

Лекция 1 Аэрогидродинамика

1. Типовое задание на курсовую работу
2. Пособие для выполнения курсового проекта
3. Скачки уплотнения
4. Связанная система координат
5. Скоростная и связанная системы координат
6. Название сил в скоростной и связанной системах координат
7. Средняя аэродинамическая хорда (САХ)
8. Поэлементный расчёт АДХ ЛА
9. Коэффициент торможения
10. Коэффициент сопротивления давления конической носовой части корпуса
11. Коэффициент сопротивления давления обивальной, эллиптической и сферической носовых частей корпуса
12. Коэффициент сопротивления давления корпуса
13. Поэлементный расчёт АДХ ЛА

Типовое задание на курсовую работу

ЗАДАНИЕ

кафедры КиПЛА на курсовой проект
по курсу «Аэрогидродинамика»
студенту Иванову Ивану Ивановичу гр.130N-240501D
на 2020-2021 учебный год

Тема: «Аэродинамические характеристики ракеты-носителя «N»»

1. Выполнить чертёж (рисунок) геометрической расчётной схемы ракеты-носителя (РН) (формат А4), соблюдая требования ГОСТ. Расчётную схему привести на одном рисунке, рядом с общим видом РН для сравнения.
2. Собрать сведения о данном РН и изложить их кратко во введении.
3. Вычислить основные геометрические характеристики РН и представить их в виде таблицы.
4. Выполнить расчёт коэффициента лобового сопротивления трения РН в диапазоне чисел Маха [0,1; 0,3; 0,5; 0,7; 0,9; 1,0; 1,1; 1,3; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,5; 4,0; 4,5; 5,0] и высот полёта [10; 20; 30; 40; 50; 60] км.
5. Выполнить расчёт коэффициента сопротивления давления РН в диапазоне чисел Маха [0,1; 5,0].
6. Выполнить расчёт коэффициента продольной силы РН при нулевом угле атаки в диапазоне чисел Маха $0 \leq M \leq 5,0$.
7. Провести расчёт производной коэффициента аэродинамической нормальной силы РН по углу атаки в диапазоне чисел Маха $0 \leq M \leq 5,0$.
8. Провести расчёт производной коэффициента подъёмной силы РН по углу атаки в диапазоне чисел Маха $0 \leq M \leq 5,0$.
9. Выполнить расчёт коэффициента индуктивного сопротивления РН для высоты полёта 10 км и углов атаки 2; 4; 6 и 8 градусов.
10. Провести расчёт коэффициента лобового сопротивления РН для высоты полёта 10 км и углов атаки 2; 4; 6 и 8 градусов.
11. Выполнить расчёт подъёмной силы и силы лобового сопротивления для высоты полёта 10 км и углов атаки 2; 4; 6 и 8 градусов.
12. Выполнить приближённый расчёт центра масс РН.
13. Выполнить расчёт аэродинамического фокуса РН в зависимости от числа Маха $0 \leq M \leq 5,0$.
14. Составить пояснительную записку в редакторе Word (формат .docx) к курсовой работе с учётом требований ГОСТ согласно СТО 02068410-004-2018.

Пособие для выполнения курсового проекта

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ
И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

В. А. Фролов, В. Г. Шахов

Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов

Электронное учебное пособие

САМАРА
2021

УДК СГАУ: 533.6; 629.7.015(0758.8)
ББК СГАУ: 22.253.3
Р 248

Авторы: **Фролов Владимир Алексеевич,**
Шахов Валентин Гаврилович

Рецензент:
заведующий кафедрой математического моделирования Самарского государственного
университета, д.т.н., профессор Н.И. Кляев

Редакторская обработка В.Г. Шахов
Компьютерная верстка В.А. Фролов
Доверстка В.А. Фролов

Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие /В.В. Васильев, А.Н. Никитин, В.А. Фролов, В.Г. Шахов Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (4,91 Мбайт). – Самара, 2021. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Приведены практические указания по расчётам аэродинамических характеристик летательных аппаратов для дипломного и курсового проектирования. Рассмотрены типовые схемы ракетносителей, для которых изложена методика расчёта коэффициента лобового сопротивления, производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки и относительной координаты фокуса в диапазонах высот полёта от 0 до 60 км и чисел Маха от 0 до 5.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов по специальности 160801.65 «Ракетостроение» (ГОС-2), изучающих дисциплину «Гидрогазоаэродинамику летательных аппаратов, как руководство для выполнения курсовой работы и дипломного проектирования.

Пособие подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета (национального исследовательского университета).

© Фролов В.А., Шахов В.Г.
© Самарский государственный аэрокосмический университет, 2021

Скачки уплотнения

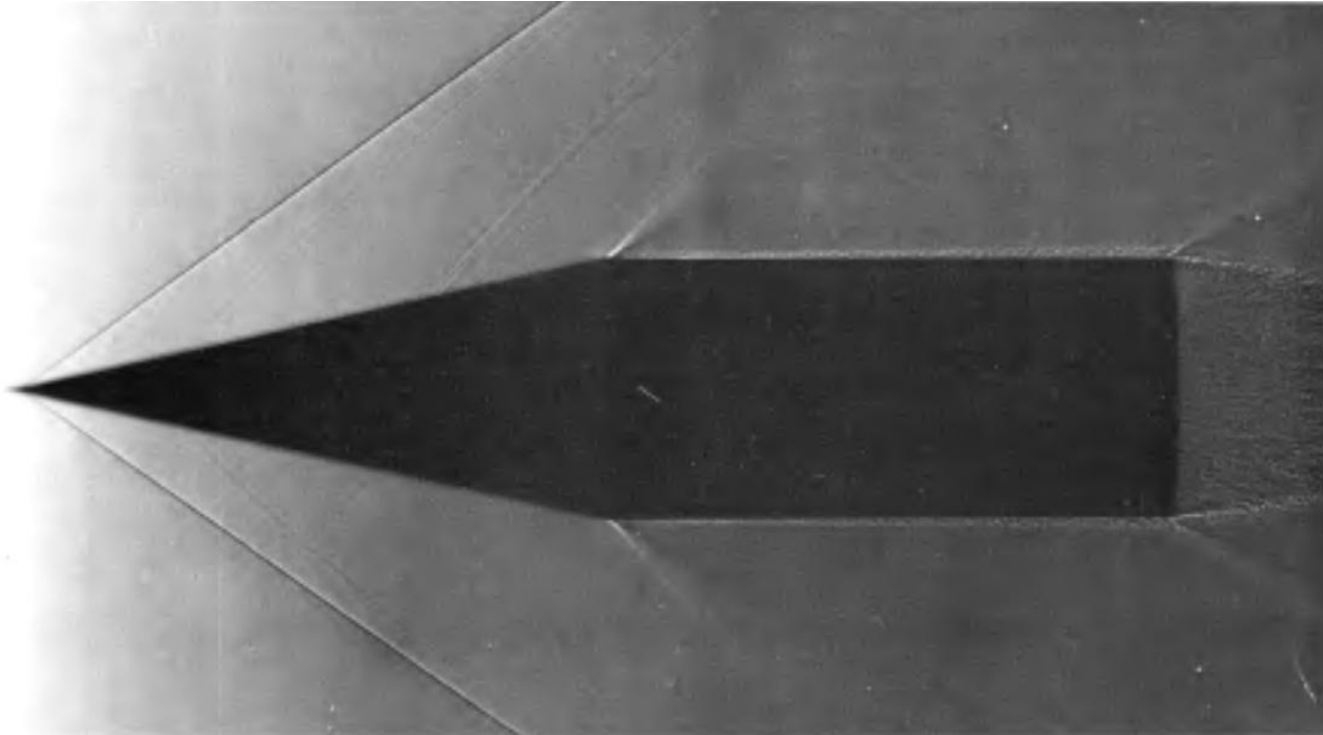


Рисунок 1.1 – Комбинация конуса с цилиндром в сверхзвуком потоке газа ($M=1,84$; полуугол раствора конуса $12,5$ град)

Скачки уплотнения

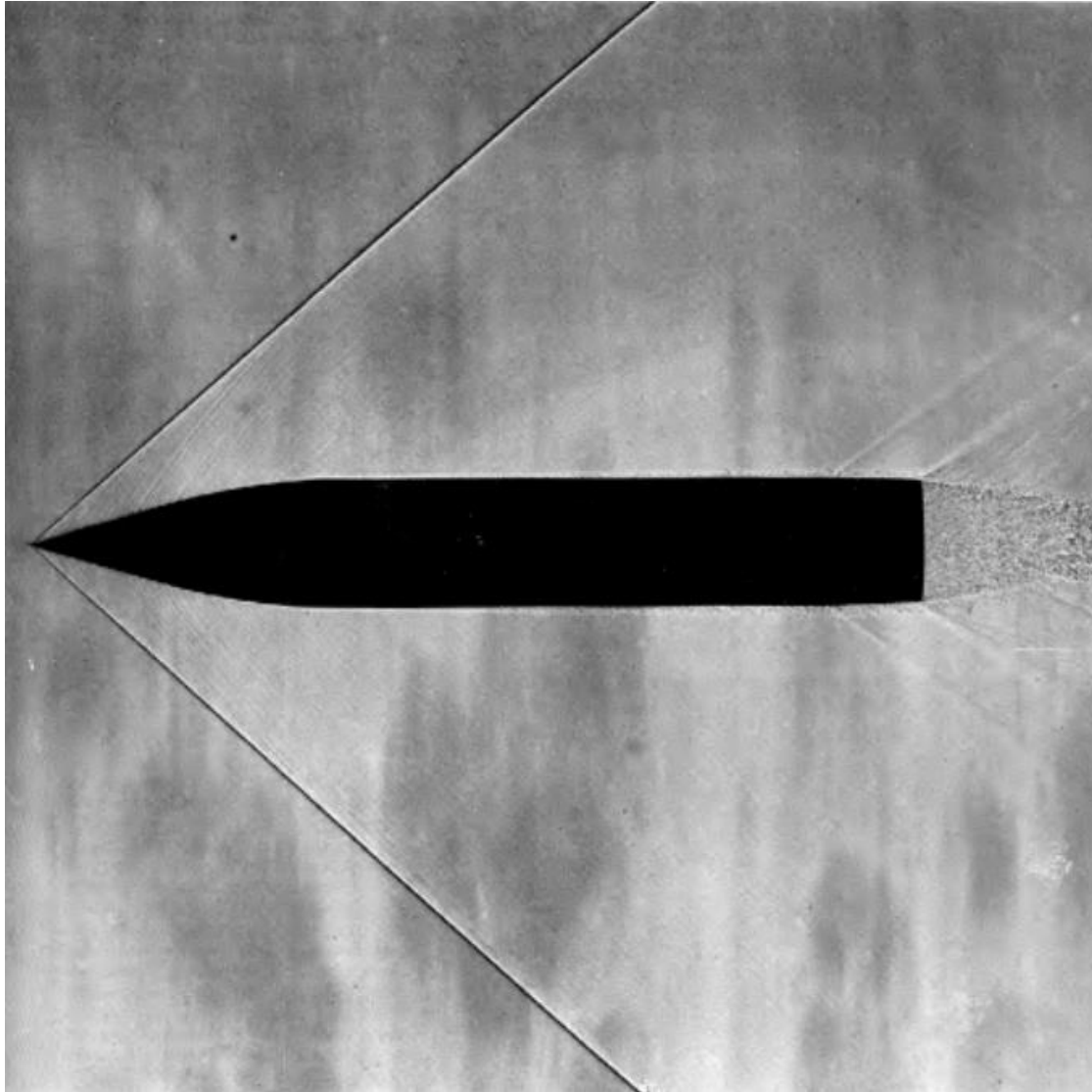


Рисунок 1.2 – Комбинация оживала с цилиндром ($M=2,58$)

Скоростная и связанная системы координат

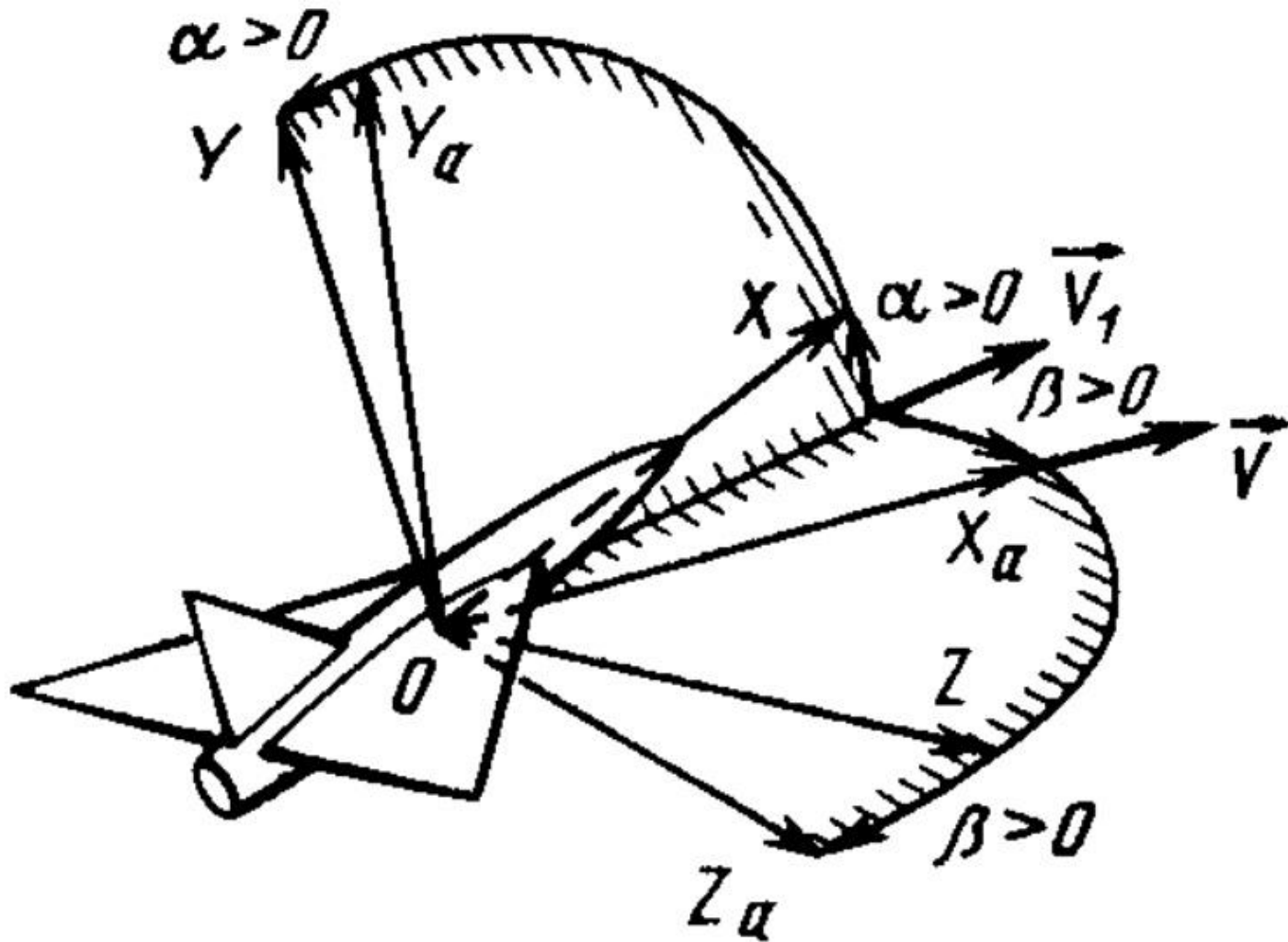


Рисунок 1.4 – Две системы координат

Название сил в скоростной и связанной системах координат

	Скоростная	Связанная
Обозначение	C_{xa}	C_x
Название	Коэффициент лобового сопротивления	Коэффициент продольной силы
Обозначение	C_{ya}	C_y
Название	Коэффициент подъёмной силы	Коэффициент нормальной силы
Обозначение	C_{za}	C_z
Название	Коэффициент боковой силы	Коэффициент поперечной силы

$$C_R = \frac{R}{q_\infty S}$$

R - аэродинамическая сила, H
 - скоростной напор, $Па$
 S - характерная площадь, $м^2$

Для РН S это миделевое сечение корпуса, для РН с БУ $S = \sum_{i=1}^N S_{м.ф.БУ_i}$

Миделевое сечение корпуса по Госту обозначается $S_{м.ф}$

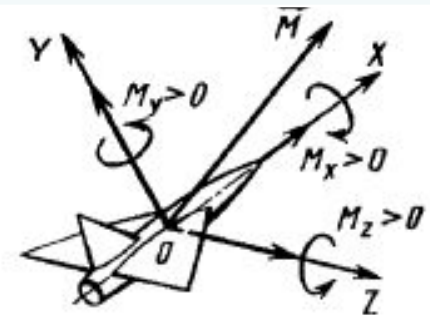
Название моментов в скоростной и связанной системах координат

	Скоростная	Связанная
Обозначение	m_x	m_{xa} $l_{хар} = l$
Название	Коэффициент момента крена	Коэффициент момента крена
Обозначение	m_y	m_{ya} $l_{хар} = b_A$
Название	Коэффициент момента рыскания	Коэффициент момента рыскания
Обозначение	m_z	m_{za} $l_{хар} = b_A$
Название	Коэффициент момента тангажа	Коэффициент момента тангажа

$$m_R = \frac{M_R}{q_\infty S l_{хар}}$$

M_R - аэродинамический момент, Нм
 $l_{хар}$ - характерный размер, м

b_A - САХ крыла, м



Средняя аэродинамическая хорда (САХ)

$$b_A = \frac{1}{S} \int_{+l/2}^{+l/2} b'^2(z) dz; \quad x_A = \frac{1}{S} \int_{+l/2}^{+l/2} b'(z) x dz; \quad y_A = \frac{1}{S} \int_{+l/2}^{+l/2} b'(z) y dz;$$

где $b'(z)$ - длина проекции местной хорды на базовую плоскость крыла, м;
 $x = x(z)$; $y = y(z)$ - координаты передней кромки крыла.

САХ обычно располагают в плоскости симметрии крыла (в базовой плоскости ЛА)

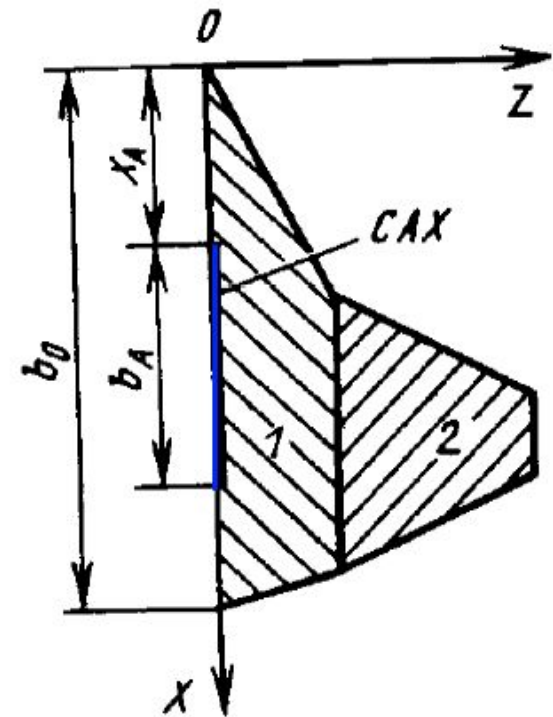
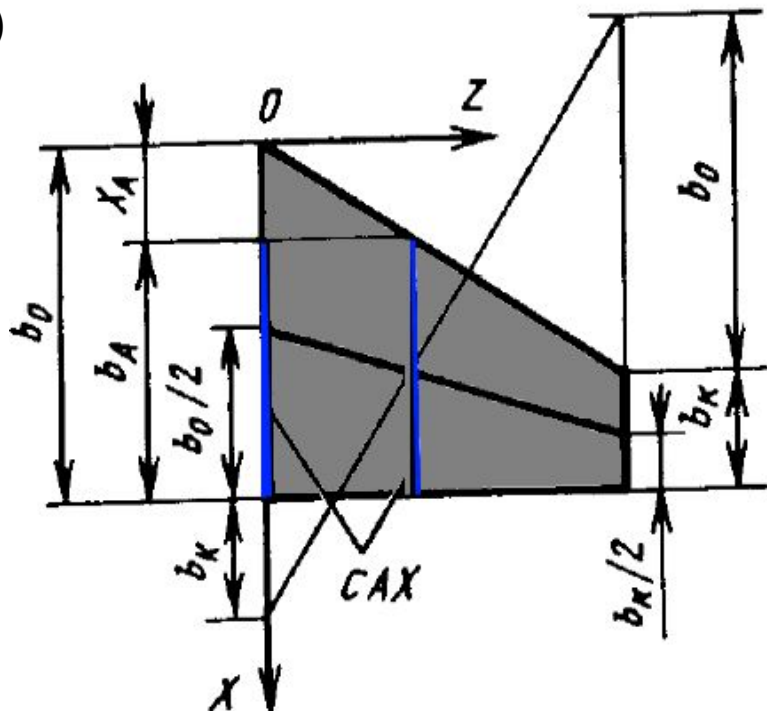


Рисунок 1.5 - Геометрической построение САХ

Рисунок 1.6 - САХ крыла сложной формы

Формулы для расчёта САХ

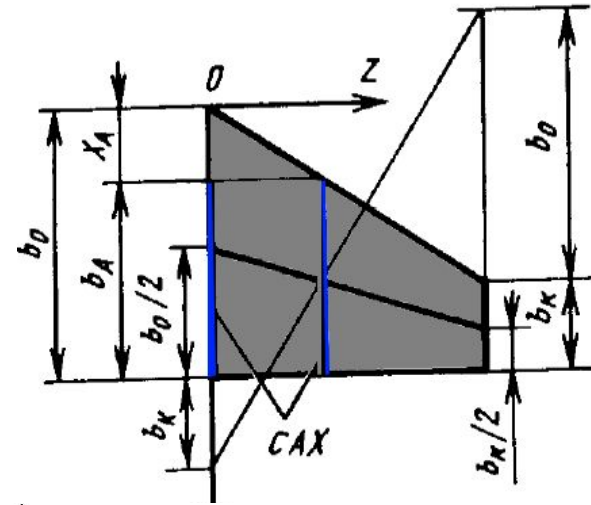
САХ трапециевидных крыльев (рисунок 1.5)

$$b_A = \frac{2}{3} \left(b_0 + b_k - \frac{b_0 \cdot b_k}{b_0 + b_k} \right); \quad z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k};$$

∨

$$b_A = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{\frac{s}{\lambda}}; \quad z_A = \frac{l}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right); \quad x_A = z_A \operatorname{tg} \chi_{\text{п.к.}}$$

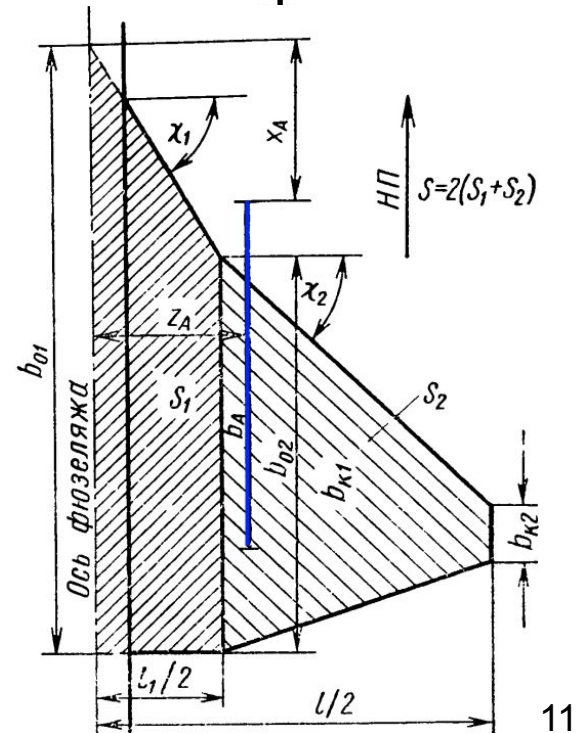
где $\eta = \frac{b_0}{b_k}, \lambda = \frac{l^2}{S}$



САХ крыльев с изломом кромок (рисунок 1.6)

$$b_A = \frac{b_{A1} S_1 + b_{A2} S_2}{S_1 + S_2}; \quad x_A = \frac{x_{A1} S_1 + x_{A2} S_2}{S_1 + S_2};$$

$$z_A = \frac{z_{A1} S_1 + z_{A2} S_2}{S_1 + S_2}.$$



Коэффициент торможения

$$k_T = \frac{q_i}{q_\infty}$$

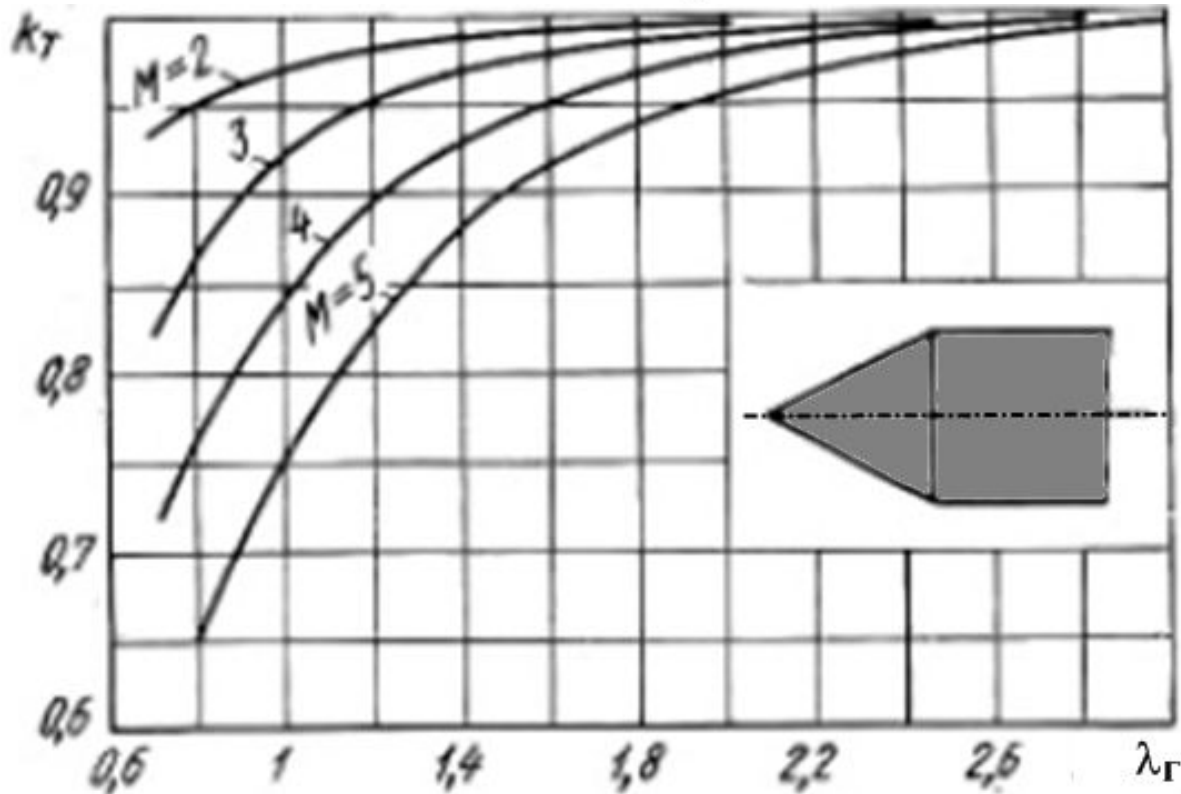
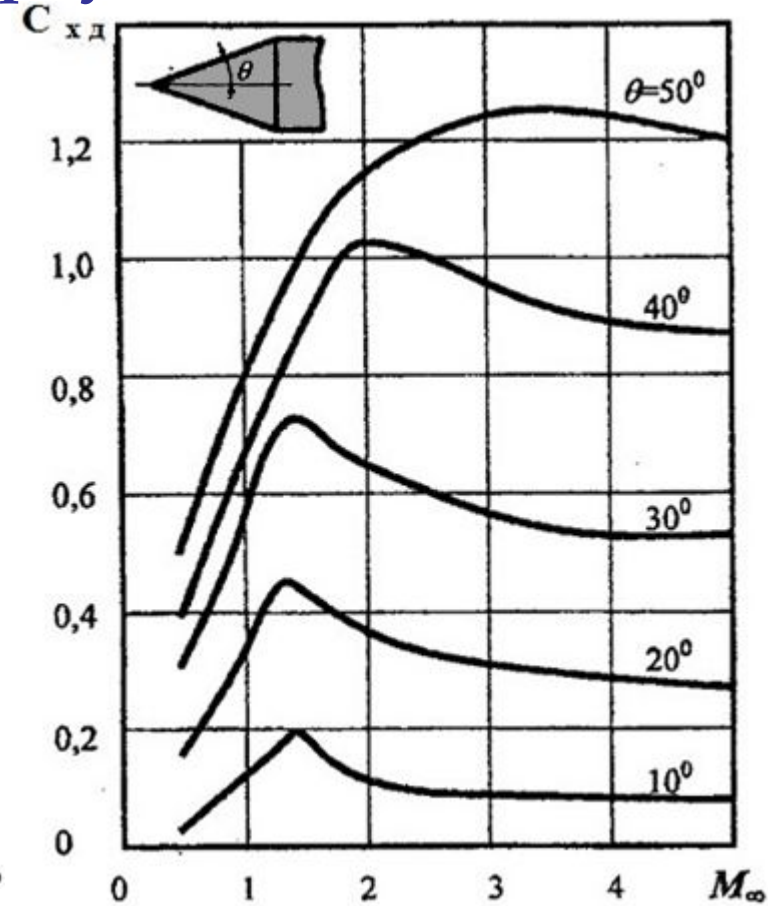
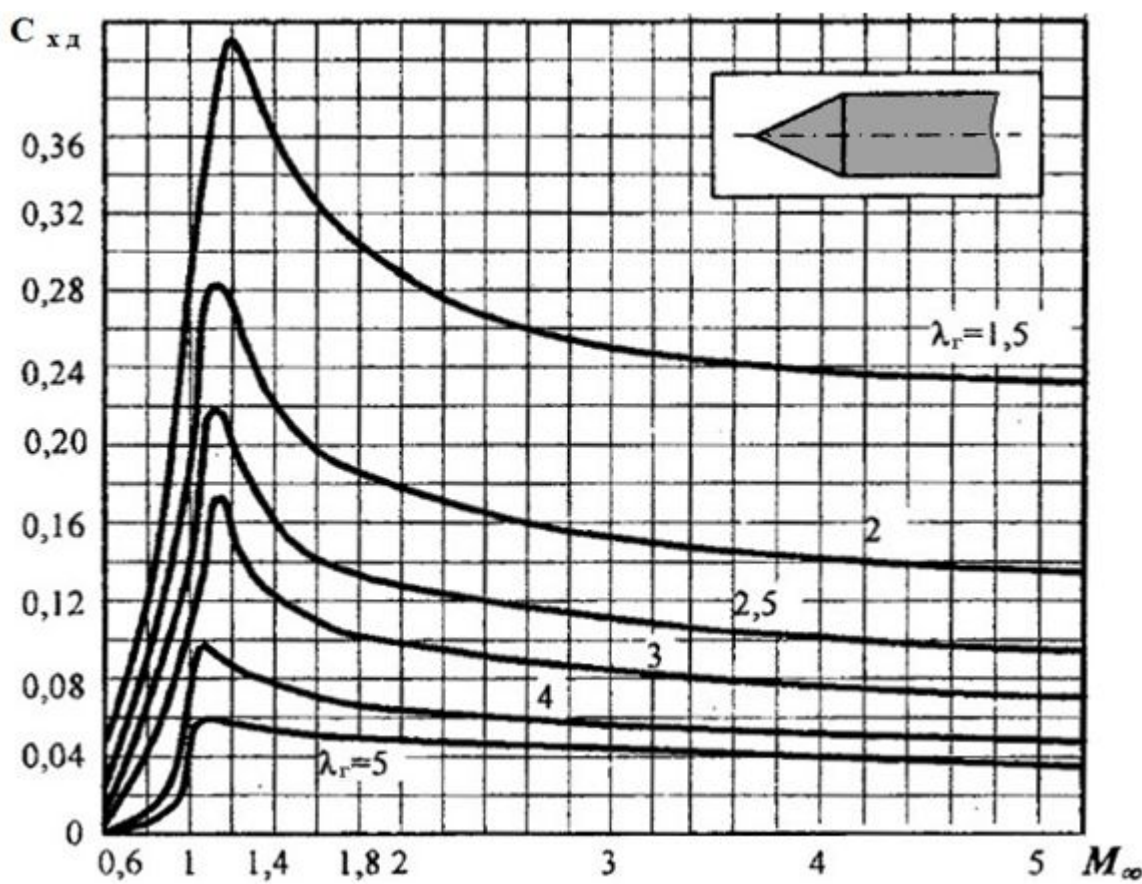


Рисунок 1.7 – Зависимость коэффициента торможения от удлинения носовой части корпуса [Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С., 1973, с.174.]

Коэффициент сопротивления давления конической носовой части корпуса



$$\operatorname{tg} \theta = \frac{R_{nos}}{L_{nos}} = \frac{D_{nos}}{2L_{nos}} = \frac{1}{2\lambda_a}; \quad \lambda_a = \frac{L_{nos}}{D_{nos}}$$

$$\theta = \operatorname{arctg} \left(\frac{1}{2\lambda_a} \right); \quad \lambda_a = \frac{1}{2\operatorname{tg} \theta}$$

Рисунок 1.8 – Зависимость коэффициента давления от числа Маха и удлинения носовой части корпуса

Коэффициент сопротивления давления оживальной, эллиптической и сферической носовых частей корпуса

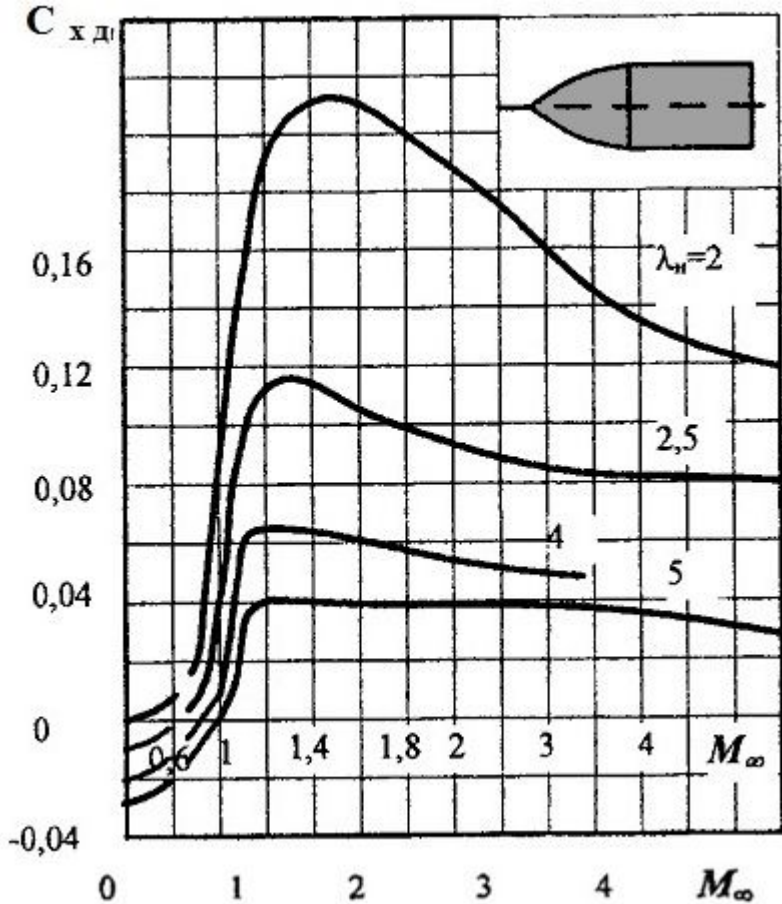


Рисунок 1.9 – Зависимость коэффициента давления от числа Маха и удлинения носовой оживальной части корпуса

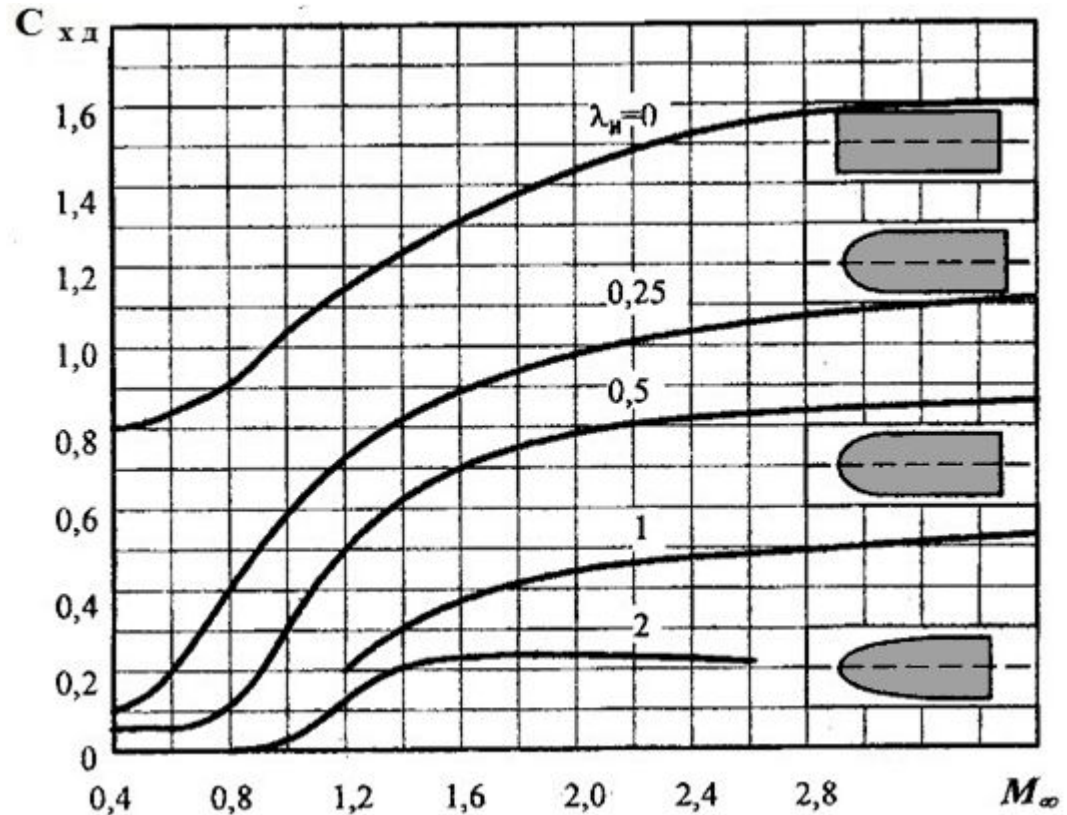


Рисунок 1.10 – Зависимость коэффициента давления от числа Маха и удлинения носовой эллиптической части корпуса

Метод определения коэффициента торможения для неконических носовых частей

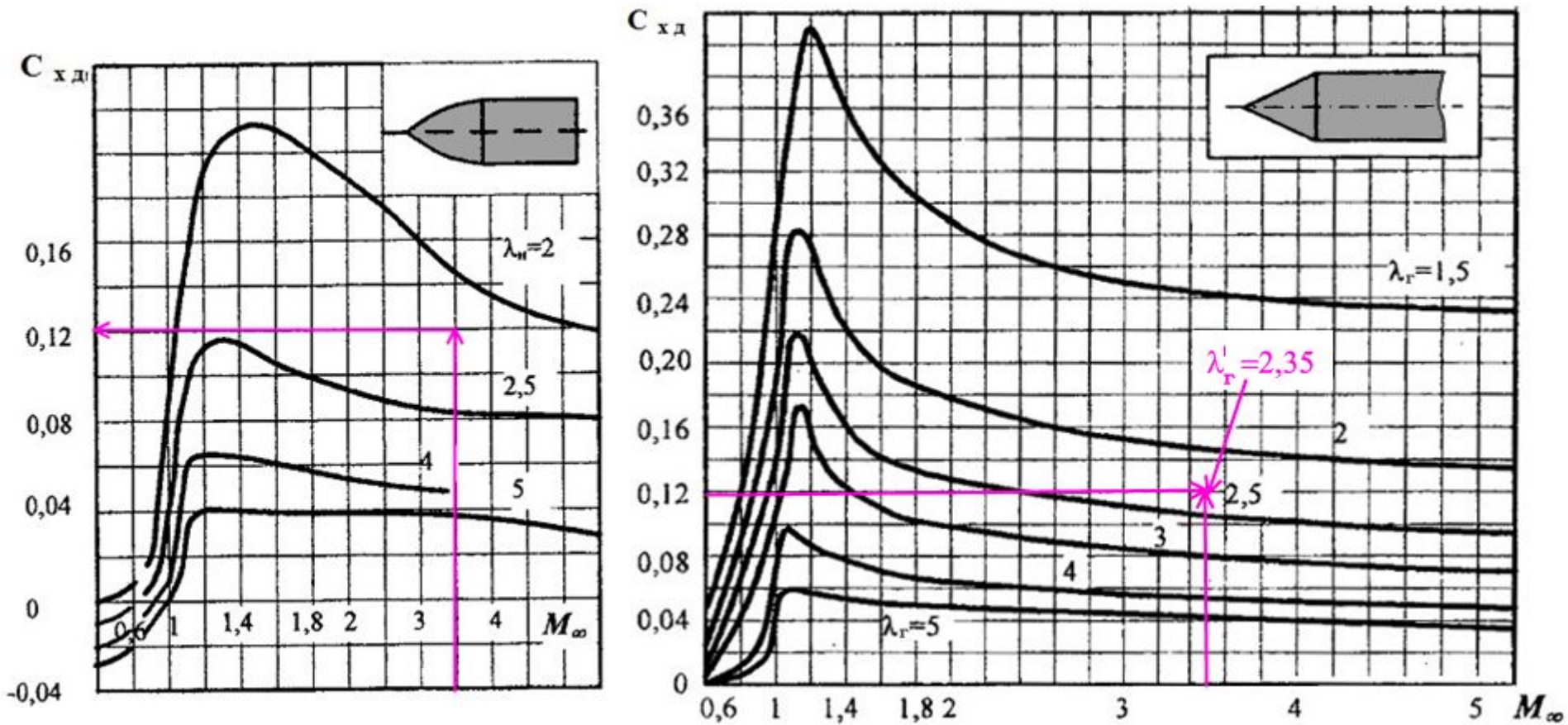
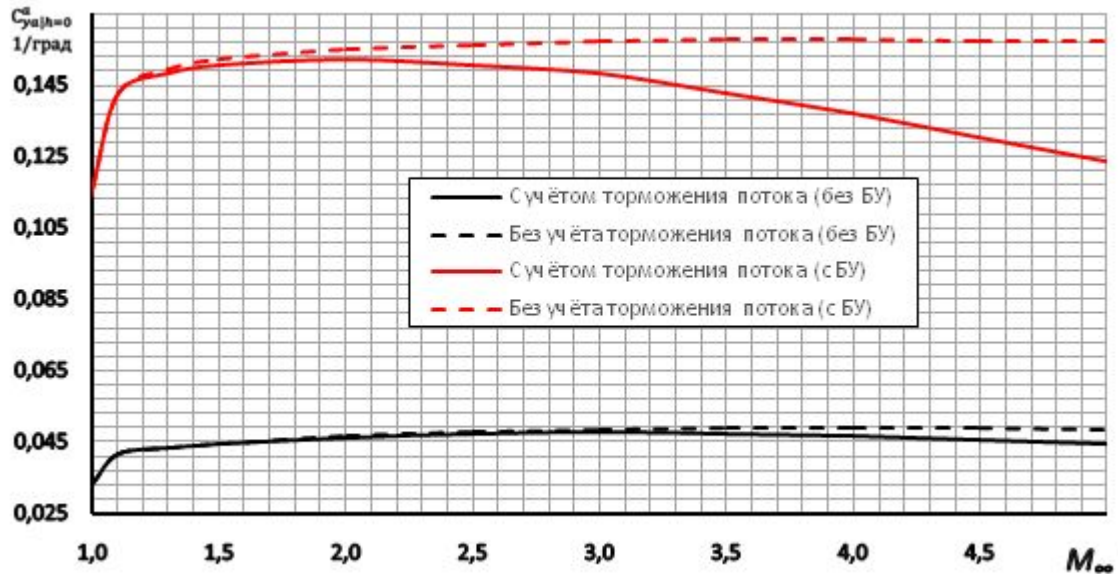
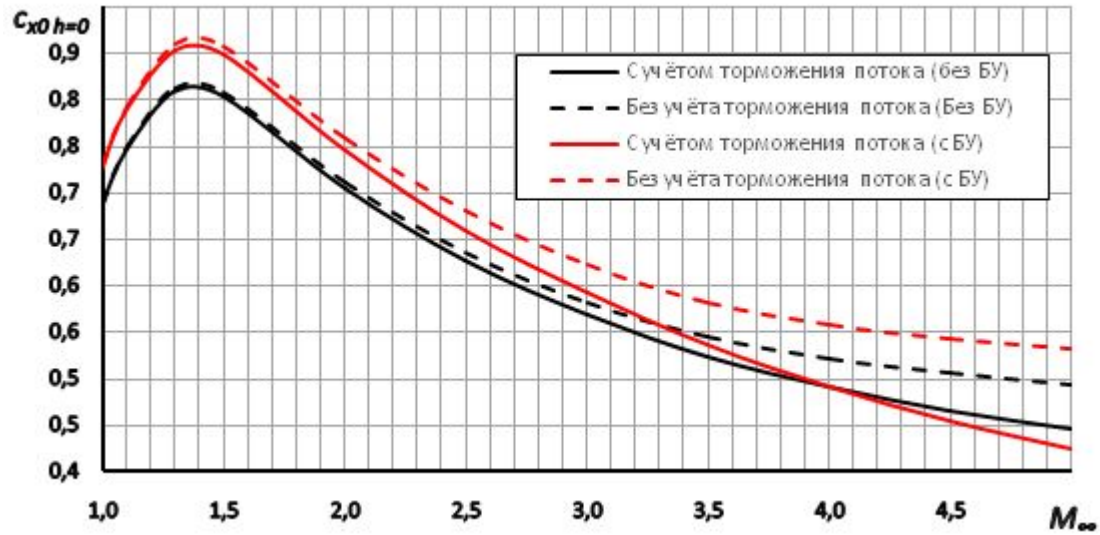


Рисунок 1.11 – Зависимость коэффициента давления от числа Маха и удлинения носовой эллиптической части корпуса

Примеры расчёта с учётом торможения потока



Коэффициент сопротивления давления корпуса

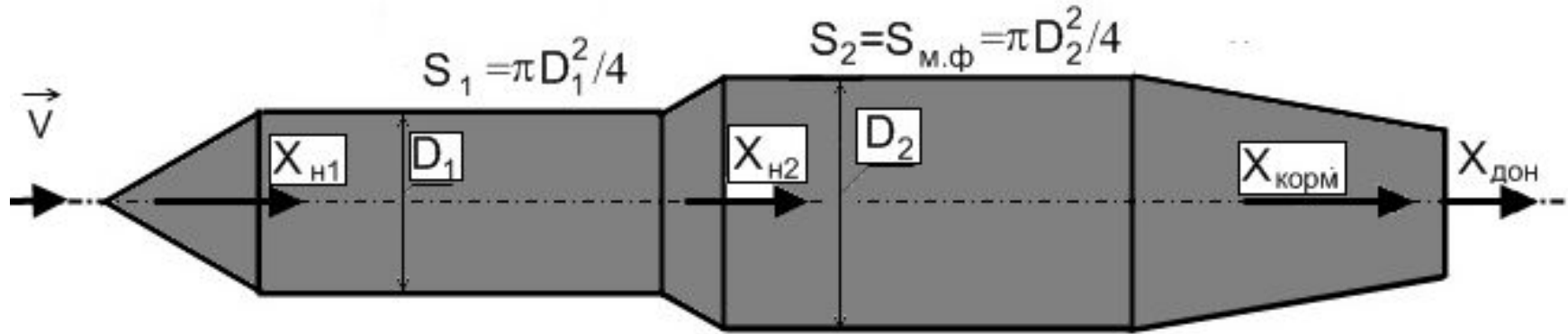


Рисунок 1.11 – Схема корпуса

$$C_{xa \partial 0 \text{ корп}} = C_{xa \partial 0 \text{ н1}} \frac{S_1}{S_{\text{м.ф}}} + C_{xa \partial 0 \text{ н2}} \frac{S_2}{S_{\text{м.ф}}} + C_{xa \partial 0 \text{ к}} \frac{S_2}{S_{\text{м.ф}}} + C_{xa \partial 0 \text{ дн}}$$

$C_{xa \partial 0 \text{ н1}}$ – коэффициент сопротивления давления носовой части корпуса;

$C_{xa \partial 0 \text{ н2}}$ – коэффициент сопротивления давления усеченного конуса;

$C_{xa \partial 0 \text{ к}}$ – коэффициент сопротивления давления кормовой части корпуса;

$C_{xa \partial 0 \text{ дн}}$ – коэффициент сопротивления донной части корпуса;

S_1, S_2 – площади миделя первой, второй носовой части и корпуса, соответственно, причём $S_2 = S_{\text{м.ф}}$.

Поэлементный расчёт АДХ ЛА

$$R_{a\text{ЛА}} = R_{a\text{корп}} + R_{a\text{БУ}} + R_{a\text{кр}}; \quad R_a = C_{R_a} \cdot q \cdot S;$$

$$R_{a\text{ЛА}} = C_{R_a\text{ЛА}} \cdot q_\infty \cdot S_{\text{ЛА}} =$$

$$= C_{R_a\text{корп}} \cdot q_{\text{корп}} \cdot S_{\text{корп}} + C_{R_a\text{БУ}} \cdot q_{\text{БУ}} \cdot S_{\text{БУ}} + C_{R_a\text{кр}} \cdot q_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}};$$

$$S_{\text{ЛА}} \equiv S_{\text{м.ф}}; \quad q_\infty \equiv q_{\text{корп}}; \quad k_{\text{т БУ}} = q_{\text{БУ}} / q_\infty; \quad k_{\text{т кр}} = q_{\text{кр}} / q_\infty;$$

$$C_{R_a\text{ЛА}} = C_{R_a\text{корп}} \cdot 1 \cdot 1 + C_{R_a\text{БУ}} \cdot k_{\text{т БУ}} \cdot \frac{S_{\text{БУ}}}{S_{\text{м.ф}}} + C_{R_a\text{кр}} \cdot k_{\text{т кр}} \cdot \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м.ф}}}.$$

$$C_{R_a\text{ЛА}} = \sum_{j=1}^N C_{R_a j} \cdot k_{\text{т } j} \cdot \frac{S_j}{S_{\text{м.ф}}}$$

Метод определения коэффициента торможения для неконических носовых частей

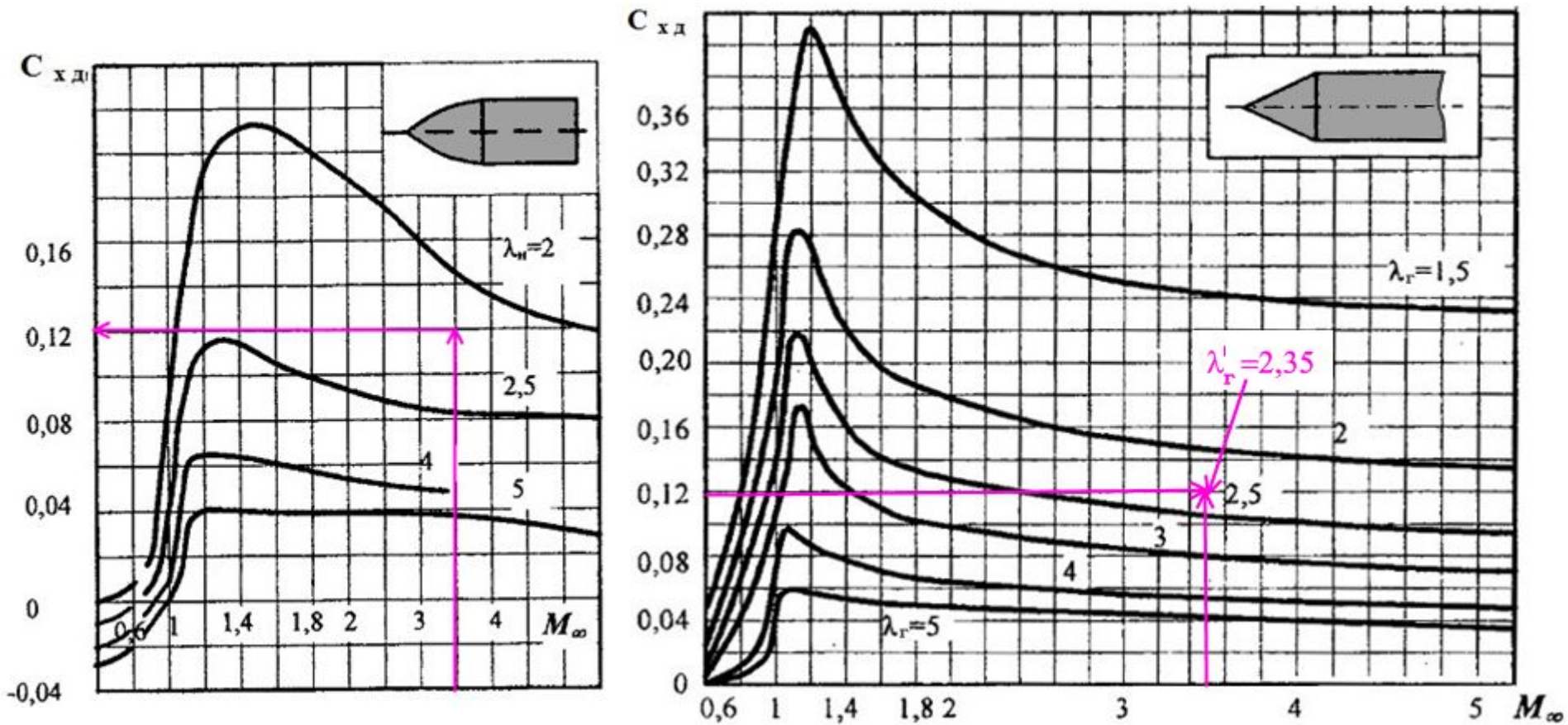
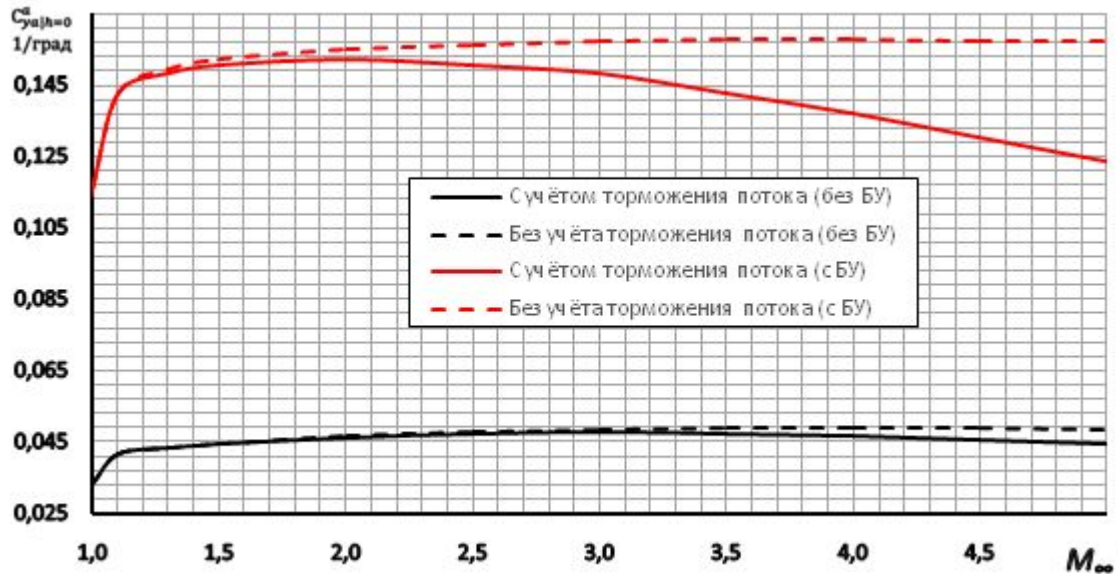
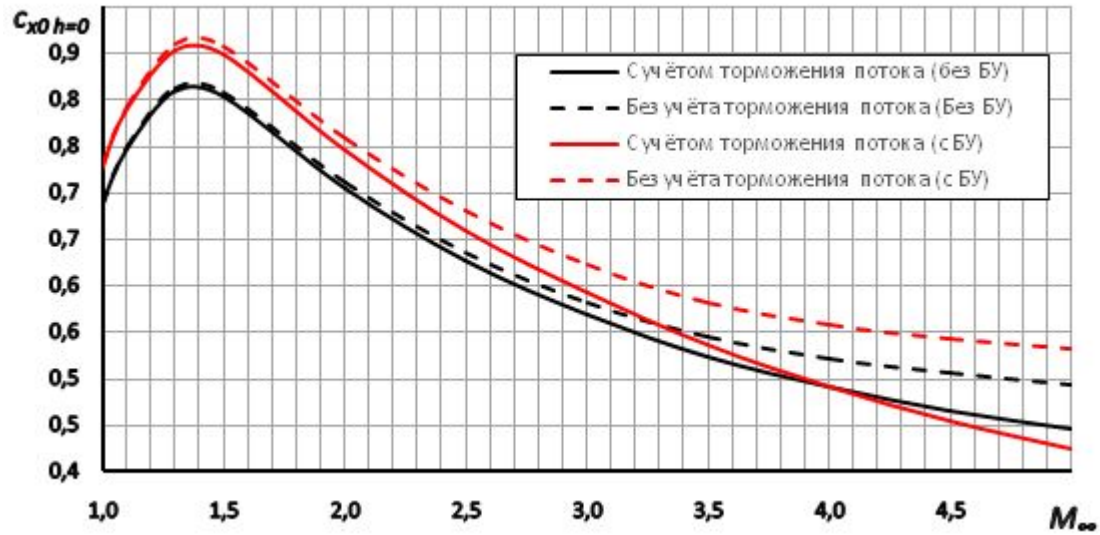


Рисунок 1.11 – Зависимость коэффициента давления от числа Маха и удлинения носовой эллиптической части корпуса

Примеры расчёта с учётом торможения потока



Коэффициент сопротивления давления корпуса

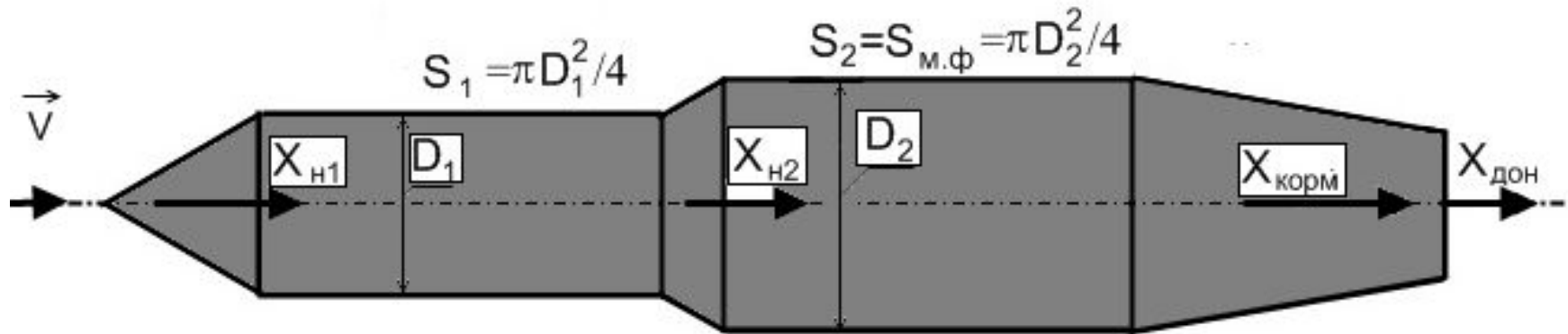


Рисунок 1.11 – Схема корпуса

$$C_{xa \partial 0 \text{ корп}} = C_{xa \partial 0 \text{ н1}} \frac{S_1}{S_{\text{м.ф}}} + C_{xa \partial 0 \text{ н2}} \frac{S_2}{S_{\text{м.ф}}} + C_{xa \partial 0 \text{ к}} \frac{S_2}{S_{\text{м.ф}}} + C_{xa \partial 0 \text{ дн}}$$

$C_{xa \partial 0 \text{ н1}}$ – коэффициент сопротивления давления носовой части корпуса;

$C_{xa \partial 0 \text{ н2}}$ – коэффициент сопротивления давления усеченного конуса;

$C_{xa \partial 0 \text{ к}}$ – коэффициент сопротивления давления кормовой части корпуса;

$C_{xa \partial 0 \text{ дн}}$ – коэффициент сопротивления донной части корпуса;

S_1, S_2 – площади миделя первой, второй носовой части и корпуса, соответственно, причём $S_2 = S_{\text{м.ф}}$.

Поэлементный расчёт АДХ ЛА

$$R_{a\text{ЛА}} = R_{a\text{корп}} + R_{a\text{БУ}} + R_{a\text{кр}}; \quad R_a = C_{R_a} \cdot q \cdot S;$$

$$R_{a\text{ЛА}} = C_{R_a\text{ЛА}} \cdot q_\infty \cdot S_{\text{ЛА}} =$$

$$= C_{R_a\text{корп}} \cdot q_{\text{корп}} \cdot S_{\text{корп}} + C_{R_a\text{БУ}} \cdot q_{\text{БУ}} \cdot S_{\text{БУ}} + C_{R_a\text{кр}} \cdot q_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}};$$

$$S_{\text{ЛА}} \equiv S_{\text{м.ф}}; \quad q_\infty \equiv q_{\text{корп}}; \quad k_{\text{т БУ}} = q_{\text{БУ}} / q_\infty; \quad k_{\text{т кр}} = q_{\text{кр}} / q_\infty;$$

$$C_{R_a\text{ЛА}} = C_{R_a\text{корп}} \cdot 1 \cdot 1 + C_{R_a\text{БУ}} \cdot k_{\text{т БУ}} \cdot \frac{S_{\text{БУ}}}{S_{\text{м.ф}}} + C_{R_a\text{кр}} \cdot k_{\text{т кр}} \cdot \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м.ф}}}.$$

$$C_{R_a\text{ЛА}} = \sum_{j=1}^N C_{R_a j} \cdot k_{\text{т } j} \cdot \frac{S_j}{S_{\text{м.ф}}}$$