактивной струи, длины корпуса, состояния пограничного слоя, температуры поверхности и т.д.

При определении площади донного среза S_{gn} следует учитывать замечание, сделанное в предыдущем разделе. Если обводы кормовой части достаточно круты (угол наклона образующей больше 20°), то предварительно следует найти фиктивные параметры η_k^* и λ_k^* , а также фиктивную площадь донного среза

$$S_{gn}^* = \frac{\pi (D_{gn}^*)^2}{4}$$

Если из донного среза вытекает реактивная струя при работающем двигателе, в этом случае за S_{gn} следует принимать площадь кольца, заключенного между внешней окружностью донного среза и окружностью среза сопла.

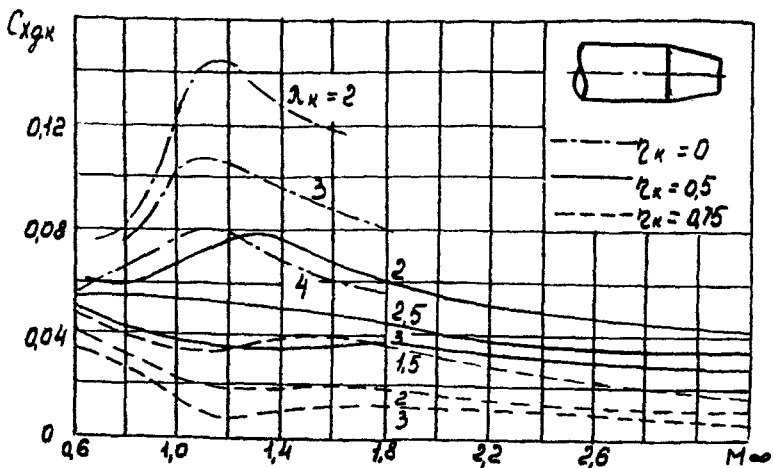


Рис.5.5. Коэффициент сопротивления
кормовой части конической формы

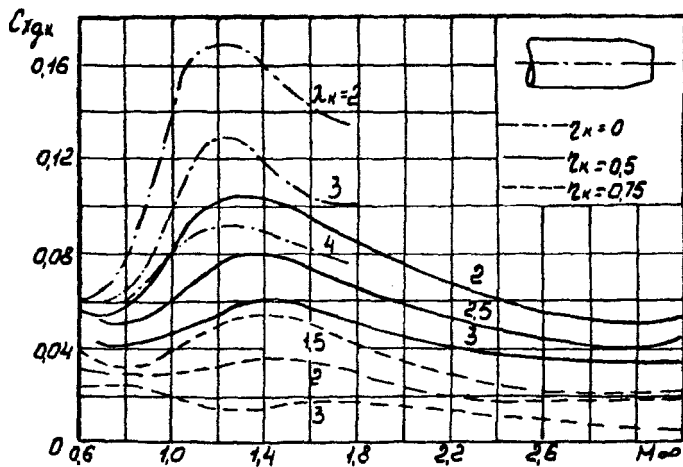


Рис.5.6. Коэффициент сопротивления
кормовой части параболической формы

При дозвуковых скоростях полета ($M_\infty < 0,8$) коэффициент донного сопротивления может быть приближенно найден по формуле

$$C_{x \text{ д. дн}} = (-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1} \eta_k \frac{S_{\text{д. н.}}}{S_{\text{М. корп}}},$$

$$(-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1} = \sqrt{\frac{0,0155}{\lambda_{\text{корп}} S_{\text{ф. корп}}}},$$

где $\lambda_{\text{корп}}$ — удлинение корпуса;
 $C_{\text{ф. корп}}$ — коэффициент сопротивления трения плоской пластины, длина которой равна длине корпуса ($C_{\text{ф. корп}} = C_{\text{ф. М=0}} \eta_{\text{М}}$).

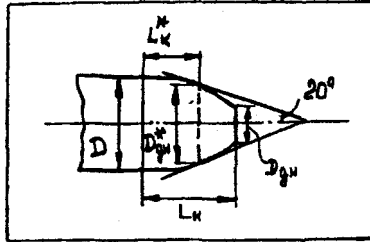


Рис.5.7. Выделение кормовой части

При числах Маха $M_\infty > 0,8$ коэффициент донного сопротивления тела вращения, отнесенный к площади мидела, можно подсчитывать по формуле

$$C_{x \text{ д. дн}} = (-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1} K_2 \frac{S_{\text{д. н.}}}{S_{\text{М. корп}}},$$

где $(-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1}$ — коэффициент донного давления для тел вращения без сужающейся кормовой части ($\eta_k = 1$);

K_2 — коэффициент, учитывающий форму кормовой части.

Коэффициент донного давления $(-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1}$ определяется по рис.5.8, а коэффициент K_2 — по рис.5.9.

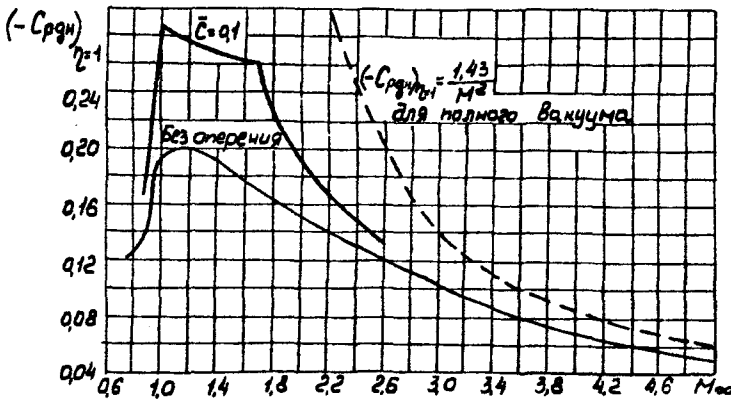


Рис.5.8. Коэффициент донного давления

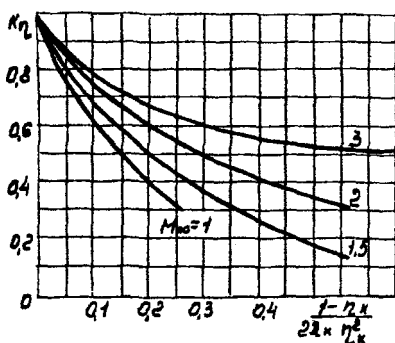


Рис.5.9. Коэффициент влияния сужения кормовой части

Если кормовая часть летательного аппарата расширяется ($\eta_k > 1$), следует полагать, что кривые для k_η симметричны относительно точки с координатами (0,1).

5.1.4. Коэффициент сопротивления давления корпуса

Коэффициент сопротивления давления корпуса определяется по формуле

$$C_{x \text{ д. корп}} = C_{x \text{ д. н1}} \frac{S_1}{S_{\text{м. корп}}} + C_{x \text{ д. н2}} \frac{S_2}{S_{\text{м. корп}}} + C_{x \text{ д. к}} \frac{S_k}{S_{\text{м. корп}}} + C_{x \text{ д. дн}}$$

где $C_{x \text{ д. н1}}$ - коэффициент сопротивления давления носовой части корпуса;
 $C_{x \text{ д. н2}}$ - коэффициент сопротивления давления усеченного конуса;
 $C_{x \text{ д. к}}$ - коэффициент сопротивления давления кормовой части корпуса;
 $C_{x \text{ д. дн}}$ - коэффициент сопротивления давления донной части корпуса;
 $S_1, S_2, S_{\text{м. корп}}$ - площади миделя первой, второй носовой части и корпуса соответственно.

5.2. Расчет коэффициента сопротивления давления ускорителей

Расчет коэффициента сопротивления давления ускорителей выполняется по методике расчета коэффициента сопротивления давления корпуса летательного аппарата.

5.3. Расчет коэффициента сопротивления давления крыльев

5.3.1. Критическое число Маха

Критическим числом Маха называется такое число Маха невозмущен-

ного потока, при котором где-либо на профиле впервые возникают скачки уплотнения. При числах Маха больших критического на крыле возникает волновое сопротивление.

Критическое число Маха крыла можно рассчитать по приближенной формуле

$$M_{*} = (M_{*})_{\text{проф}} + \Delta M_{\chi} + \Delta M_{\lambda},$$

где $(M_{*})_{\text{проф}}$ - критическое число Маха профиля;

ΔM_{χ} , ΔM_{λ} - поправки на стреловидность и конечность удлинения крыла.

Для грубых прикидок $(M_{*})_{\text{проф}}$ можно определить по формуле

$$(M_{*})_{\text{проф}} = 1 - 0,7\sqrt{\bar{c}} - 3,2\bar{c} C_{y\alpha}^{1,5},$$

где \bar{c} - относительная толщина профиля крыла.

При расчете $(M_{*})_{\text{проф}}$ в курсовой работе следует положить $C_{y\alpha} = C$. Это обусловлено тем, что профиль крыла принимается симметричным.

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

$$\Delta M_{\chi} = 0,9(\text{tg } \chi_c)^{1,2} (1 - M_{*0})(M_{*0} - 0,4),$$

$$\Delta M_{\lambda} = 0,3 \lambda_{кр}^{-1,5} (1 - M_{*0})(M_{*0} - 0,4),$$

где $M_{*0} = 1 - 0,7\sqrt{\bar{c}}$ - критическое число Маха профиля при нулевой подъемной силе;

χ_c - стреловидность крыла по линии наибольших толщин;

$\lambda_{кр}$ - удлинение крыла.

5.3.2. Волновое сопротивление крыла при нулевом угле атаки

При докритических скоростях полета $M_{\infty} < M_{*}$ сопротивлением давления тонких крыльев $C_{x д.кр} (M_{\infty} < M_{*})$ можно пренебречь, а при закритических $M_{\infty} > M_{*}$ это сопротивление следует рассчитывать как волновое $C_{x д.кр} (M_{\infty} > M_{*}) = C_x \text{ в.о.}$

По теории крыльев конечного размаха в сверхзвуковом потоке коэффициент волнового сопротивления при $\alpha = 0$ является функцией следующих величин:

$$\frac{C_x \text{ в.о.}}{\lambda_{кр} \bar{c}^2} = f(\lambda_{кр} \sqrt{M_{\infty}^2 - 1}, \lambda_{кр} \text{tg } \chi_c, \lambda_{кр}^3 \sqrt{\bar{c}}, \eta_{кр}),$$

где χ_c - угол стреловидности по линии максимальных толщин крыла.

На рис. 5.10 - 5.12 нанесены зависимости $\frac{C_x}{\lambda_{кр} \bar{c}^2} \frac{\lambda_{кр} \bar{c}^2}{\lambda_{кр} \bar{c}^2}$ для трапециевидных крыльев с ромбовидным профилем.

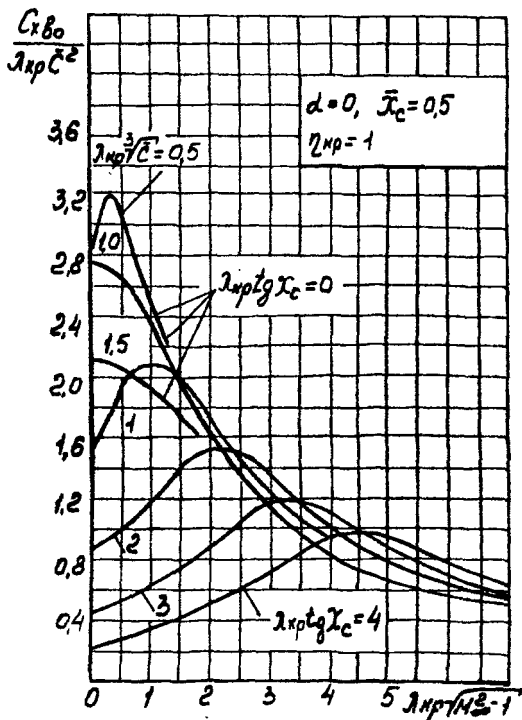


Рис.5.10. Волновое сопротивление крыльев с ромбовидным профилем

Отметим, что при $\lambda_{кр} \tan \alpha_c = 0$ и $M_\infty \approx 1$ значительное влияние оказывает параметр $\lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}}$, как это и следует из трансзвуковых правил подобия.

Для грубых расчетов в качестве \bar{c} можно принимать среднее арифметическое относительных толщин на конце и в корне крыла (при наличии корпуса - в бортовом сечении).

Для расчета $C_{x, \text{в}0}$ крыльев с произвольным симметричным профилем

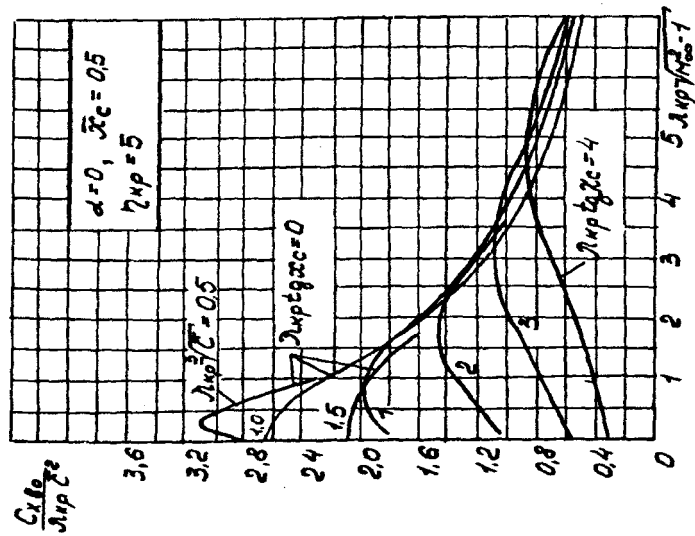


Рис.5.11. Волновое сопротивление крыльев с ромбовидным профилем

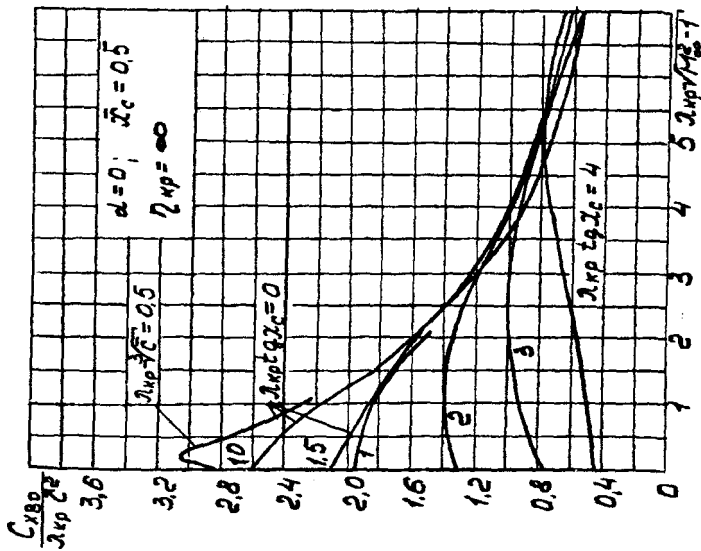


Рис.5.12. Волновое сопротивление крыльев с ромбовидным профилем

можно использовать формулу

$$C_{x \text{ в.о}} = (C_{x \text{ в.о}})_{\text{ромб}} [1 + \varphi(k-1)].$$

Коэффициент $(C_{x \text{ в.о}})_{\text{ромб}}$ определяется по рис.5.10 - 5.12, причем угол χ_c измеряется по линии максимальных толщин крыла с данным профилем (а не ромбовидным). Коэффициент φ определяется по рис.5.13. Коэффициент формы k определяется по табл.5.2.

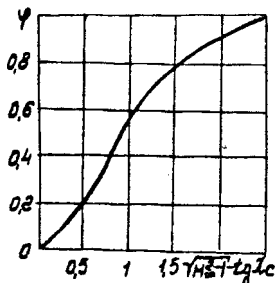


Рис.5.13. Согласующий коэффициент формы профиля

Если значения приведенного удлинения $\lambda_{кр} \sqrt{M_\infty^2 - 1} > 7$, волновое сопротивление крыла определяется по формуле

$$C_{x \text{ в.о}} = \frac{4\bar{c}^2 k}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}.$$

При дозвуковых скоростях полета $M_\infty < M_\infty^* < 1$ волновое сопротивление крыла может быть определено по формуле

$$C_{x \text{ в.о}} = (C_{x \text{ в.о}})_{M=1} (0,25x + 1,2x^2 - 0,45x^5),$$

$$x = \frac{M_\infty - M_\infty^*}{1 - M_\infty^*}.$$

Значения коэффициента волнового сопротивления крыла в звуковом потоке $(C_{x \text{ в.о}})_{M=1}$ определяются с помощью рис.5.10 - 5.13, как было описано выше.

5.3.3. Донное сопротивление

Коэффициент донного сопротивления крыла отличен от нуля только для крыльев с затупленной задней кромкой. Коэффициент $C_{x \text{ д.дн.кр}}$, отнесенный к площади консолей, определяется формулой

где $\bar{h} = \frac{C_{x \text{ д.дн.кр}}}{-C_{p \text{ дн.кр}}}$,
 \bar{h} - отношение толщины задней кромки к хорде крыла.

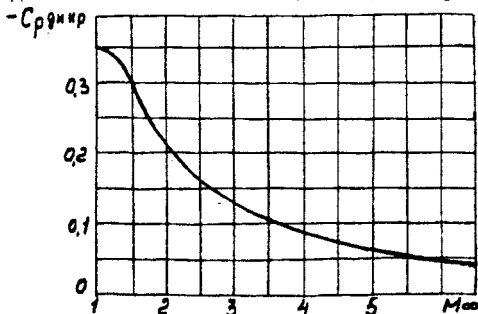

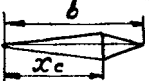
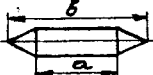
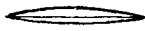

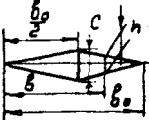
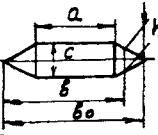




Рис.5.14. Коэффициент давления донной части крыла

Коэффициент давления донной части крыла $C_{p \text{ дн.кр}}$ определяется по рис.5.14. Применение профилей крыльев с затупленной задней кромкой может оказаться целесообразным при больших числах M_∞ и больших толщинах \bar{c} профиля.

Таблица 5.2.

Коэффициент формы профиля

Профиль		Коэффициент K
Ромбовидный		1
Четырехугольный		$\frac{1}{4\bar{x}_c(1-\bar{x}_c)}, \bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$
Шестиугольный		$\frac{b}{b-a}$
Синусоидальный		$\frac{\bar{x}_c^2}{8}$
Образованный дугами окружностей или парабол		$\frac{4}{3}$
Ромбовидный с затупленной задней кромкой		$(1 - \frac{\bar{h}}{2\bar{c}})^2$ $\bar{h} = \frac{h}{b}, \bar{c} = \frac{c}{b}$
Шестиугольный с затупленной задней кромкой		$\frac{1}{1-\bar{a}} \cdot (1 - \frac{\bar{h}}{2\bar{c}}) \times$ $\times [1 - (1-\bar{a}) \frac{\bar{h}}{2\bar{c}}]$ $\bar{a} = \frac{a}{b_0}, \bar{h} = \frac{h}{b}, \bar{c} = \frac{c}{b}$
Дозвуковой		2,5...4
Клиновидный		$\frac{1}{4}$

5.4. Коэффициент сопротивления давления летательного аппарата

Сопротивление давления рассчитывается только для высоты полета 10 км.

Коэффициент сопротивления давления летательного аппарата при нулевом угле атаки $C_{x g_0}$ определяется по формуле

$$C_{x g_0} = C_{x g. \text{корп}} \frac{S_{M. \text{корп}}}{S_M} + N C_{x g. y} \frac{S_{M. y}}{S_M} + n C_{x g. \text{кр}} \frac{S_{кр}}{S_M},$$

где $C_{x g. \text{корп}}$, $C_{x g. \text{кр}}$, $C_{x g. y}$ - коэффициенты сопротивления давления корпуса, крыла и ускорителя соответственно;

$S_{M. \text{корп}}$, $S_{M. y}$, S_M , $S_{кр}$ - площади миделей корпуса, ускорителей, летательного аппарата и характерная площадь крыла;

N , n - количество ускорителей и крыльев.

6. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ПРОДОЛЬНОЙ СИЛЫ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

Коэффициент продольной силы летательного аппарата при нулевом угле атаки C_{x_0} определяется как сумма коэффициентов трения летательного аппарата $C_{x \text{тр}}$ и коэффициента давления летательного аппарата $C_{x g_0}$ при нулевом угле атаки:

$$C_{x_0} = C_{x \text{тр}} + C_{x g_0}$$

Коэффициент продольной силы C_{x_0} является функцией числа Маха M_∞ набегающего потока воздуха. При нулевом угле атаки значения коэффициентов продольной силы C_{x_0} и лобового сопротивления $C_{x_{л0}}$ совпадают.

7. РАСЧЕТ ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ
НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ДЕТАРГЕЛЬНОГО АППАРАТА
ПО УГЛУ АТАКИ

7.1. Расчет производной коэффициента нормальной
силы изолированного корпуса по углу атаки

Производная коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки $C_{y' \text{ корп}}$ определяется для корпуса, состоящего из носовой части, переходной части и кормовой части (рис.7.1).

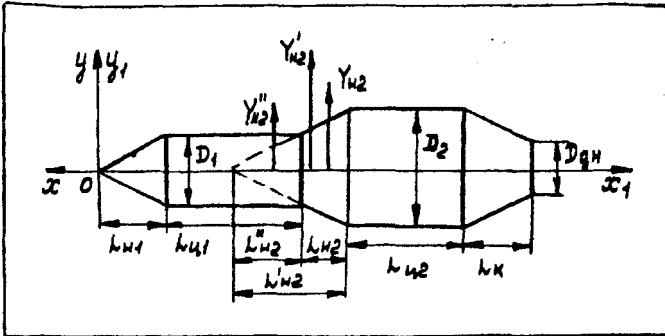


Рис.7.1. Геометрические параметры корпуса

Согласно теории тонких осесимметричных тел, нормальная сила появляется только на участках корпуса с переменной площадью поперечного сечения $S(x_1)$, причем знак этой силы зависит от знака производной $\frac{dS(x_1)}{dx_1}$, где x_1 - координата сечения по продольной оси системы координат $Ox_1y_1z_1$, ось Ox_1 , которой противоположна оси Ox связанной системы координат $Oxyz$ и направлена в сторону хвостовой части корпуса. Расширяющиеся части корпуса ($\frac{dS(x_1)}{dx_1} > 0$) создают положительную нормальную силу, сужающиеся ($\frac{dS(x_1)}{dx_1} < 0$) - отрицательную нормальную силу, а нормальная сила цилиндрических частей равна нулю.

Однако опыт показывает, что при сверхзвуковых скоростях цилиндрические части корпуса, примыкающие к расширяющимся частям, также создают некоторую нормальную силу. Этот факт отражен в экспериментальных зависимостях, представленных на рис.7.2 - 7.4.

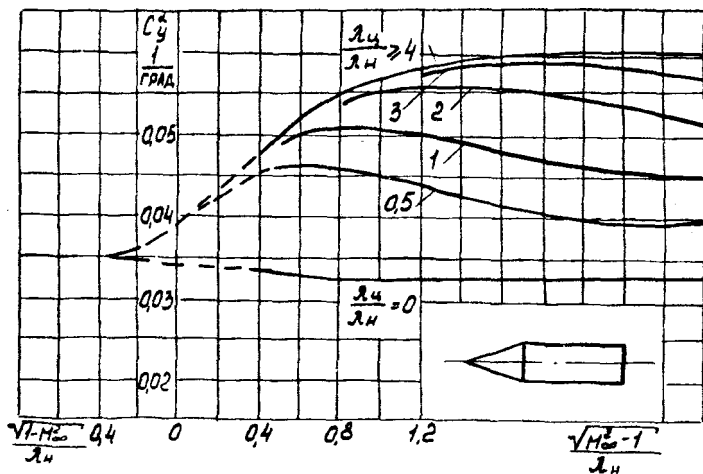


Рис.7.2. Производная коэффициента нормальной силы сочетания конической носовой части с цилиндром

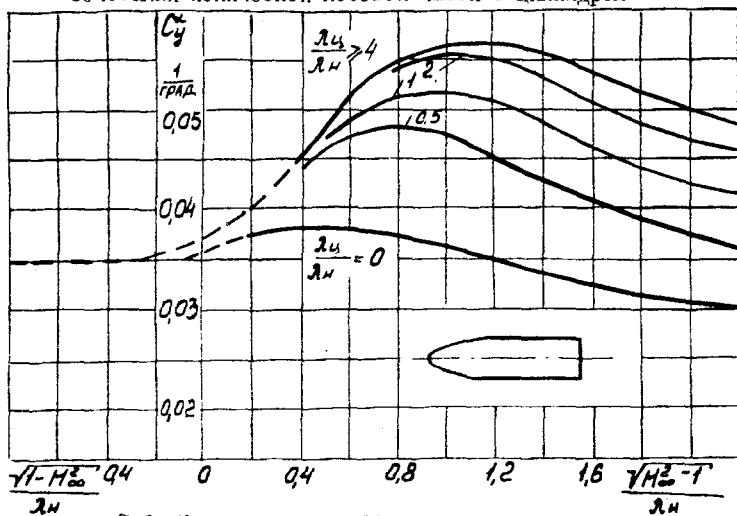


Рис.7.3. Производная коэффициента нормальной силы сочетания сивальной носовой части с цилиндром

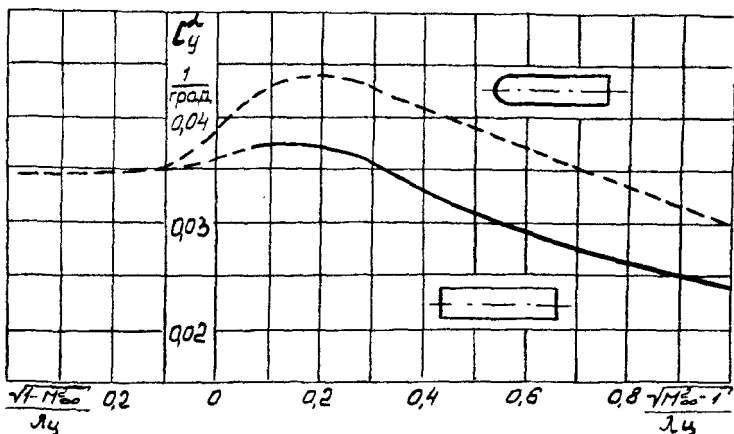


Рис.7.4. Производная коэффициента нормальной силы сочетания сферической носовой части с цилиндром и цилиндра с плоским торцом

Величина производной $C_{y\alpha}^{\alpha}$ зависит от формы корпуса и определяется как сумма производных коэффициентов нормальных сил по углу атаки отдельных частей корпуса, умноженных на отношения характерных площадей этих частей к площади миделя корпуса:

$$C_{y\alpha}^{\alpha} = C_{y\alpha 1}^{\alpha} \frac{S_1}{S_{M.корп}} + C_{y\alpha 2}^{\alpha} \frac{S_2}{S_{M.корп}} + C_{y\alpha k}^{\alpha} \frac{S_k}{S_{M.корп}},$$

где $C_{y\alpha 1}^{\alpha}$, $C_{y\alpha 2}^{\alpha}$ - производные коэффициентов нормальных сил, действующих на носовую и переходные части корпуса;

$C_{y\alpha k}^{\alpha}$ - производная коэффициента нормальной силы, действующей на кормовую часть;




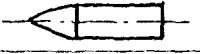
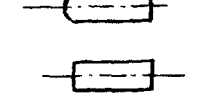
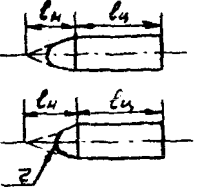
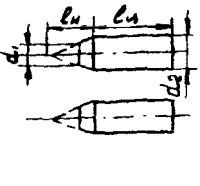
S_1 , S_2 - характерные площади - площади оснований конических частей и кормовой части;

$S_{M.корп}$ - площадь миделя корпуса.

Методика расчета производной $C_{y\alpha 1}^{\alpha}$ для носовых частей различных форм приведена в табл.7.1.

Таблица 7.1.

Формулы для расчета производной нормальной силы по углу атаки C_y^α для тел вращения

Элементы корпуса	Эскизы	Методика определения нормальной силы
Конус без цилиндра		$C_y^\alpha = \frac{2}{57.3} \cos^2 \theta$
Конус с цилиндром		по рис. 7.2
Конус со сферическим затуплением		$C_y^\alpha = \frac{2}{57.3} (1 - \frac{\bar{r}^2}{2} \cos^2 \theta) \cos^2 \theta$ $\bar{r} = r/R$
Оживало с цилиндром		по рис. 7.3
Полусфера с цилиндром или цилиндр с плоским торцом		по рис. 7.4
Конус или оживало со сферическим затуплением с цилиндром		$C_y^\alpha = C_y^{\alpha l} - (C_y^{\alpha n} - C_y^{\alpha \text{сф}}) \bar{r}^2$ $C_y^{\alpha l}, C_y^{\alpha n}$ по рис. 7.2 или 7.3 при $\lambda_u/\lambda_n = l_u/l_n$ и $\lambda_u/\lambda_n = 0$ соответственно, $C_y^{\alpha \text{сф}}$ по рис. 7.4 для полусферы
Конус или оживало с плоским затуплением с цилиндром		$C_y^\alpha = C_y^{\alpha l} - (C_y^{\alpha l} - C_y^{\alpha \text{пл}}) (d_1/d_2)^2$ $C_y^{\alpha l}, C_y^{\alpha \text{пл}}$ по рис. 7.2 или 7.3 при $\lambda_u/\lambda_n = l_u/l_n$ и $\lambda_u/\lambda_n = 0$ соответственно, $C_y^{\alpha \text{пл}}$ по рис. 7.4 для плоского торца

Расчет производной $C_{y_{H2}}^{\alpha}$ для переходной части, представляющей собой усеченный конус, осуществляется следующим образом. Усеченный конус дополняется до полного длиной L'_{H2} в результате образования псевдоконуса длиной L''_{H2} (рис.7.1). Нормальную силу, действующую на усеченный конус Y_{H2} , можно представить в виде разности нормальной силы Y'_{H2} , действующей на продленный конус, и нормальной силы Y''_{H2} , действующей на псевдоконус:

$$Y_{H2} = Y'_{H2} - Y''_{H2}.$$

Выражая эти силы через коэффициенты нормальных сил, коэффициент нормальной силы усеченного конуса примет вид

$$C_{y_{H2}} = C'_{y_{H2}} - C''_{y_{H2}} \frac{S_1}{S_2},$$

где S_1 - площадь основания псевдоконуса;

S_2 - площадь основания продленного конуса.

Учитывая линейную зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки:

$$C_{y_{H2}} = C_{y_{H2}}^{\alpha} \alpha,$$

производная выразится следующим образом:

$$C_{y_{H2}}^{\alpha} = C_{y_{H2}}^{\alpha'} - C_{y_{H2}}^{\alpha''} \frac{S_1}{S_2}. \quad (7.1)$$

Производные $C_{y_{H2}}^{\alpha'}$ и $C_{y_{H2}}^{\alpha''}$ определяются по рис.7.2 - 7.4. Производная $C_{y_{H2}}^{\alpha''}$ находится для псевдоконуса при условии отсутствия цилиндрической части за этим конусом.

Производная коэффициента нормальной силы, 1/град, сужающейся кормовой части (рис.7.1) определяется по формуле

$$C_{y_k}^{\alpha} = -\frac{0,4}{37,3} (1 - \eta_k^2), \quad \eta_k = \frac{D_{gn}}{D_z},$$

а для расширяющейся кормовой части по (7.1) при условии, что как за продленным конусом, так и за псевдоконусом отсутствует цилиндрическая часть:

$$C_{y_k}^{\alpha} = C_{y_k}^{\alpha'} \left(1 - \frac{S_{gn}}{S_2}\right),$$

где $C_{y_k}^{\alpha'}$ - производная коэффициента нормальной силы конуса, определяемая по табл.7.1.

7.2. Расчет производной коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки $C_{y_{кр}}^{\alpha}$ зависит, главным образом, от числа M_{∞} и от формы крыльев в плане, характеризуемой для трапециевидных крыльев удли-

нением $\lambda_{кр}$, сужением $\eta_{кр}$ и углом стреловидности χ . Из теории подобия и линейной теории крыльев малого удлинения можно записать

$$\frac{C_{y\text{кр}}^{\alpha}}{\lambda_{кр}} = f(\lambda_{кр} \sqrt{|M_{\infty}^2 - 1|}, \lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0,5}, \lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}}, \eta_{кр}). \quad (7.2)$$

Здесь $\chi_{0,5}$ - угол стреловидности по линии, проходящей через середины хорд; \bar{c} - относительная толщина профиля крыла. Для тонкого крыла $\lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}} = 0$ по линейной теории следует, что относительное сужение слабо влияет на величину $\frac{C_{y\text{кр}}^{\alpha}}{\lambda_{кр}}$. Этот результат предполагается справедливым и для крыльев конечной толщины $\lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}} \neq 0$. На рис.7.5 - 7.8 приведены зависимости (7.2), полученные путем обработки экспериментальных данных (данные для крыльев с разными сужениями усреднялись). Кривые построены по параметрам $\lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0,5}$, $\lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}}$ в зависимости от "приведенного" удлинения крыла $\Lambda = \lambda_{кр} \sqrt{|M_{\infty}^2 - 1|}$. Зависимостями, приведенными на рис.7.5 - 7.8, следует пользоваться в диапазоне чисел Маха M_{∞} от нуля до предела применимости линейной теории, т.е. до $M_{\infty} = 5$. В диапазоне гиперзвуковых скоростей ($M_{\infty} > 5$) величину производной, 1/град, можно рассчитать по формуле

$$C_{y\text{кр}}^{\alpha} = \frac{57,3 \cdot 4}{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}},$$

определяющей ее по линейной теории.

7.3. Расчет производной коэффициента нормальной силы крыла по углу атаки с учетом интерференции

Аэродинамические характеристики комбинации корпуса и крыльев нельзя получить простым сложением соответствующих характеристик ее частей. Это объясняется тем, что вследствие интерференции, т.е. взаимного влияния крыльев и корпуса, их аэродинамические характеристики изменяются. В первом приближении можно пренебречь изменением лобового сопротивления крыла и корпуса, вызванным взаимной интерференцией, и считать, что изменение аэродинамических характеристик ограничивается изменением нормальной силы.

Из физической картины взаимодействия корпуса и крыльев следует, что влияние корпуса на крылья выражается в увеличении истинного угла атаки крыльев и приводит к появлению на крыльях дополнительной нормальной силы $Y_{кр i}$.

Изменение нормальной силы собственно крыльев вследствие влияния на них корпуса характеризуется коэффициентом K_{dd} :

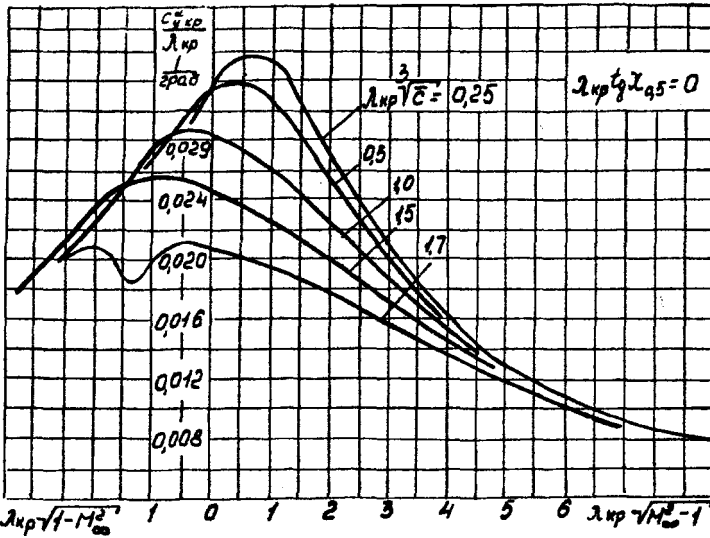


Рис.7.5. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

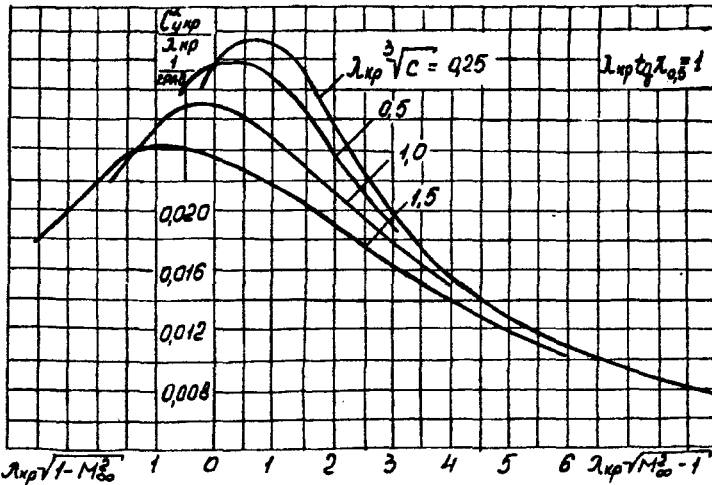


Рис.7.6. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

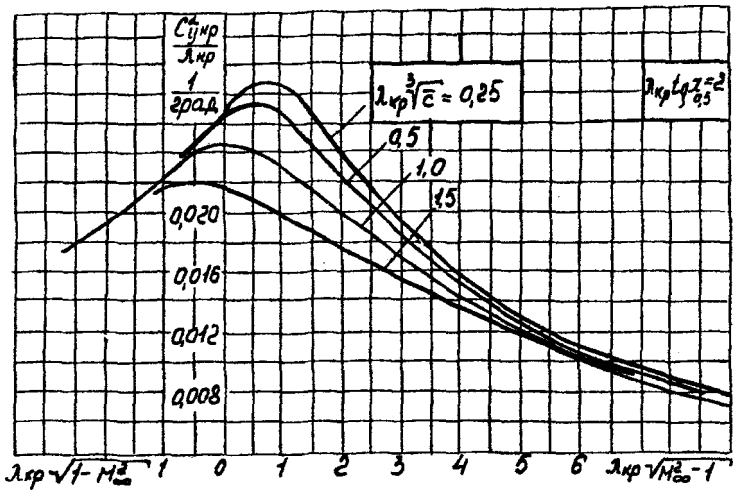


Рис.7.7. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

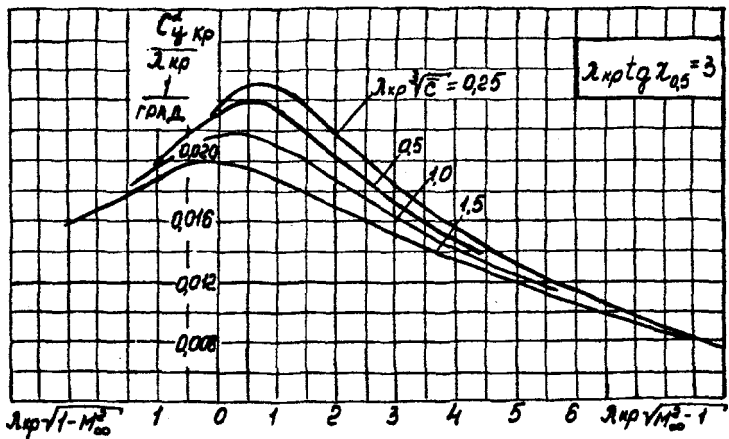


Рис.7.8. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

$$K_{\alpha\alpha} = \frac{Y_{кр}^{\alpha} + Y_{кр i}^{\alpha}}{C_{y}^{\alpha}} = \frac{C_{y кр}^{\alpha} + C_{y кр i}^{\alpha}}{C_{y}^{\alpha}},$$

где $Y_{кр}^{\alpha}$ - производная нормальной силы изолированного крыла по углу атаки

Значения коэффициента интерференции определяются по формуле

$$K_{\alpha\alpha} = K_{\alpha\alpha}^* \mathcal{E}_{пс} \mathcal{E}_M \mathcal{E}_H,$$

в которой $K_{\alpha\alpha}^*$ - теоретическое значение коэффициента интерференции с учетом влияния только сужения крыла $\eta_{кр}$ определяется по формуле

$$K_{\alpha\alpha}^* = (1 + 0,41 \bar{D})^2 \frac{1 + 3\bar{D} + \bar{D}(1 - \bar{D}) \eta_{кр}^{-1}}{(1 + \bar{D})^2},$$

где $\bar{D} = \frac{D}{\rho}$ - относительный диаметр корпуса;
 ρ - полный размах несущей поверхности;
 D - диаметр корпуса.

Влияние пограничного слоя корпуса на величину коэффициентов интерференции учитывает коэффициент $\mathcal{E}_{пс}$:

$$\mathcal{E}_{пс} = \left(1 - \frac{2\bar{D}^2}{1 - \bar{D}^2} \bar{\delta}_* \right) \left[1 - \frac{\bar{D}(\eta_{кр} - 1)}{(1 - \bar{D})(1 + \eta_{кр})} \bar{\delta}_* \right].$$

Здесь $\bar{\delta}_*$ - относительная толщина вытеснения, определяемая по формуле

$$\bar{\delta}_* = \frac{0,093}{\left(\frac{M_{\infty} \alpha L_1}{\gamma}\right)^{0,2}} \frac{L_1}{D} (1 + 0,4 M_{\infty} + 0,147 M_{\infty}^2 - 0,006 M_{\infty}^3),$$

где L_1 - расстояние от носа корпуса до середины бортовой хорды крыла.

Учет влияния сжимаемости осуществляется коэффициентом \mathcal{E}_M , определяемым по рис. 7.9.

Зависимость коэффициентов интерференции от длины передней части корпуса учитывает коэффициент \mathcal{E}_H :

$$\mathcal{E}_H = 0,6 + 0,4 \left(1 - \exp\left(-0,5 \frac{L_6}{D}\right)\right),$$

где L_6 - расстояние от носа корпуса до начала бортовой хорды крыла

Коэффициент интерференции $K_{\alpha\alpha}$ характеризует изменение общей нормальной силы несущей поверхности вследствие взаимного влияния корпуса и крыльев:

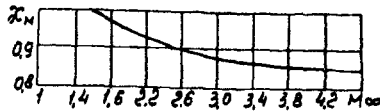


Рис. 7.9. Коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости

$$K_{dd} = \frac{Y_{kp}^\alpha + Y_{kp i}^\alpha + Y_{корп i}^\alpha}{Y_{kp}^\alpha} = \frac{C_{y kp}^\alpha + C_{y kp i}^\alpha + C_{y корп i}^\alpha}{C_{y kp}^\alpha},$$

где $C_{y kp}^\alpha$ - производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки;

$C_{y kp i}^\alpha$ - производная коэффициента дополнительной нормальной силы, индуцированной корпусом на крыле;

$C_{y корп i}^\alpha$ - производная коэффициента дополнительной нормальной силы, возникающей на корпусе вследствие влияния крыльев на корпус, которое выражается в распространении повышенного давления с нижней поверхности крыла и разрежения с верхней на соответствующие участки поверхности корпуса.

Значение коэффициента K_{dd} определяется в зависимости от числа Маха M_∞ по следующим формулам:

$$\text{при } M_\infty < 1 \quad K_{dd} = K_{dd}^* \alpha_{nc} \alpha_M \alpha_H;$$

$$\text{при } M_\infty > 1 \quad K_{dd} = [K_{dd}^* + (K_{dd}^* - K_{dd}^*) F(L_{xb})] \alpha_{nc} \alpha_M \alpha_H.$$

Георетическое значение коэффициента K_{dd}^* находится по формуле

$$K_{dd}^* = 1 + 3\bar{D} - \frac{\bar{D}(1-\bar{D})}{\bar{\gamma}_{kp}}.$$

Функция $F(L_{xb})$ осуществляет учет влияния длины хвостовой части корпуса:

$$F(L_{xb}) = 1 - \frac{\sqrt{\pi}}{2\bar{b}_b \sqrt{B}} \left\{ \Phi \left[\frac{(\bar{b}_b + L_{xb}) \sqrt{2B}}{\bar{\gamma}_{kp}} \right] - \Phi \left[\frac{L_{xb} \sqrt{2B}}{\bar{\gamma}_{kp}} \right] \right\}. \quad (7.3)$$

Здесь использованы обозначения

$$\bar{b}_b = \frac{b_b}{\frac{\pi}{2} D \sqrt{M_\infty^2 - 1}}, \quad \bar{L}_{xb} = \frac{L_{xb}}{\frac{\pi}{2} D \sqrt{M_\infty^2 - 1}}, \quad B = \left(4 + \frac{1}{\bar{\gamma}_{kp}}\right) (1 + 8\bar{D}^2), \quad (7.4)$$

где L_{xb} - длина хвостовой части корпуса (от конца бортовой хорды до кормового среза корпуса;

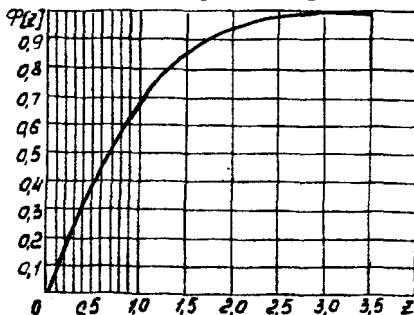


Рис. 7.10. Функция Лапласа-Гаусса

b_b - длина бортовой хорды;

$\bar{\gamma}_{kp}$ - сужение крыла.

Функция Лапласа-Гаусса $\Phi[z]$ от аргумента z определяется по рис. 7.10.

Расчет коэффициента K_{dd} при $M_\infty > 1$ существенно упрощается, если $\bar{L}_{xb} > 0,7$, так как в этом случае $F(L_{xb}) = 1$.

В результате учета интерференции производная нормальной силы крыла по углу атаки находится следующим образом: $C_{y kp. int}^\alpha = C_{y kp}^\alpha K_{dd}$.

7.4. Производная коэффициента нормальной силы летательного аппарата по углу атаки

Производная коэффициента нормальной силы летательного аппарата по углу атаки C_y^α определяется по формуле

$$C_y^\alpha = C_{y \text{ корп}}^\alpha \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + N C_{y y}^\alpha \frac{S_{M y}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{y \text{ кр}}^\alpha K_{\alpha \alpha} \frac{S_{\text{кр}}}{S_M},$$

где $C_{y \text{ корп}}^\alpha$, $C_{y y}^\alpha$, $C_{y \text{ кр}}^\alpha$ - производные коэффициентов нормальных сил корпуса, ускорителей и крыльев;

N , n - количество ускорителей и крыльев;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{M y}$, $S_{\text{кр}}$ - площади мидела корпуса, ускорителей и характерная площадь крыла;

S_M - площадь мидела летательного аппарата.

8. РАСЧЕТ ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО УГЛУ АТАКИ

Коэффициент лобового сопротивления при нулевом угле атаки $C_{x a 0}(M_\infty)$ и производная коэффициента нормальной силы летательного аппарата по углу атаки C_y^α позволяют определить продольную X и нормальную Y силы, действующие на летательный аппарат (рис.8.1):

$$X = C_{x a 0} q_\infty S_M, \quad Y = C_y^\alpha \alpha q_\infty S_M. \quad (8.1)$$

При нулевом угле скольжения $\beta = 0$ подъемная сила выражается через нормальную и продольную силы:

$$Y_a = Y \cos \alpha - X \sin \alpha.$$

Для малых углов атаки $\sin \alpha = \alpha$, $\cos \alpha = 1$ это выражение примет вид

$$Y_a = Y - X \alpha,$$

где α - угол, выраженный в радианах.

Представляя подъемную силу Y_a через производную коэффициента

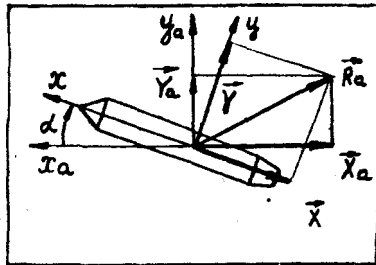


Рис.8.1. Состав действующих на аппарат аэродинамических сил

подъемной силы по углу атаки

$$Y_a = C_{y_a}^\alpha \alpha q_\infty S_M,$$

с учетом (8.1) производная $C_{y_a}^\alpha$ будет определяться по формуле

$$C_{y_a}^\alpha = C_y^\alpha - C_{x_a}^\alpha, \quad (8.2)$$

где производные $C_{y_a}^\alpha$ и C_y^α имеют размерность I/рад.

Для производных $C_{y_a}^\alpha$ и C_y^α , имеющих размерность I/град, соотношение (8.2) примет вид

$$C_{y_a}^\alpha = C_y^\alpha - \frac{C_{x_a}^\alpha}{57,3}. \quad (8.3)$$

По формуле (8.3) определяется производная коэффициента подъемной силы летательного аппарата по углу атаки.

9. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

9.1. Расчет коэффициента индуктивного сопротивления корпуса

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

$$C_{x_{i \text{ корп}}}^\alpha = \left(C_{y \text{ корп}}^\alpha + \frac{2}{57,3} \lambda_{\text{корп}} \right) \frac{\alpha^2}{57,3},$$

в которой производная $C_{y \text{ корп}}^\alpha$ имеет размерность I/град, а угол α - град.

Коэффициент, учитывающий перераспределение давления по расширяющимся частям корпуса летательного аппарата определяется следующим образом:

$$\lambda_{\text{корп}} = \lambda_{n1} \frac{S_1}{S_{M \text{ корп}}} + \lambda_{n2} \frac{S_2}{S_{M \text{ корп}}} + \dots + \lambda_{nm} \frac{S_m}{S_{M \text{ корп}}},$$

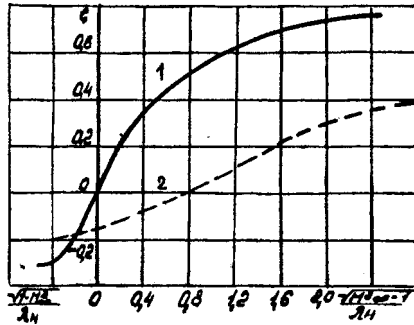
где λ_{n1} - коэффициент, учитывающий перераспределение давления на носовой части аппарата;

$\lambda_{n2}, \lambda_{n3}, \dots, \lambda_{nm}$ - коэффициенты, учитывающие перераспределение давления на конических переходных частях корпуса;

$S_1, S_2, S_3, \dots, S_m$ - площади поперечных сечений корпуса в основании соответствующих конических частей;

$S_{M \text{ корп}}$ - площадь мидела корпуса.

Коэффициент λ_{H1} для конической и оживальной носовой части определяется по рис.9.1. Коэффициенты λ_{H2} , λ_{H3} , ..., λ_{Hm} для переходных частей корпуса, представляющих собой усеченные конуса, определяются по формулам



$$\lambda_{H2} = \lambda'_{H2} \left(1 - \frac{S_1}{S_2}\right), \quad \lambda_{H3} = \lambda'_{H3} \left(1 - \frac{S_2}{S_3}\right) \\ \dots, \quad \lambda_{Hm} = \lambda'_{Hm} \left(1 - \frac{S_{m-1}}{S_m}\right),$$

Рис.9.1. Коэффициент, учитывающий влияние перераспределения давления на носовой части: 1 - оживальная носовая часть; 2 - коническая носовая часть

где λ'_{H2} , λ'_{H3} , ..., λ'_{Hm} - коэффициенты, учитывающие перераспределение давления по конической носовой части продолженного конуса длиной L'_{H2} , L'_{H3} , ..., L'_{Hm} ;

S_1, S_2, \dots, S_{m-1} - площади верхних оснований усеченных конусов;

S_2, S_3, \dots, S_m - площади нижних оснований усеченных конусов.

Коэффициенты λ'_{H2} , λ'_{H3} , ..., λ'_{Hm} определяются по рис.9.1.

9.2. Расчет коэффициента индуктивного сопротивления крыла

Коэффициент индуктивного сопротивления крыла может быть рассчитан по формуле

$$C_{xi \text{ и } kp} = C_{y \text{ кр}} \left(K_{\alpha\alpha} - \xi \bar{C}_F 57,3 C_{y \text{ кр}} K_{\alpha\alpha} \right) \frac{\alpha^2}{57,3},$$

где $C_{y \text{ кр}}$ - производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки, имеющая размерность 1/град;

$K_{\alpha\alpha}$ и $K_{\alpha\alpha}$ - коэффициенты интерференции;

ξ - коэффициент реализации подсосывающей силы;

\bar{C}_F - теоретическая величина коэффициента подсосывающей силы;

α - угол атаки, имеющий размерность град.

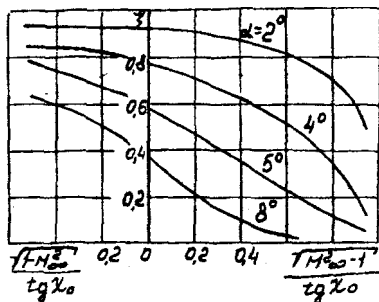


Рис.9.2. Коэффициент реализации подсосывающей силы

Коэффициент реализации подсосывающей силы ξ определяется по рис.9.2 в зависимости от числа Маха M_∞ и угла стреловидности крыла по передней кромке α_0 .

Коэффициент подсосывающей силы \tilde{C}_F находится по формуле

$$\tilde{C}_F = \frac{\xi}{\lambda_{кр}}$$

где $\lambda_{кр}$ - удлинение крыла.

Приведенное значение коэффициента подсосывающей силы \tilde{C}_F определяется по рис.9.3.

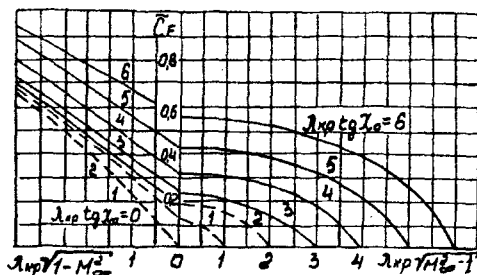


Рис.9.3. Коэффициент подсосывающей силы

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

9.3. Коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата

Коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата определяется следующим образом:

$$C_{\lambda i} = C_{\lambda i \text{ корп}} \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + N C_{\lambda i y} \frac{S_{M y}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{\lambda i \text{ кр}} \frac{S_{Kp}}{S_M}, \quad (9.1)$$

где $C_{\lambda i \text{ корп}}$, $C_{\lambda i y}$, $C_{\lambda i \text{ кр}}$ - коэффициенты индуктивного сопротивления корпуса, ускорителей и крыльев;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{M y}$, S_{Kp} - площади миделя корпуса, ускорителей и характерная площадь крыльев;

N - количество ускорителей;

n - количество крыльев;

S_M - площадь миделя летательного аппарата.

После подстановки в (9.1) значений коэффициентов $C_{\lambda i \text{ корп}}$, $C_{\lambda i y}$ и $C_{\lambda i \text{ кр}}$ оно примет вид

$$\begin{aligned} C_{\lambda i} = & (57,3 C_{y \text{ корп}}^{\alpha} + 2 \lambda_{\text{корп}}) \frac{\alpha^2}{57,3^2} \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + \\ & + N(57,3 C_{y y}^{\alpha} + 2 \lambda_y) \frac{\alpha^2}{57,3^2} \frac{S_{M y}}{S_M} + \\ & + \frac{n}{2} (57,3 C_{y \text{ кр}}^{\alpha} K_{\text{дд}}) \frac{\alpha^2}{57,3^2} \frac{S_{Kp}}{S_M}. \end{aligned}$$

В результате перегруппировки членов коэффициент индуктивного сопротивления будет определяться выражением

$$\begin{aligned} C_{\lambda i} = & 57,3 \left[C_{y \text{ корп}}^{\alpha} \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + N C_{y y}^{\alpha} \frac{S_{M y}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{y \text{ кр}}^{\alpha} K_{\text{дд}} \frac{S_{Kp}}{S_M} \right] \frac{\alpha^2}{57,3^2} + \\ & + 2 \left[\lambda_{\text{корп}} \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + N \lambda_y \frac{S_{M y}}{S_M} \right] \frac{\alpha^2}{57,3^2}. \end{aligned}$$

В этом выражении первая квадратная скобка представляет собой производную коэффициента нормальной силы летательного аппарата по углу атаки C_y^{α} , а вторая - коэффициент λ_x для всего летательного аппарата:

$$\begin{aligned} C_y^{\alpha} = & C_{y \text{ корп}}^{\alpha} \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + N C_{y y}^{\alpha} \frac{S_{M y}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{y \text{ кр}}^{\alpha} K_{\text{дд}} \frac{S_{Kp}}{S_M}, \\ \lambda_x = & \lambda_{\text{корп}} \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + N \lambda_y \frac{S_{M y}}{S_M}. \end{aligned}$$

В итоге коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппара-

та будет определяться по формуле

$$C_{x\alpha i} = \left(C_y + \frac{2}{57,3} \lambda z \right) \frac{\alpha^2}{57,3}.$$

Ю. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата представляется в виде суммы двух коэффициентов: коэффициента лобового сопротивления при нулевой угле атаки $C_{x\alpha 0}$ и коэффициента индуктивного сопротивления $C_{x\alpha i}(\alpha)$, зависящего от угла атаки. Кроме того, оба коэффициента зависят от числа Маха M_∞ . Таким образом, коэффициент лобового сопротивления является функцией угла атаки и числа Маха:

$$C_{x\alpha}(M_\infty, \alpha) = C_{x\alpha 0}(M_\infty) + C_{x\alpha i}(M_\infty, \alpha).$$

II. РАСЧЕТ КООРДИНАТЫ ФОКУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

II.1. Определение фокуса летательного аппарата

Фокусом ЛА по углу атаки называют точку приложения той доли нормальной силы, которая пропорциональна углу атаки. Это значит, что момент аэродинамических сил относительно оси Oz , проходящей через фокус, не зависит от угла атаки. Знание положения фокуса необходимо для определения устойчивости и управляемости аппаратов.

II.2. Расчет координаты фокуса изолированного корпуса

В общем случае корпус ЛА можно представить в виде носовой конической части, ряда комбинаций усеченного конуса и цилиндра и кормовой части (рис. II.1). Нормальные силы, действующие на носовую Y_{N1} , переходную Y_{N2} и кормовую Y_K части, создают момент относительно носка летательного аппарата, который по величине равен моменту нормальной силы корпуса, приложенной в фокусе корпуса:

$$Y_{\text{корп}} X_{F \text{ корп}} = Y_{N1} X_{FN1} + Y_{N2} X_{FN2} + Y_K X_{FK},$$

где $Y_{\text{корп}}$ - нормальная сила корпуса;
 $X_{F \text{ корп}}$, X_{FN1} , X_{FN2} и X_{FK} - координаты фокусов корпуса аппарата,
 носовой части, переходной части и кормовой части.

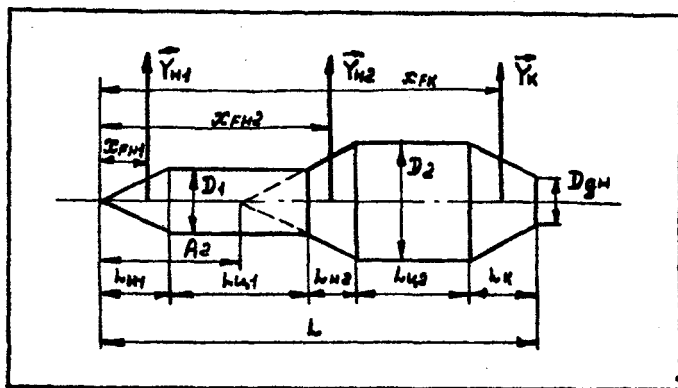


Рис. II. I. Фокус корпуса летательного аппарата

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

Представляя нормальные силы через коэффициенты этих нормальных сил:

$$Y_{\text{корп}} = C_{y \text{ корп}}^{\alpha} \alpha q_{\infty} S_{M \text{ корп}}, \quad Y_{N1} = C_{y N1}^{\alpha} \alpha q_{\infty} S_1,$$

$$Y_{N2} = C_{y N2}^{\alpha} \alpha q_{\infty} S_2, \quad Y_K = C_{y K}^{\alpha} \alpha q_{\infty} S_2,$$

координата фокуса корпуса определяется по формуле

$$X_{F \text{ корп}} = \frac{1}{C_{y \text{ корп}}^{\alpha}} \left[C_{y N1}^{\alpha} X_{FN1} \frac{S_1}{S_{M \text{ корп}}} + C_{y N2}^{\alpha} X_{FN2} \frac{S_{M2}}{S_{M \text{ корп}}} + C_{y K}^{\alpha} X_{FK} \frac{S_2}{S_{M \text{ корп}}} \right].$$

Координата фокуса комбинации носовой конической части с цилиндром определяется по теории удлиненных тел с учетом эмпирических поправок:

$$x_{FN} = L_{N1} - \frac{W_{N1}}{S_1} + L_{N1} \Delta \bar{x}_{FN1},$$

где L_{N1} - длина конической части;

W_{N1} - объем носовой конической части;

S_1 - площадь цилиндрической части;

$\Delta \bar{x}_{FN1}$ - смещение фокуса носовой части при увеличении числа Маха.

Относительная величина смещения фокуса $\Delta \bar{x}_{FN}$ зависит от числа Маха M_∞ , удлинений носовой λ_N и цилиндрической λ_C частей и определяется по эмпирической зависимости (рис. II.2).

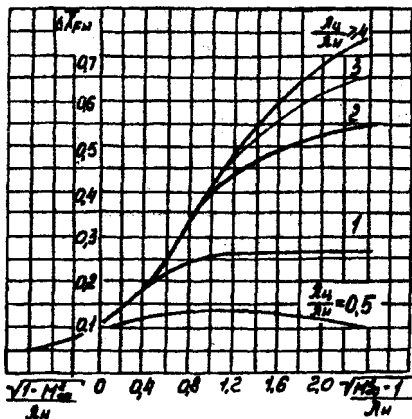


Рис. II.2. Смещение фокуса конической носовой части летательного аппарата

Координата фокуса комбинации усеченного конуса и цилиндра определяется следующим образом. Усеченный конус достраивается до полного (присоединенная фиктивная часть конуса показана на рис. II.3 пунктирными линиями).

Обозначим через \tilde{x}'_{FN2} , L'_{N2} координату фокуса и длину носовой части после достройки усеченного конуса и соответственно через \tilde{x}''_{FN2} , L''_{N2} - координату фокуса и длину фиктивного конуса. Нормальные силы Y_{N2} , Y'_{N2} и Y''_{N2} , действующие на фиктивный конус, продленный конус и усеченный конус, создают моменты относи-

тельно носка фиктивного конуса, и выполняется условие их равенства

$$Y'_{N2} \tilde{x}'_{FN2} = Y''_{N2} \tilde{x}''_{FN2} + Y_{N2} \tilde{x}_{FN2}.$$

Представляя нормальные силы через коэффициенты

$$Y'_{N2} = C_{y'N2} \alpha q_\infty S_2, \quad Y''_{N2} = C_{y''N2} \alpha q_\infty S_1, \quad Y_{N2} = C_{yN2} \alpha q_\infty S_2,$$

координата фокуса усеченного конуса переходной части определится следующим образом:

$$\tilde{x}_{FN2} = \frac{1}{C_{yN2}} \left[C_{y'N2} \tilde{x}'_{FN2} - C_{y''N2} \tilde{x}''_{FN2} \frac{S_1}{S_2} \right].$$

В этом выражении координата фокуса продленного конуса \tilde{x}'_{FN2} , за которым следует цилиндрическая часть, определяется по формуле

$$\tilde{x}'_{FN2} = L'_{N2} - \frac{W'_{N2}}{S_2} + L'_{N2} \Delta \tilde{x}'_{FN2},$$

где W'_{N2} - объем продленного конуса, $\Delta \tilde{x}'_{FN2}$ - относительное смещение фокуса за счет влияния цилиндрической части аппарата.

Координата фокуса фиктивного конуса \tilde{x}''_{FN2} , за которым отсутствует цилиндрическая часть, влияющая на смещение фокуса,

определяется по формуле

$$\tilde{x}''_{FN2} = L''_{N2} - \frac{W''_{N2}}{S_1},$$

где W''_{N2} - объем фиктивного конуса.

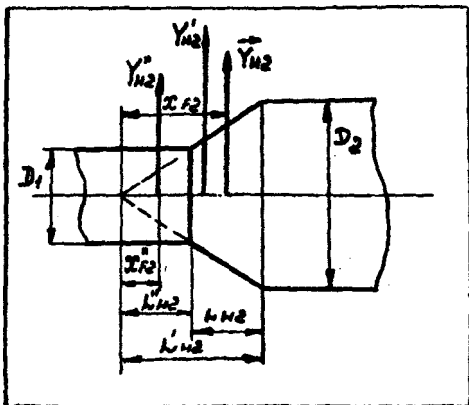


Рис. II.3. Фокус усеченной конической переходной части корпуса

Координата фокуса переходной части относительно носка летательного аппарата находится с учетом расстояния вершины фиктивного конуса от носка летательного аппарата A_2 (рис. II.1):

$$x_{FN2} = \tilde{x}'_{FN2} + A_2.$$

Координата фокуса сужающейся кормовой части относительно носка летательного аппарата находится из условия расположения точки приложения нормальной силы Y_K в середине кормовой части:

$$x_{FK} = L - 0,5L_K,$$

где L - длина корпуса летательного аппарата.

Координата фокуса расширяющейся кормовой части определяется по методике расчета фокуса усеченного конуса переходной части корпуса, но с учетом того, что как за фиктивным конусом, так и за продленным конусом отсутствуют цилиндрические части корпуса, смещающие его положение с увеличением числа Маха.

II.3. Расчет координаты фокуса крыльев

При расчете координаты фокуса крыла полагают, что коэффициент нормальной силы крыла, обусловленной углом атаки, можно представить в виде суммы трех слагаемых: коэффициента нормальной силы изолированных крыльев $C_{y_{кр}}^{\alpha}$; коэффициента дополнительной нормальной силы крыльев, вызванной влиянием корпуса, $C_{y_{кр}}^{\alpha} (K_{дк} - 1) \alpha$; коэффициента нормальной силы, индуцированной крыльями на корпусе, $C_{y_{кр}}^{\alpha} (K_{дк} - K_{дк}) \alpha$.

Координаты точек приложения этих сил обозначают соответственно через $x_{F_{из.кр}}$, $x_{F_{кр i}}$ и $x_{F_{корп i}}$. Координата фокуса крыла определится выражением

$$x_{F_{кр}} = \frac{1}{K_{дк}} [x_{F_{из.кр}} + (K_{дк} - 1)x_{F_{кр i}} + (K_{дк} - K_{дк})x_{F_{корп i}}].$$

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

$$x_{F_{из.кр}} = x_{кр A} + \bar{v}_A \bar{x}_{F_{из.кр}},$$

где $x_{кр A}$ - координата начала САХ крыла;

\bar{v}_A - САХ крыла;

$\bar{x}_{F_{из.кр}}$ - безразмерная координата фокуса, выраженная в долях САХ и отсчитываемая от начала САХ.

Величина $\bar{x}_{F_{из.кр}}$ определяется по рис. II.4 - II.7 в зависимости от параметров подобия $\lambda_{кр} \sqrt{M_{\infty}^2 - 1}$, $\lambda_{кр} \lg \chi_{0.5}$, $\eta_{кр}$

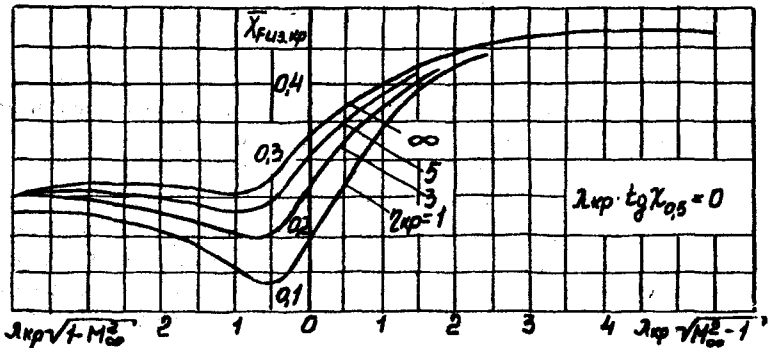


Рис. II.4. Координата фокуса изолированного крыла

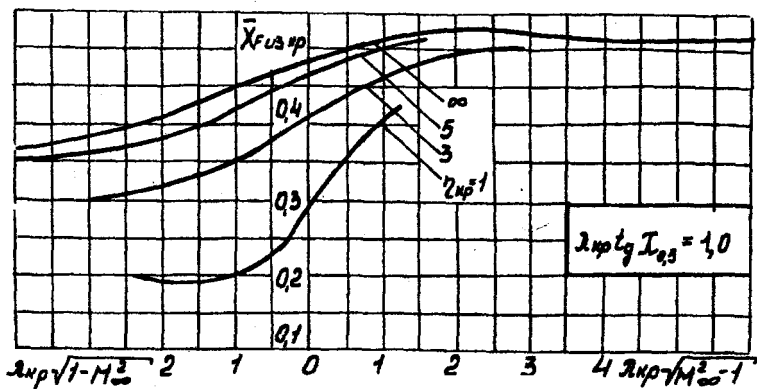


Рис. II.5. Координата фокуса изолированного крыла

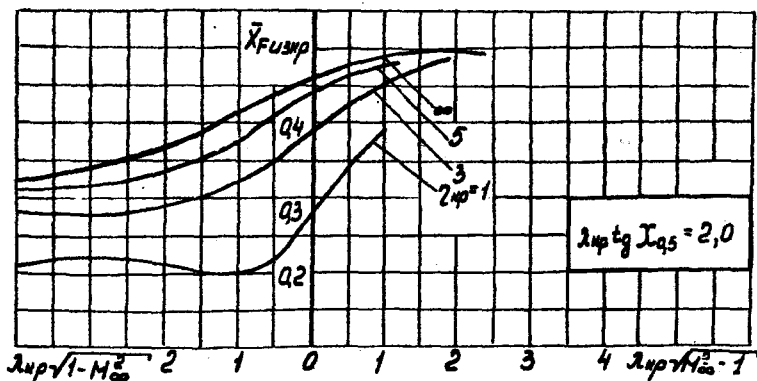


Рис. II.6. Координата фокуса изолированного крыла

Величина средней аэродинамической хорды \bar{b}_A крыла трапециевидной формы площадью $S_{кр}$, с размахом $l_{кр}$ и сужением $\eta_{кр}$ находится по формуле

$$\bar{b}_A = \frac{4}{3} \frac{S_{кр}}{l_{кр}} \left[1 - \frac{\eta_{кр}}{(1 + \eta_{кр})^2} \right].$$

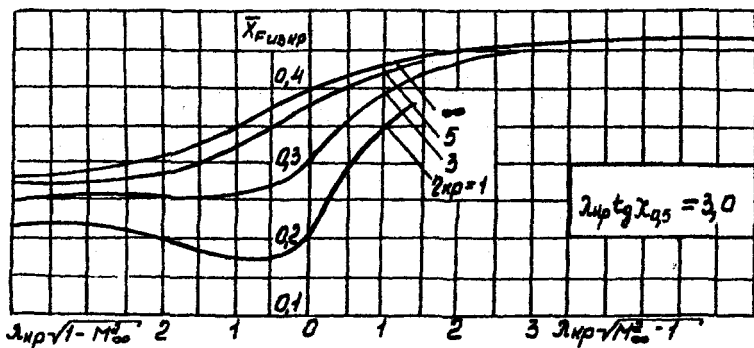


Рис. II.7. Координата фокуса изолированного крыла

Координату дополнительной нормальной силы крыльев можно определить по формуле

$$x_{F_{кр i}} = x_{F_{из.кр}} - f_1 \tan \alpha_{0.5}.$$

Здесь $\alpha_{0.5}$ - угол стреловидности крыла по середине хорды; f_1 - расстояние между фокусом изолированного крыла и точкой приложения дополнительной нормальной силы консоли, выраженное в долях размаха крыла.

Схема определения расстояния f_1 приведена на рис. II.8. Величина расстояния $f_1 = f_1 \frac{c_{кр}}{2}$ определяется по рис. II.9, на котором приведена зависимость относительного расстояния \bar{f}_1 от относительного диаметра корпуса в месте крепления крыльев $\bar{D} = \frac{D}{D + l_{кр}}$

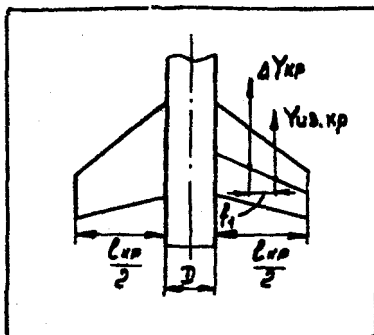


Рис. II.8. Схема приложения дополнительной нормальной силы крыла

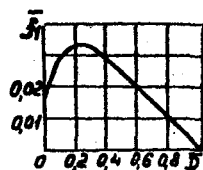


Рис. II.9. Относительное расстояние дополнительной нормальной силы крыла

Координата точки приложения нормальной силы корпуса, индуцированная крыльями $x_{F \text{ корп } i}$, может быть рассчитана по формуле

$$x_{F \text{ корп } i} = x_B + \frac{b_B}{2} F(L_{XB}) F_1(L_{XB}), \quad (\text{II.1})$$

где x_B - координата начала бортовой хорды;

b_B - величина бортовой хорды.

Величина $F(L_{XB})$ определяется формулой (7.3).

Величина $F_1(L_{XB})$, входящая в выражение (II.1), определяется формулой

$$F_1(L_{XB}) = 1 - \frac{1}{B \bar{b}_B^2} [\exp(-B \bar{L}_{XB}^2) - \exp(-B(\bar{b}_B + \bar{L}_{XB})^2)] + \sqrt{x} \bar{b}_B^{-1} B^{-0.5} \varphi[\bar{L}_{XB} \sqrt{2B}],$$

где B определяется по формуле (7.4), а $\varphi[z]$ - функция Лапласа-Гаусса, определяется по рис.7.10.

При достаточно длинной хвостовой части корпуса $\bar{L}_{XB} > 0,7$ можно принять

$$F(L_{XB}) = 1, \quad F_1(L_{XB}) = 1 + \frac{\sqrt{x}}{\bar{b}_B \sqrt{B}}.$$

Если донный срез корпуса совпадает с концом бортовой хорды $L_{XB} = 0$, то $F_1(L_{XB}) = 1 - \frac{1}{B \bar{b}_B^2} (1 - \exp(-B \bar{b}_B^2))$.

При дозвуковых и звуковых скоростях полета $M_\infty < 1$ следует принимать

$$F(L_{XB}) = F_1(L_{XB}) = 1,$$

$$x_{F \text{ корп } i} = x_B + b_B \bar{x}_{FB},$$

$$\bar{x}_{FB} = \bar{x}_F \text{ из кр} + 0,02 \bar{x}_{кр} \text{ tg } \alpha_{0,5}$$

II.4. Координата фокуса летательного аппарата

Координата фокуса летательного аппарата, состоящего из корпуса, ускорителей и крыльев, определяется по формуле

$$x_F = \frac{1}{C_{y_u}^\alpha} \left[c_{y_{\text{корп}}}^\alpha x_{F \text{ корп}} \frac{S_{M \text{ корп}}}{S_M} + N c_{y_u}^\alpha x_{F_y} \frac{S_{M_y}}{S_M} + \frac{\pi}{2} c_{y_{\text{кр}}}^\alpha K_{\text{кр}} x_{F \text{ кр}} \frac{S_{\text{кр}}}{S_M} \right],$$

где $c_{y_u}^\alpha$, $c_{y_{\text{корп}}}^\alpha$, $c_{y_y}^\alpha$, $c_{y_{\text{кр}}}^\alpha K_{\text{кр}}$ - производные коэффициента нормальной силы летательного аппарата, корпуса, ускорителей и крыльев по углу атаки;

$x_{F \text{ корп}}$, x_{F_y} , $x_{F \text{ кр}}$ - координаты фокусов корпуса, ускорителей и крыльев;

$S_{M \text{ корп}}$, S_{M_y} , $S_{\text{кр}}$ - площади миделей корпуса, ускорителей и характерная площадь крыла;

S_n - площадь миделя летательного аппарата;
 N, n - количество ускорителей и крыльев.

Список использованных источников

1. Дебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1973.
2. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н., Захарченко В.Ф. Аэродинамика ракет. М.: Выш. шк., 1968.
3. Методические указания к практическим занятиям по аэрогазодинамике /Сост. Филиппов Г.В., Шахов В.Г., Куйбышев, авиац. ин-т. 1973.
4. Мхитарян А.М., Ушаков В.В., Баскакова А.Г., Трубенков В.Д. Аэрогидромеханика. М.: Машиностроение, 1984.

ПРИЛОЖЕНИЕ I

Таблица III

СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА

Геометрическая высота h , м	Температура, T , К	Давление, p , Па	Плотность ρ , кг/м ³	Скорость звука c , м/с	Коэффициент кинематической вязкости ν , м ² /с
1	2	3	4	5	6
0	288,15	101324,72	1,2250	340,28	1,4607·10 ⁻⁵
1000	281,90	99876,03	1,1117	336,43	1,5812
2000	275,14	79497,24	1,0066	332,52	1,7146
3000	268,64	70124,70	9,0941	328,56	1,8624
4000	262,13	61656,09	8,1942	324,56	2,0271
5000	255,63	54044,74	7,3654	320,51	2,2103
6000	249,13	47213,32	6,6022	316,41	2,4253
7000	242,63	41079,84	5,9010	312,25	2,6452
8000	236,14	35647,64	5,2591	308,05	2,9030
9000	229,64	30790,72	4,6712	303,78	3,1942
10000	223,15	26491,08	4,1367	299,45	3,5232
12000	216,66	19390,36	3,1160	295,07	4,5595
13000	216,66	16571,92	2,6648	295,07	5,3351
14000	216,66	14164,13	2,2776	295,07	5,2480
15000	216,66	12106,97	1,9467	295,07	7,3029
16000	216,66	10347,92	1,6640	295,07	8,5437
17000	216,66	8845,91	1,4224	295,07	9,9952

Продолжение табл. III

I	2	3	4	5	6
15000	216,66	7561,89	1,2159	295,07	1,1692.10 ⁻⁴
19000	216,66	6464,65	1,0395	295,07	1,3676
20000	216,66	5526,86	8,997.10 ⁻²	295,07	1,5997
21000	216,66	4725,33	7,5983	295,07	1,8710
22000	216,66	4040,32	6,4966	295,07	2,1883
23000	216,66	3454,64	5,5550	295,07	2,5593
24000	216,66	2954,15	4,7501	295,07	2,9929
25000	216,66	2526,18	4,0621	295,07	3,4998
26000	219,40	2162,35	3,4336	296,93	4,1842
27000	222,14	1854,51	2,9085	298,78	4,9911
28000	224,87	1594,40	2,4701	300,61	5,9370
29000	227,61	1372,55	2,1007	302,43	7,0510
30000	230,35	1183,59	1,7901	304,25	8,3565
31000	233,08	1022,99	1,5291	306,05	9,8788
32000	235,82	885,27	1,3078	307,84	1,1661.10 ⁻³
33000	238,55	767,75	1,1212	309,62	1,3730
34000	241,28	666,92	9,6295.10 ⁻³	311,36	1,6138
35000	244,01	580,24	8,2342	313,14	1,8929
36000	246,74	505,61	7,1388	314,89	2,2165
37000	249,47	441,24	6,1619	316,62	2,5908
38000	252,20	385,46	5,3244	318,36	3,0243
39000	254,93	337,54	4,6128	320,07	3,5216
40000	257,66	295,85	4,0003	321,78	4,0966

Окончание табл. II

1	2	3	4	5	6
41000	260,38	259,80	3,4762	323,47	4,7529
42000	263,11	228,50	3,0236	325,16	5,5099
43000	265,83	201,06	2,6350	326,84	6,3748
44000	268,56	177,18	2,2984	328,51	7,3674
45000	271,28	156,41	2,0086	330,17	8,4977
47000	274,00	122,26	1,5545	331,82	1,1067.10 ⁻²
48000	274,00	108,21	1,3748	331,82	1,2513
49000	274,00	95,63	1,2159	331,82	1,4148
50000	274,00	84,58	1,0754	331,82	1,5997
55000	270,56	45,76	5,8928.10 ⁻⁴	329,74	2,8903
60000	253,40	24,12	3,3162	319,11	4,8749
65000	236,26	12,16	1,7937	308,13	8,5151
70000	219,15	5,83	9,2747.10 ⁻⁵	296,76	1,5475.10 ⁻¹
75000	202,06	2,64	4,5490	284,95	2,9463
80000	185,00	1,11	2,0979	272,66	5,9202
85000	185,00	0,45	8,5303.10 ⁻⁶	272,66	1,4560.10 ⁻²
90000	185,00	1,644.10 ⁻¹	3,4733	272,66	3,5759

Приложение 2

Пример оформления курсовой работы

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П.КОРОЛЕВА

Кафедра аэрогидродинамики

А.А. И в а н о в

Группа I310

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕГАГЕЛЬНОГО АППАРАТА

РАКЕТОНОСИТЕЛЬ "РН"

Курсовая работа

Руководитель
доцент В.Б.П е т р о в

1993

РЕФЕРАТ

Курсовая работа 50 стр., 6 рисунков, 5 таблиц, 1 источник

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

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

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

Расчет 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 полета в атмосфере.

СОДЕРЖАНИЕ

В в е д е н и е	
1. Постановка задачи	
2. Геометрические параметры летательного аппарата	
3. Расчет коэффициента сопротивления трения летательного аппарата при нулевом угле атаки	
3.1. Определение коэффициента сопротивления трения летательного аппарата	
3.2. Расчет коэффициента сопротивления трения корпуса	
3.3. Расчет коэффициента сопротивления трения ускорителей	
3.4. Расчет коэффициента сопротивления трения крыльев	
4. Расчет коэффициента сопротивления давления летательного аппарата при нулевом угле атаки	
5. Расчет коэффициента аэродинамической продольной силы ..	
6. Расчет производной коэффициента аэродинамической нормальной силы по углу атаки	
7. Расчет производной коэффициента аэродинамической подъемной силы по углу атаки	
8. Расчет индуктивного сопротивления летательного аппарата ..	
9. Расчет коэффициента лобового сопротивления летательного аппарата	
10. Расчет координаты фокуса летательного аппарата	
II. Определение зависимости аэродинамических сил от числа Маха ..	
З а к л ю ч е н и е	
Список использованных источников	

ВВЕДЕНИЕ

Ракетноситель "РН" предназначен для выведения на орбиту спутника Земли полезной нагрузки M тонн. Это достигается за счет придания ей определенной скорости и угла ее наклона к местному горизонту на определенной высоте над поверхностью Земли. Требуемая скорость развивается за время полета ракеты на активном участке. При прохождении атмосферы двигательная установка ракеты должна развивать такую тягу, чтобы парировать аэродинамическое сопротивление и обеспечить требуемое ускорение. Поэтому параметры двигательной установки и необходимый запас топлива зависят от величин аэродинамических сил, действующих на ракету в полете.

Величина аэродинамического сопротивления, а также несущие свойства ракеты, влияющие на устойчивость ее движения, определяются формой ракеты, ее скоростью и взаимной ориентацией продольной оси ракеты и вектора скорости ее центра масс.

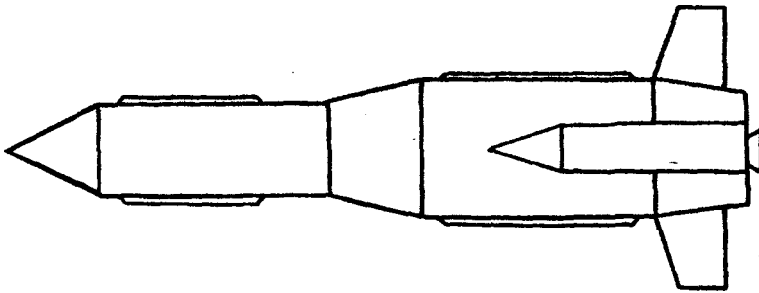


Рис.ПВ.І. Ракетноситель "РН"

Форма ракеты "РН", внешний вид которой приведен на рис.ПВ.І, представляет собой сочетание конических и цилиндрических поверхностей. Кроме того, имеются небольшие аэродинамические поверхности-крылья, предназначенные для управления относительным движением ракеты в плотных слоях атмосферы.

Элементы конструкции, безотрывно обтекаемые пограничным слоем, являются источником сопротивления трения. Конические части ракеты

создают сопротивление давления и нормальную силу. Крылья создают волновое сопротивление, нормальную силу и индуктивное сопротивление при нулевых углах атаки.

Целью данной курсовой работы является определение аэродинамических характеристик ракетносителя "РН".

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для ракетносителя "РН", расчетная схема которого приведена на рис. П2.1.1, а основные параметры помещены в табл. П2.1.1, определить следующие аэродинамические характеристики:

коэффициент сопротивления трения при нулевом угле атаки

$$C_{x\text{тр}}(M_\infty, h);$$

коэффициент сопротивления давления при нулевом угле атаки

$$C_{xg}(M_\infty);$$

коэффициент аэродинамической продольной силы $C_{x\text{л}0}(M_\infty)$

для высоты 10 км и нулевого угла атаки;

производную коэффициента нормальной силы по углу атаки $C_{y\alpha}^{\alpha}(M_\infty)$.

для высоты 10 км;

производную коэффициента подъемной силы по углу атаки $C_{y\alpha}^{\alpha}(M_\infty)$

для высоты 10 км;

коэффициент индуктивного сопротивления $C_{xi}(M_\infty, \alpha)$ для различных углов атаки α и высоты 10 км;

коэффициент лобового сопротивления $C_{xa}(M_\infty, \alpha)$ для различных углов атаки α и высоты 10 км;

координату фокуса летательного аппарата $x_F(M_\infty)$.

Значение коэффициентов определить для дискретных значений чисел Маха набегающего потока

$M_\infty = (0, 1; 0, 3; 0, 5; 0, 7; 0, 9; 1, 0; 1, 1; 1, 3; 1, 5; 2, 0; 2, 5; 3, 0; 4, 0; 4, 5; 5, 0)$,
высот, км, $h = (0, 10, 20, 30, 40)$

и углов атаки, град, $\alpha = (2, 4, 6, 8)$.

Зависимости $C_{x\text{тр}}(M_\infty, h)$, $C_{xg}^{\alpha}(M_\infty)$, $C_{x\text{л}0}(M_\infty, \alpha)$, $x_F(M_\infty)$

и $X_a(M_\infty)$, $Y_a(M_\infty)$ представить в табличном виде и на рисунках.

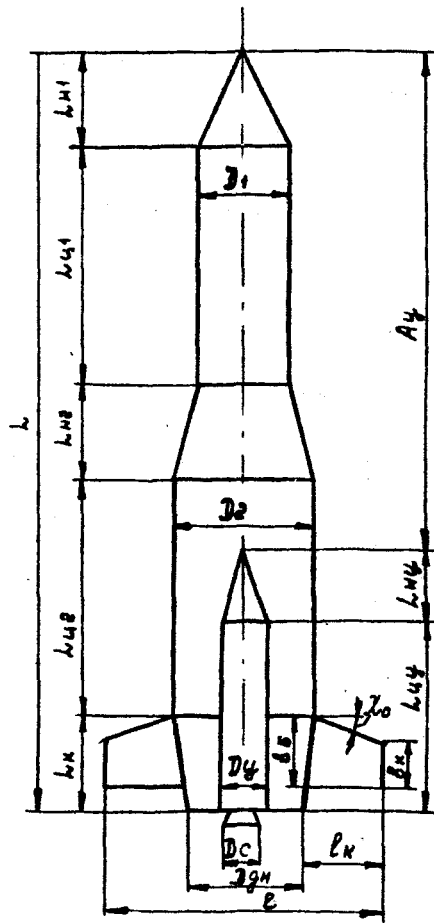


Рис.12.1.1. Схема ракетного двигателя "РН"

Таблица П2.1.1

Параметры ракетоносителя "РН"

Название параметра	Обозначение	Размерность	Величина
Длина ракеты	L	м	40
Наибольший диаметр первой ступени	D_2	м	3,5
Наибольший диаметр второй ступени	D_1	м	3
Диаметр обтекателя полезной нагрузки	$D_{пн}$	м	3
Диаметр ускорителя	D_y	м	1,2
Размах крыльев	ℓ	м	6
Масса первой ступени	M_1	кг	100000
Масса второй ступени	M_2	кг	60000
Масса полезной нагрузки	$M_{пн}$	кг	5000
Масса ракеты	M_0	кг	100000
Количество ступеней	$n_{ст}$	-	2
Количество ускорителей	N	-	2
Количество крыльев	n	-	2
Тяга двигателей первой ступени	P_1	кН	2000
Тяга двигателей второй ступени	P_2	кН	1200

2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Летательный аппарат, схема которого приведена на рис.П2.1.1, имеет следующие геометрические параметры:

геометрические размеры элементов конструкции летательного аппарата

$$L = 40 \text{ м}, \quad L_{пн} = 3 \text{ м}, \quad L_{ц1} = 7 \text{ м},$$

$$D_1 = 3 \text{ м}, \quad D_2 = 3,5 \text{ м};$$

длинные элементы конструкции летательного аппарата

$$\lambda_{пн} = \frac{L_{пн}}{D_1}, \quad \lambda_{п1} = \frac{3}{3} = 1, \quad \lambda_{ц1} = \frac{L_{ц1}}{D_1}, \quad \lambda_{ц2} = \frac{7}{3} = 2,3;$$

сужение элементов конструкции летательного аппарата

$$\eta_k = \frac{D_{\text{нн}}}{D_2}, \quad \eta_k = \frac{2}{3,5} = \dots,$$

$$\eta_{\text{кр}} = \frac{b_{\text{в}}}{b_{\text{к}}}; \quad \eta_{\text{кр}} = \dots;$$

площади поперечных сечений элементов конструкции летательного аппарата

$$S_1 = \frac{\pi D_1^2}{4}, \quad S_1 = \frac{3,14 \cdot 3^2}{4} = \dots \text{ м}^2,$$

$$S_2 = \frac{\pi D_2^2}{4}, \quad S_2 = \frac{3,14 \cdot 3,5^2}{4} = \dots \text{ м}^2;$$

площади консолей летательного аппарата

$$S_{\text{к}} = \frac{b_{\text{в}} + b_{\text{к}}}{2} l_{\text{к}}, \quad S_{\text{к}} = \dots \text{ м}^2.$$

3. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

3.1. Определение коэффициента сопротивления трения летательного аппарата

Коэффициент сопротивления трения летательного аппарата (ЛА) при нулевом угле атаки $C_{\text{х тр}}$ определяется следующим образом:

$$C_{\text{х тр}} = C_{\text{х тр. корп}} \frac{S_{\text{м. корп}}}{S_{\text{м}}} + N C_{\text{х тр. у}} \frac{S_{\text{м. у}}}{S_{\text{м}}} + n C_{\text{х тр. кр}} \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м}}}, \quad (3.1)$$

где $C_{\text{х тр. корп}}$, $C_{\text{х тр. у}}$, $C_{\text{х тр. кр}}$ - коэффициенты сопротивления трения корпуса летательного аппарата, ускорителей и крыльев;

N , n - количество ускорителей и крыльев;

$S_{\text{м. корп}}$, $S_{\text{м. у}}$, $S_{\text{кр}}$, $S_{\text{м}}$ - характерные площади корпуса, ускорителей крыльев и летательного аппарата.

Согласно схеме ЛА, приведенной на рис. ПР.1.1, он имеет 2 ускорителя и 2 крыла (или 4 консоли), поэтому $N = 2$, $n = 2$.

В качестве характерных площадей корпуса и ускорителей принимают-ся наибольшие площади, м^2 , их поперечных сечений (площади средних сечений)

$$S_{\text{м. корп}} = \frac{\pi D^2}{4} = \dots,$$

$$S_{\text{м. у}} = \frac{\pi D_{\text{у}}^2}{4} = \dots.$$

За характерную площадь крыла принимается удвоенная площадь, м^2 , одной консоли $S_{\text{кр}} = 2S_{\text{к}} = 2 \frac{b_{\text{к}} + b_{\text{в}}}{2} l_{\text{к}} = \dots$

За характерную площадь всего ЛА принимается площадь миделева сечения корпуса

$$S_M = S_{M, \text{корп}} = \dots$$

Определению подлежат коэффициенты сопротивления трения корпуса $C_{x \text{ тр. корп}}$, ускорителей $C_{x \text{ тр. у}}$ и крыльев $C_{x \text{ тр. кр}}$, после чего по формуле (3.1) находится коэффициент сопротивления трения всего летательного аппарата.

3.2. Расчет коэффициента сопротивления трения корпуса

При безотрывном обтекании поверхности корпуса ЛА пограничным слоем, пренебрегая влиянием кривизны поверхности на величину силы трения, а также наклоном отдельных элементов поверхности к продольной оси корпуса, коэффициент сопротивления трения определяют следующим образом /.../:

$$C_{x \text{ тр. корп}} = \frac{2 C_{f, M=0}}{2} \eta_M \frac{F_{\text{корп}}}{S_{M, \text{корп}}}, \quad (3.2)$$

где $2C_{f, M=0}$ - удвоенный коэффициент сопротивления трения плоской пластинки в несжимаемом потоке;

η_M - коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости;

$F_{\text{корп}}$ - площадь смоченной боковой поверхности корпуса без площади донного сечения.

Коэффициент трения плоской пластинки в несжимаемом потоке определяется в зависимости от типа пограничного слоя на ее поверхности по следующим формулам:

для ламинарного пограничного слоя, возникающего при $Re < 485000$

или $\bar{X}_t > 1$:
$$2C_{f, M=0} = \frac{2,656}{\sqrt{Re}}; \quad (3.3)$$

для турбулентного пограничного слоя, возникающего при $Re > 10^7$

или $\bar{X}_t = 0$:
$$2C_{f, M=0} = \frac{0,91}{(\lg Re)^{2,58}}; \quad (3.4)$$

для смешанного пограничного слоя, возникающего при $485000 < Re < 10^7$ или $0 < \bar{X}_t < 1$:

$$2C_{f, M=0} = \frac{3,91}{(\lg Re)^{2,38}} \left(1 - \bar{X}_t + \frac{40 \bar{X}_t^{0,625}}{Re^{4,375}} \right)^{0,8}. \quad (3.5)$$

Число Рейнольдса R_e определяется по формуле

$$R_e = \frac{a L M_\infty}{\gamma}, \quad (3.6)$$

где a - скорость звука на заданной высоте;

L - длина корпуса ЛА, безотрывно обтекаемая пограничным слоем;

γ - коэффициент кинематической вязкости воздуха;

M_∞ - число Маха невозмущенного потока.

Значения скорости звука и кинематической вязкости определяются по таблице стандартной атмосферы /.../ для каждой заданной высоты полета ЛА.

Относительная координата точки перехода от ламинарного пограничного слоя к турбулентному \bar{x}_t определяется по формуле

$$\bar{x}_t = \min \left\{ \frac{10^n}{R_e}, \frac{L_n}{L_{\text{корп}}} \right\},$$

$$n = 5 + \left[4,3 + 0,6 M_\infty (1 - 0,25 M_\infty^2) \right] \times$$

$$\times \left\{ 1 - \left[\frac{\lg \left(\frac{h_m a}{L_{\text{корп}}} R_e - 1 \right)}{2,2 + 0,7664 M_\infty^2} \right]^2 \right\}^{0,5}, \quad (3.7)$$

$$\left[\frac{1 + 0,312 M_\infty^2}{1 + 0,312 M_\infty^2} \right]$$

где h_m - средняя высота бугорков шероховатости поверхности;

L_n - длина носовой части.

Высота бугорков поверхности корпуса зависит от материала и чистоты его обработки и определяется по табл.... /.../. В данной курсовой работе принимается, что обшивка ЛА сделана из дюралюминиевых анодированных листов.

Значения коэффициента η_n для различных чисел Маха M_∞ и относительной координаты перехода \bar{x}_t определяется по рис..../.../

Площадь смоченной боковой поверхности корпуса состоит из площади боковых поверхностей конуса длиной L_n , цилиндров $L_{ц1}$ и $L_{ц2}$, усеченного конуса $L_{к2}$, кормовой части L_k (рис.П2.1.1).

Величина поверхности $F_{\text{корп}}$, m^2 , определяется следующим образом:

$$F_{\text{корп}} = \pi \frac{D_1}{2} \sqrt{L_{н1}^2 + \frac{D_1^2}{4}} + L_{ц1} 2\pi \frac{D_1}{2} + \dots,$$

$$F_{\text{корп}} = 3,14 \cdot \frac{2}{2} \sqrt{3^2 + \frac{2^2}{4}} + 4 \cdot 2 \cdot 3,14 \cdot \frac{2}{2} + \dots$$

3.3. Расчет коэффициента сопротивления трения ускорителей

Корпус ЛА и ускорители представляют собой сочетание цилиндрических и конических поверхностей, поэтому методика расчета коэффициента трения для них одинакова.

Коэффициент сопротивления трения ускорителей $C_{x\text{тр.у}}$ находится по соотношениям (3.2)–(3.7), которые принимают следующий вид:

$$C_{x\text{тр.у}} = \frac{2C_{f\text{M}=0}}{2} \eta_M \frac{F_y}{S_{M,y}},$$

где F_y – площадь смоченной боковой поверхности ускорителя без площади донного сечения.

Коэффициент трения плоской пластинки $2C_{f\text{M}=0}$ определяется по (3.3)–(3.5).

Число Рейнольдса находится по формуле

$$Re = \frac{\rho L_y M_\infty}{\mu},$$

где L_y – длина ускорителя.

Координата перехода \bar{x}_* определяется по (3.7).

Площадь смоченной боковой поверхности ускорителя, m^2 , состоит из площади конуса длиной L_{ny} и цилиндра длиной L_{cy} и определяется следующим образом

$$F_y = \pi \frac{D_y}{2} \sqrt{L_{ny}^2 + \frac{D_y^2}{4}} + \pi D_y L_{cy}; \quad F_y = \dots$$

3.4. Расчет коэффициента сопротивления трения крыльев

Коэффициент сопротивления трения крыльев определяется по формуле

$$C_{x\text{тр.кр}} = 2C_{f\text{M}=0} \eta_M \eta_c,$$

где η_c – коэффициент, учитывающий влияние относительной толщины профиля крыла ϵ . Коэффициент трения плоской пластинки

$2C_{f\text{M}=0}$ определяется по (3.3)–(3.5).

Число Рейнольдса находится по формуле

$$Re = \frac{\rho b_{cp} M_\infty}{\mu},$$

где b_{cp} – средняя хорда крыла.

Величина средней хорды определяется следующим образом: $\bar{b}_{ср} = \frac{S_{кр}}{L_{кр}}$.
Координата перехода \bar{x}_t определяется по (3.7).

Коэффициент η_c определяется по зависимости, приведенной на рис./.../. Относительная толщина профиля крыльев принята 0,04, поскольку профиль крыльев ромбовидный и они служат для управления относительным движением ЛА в атмосфере.

Результаты расчетов по определению коэффициента сопротивления трения летательного аппарата приведены в табл. П2.3.1 и на рис. П2.3.1.

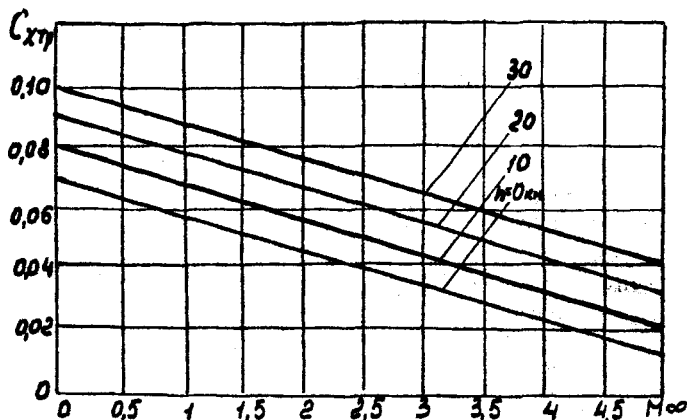


Рис. П2.3.1. Зависимость коэффициента сопротивления трения от числа Маха

4. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЮ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

Коэффициент сопротивления давления летательного аппарата при нулевом угле атаки $C_{x g_0}$ определяется следующим образом:

$$C_{x g_0} = C_{x g. \text{корп}} \frac{S_{M. \text{корп}}}{S_M} + N C_{x g. y} \frac{S_{M. y}}{S_M} + n C_{x g. \text{кр}} \frac{S_{M. \text{кр}}}{S_M},$$

где $C_{x g. \text{корп}}$, $C_{x g. y}$, $C_{x g. \text{кр}}$ — коэффициенты сопротивления давления корпуса ЛА, ускорителей и крыльев.

Коэффициент сопротивления давления корпуса ЛА, схема которого приведена на рис. П2.1.1, определяется по формуле

$$C_{x g. \text{корп}} = C_{x g. n1} \frac{S_1}{S_{M. \text{корп}}} + C_{x g. n2} \frac{S_2}{S_{M. \text{корп}}} + C_{x g. k} \frac{S_2}{S_{M. \text{корп}}} + C_{x g. \text{дн}},$$

где $C_{x g. n1}$, $C_{x g. n2}$, $C_{x g. k}$, $C_{x g. \text{дн}}$ — коэффициенты сопротивления давления первой носовой части, усеченного конуса, кормовой части и донной части соответственно.

Первая носовая часть имеет коническую форму. Коэффициент сопротивления давления $C_{x g. n1}$ определяется по рис. /.../ в зависимости от числа Маха M_∞ и удлинения конуса.

Вторая носовая часть имеет форму усеченного конуса. Коэффициент сопротивления давления $C_{x g. n2}$ определяется следующим образом:

$$C_{x g. n2} = C'_{x g. n2} \left(1 - \frac{S_1}{S_2}\right),$$

где $C'_{x g. n2}$ — коэффициент сопротивления давления фиктивного конуса, полученного в результате продления усеченного конуса.

Величина коэффициента $C'_{x g. n2}$ определяется по зависимости, приведенной на рис. /.../.

Летательный аппарат обладает одной кормовой частью, расположенной в хвостовой части корпуса, угол полураствора которой меньше 20° . Коэффициент сопротивления давления $C_{x g. k}$ определяется по рис. /.../ в зависимости от удлинения и сужения кормовой части.

Корпус ЛА имеет одну донную часть. Донной частью является торцевая часть ЛА, расположенная за кормовой частью.

Коэффициент сопротивления давления кормовой части определяется по формуле

$$C_{x g. \text{дн}} = (-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1} K_2 \frac{S_{\text{дн}}}{S_{M. \text{корп}}},$$

где $(-C_{D_{gn}})_{p=1}$ - коэффициент донного давления для тел вращения без сужающейся кормовой части;

S_{gn} - площадь донного среза;

K_{η} - коэффициент донного давления, учитывающий сужение соответствующей кормовой части.

Результаты расчетов по определению коэффициента сопротивления давления летательного аппарата при нулевом угле атаки приведены в табл....

Разд.5-9 оформляются аналогично разд.4.

Ю. РАСЧЕТ КООРДИНАТЫ ФОКУСА ДЕГАРДЕЛЬНОГО АППАРАТА

Фокусом ЛА по углу атаки называют точку приложения той доли нормальной силы, которая пропорциональна углу атаки.

Фокус ЛА, схема которого приведена на рис.П2.1.1, определяется следующим образом:

$$x_F = \frac{1}{C_y^\alpha} \left(C_{y_{корп}}^\alpha x_{F_{корп}} \frac{S_{M_{корп}}}{S_M} + N C_{y_y}^\alpha x_{F_y} \frac{S_{M_y}}{S_M} + \frac{n}{2} C_{y_{кр}}^\alpha K_{ам} x_{F_{кр}} \frac{S_{кр}}{S_M} \right),$$

где $x_{F_{корп}}$, x_{F_y} , $x_{F_{кр}}$ - координаты фокуса корпуса ЛА, боковых ускорителей и крыльев.

Координата фокуса корпуса ЛА (рис.П2.1.1) определяется по формуле

$$x_{F_{корп}} = \frac{1}{C_{y_{корп}}^\alpha} \left(C_{y_{н1}}^\alpha x_{F_{н1}} \frac{S_1}{S_{M_{корп}}} + C_{y_{н2}}^\alpha x_{F_{н2}} \frac{S_2}{S_{M_{корп}}} + C_{y_{к}}^\alpha x_{F_{к}} \frac{S_2}{S_{M_{корп}}} \right),$$

где $x_{F_{н1}}$, $x_{F_{н2}}$, $x_{F_{к}}$ - координаты фокуса первой носовой части, усеченного конуса и кормовой части соответственно

Результаты расчетов по определению фокуса летательного аппарата приведены в табл.... и на рис....

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных расчетов для ракетносителя "РН" получены аэродинамические характеристики аппарата - коэффициент аэродинамической продольной силы $C_x(M_\infty)$, производные коэффициентов аэродинамической нормальной и подъемной силы по углу атаки $C_y^a(M_\infty)$ и $C_z^a(M_\infty)$, коэффициент лобового сопротивления $C_{ra}(M_\infty, \alpha)$, координата фокуса $x_F(M_\infty)$ как функции числа Маха невозмущенного потока M_∞ и угла атаки α .

Величина коэффициента сопротивления трения для ламинарного или турбулентного пограничного слоя на неизменной высоте полета монотонно убывает по мере увеличения числа Маха. Это связано с увеличением числа Рейнольдса, от которого обратно пропорционально зависит коэффициент сопротивления трения плоской пластины. При фиксированной величине числа Маха с возрастанием высоты полета коэффициент сопротивления трения возрастает. К этому приводит уменьшение числа Рейнольдса, вызванное увеличением коэффициента кинематической вязкости воздуха.

Полученные аэродинамические характеристики позволяют определить динамическое воздействие внешней среды на летательный аппарат на активном участке его полета в атмосфере.

В а с и л ь е в Валерий Валерьянович
М о р о з о в Лев Владимирович
Ш а х о в Валентин Гаврилович

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕГАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Редактор Л.Я. Ч е г о д а е в а
Техн. редактор Н.М. К а л е н ю к
Корректор Н.С. К у п р и я н о в а

Подписано в печать 3.07.93. Формат 60x84 I/I6.

Бумага офсетная. Печать оперативная.

Усл. печ. л. 4,65. Усл. кр.-отт. 4,77. Уч.-изд. л. 4,5.

Тираж 500 экз. Заказ Арг. С-17/93.

Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П. Королева
443086, Самара, Московское шоссе, 34

Участок оперативной полиграфии ИПО Самарского
государственного аэрокосмического университета
443001, Самара, Ульяновская, 18.