



Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет)»  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

---

ФАКУЛЬТЕТ «Специальное машиностроение» (СМ)

КАФЕДРА «Ракетные и импульсные системы» (СМ-6)

## РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА ПО КУРСОВОЙ РАБОТЕ

по дисциплине: «Проектирование ракетного оружия»

на тему: «Определение баллистических характеристик ЛА»

Вариант №228

Выполнил: студент группы СМ6-72

М.В. Ерофеев

\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

Проверил:

Л.А. Лаптева

\_\_\_\_\_  
(подпись, дата)

Москва, 2025 г.

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет)»  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

УТВЕРЖДАЮ  
Заведующий кафедрой СМ6  
(Индекс)  
\_\_\_\_\_ В. М. Кашин  
(И.О.Фамилия)  
«\_ » \_\_\_\_ 20 \_\_\_\_ г.

**ЗАДАНИЕ**  
**на выполнение курсовой работы**  
по дисциплине Проектирование ракетного оружия.

Студент группы СМ6-72 \_\_\_\_\_ Ерофеев М.В.  
(Фамилия, имя, отчество)

Тема курсовой работы: Определение баллистических характеристик ЛА \_\_\_\_\_

Направленность КР (учебная, исследовательская, практическая, производственная, др.)  
учебная

Источник тематики (кафедра, предприятие, НИР)  
кафедра

График выполнения работы: 25% к \_\_\_\_ нед., 50% к \_\_\_\_ нед., 75% к \_\_\_\_ нед., 100% к \_\_\_\_ нед.  
**Задание** \_\_\_\_\_ **Вариант 24**

ракета такая в333333 хдыц бам врруммм а цель такая тыдыц бдыц бабах

**Оформление курсовой работы:**

Расчетно-пояснительная записка на \_\_\_\_ листах формата А4.

Дата выдачи задания «\_ » сентября 2025 г.

**Руководитель курсовой работы**

Л.А. Лаптева  
(И.О.Фамилия)

\_\_\_\_\_  
(Подпись, дата)

**Студент**

М.В. Ерофеев  
(И.О.Фамилия)

\_\_\_\_\_  
(Подпись, дата)

**Примечание:** Задание оформляется в двух экземплярах: один выдается студенту, второй хранится на кафедре.

# Оглавление

<b>1 Краткие сведения о прототипе</b>	<b>3</b>
1.1 Обзор прототипа . . . . .	3
1.2 Внешнее описание . . . . .	4
1.3 Внутренняя компоновка . . . . .	5
<b>2 Массовый анализ</b>	<b>7</b>
2.1 Расчёт масс отсеков из размеров ракеты . . . . .	7
2.2 Расчёт плотностей отсеков . . . . .	9
<b>3 Расчёт центра масс</b>	<b>11</b>
3.1 Построение 3D модели . . . . .	11
3.2 Вычисление центра масс . . . . .	11
<b>4 Аэродинамические характеристики</b>	<b>13</b>
4.1 Некоторые пояснения . . . . .	13
4.2 Расчёт $c_y$ . . . . .	14
4.2.1 Фезюляж . . . . .	14
4.2.2 Крылья . . . . .	15
4.2.3 Рули . . . . .	18
4.3 Расчёт $c_x$ . . . . .	20

# **Принятые сокращения**

WDU — Weapons Detonation Unit (блок подрыва боевой части)

WGU — Weapons Guidance Unit (блок наведения вооружения)

WPU — Weapons Propulsion Unit (двигательный отсек вооружения)

ICPU — Integrated Control and Power Unit (встроенный блок управления и питания)

РДТТ — ракетный двигатель твердого топлива

БЧ — боевая часть

# Глава 1

## Краткие сведения о прототипе

### 1.1 Обзор прототипа

Ракета AIM-120A AMRAAM (Advanced Medium-Range Air-to-Air Missile – усовершенствованная ракета класса «воздух-воздух» средней дальности) выполнена по нормальной аэродинамической схеме с «X» – образным расположением консолей крыла и рулей.



Рис. 1.1: Ракета AIM-120 AMRAAM

## 1.2 Внешнее описание

Ракета цилиндрическая, длинная, со стреловидным обтекателем. Носовая часть имеет длину 18.5 дюймов и окрашена в белый цвет. Далее расположена секция батарей серого цвета длиной 17.5 дюймов. Имеется желтая и чёрная полоса с надписью «Осторожно — Используйте защитный чехол для обтекателя». Следом идет неокрашенная серая секция управления (WCU) длиной 18.75 дюймов. За ней расположена секция БЧ (WDU), длиной 9.5 дюймов, темно-серого цвета. Эта секция снизу переходит в более светло-серую секцию РДТТ (WPU) длиной 74.75 дюймов. На ней в верхней части расположена черная и синяя полосы, обозначающие, что это учебный снаряд. За секцией РДТТ находится секция управления рулями длиной 14.75 дюймов. Рули длинные, частично треугольной формы с прямым краем сверху. На них наклеены красно-белые полосы и нанесены номера. Передние крылья также имеют наклейки и номера. Они алюминиевые, треугольной формы. На ракете присутствуют ушки для крепления к пилону.

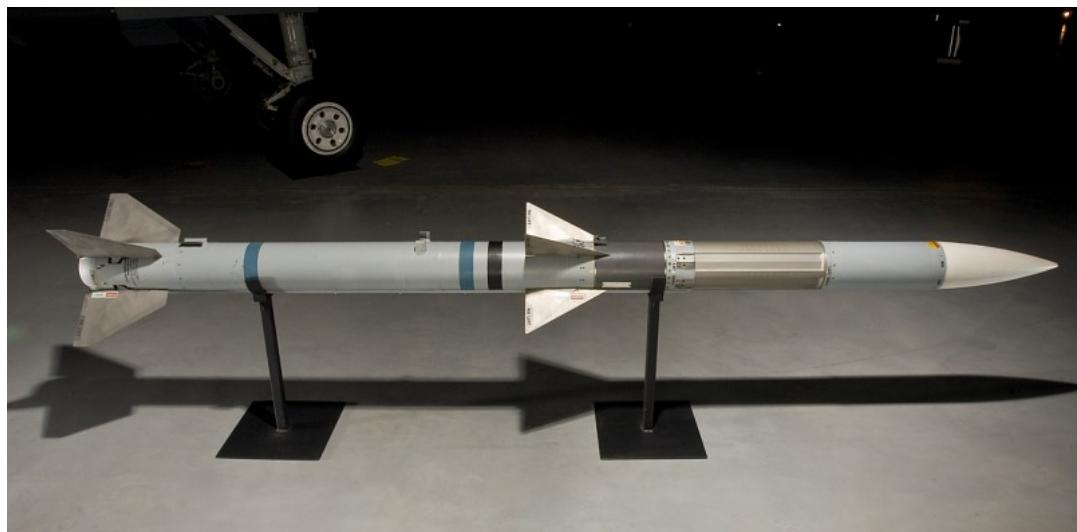


Рис. 1.2: Ракета AIM-120 AMRAAM

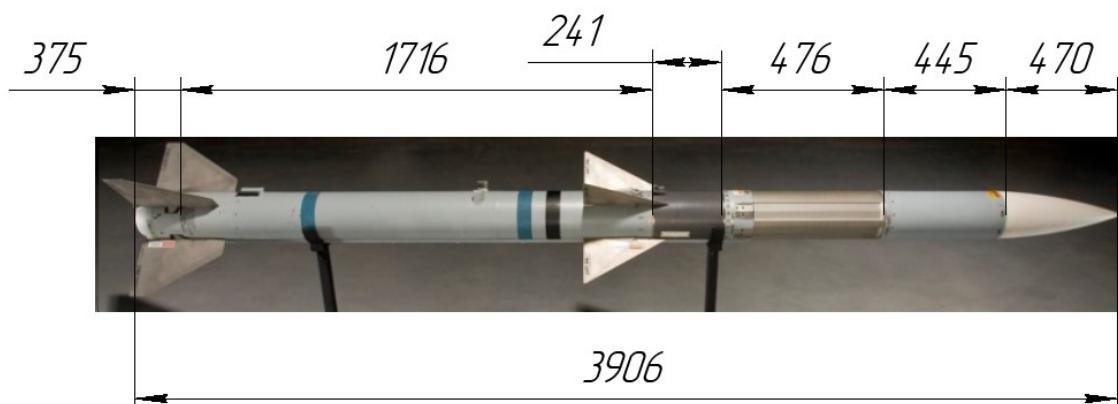


Рис. 1.3: Размеры отсеков в миллиметрах

## 1.3 Внутрення компоновка

На рисунку 1.4 представлена внутрення компоновка AIM-120, перевод названий модулей дан нижче.

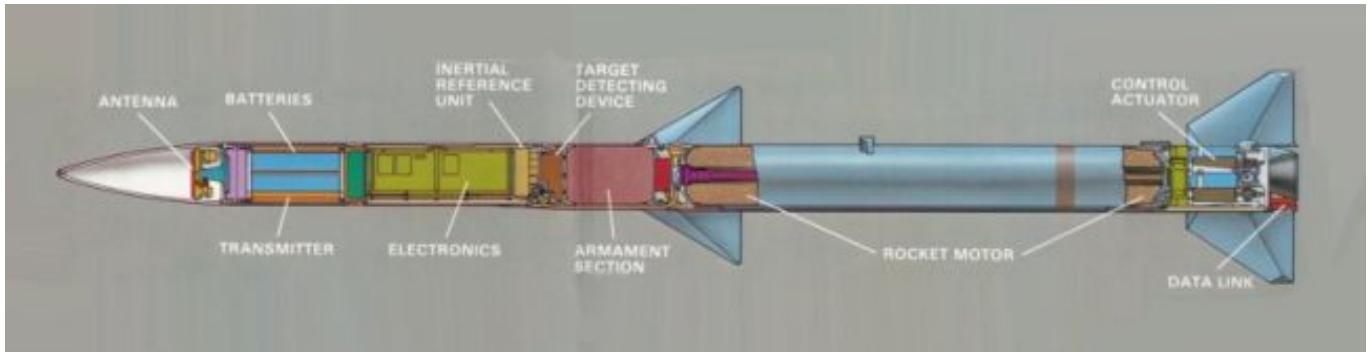


Рис. 1.4: Компоновка ракеты AIM-120

*Antenna* — антенна головки самонаведения

*(Thermal) batteries* — пиротехнические баратареи, часть ICPU

*Transmitter* — передатчик, излучатель

*Electronics* — электроника

*Inertial Reference Unit (IRA)* — инерциальная система наведения

*Target Detecting Device (TDD)* — устройство обнаружения цели

*Armament Section* — боевая часть

*Rocket Motor* — РДТТ

*Contol Actuator* — рулевая машинка

*Data Link* — канал передачи данных

Ниже на рисунку 1.5 представлено разбиение компоновки ракеты на 4 отсека в соответствии с требованиями ДЗ.

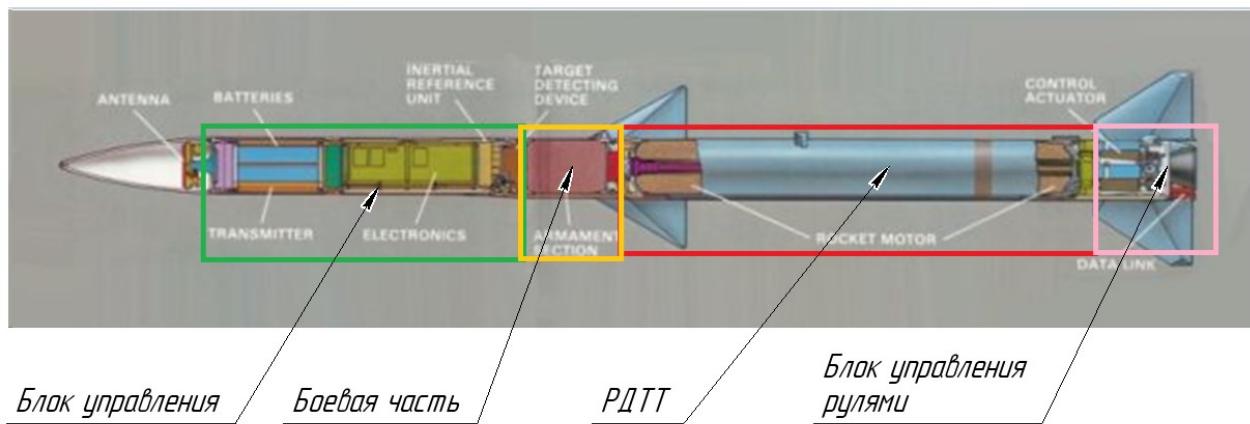


Рис. 1.5: Схема разбиения компоновки ракеты

# Глава 2

## Массовый анализ

### 2.1 Расчёт масс отсеков из размеров ракеты

Расчёт основан на имеющихся данных о массе ракеты, её боевой части из открытых источников. Масса РДТТ бралась из ДЗ по ПрРО предыдущего семестра. Масса остальных отсеков будет найдена с помощью установленных зависимостей из [1].

Общая масса ракеты — 161.5 кг, масса БЧ — 22 кг. Масса РДТТ — 49.37 кг.

**Дальность:** 35 морских миль (64.82 км);

**Скорость:** 4 Маха;

**Максимальная длина:** 12.19 футов (3.717 м);

**Калибр:** 0.58 футов (0.178 м).

Первый шаг заключается в расчете общего объема ракеты на основе указанных выше длины и калибра по следующей формуле

$$V = \frac{\pi D^2 L}{4} = \frac{\pi(0.58)^2 \cdot 12.19}{4} = 3.22 \text{ ft}^3$$

Для того что бы получить оценочное значение массы, выбирается уравнение 4 из анализа общей массы УРВВ:

$$W = 142.2 \cdot (V)^{0.74},$$

$$W = 142.2 \cdot (3.22)^{0.74} = 337.84 \text{ фунтов}(153.24 \text{ кг})$$

Данное оценочное значение может быть проверено с помощью уравнения 17, разработанного для ракет средней дальности:

$$W = 177.5 \cdot (V)^{0.73}$$

$$W = 177.5 \cdot (3.38)^{0.73} = 416.93 \text{ фунтов}(189.11 \text{ кг})$$

Поскольку полученные значения отличаются, проводится сравнение со ответствия для каждого из них. Выбирается уравнение 4, по причине более высокого значения R — квадрат. Таким образом, значение массы при начальной оценке равно 350.18 фунтов (158.83

кг). Следовательно, при известных массе и объеме общая плотность изделия может быть рассчитана с помощью уравнений:30,

$$DENS = \frac{W}{V}$$

$$DENS = 104.91 \frac{\text{фунтов}}{\text{фут}^3}.$$

Затем вводятся уравнения, разработанные для масс отсеков с параметрами, которые были выведены и оценены. Во-первых, масса отсека ДУ может быть оценена с помощью уравнения 77:

$$PWt = -284.9 + 633.6(D) - 0.105(W) + 0.949(DENS);$$

$$PWt = -284.9 + 633.6(0.58) - 0.105(337.84) + 0.949(104.91) = 146.67 \text{ фунтов}(66.52 \text{ кг})$$

Данное значение проверяется уравнением 82:

$$PWt = 1548.0 - 43.7(L) - 1253.9(D) + 1.4(W) - 6.0(DENS);$$

$$PWt = 1548.0 - 43.7(12.19) - 1253.9(0.58) + 1.4(337.84) - 6.0(104.91) = 131.551 \text{ фунтов}(59.67 \text{ кг})$$

Эти уравнения дали большое расхождение. Так как уравнение 82 имеет лучшее соответствие значению массы РДТТ из ДЗ, для определения массы отсека ДУ будет использоваться значение 131.551 фунтов (59.67).

Масса и размер отсека наведения и управления будут оценены аналогичным образом: оценка массы отсека будет получена из уравнения 85:

$$GCWt = 117.6(D) + 1.6(R) - 0.14(DENS);$$

$$GCWt = 117.6(0.58) + 1.6(35) - 0.14(104.91) = 109.52 \text{ фунтов}(49.67 \text{ кг})$$

Теперь определим массу и размеры отсека боевой части. Для оценки массы используем уравнение 93:

$$WHWt = 0.1(DENS) - 0.2(R) + 0.2(W) - 2.4(L);$$

$$WHWt = 0.1(104.91) - 0.2(35) + 0.2(337.84) - 2.4(12.81) = 40.315 \text{ фунтов}(18.28 \text{ кг})$$

Масса рулевого отсека будет рассчитана из общей массы ракеты:

$$ROW = Wt - GCWt - PWt - WHWt = 337.84 - 109.52 - 131.551 - 40.315 = 56.454 \text{ фунтов}(25.60 \text{ кг})$$

Итого:

Таблица 2.1: Результаты анализа

Отсек	Имеющиеся данные, кг	Регрессионный анализ, кг
БЧ	22	18.28
РДТТ	49.37	59.67
Блок управления	-	49.67
Рулевой отсек	-	25.60
Общая масса ракеты	161.5	153.22

Примем реальное значение боевой части, массу РДТТ возьмем из ДЗ, а массу блока управления и рулевого отсека возьмём из регрессионного анализа. Тогда:

Таблица 2.2: Принятые массы

Отсек	Масса отсека, кг
БЧ	22
РДТТ	49.37
Блок управления	49.67
Рулевой отсек	25.60
Общая масса ракеты	146.64

## 2.2 Расчёт плотностей отсеков

Расчёт будет производиться по формуле:

$$\rho = \frac{m}{V}, \quad \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$$

Но сначала необходимо высчитать объемы отсеков по формуле:

$$V = \frac{\pi D^2 L}{4}$$

1) Объём боевой части:

$$V_{\text{БЧ}} = \frac{\pi(0.178)^2 \cdot 0.241}{4} = 0.0059 \text{ м}^3$$

2) Объём РДТТ:

$$V_{\text{РДТТ}} = \frac{\pi(0.178)^2 \cdot 1.716}{4} = 0.042 \text{ м}^3$$

3) Объём блока управления:

$$V_{\text{БУ}} = \frac{\pi(0.178)^2 \cdot 0.921}{4} = 0.0229 \text{ м}^3$$

4) Объём рулевого отсека(блока рулей):

$$V_{\text{БР}} = \frac{\pi(0.178)^2 \cdot 0.375}{4} = 0.0093 \text{ м}^3$$

Плотности:

1) Плотность боевой части:

$$\rho_{БЧ} = \frac{22}{0.0059} = 3728.81 \quad \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$$

2) Плотность РДТТ:

$$\rho_{РДТТ} = \frac{49.37}{0.042} = 1175.47 \quad \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$$

3) Плотность блока управления:

$$\rho_{БУ} = \frac{49.67}{0.0299} = 1661.2 \quad \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$$

4) Плотность рулевого отсека (блока рулей):

$$\rho_{БР} = \frac{25.60}{0.0093} = 2752.68 \quad \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$$

# Глава 3

## Расчёт центра масс

### 3.1 Построение 3D модели

Для построения 3D модели используем САПР Компас 3D. Каждый отсек ракеты моделируем отдельно и указываем его плотность и массу. Создаём сборку (рис. 3.1) с полной массой топлива и без топлива и смотрим на свойства модели.

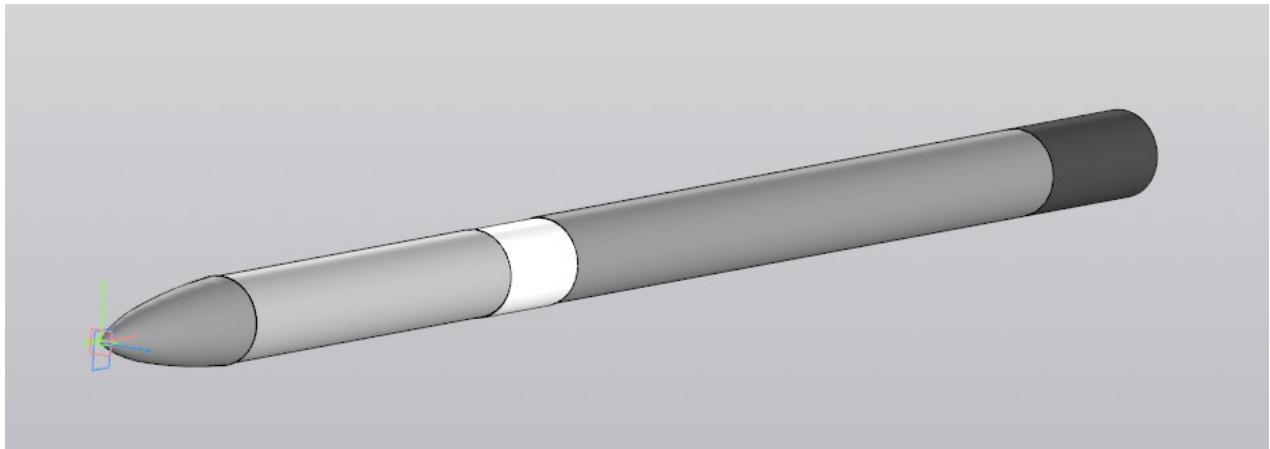


Рис. 3.1: Сборка ракеты в САПР Компас 3D

### 3.2 Вычисление центра масс

Вычисление проводилось с помощью САПР Компас 3D. Результаты приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1: Координаты центра масс до и после работы двигателя

Состояние топливного заряда	x, мм
Полная загрузка топлива	2103.12
Топливо отсутствует	1914.05

Зависимость положения центра тяжести от времени  $x(t)$  будет выглядеть так:

$$x = -11.816 \cdot t + 2103.12$$

Стоить отметить, что время горения шашки твердового топлива составляет 16 секунд (данные из ДЗ по ПрРО за прошлый семестр).

Разбежка центра тяжести составила:

$$\Delta_{\text{цт}} = \Delta_{\text{цт2}} - \Delta_{\text{цт1}} = 2103.12 - 1914.05 = 189.07 \text{ мм}$$

Относительная разбежка центра тяжести составила:

$$\frac{|\Delta_{\text{цт}}|}{L_{\Sigma}} \cdot 100\% = \frac{|189.07 \text{ мм}|}{3717 \text{ мм}} \cdot 100\% = 5.08\%$$

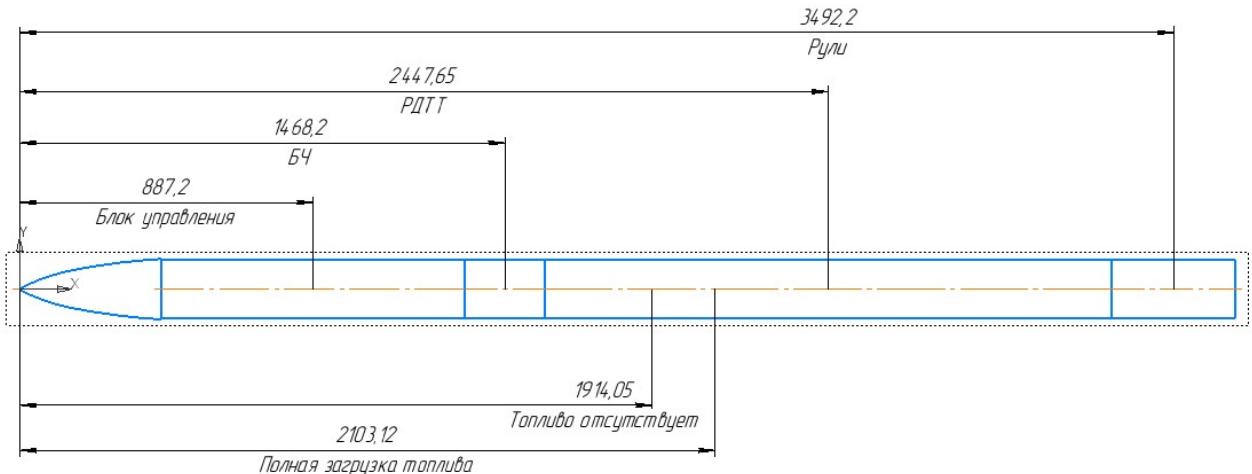


Рис. 3.2: Эскиз ракеты с координатами центров масс

# Глава 4

## Аэродинамические характеристики

### 4.1 Некоторые пояснения

В зависимости от связанной или скоростной системы координат расчёт  $c_y$  производится по формулам 4.1 и 4.2 соответственно.

$$c_y = c_{y_0} + c_{y_a}^\alpha \cdot \alpha + c_{y_a}^{\delta_I} \cdot \delta_I + c_{y_a}^{\delta_{II}} \cdot \delta_{II}, \quad (4.1)$$

$$c_y = c_{y_0} + c_{y_1}^\alpha \cdot \alpha + c_{y_1}^{\delta_I} \cdot \delta_I + c_{y_1}^{\delta_{II}} \cdot \delta_{II}, \quad (4.2)$$

где  $\alpha$  – угол атаки (в радианах),  $c_{y_0}$  и  $c_{y_10}$  – значения  $c_y$  и  $c_{y1}$  при  $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$ ,  $c_y^\alpha, c_y^{\delta_I}, c_y^{\delta_{II}}, c_{y_1}^\alpha, c_{y_1}^{\delta_I}, c_{y_1}^{\delta_{II}}$  – частные производные коэффициентов  $c_y$  или  $c_{y1}$  по углам  $\alpha, \delta_I$  и  $\delta_{II}$ , взятые  $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$ .

Данное соотношение справедливо для линейного диапазона, т.е.  $\sin(\alpha) \approx \alpha$ .

Некоторые вводные данные представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1: Геометрические параметры летательного аппарата

Параметр	Значение	Единица измерения
Диаметр миделя $D$	0.178	м
Диаметр в области передних консолей $D_I$	0.178	м
Диаметр в области задних консолей $D_{II}$	0.178	м
Относительный диаметр корпуса $\bar{D}$	0.6952	–
Длина фюзеляжа $l_f$	3.906	м
Длина носовой части $l_{nos}$	0.47	м
Длина кормовой части $l_{korm}$	0.375	м
Площадь миделя $S_m$	0.02488	м <sup>2</sup>
Размах крыла $l_I$	0.484	м
Размах руля $l_{II}$	0.5808	м

Относительный диаметр корпуса  $\bar{D}$ :

$$\bar{D} = \frac{D}{l_f} = \frac{0.178}{3.906} = 0.6952$$

Площадь миделя  $S_m$ :

$$S_m = \frac{\pi D^2}{4} = \frac{\pi 0.178^2}{4} = 0.02488 \text{ м}^2$$

Коэффициенты интерференции рассчитываются по следующим формулам:

$$k_{\alpha\alpha_{\text{теор}}} = (1 + 0.41 \cdot \bar{D})^2 = (1 + 0.41 \cdot 0.6952)^2 = 1.6513$$

$$K_{\alpha\alpha_{\text{теор}}} = (1 + \bar{D})^2 = (1 + 0.6952)^2 = 2.8737$$

## 4.2 Расчёт $c_y$

### 4.2.1 Фезюляж

При малых углах атаки, на участке линейной зависимости, коэффициент подъемной силы фюзеляжа можно представить в виде:

$$c_{y_a\phi} = c_{y_a\phi}^\alpha \cdot \alpha$$

Коэффициент нормальной силы фюзеляжа при безотрывном обтекании определяется:

$$c_{y\phi} = c_{y\phi}^\alpha \cdot \sin \alpha \cos \alpha$$

Для малых углов атаки можно считать что

$$c_{y_a\phi} = c_{y\phi} \cos \alpha = c_{y\phi}^\alpha \cdot \sin \alpha \cos^2 \alpha,$$

где можно принять  $\sin \alpha \approx \alpha$ ,  $\cos \alpha \approx 1$ .

Тогда

$$c_{y_a\phi}^\alpha \cdot \alpha = c_{y\phi}^\alpha \cdot \alpha \quad \text{и} \quad c_{y_a\phi}^\alpha = c_{y\phi}^\alpha$$

Производная  $c_{y\phi}^\alpha$  зависит от формы фюзеляжа и задается для эквивалентного тела вращения как:

$$c_{y\phi}^\alpha = c_{y\text{нос+цил}}^\alpha + c_{y\text{корм}}^\alpha$$

где  $c_{y\text{нос+цил}}^\alpha$  – производная  $c_{y\phi}^\alpha$  носовой части фюзеляжа с учетом интерференции с цилиндрической частью;

$c_{y\text{корм}}^\alpha$  – производная  $c_{y\phi}^\alpha$  кормовой части фюзеляжа.

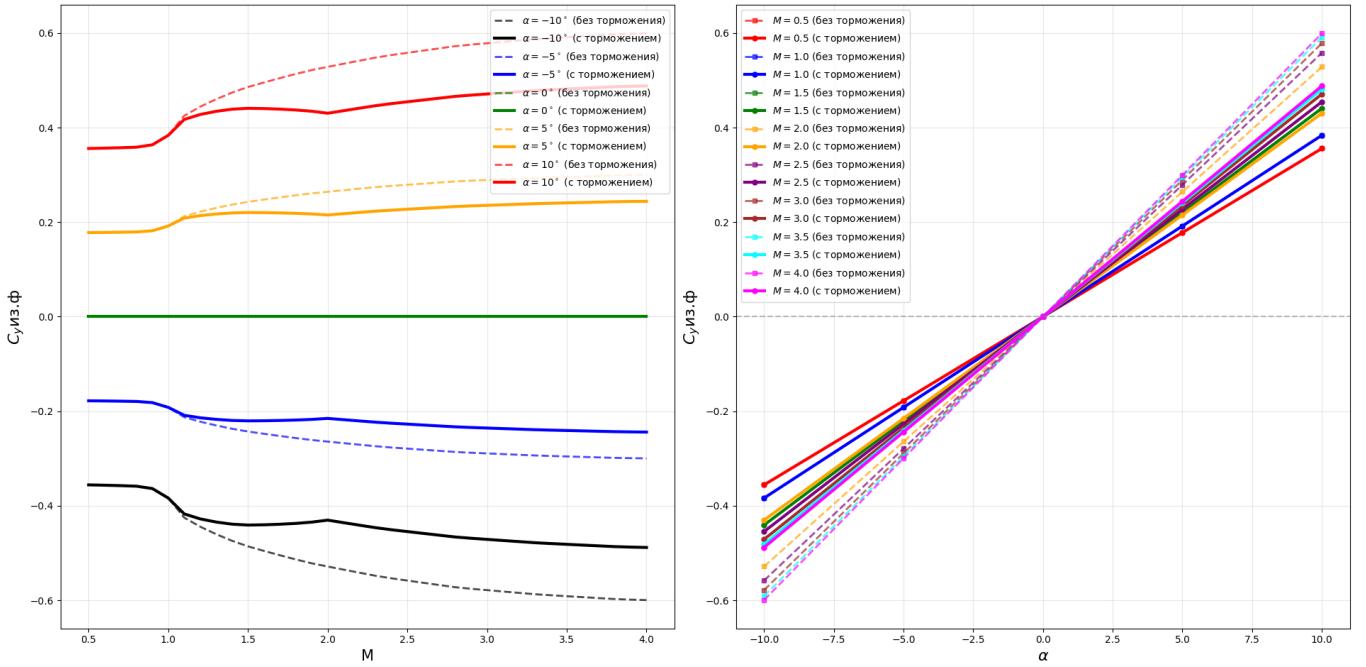


Рис. 4.1: График зависимости  $C_y$ из.ф

#### 4.2.2 Крылья

Вводные данные представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2: Вводные параметры

Параметр	Значение	Единица измерения
Размах крыла $l_I$	0.498	м
Полуразмах крыла $l_I/2$	0.249	м
Центральная хорда $b_0$	0.311	м
Бортовая хорда $b_6$	0.2	м
Угол стреловидности по линии середин хорд $\chi_{0.5}$	0.510	рад
Угол стреловидности $\chi$	0.896	рад
Толщина профиля крыла $c$	0.004	м
Обратное сужение крыла $\zeta$	5	-

Относительная толщина профиля крыла  $\bar{c}$  вычисляется по формуле 4.3:

$$\bar{c} = \frac{c}{D} = \frac{0.004}{0.178} = 0.224 \quad (4.3)$$

Площадь крыла  $S_{kp}$  вычисляется по формуле 4.4:

$$S_{kp} = 4 \cdot \frac{l}{2} \cdot b_6 \cdot 0.5 = 4 \cdot 0.249 \cdot 0.2 \cdot 0.5 = 0.0996 \text{ м}^2 \quad (4.4)$$

Удлинение крыла  $\lambda_{kp}$  определяется по формуле 4.5:

$$\lambda_{kp} = \frac{l^2}{S_{kp}} = \frac{0.498^2}{0.0996} = 2.49 \quad (4.5)$$

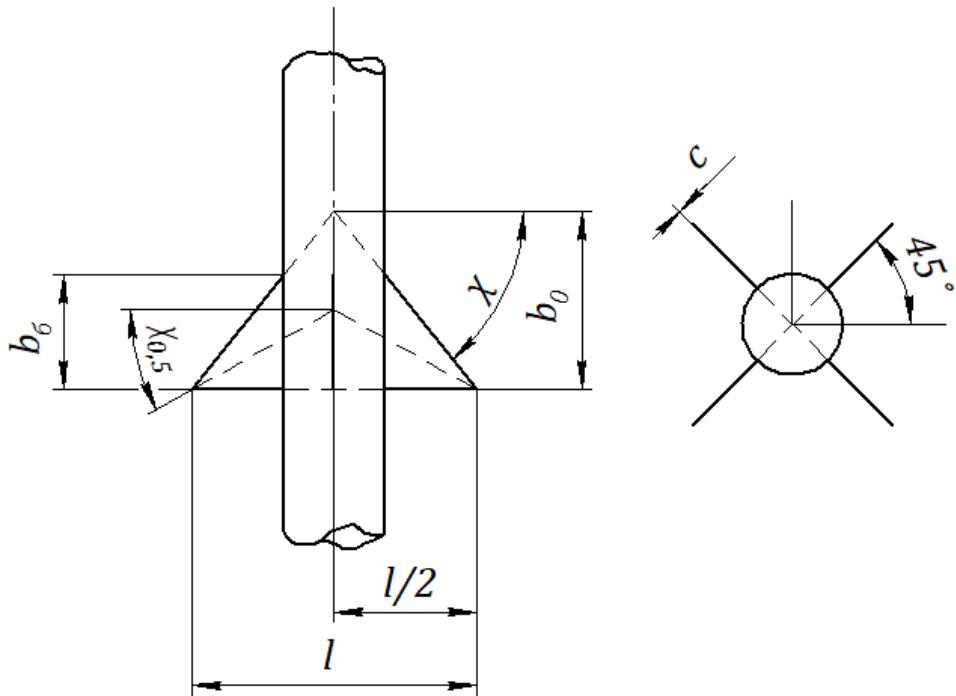


Рис. 4.2: Схема крыла AIM-120

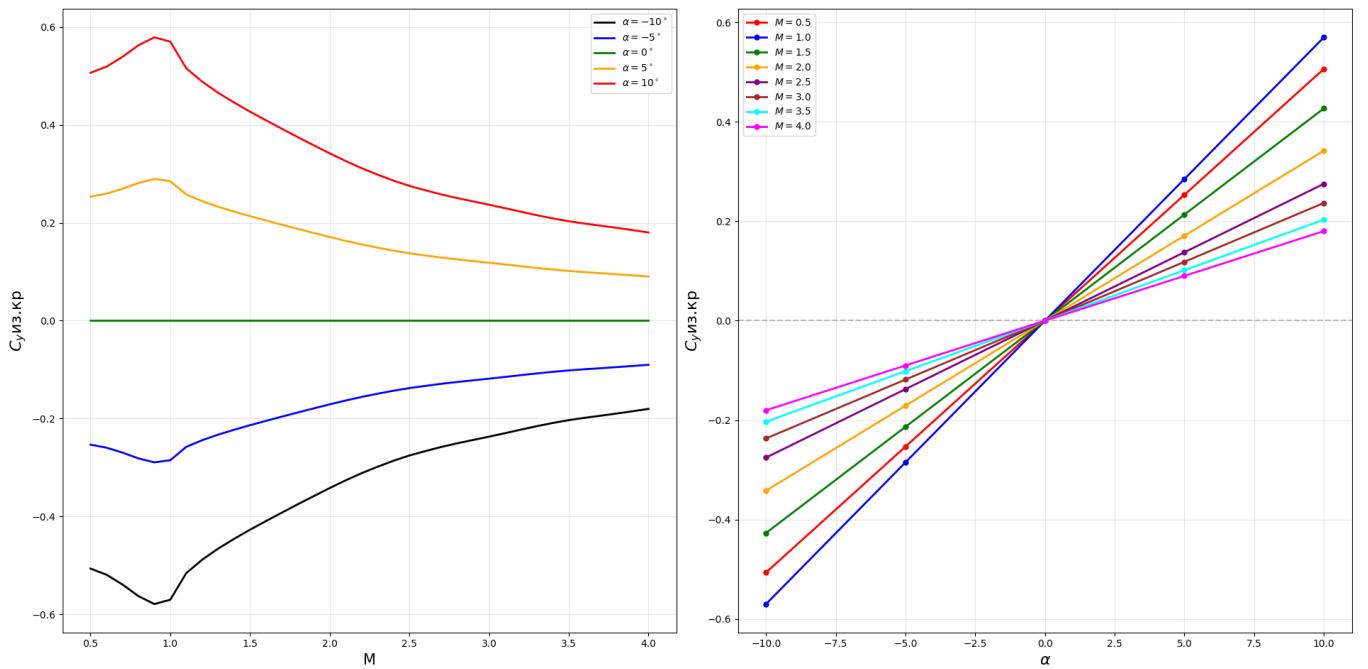


Рис. 4.3: График зависимости  $c_{y\text{uz},\text{kp}}$

Взаимное влияние несущей поверхности с фюзеляжем определяется коэффициентом интерференции  $K_{\alpha\alpha}$ . При этом при  $M \geq 1$  данный коэффициент определяется зависимостью 4.4.

$$K_{\alpha\alpha} = [k_{\alpha\alpha}^* + (K_{\alpha\alpha}^* - k_{\alpha\alpha}^*)F(L_{\text{xb}})] x_{\text{n.c}} x_M x_{\text{нос}}, \quad (4.6)$$

где

$$k_{\alpha\alpha}^* = (K_{\alpha\alpha})_{\text{теор}} \frac{1 + 3\bar{D} - 1\frac{1}{\eta_{\kappa}}\bar{D}(1 - \bar{D})}{(1 + \bar{D})^2} \quad (4.7)$$

$$K_{\alpha\alpha}^* = 1 + 3\bar{D} - 1\frac{\bar{D}(1 - \bar{D})}{\eta_{\kappa}} \quad (4.8)$$

$$F(L_{x_B}) = 1 - \frac{\sqrt{\pi}}{2\bar{b}_6\sqrt{2c}} \left[ \Phi[(\bar{b}_6 + L_{x_B})\sqrt{2c}] - \Phi[L_{x_B}\sqrt{2c}] \right] \quad (4.9)$$

Здесь  $\Phi[z]$  — функция Лапласа-Гаусса от аргумента  $z$ , определяемая по таблицам \*.

$$\bar{b}_6 = \frac{b_6}{\frac{\pi}{2}D\sqrt{M^2 - 1}} \quad (4.10)$$

$$\bar{L}_{x_B} = \frac{L_{x_B}}{\frac{\pi}{2}D\sqrt{M^2 - 1}} \quad (4.11)$$

$$x_{\text{n.c.}} = \left(1 - \frac{2\bar{D}^2}{1 - \bar{D}^2}\bar{\delta}^*\right) \left[1 - \frac{\bar{D}(\eta_{\kappa} - 1)}{(1 - \bar{D})(\eta_{\kappa} + 1)}\bar{\delta}^*\right] \quad (4.12)$$

$$\bar{\delta}^* = \frac{0.093}{\left(\frac{VL_1}{\nu}\right)^{\frac{1}{5}}} \frac{L_1}{D} (1 + 0.4M + 0.147M^2 - 0.006M^3), \quad (4.13)$$

где  $\nu$  — кинематический коэффициент вязкости воздуха.

$$x_{\text{нос}} \approx 0.6 + 0.4(1 - e^{-0.5\bar{L}_1}) \quad (4.14)$$

$$(K_{\alpha\alpha})_{\text{теор}} = (1 + \bar{D})^2 \quad (4.15)$$

При  $M < 1$  выражение 4.4 принимает вид

$$K_{\alpha\alpha} = K_{\alpha\alpha}^* x_{\text{n.c.}} x_M x_{\text{нос}}, \quad (4.16)$$

Коэффициент  $k_{\alpha\alpha}$  во всех случаях подсчитывается по формуле

$$k_{\alpha\alpha} = k_{\alpha\alpha}^* x_{\text{n.c.}} x_M x_{\text{нос}}, \quad (4.17)$$

$$(K_{\alpha\alpha})_{\text{теор}} = (1 + 0.6952)^2 = 2.873$$

Ниже в таблице 4.3 представлены промежуточные результаты некоторых величин для  $M = 2$ .

На рисунке 4.4 представлена зависимость  $K_{\alpha\alpha}$  для крыльев от  $M$  и  $\alpha$ .

Таблица 4.3: Расчетные параметры интерференции

Величина	Значение
$b_6$	0.413
$L_{\text{XB}}$	3.512
$F(L_{\text{XB}})$	0.329
$\delta^*$	0.039
$x_{\text{п.с}}$	0.996
$x_{\text{нос}}$	0.982
$k_{\alpha\alpha}^*$	1.093
$K_{\alpha\alpha}^*$	1.093
$(K_{\alpha\alpha})_{\text{теор}}$	2.873

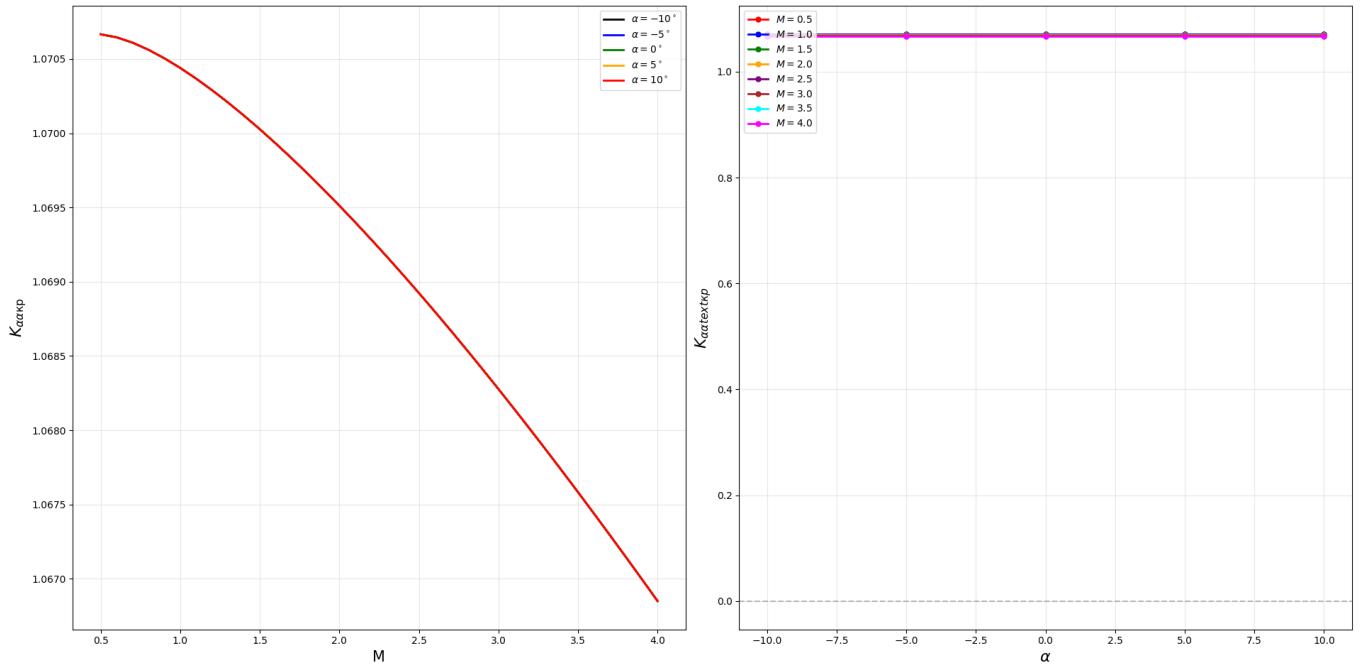


Рис. 4.4: Зависимость  $K_{\alpha\alpha\text{кр}}$  от  $M$  и  $\alpha$

### 4.2.3 Рули

Вводные данные представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.4: Вводные параметры

Параметр	Значение	Единица измерения
Размах руля $l_{\text{пл}}$	0.651	м
Полуразмах руля $l_{\text{пл}}/2$	0.325	м
Центральная хорда $b_{0\text{пл}}$	0.4	м
Бортовая хорда $b_{\text{пл}}$	0.316	м
Концевая хорда $b_k$	0.011	м
Угол стреловидности по линии середин хорд $\chi_{0.5\text{пл}}$	0.420	рад
Угол стреловидности $\chi_{\text{пл}}$	0.729	рад
Толщина профиля руля $c_{\text{пл}}$	0.004	м
Обратное сужение руля $\zeta_{\text{пл}}$	5	-

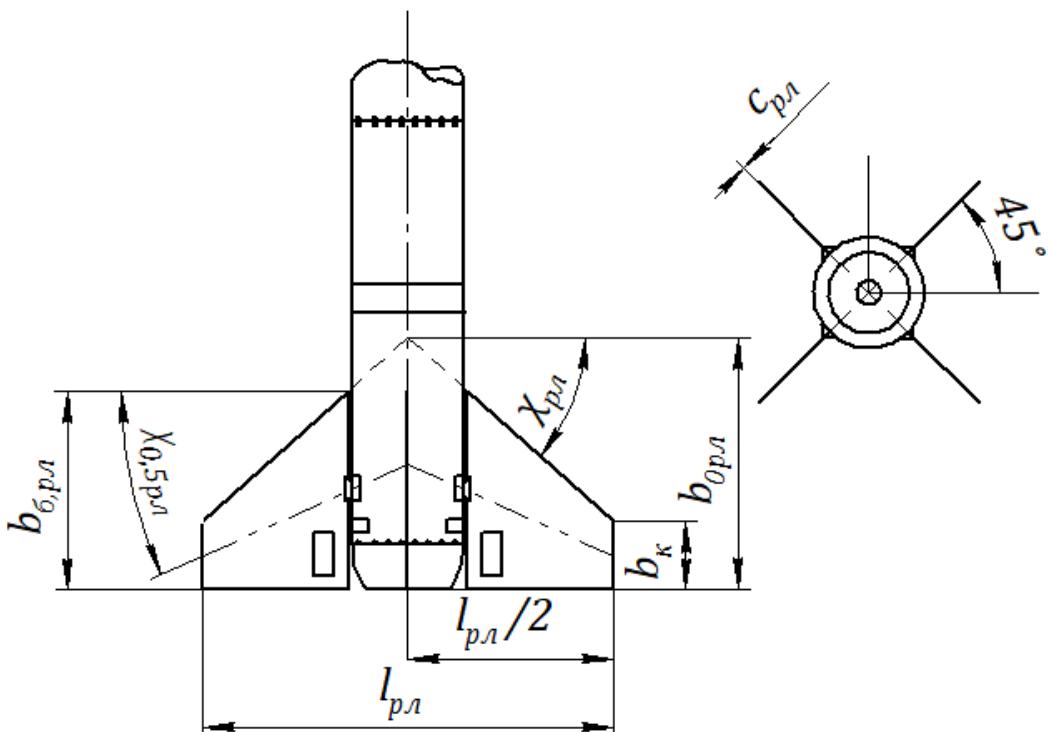


Рис. 4.5: Схема рулей AIM-120

Площадь рулей  $S_{\text{пл}}$  вычисляется по формуле 4.18:

$$S_{\text{пл}} = 4 \cdot 1/2 \cdot (b_{\text{пл}} + b_k) \cdot 0.231 \quad (4.18)$$

$$S_{\text{пл}} = 4 \cdot 1/2 \cdot (0.316 + 0.011) \cdot 0.231 = 0.15107 \text{ м}^2$$

Удлинение крыла  $\lambda_{\text{пл}}$  определяется формулой 4.19.

$$\lambda_{\text{пл}} = \frac{l_{\text{пл}}^2}{S_{\text{пл}}} \quad (4.19)$$

$$\lambda_{\text{пл}} = \frac{0.651^2}{0.15107} = 2.805$$

На рисунке 4.6 представлена зависимость  $c_{y\text{из.пл}}^{\alpha}$  от  $M$  и  $\alpha$ .

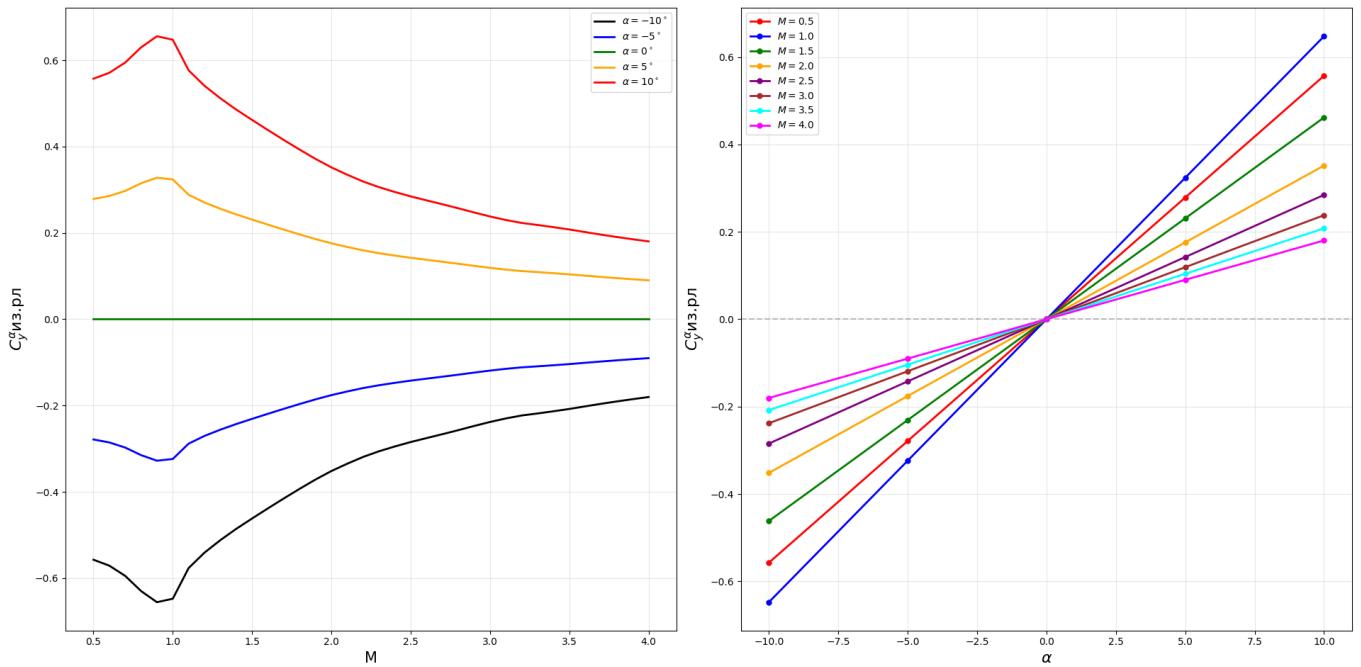


Рис. 4.6: График зависимости  $c_{y\text{из.пл}}^{\alpha}$

На рисунке 4.7 представлена зависимость  $K_{\alpha\text{аэрл}}$  для крыльев от  $M$  И  $\alpha$ .

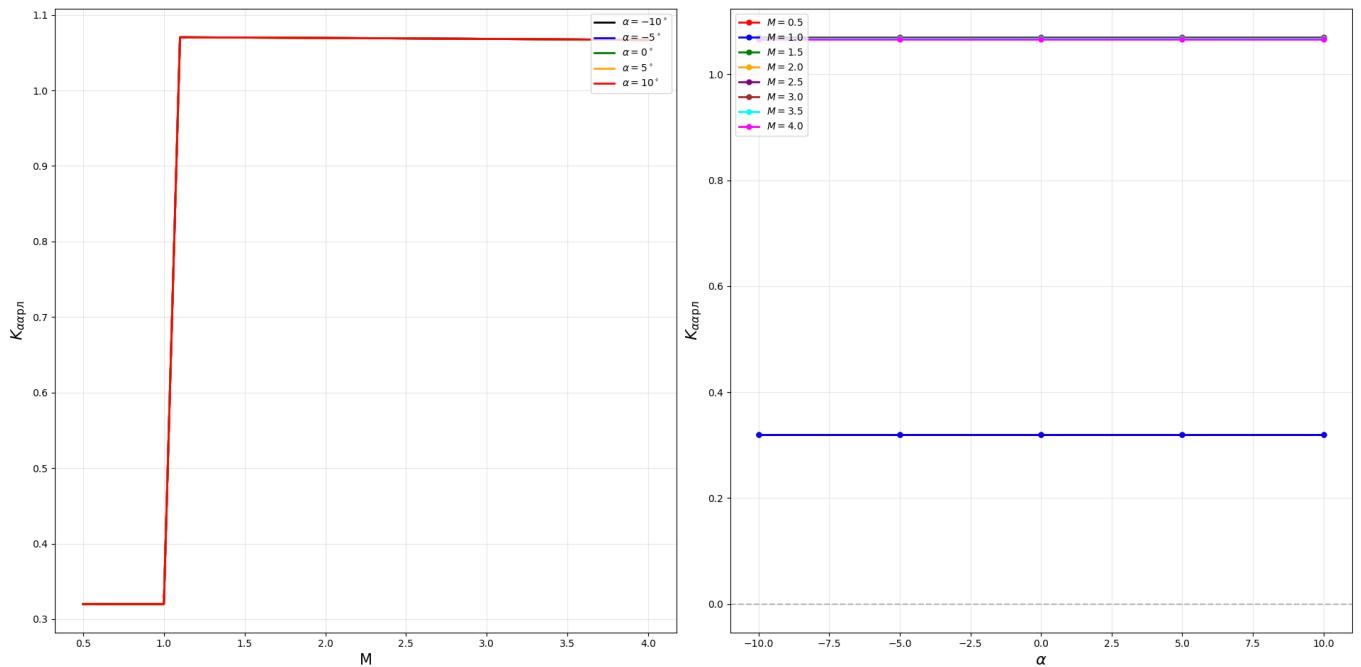


Рис. 4.7: Зависимость  $K_{\alpha\text{аэрл}}$  от  $M$  и  $\alpha$

### 4.3 Расчёт $c_x$

# Список литературы

- [1] Nowell J. B. Jr. Missile Total and Subsection Weight and Size. June 1992.
- [2] NAVY TRAINING SYSTEM PLAN AIM-120 ADVANCED MEDIUM RANGE AIR-TO-AIR MISSILE. June 1998.
- [3] Артамонова Л.Г., Кузнецов А.В., Песецкая Н.Н. Поверочный расчет аэродинамических характеристик самолёта.— М.: МАИ, 2010. – 143 с.