



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
(Фамилия, имя, отчество)

Ерофеев М.В.

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

1 Краткие сведения о прототипе	3
1.1 Обзор прототипа	3
1.2 Внешнее описание	4
1.3 Внутренняя компоновка	5
2 Массовый анализ	7
2.1 Расчёт масс отсеков из размеров ракеты	7
2.2 Расчёт плотностей отсеков	9
3 Расчёт центра масс	11
3.1 Построение 3D модели	11
3.2 Вычисление центра масс	11
4 Аэродинамические характеристики	13
4.1 Некоторые пояснения	13
4.2 Расчёт c_y^α	14
4.2.1 Физиология	14
4.2.2 Крылья	15
4.2.3 Рули	18
4.2.4 Учёт скоса потока	20
4.2.5 Учёт коэффициента торможения потока	24
4.2.6 Итоги параграфа	25
4.3 Расчёт c_x	26
4.3.1 Расчёт $c_{x0,\text{нос}}$	26

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.

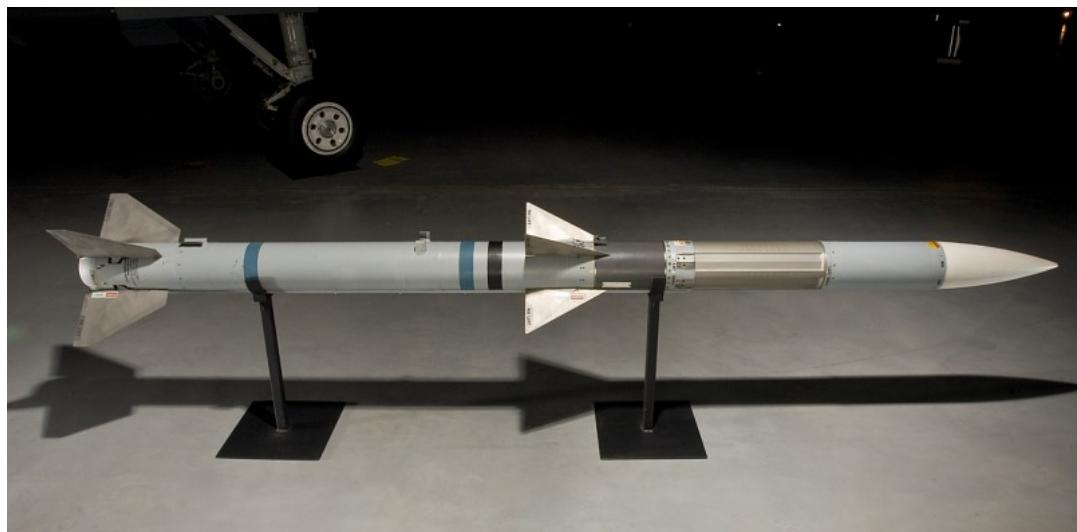


Рис. 1.2: Ракета AIM-120 AMRAAM

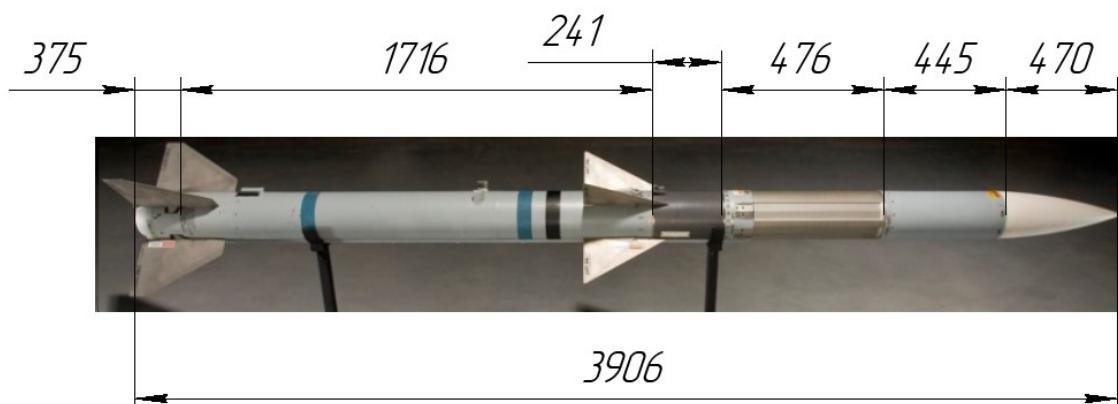


Рис. 1.3: Размеры отсеков в миллиметрах

1.3 Внутрення компоновка

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

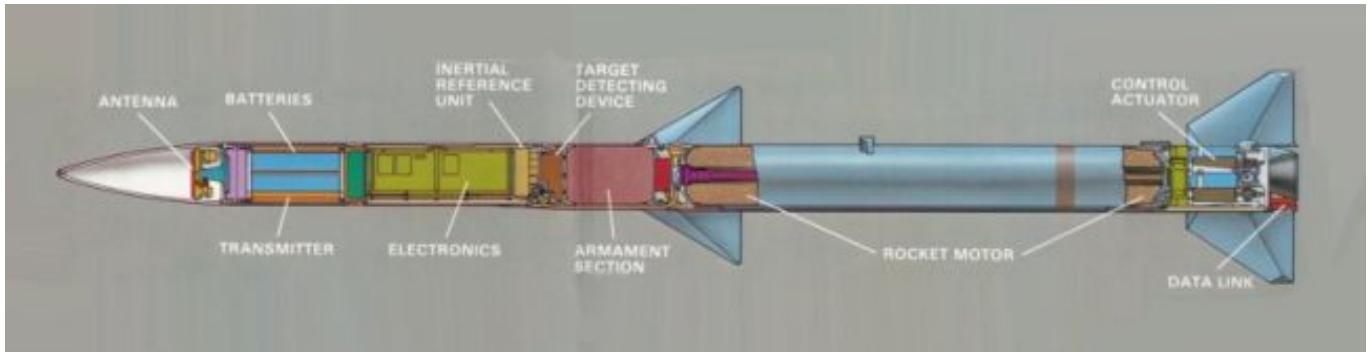


Рис. 1.4: Компоновка ракеты AIM-120

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.

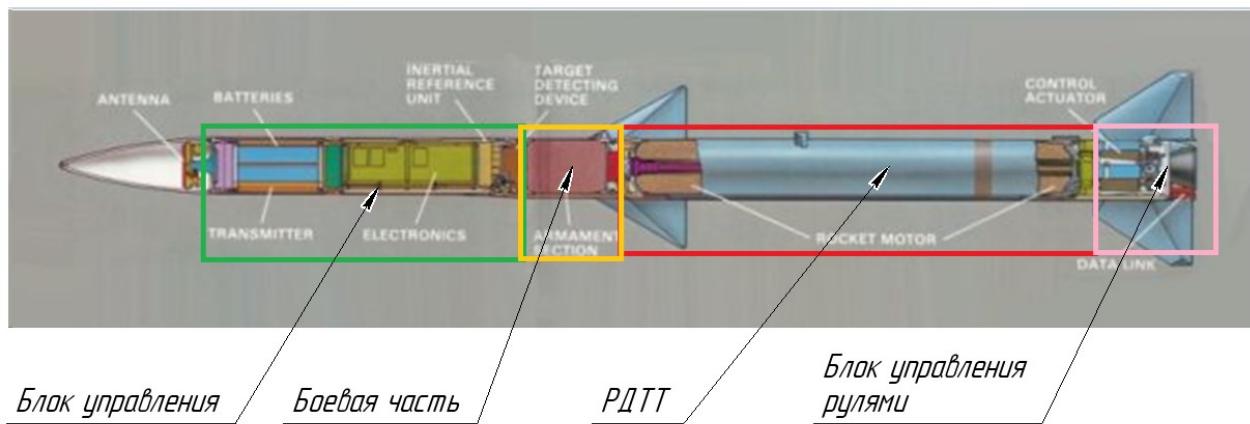


Рис. 1.5: Схема разбиения компоновки ракеты

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.

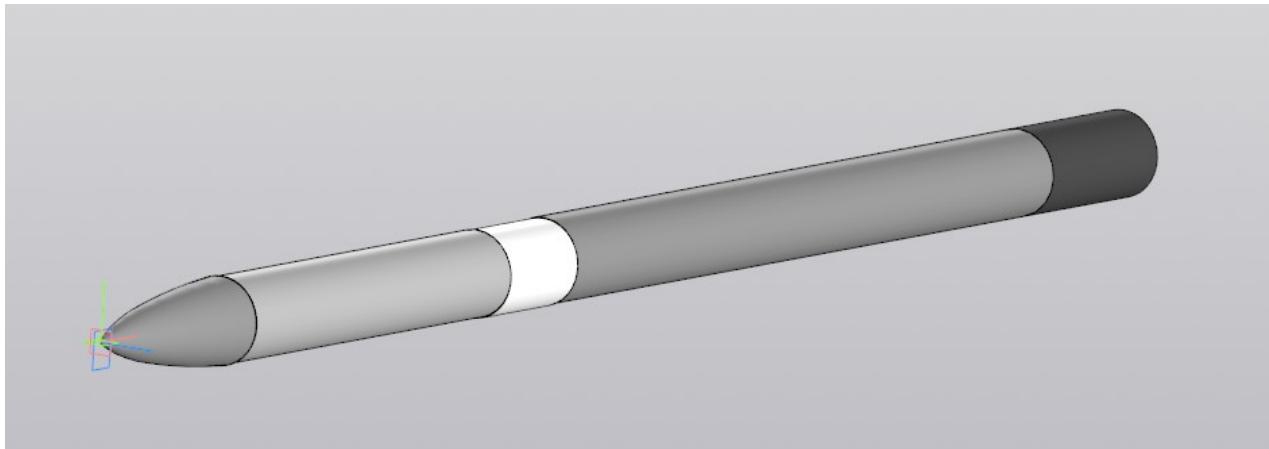


Рис. 3.1: Сборка ракеты в САПР Компас 3D

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:

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

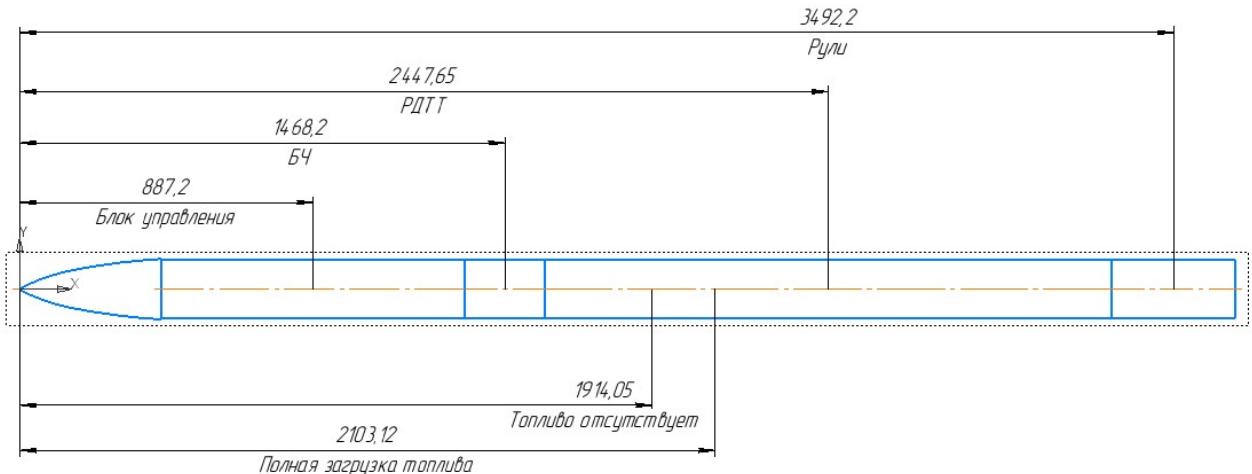


Рис. 3.2: Эскиз ракеты с координатами центров масс

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 α – 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 α, δ_I и δ_{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 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 ²
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:

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

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

4.2 Расчёт c_y^α

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.

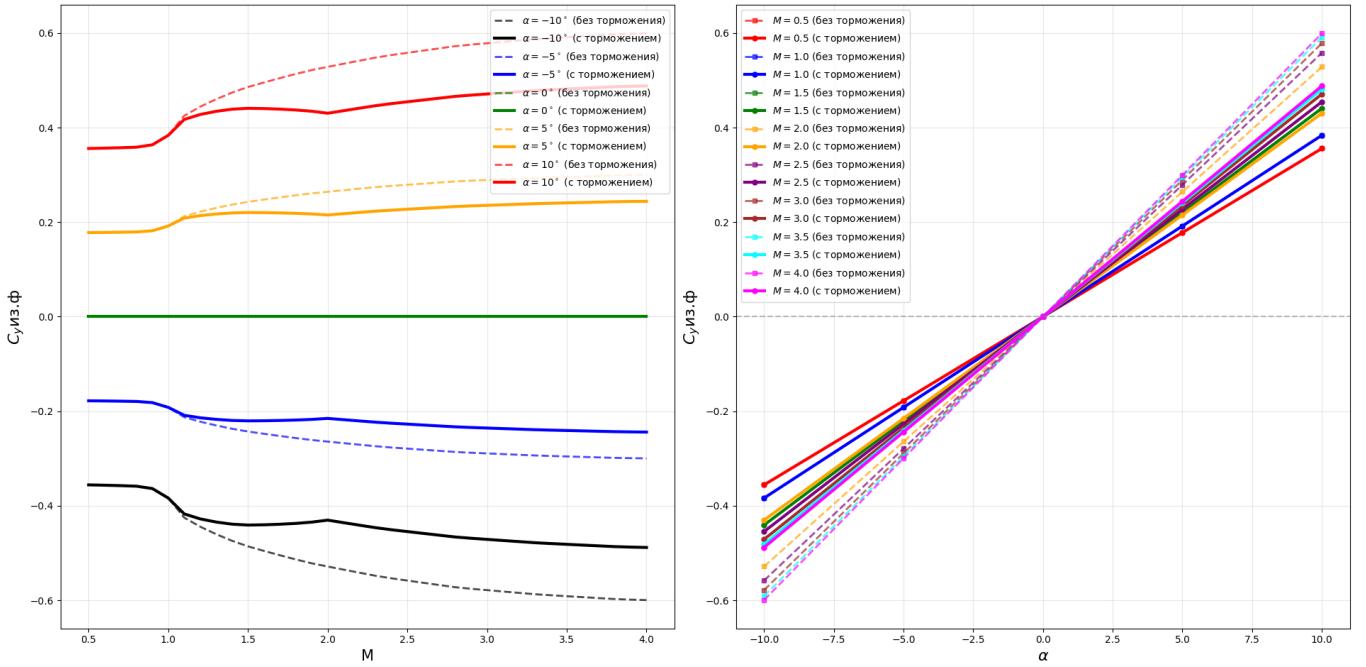


Рис. 4.1: График зависимости C_y из.ф

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 χ	0.896	рад
Толщина профиля крыла c	0.004	м
Обратное сужение крыла ζ	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 λ_{kp} определяется по формуле 4.5:

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

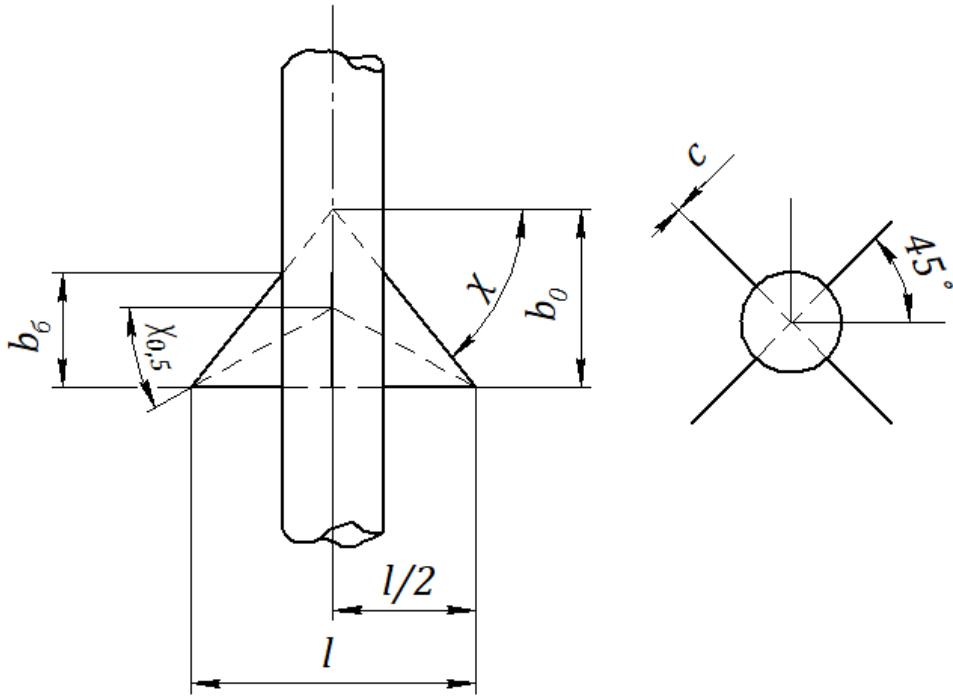


Рис. 4.2: Схема крыла AIM-120

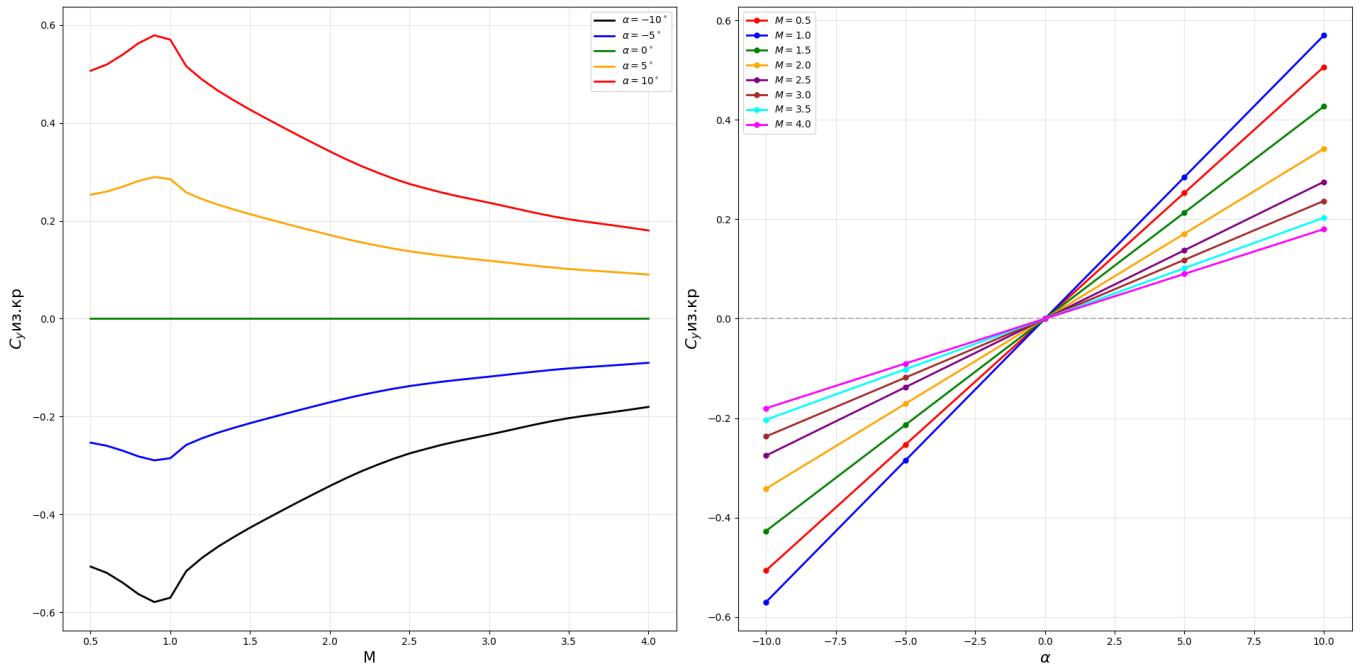


Рис. 4.3: График зависимости $c_{y\text{uz},\text{kp}}$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

где ν — 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 α .

Таблица 4.3: Расчетные параметры интерференции

Величина	Значение
b_6	0.413
L_{XB}	3.512
$F(L_{\text{XB}})$	0.329
$\tilde{\delta}^*$	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

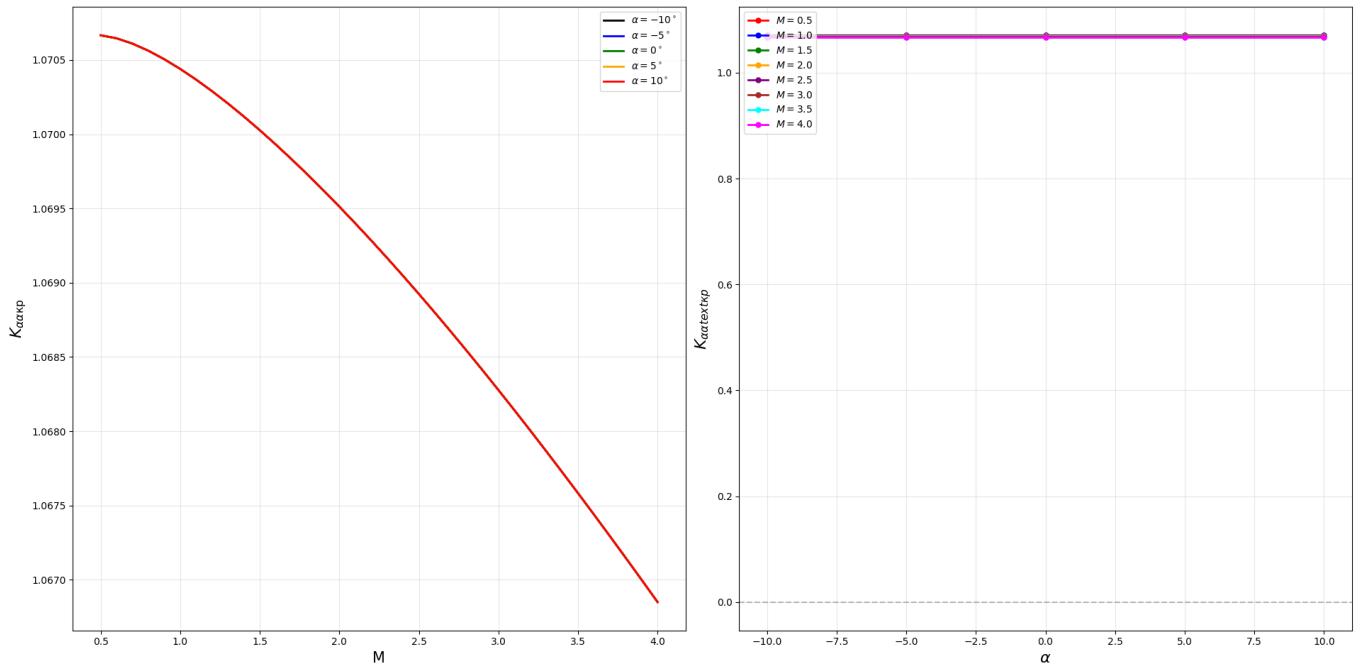


Рис. 4.4: Зависимость $K_{\alpha\alpha\text{кр}}$ от M и α

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	-

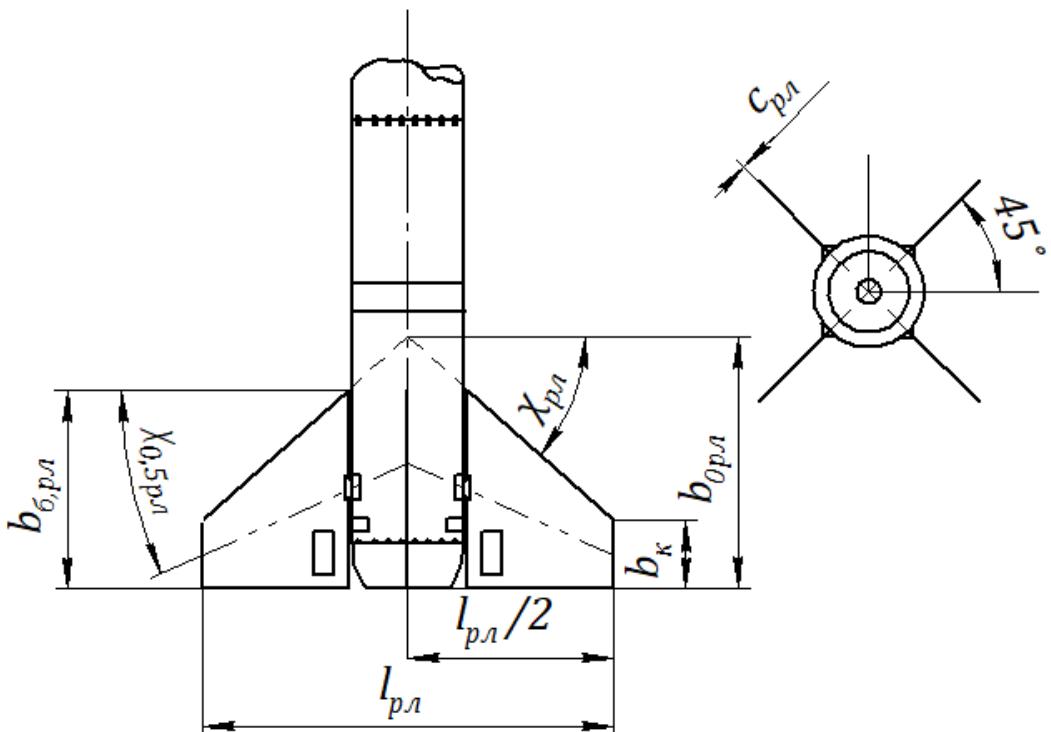


Рис. 4.5: Схема рулей AIM-120

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 α .

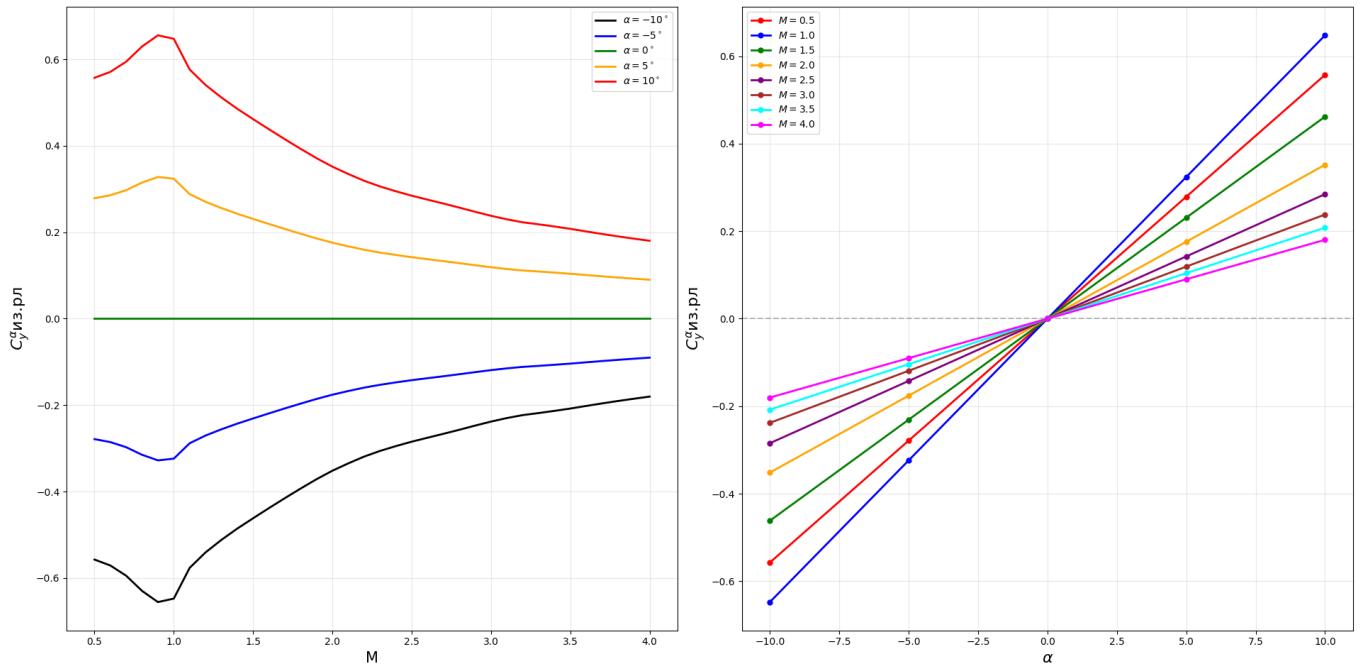


Рис. 4.6: График зависимости $c_{y\text{из.пл}}^{\alpha}$

На рисунке 4.7 представлена зависимость $K_{\alpha\text{пл}}$ для крыльев от M и α .

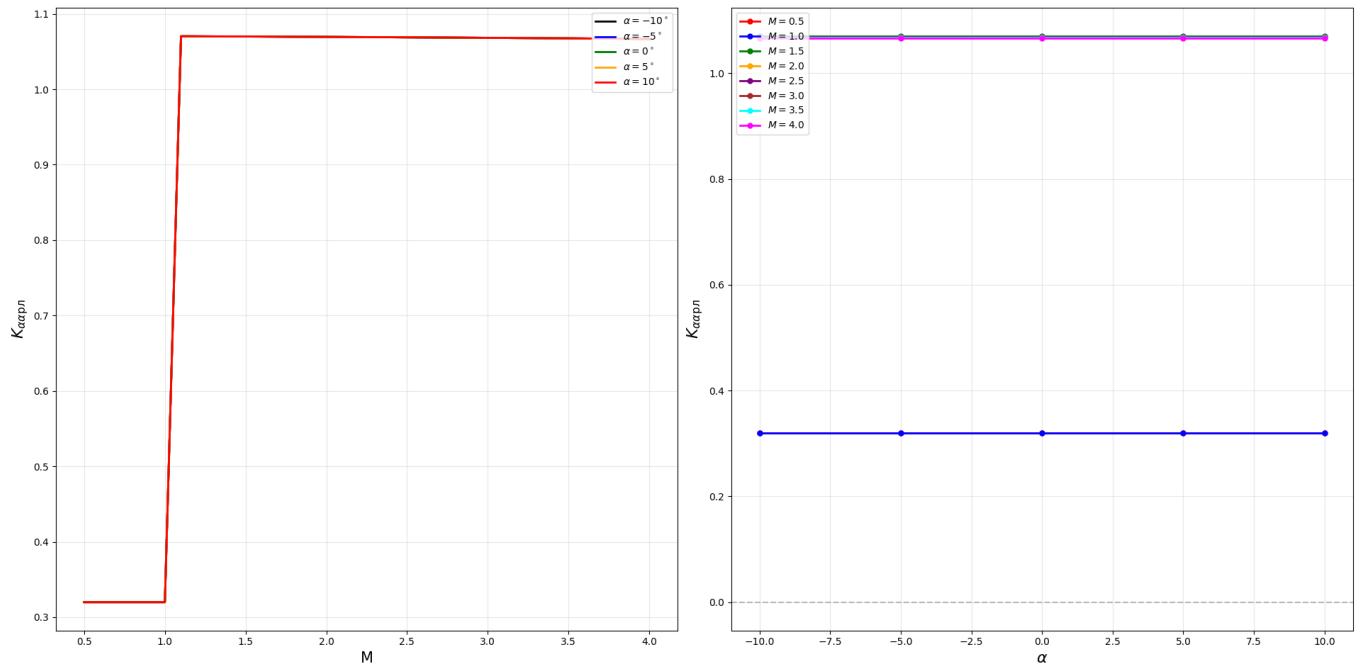


Рис. 4.7: Зависимость $K_{\alpha\text{пл}}$ от M и α

4.2.4 Учёт скоса потока

Определяя подъемную силу летательного аппарата, необходимо учитывать не только интерференцию корпуса и несущих поверхностей, но и влияние передних поверхностей на

задние. Это влияние объясняется тем, что передние несущие поверхности, будучи установлены под углом атаки, отбрасывают набегающие частицы воздуха в сторону, обратную вектору подъёмной силы. В результате происходит изменение направления потока, или *скос потока*.

Поскольку местные углы скоса потока ϵ неодинаковы вдоль размаха задней несущей поверхности, то целесообразно ввести понятие *среднего угла скоса потока* ϵ_{cp} . Это — условный, постоянный по размаху угол скоса потока, вызывающий тот же эффект, что и действительное поле углов ϵ .

При малых углах атаки угол ϵ_{cp} пропорционален α :

$$\epsilon_{cp} \approx \epsilon_{cp}^\alpha \alpha. \quad (4.20)$$

Производная ϵ_{cp}^α определяется выражением

$$\epsilon_{cp}^\alpha = \frac{57.3}{2\pi} \frac{i_B}{\bar{z}_B} \frac{l_{kI}}{l_{kII}} \left(\frac{c_{y1\text{из.кп}}^\alpha}{\lambda_k} \right)_I \frac{k_{\alpha\alpha I}}{K_{\alpha\alpha II}} \psi_\epsilon. \quad (4.21)$$

Здесь \bar{z}_B — относительная координата вихря, т. е. расстояние от борта корпуса до вихря, отнесенное к размаху одной передней консоли. l_{kI} и l_{kII} — размах крыльев и рулей соответственно.

Зависимость \bar{z}_B от M представлена на рисунке 4.8.

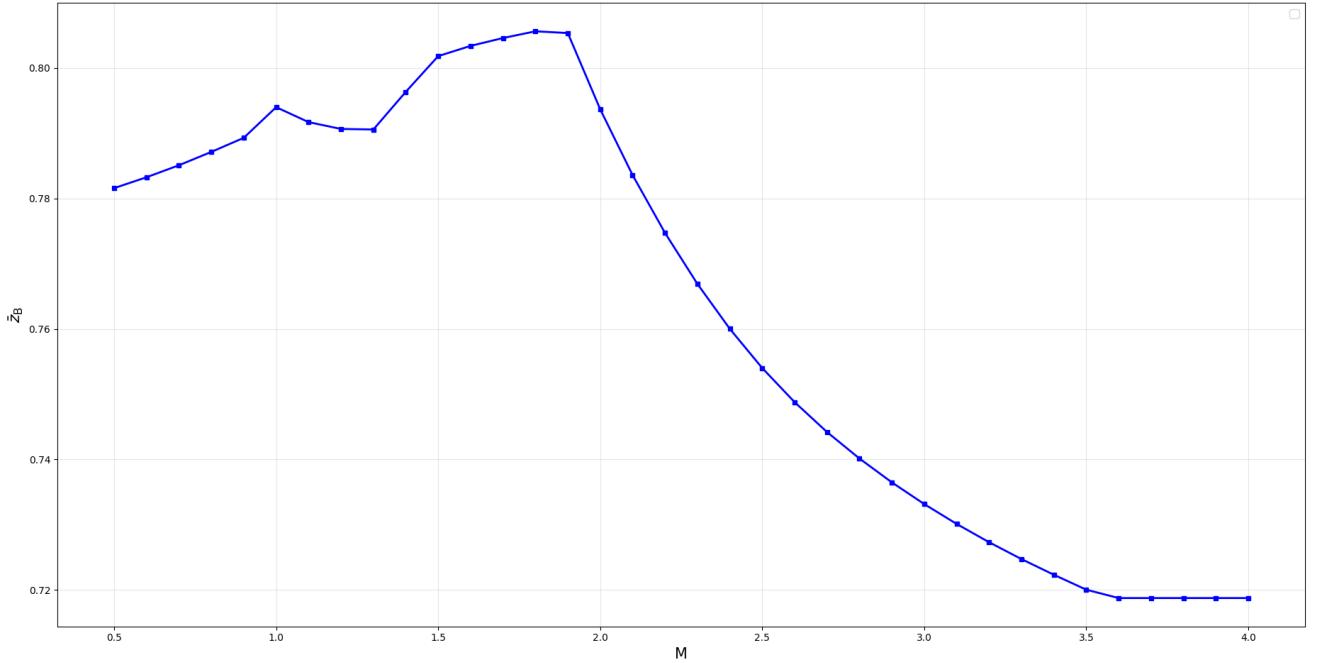


Рис. 4.8: Зависимость \bar{z}_B от M

Зависимость i_B от M представлена на рисунке 4.9.

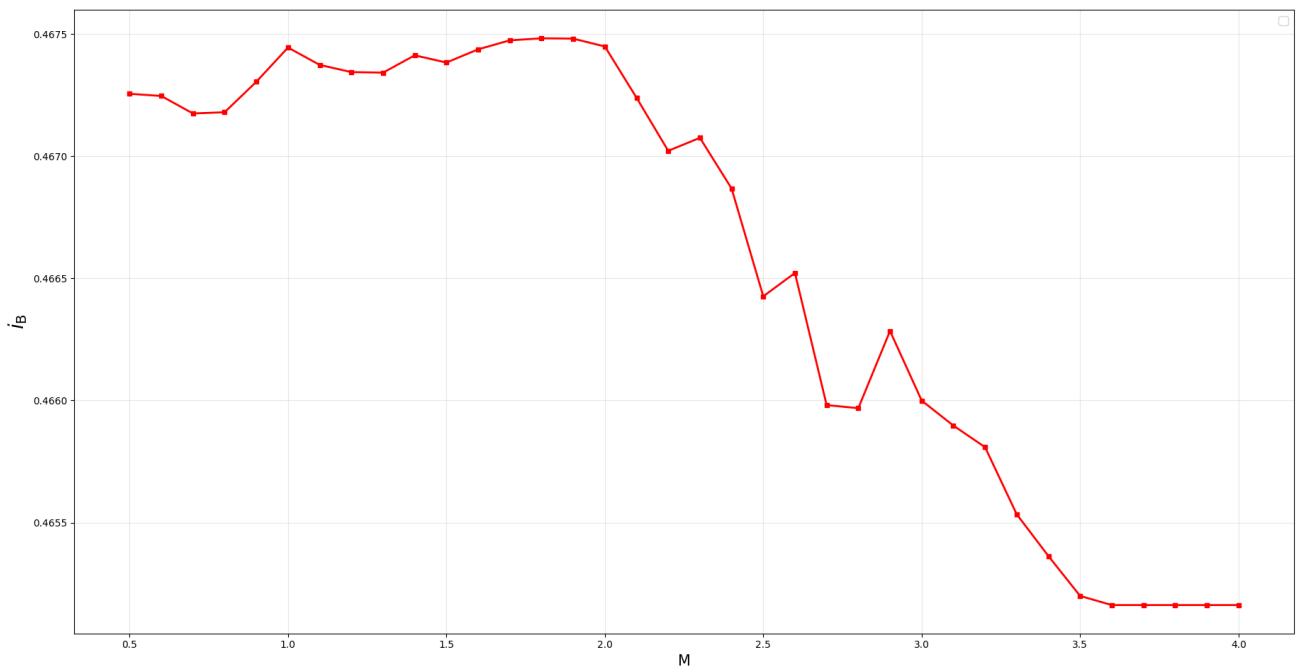


Рис. 4.9: зависимость i_B от M

Зависимость ψ_ε от ψ_{II} и z_B представлена на рисунке 4.10.

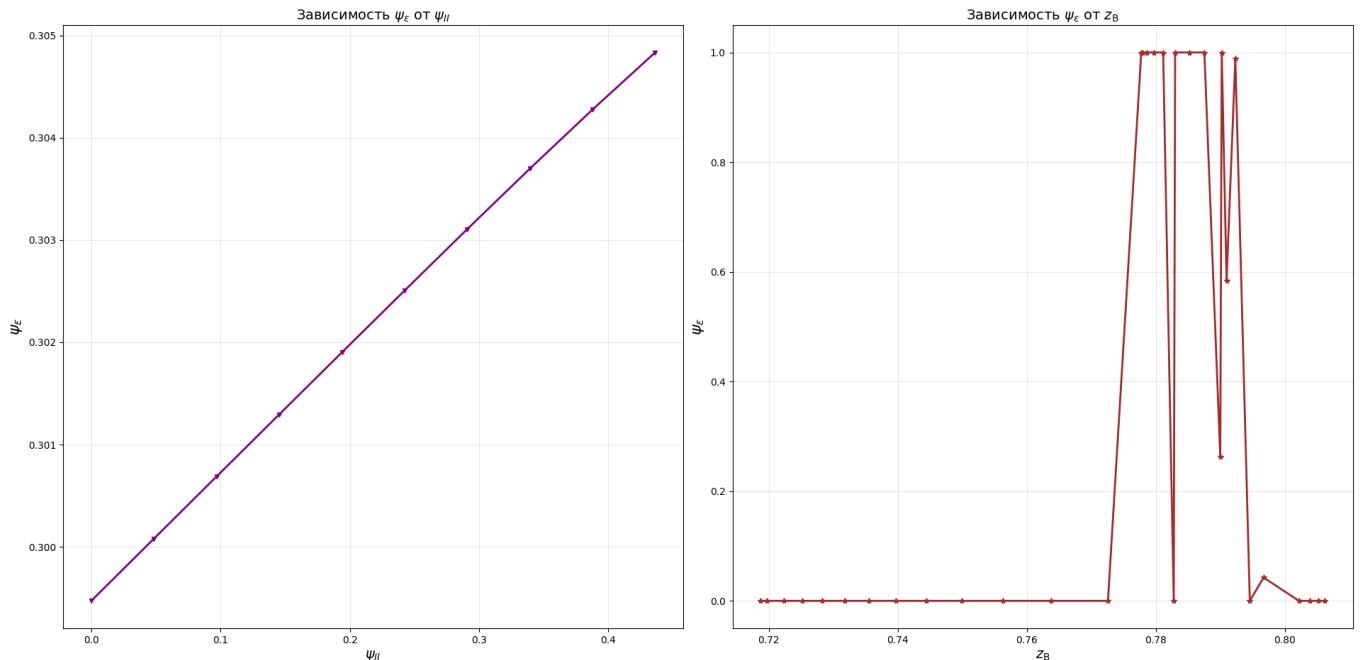


Рис. 4.10: Зависимость ψ_ε от ψ_{II} и z_B

Зависимость ψ_ε от ψ_I , α_{II} , M и Φ_α представлена на рисунке 4.11.

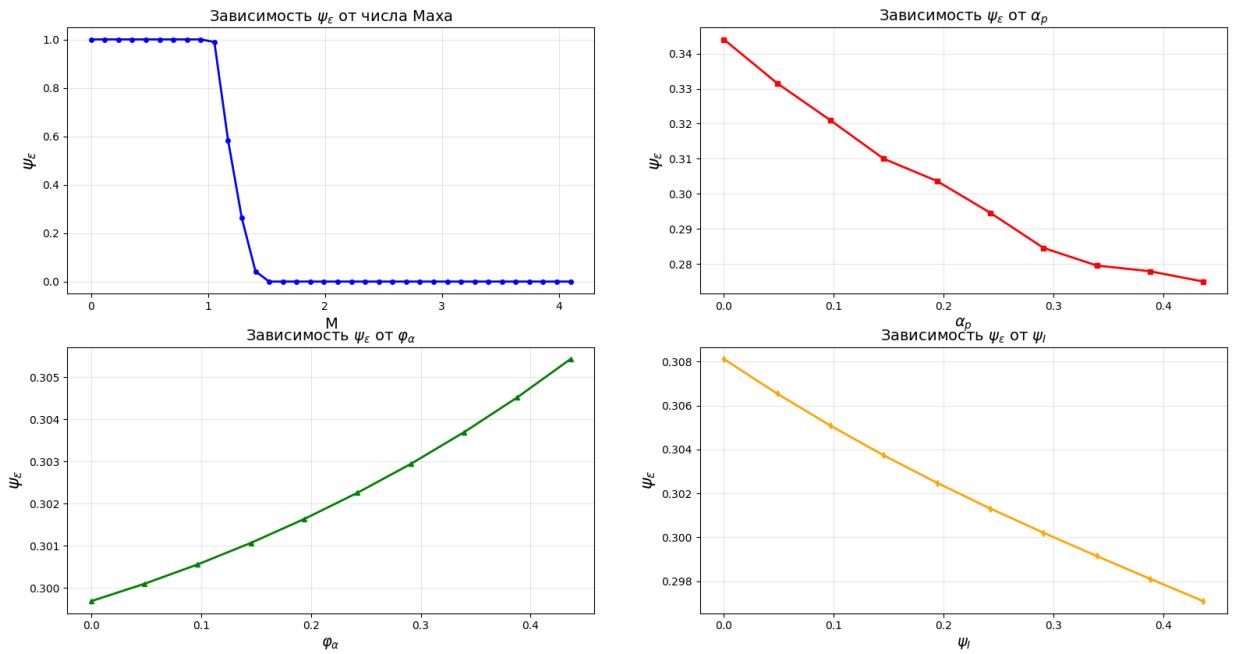


Рис. 4.11: Зависимость ψ_ε от ψ_I , α_π , M и ϕ_α

Зависимость ε_{cp}^α от ψ_I , α_π , M и ϕ_α представлена на рисунке 4.12.

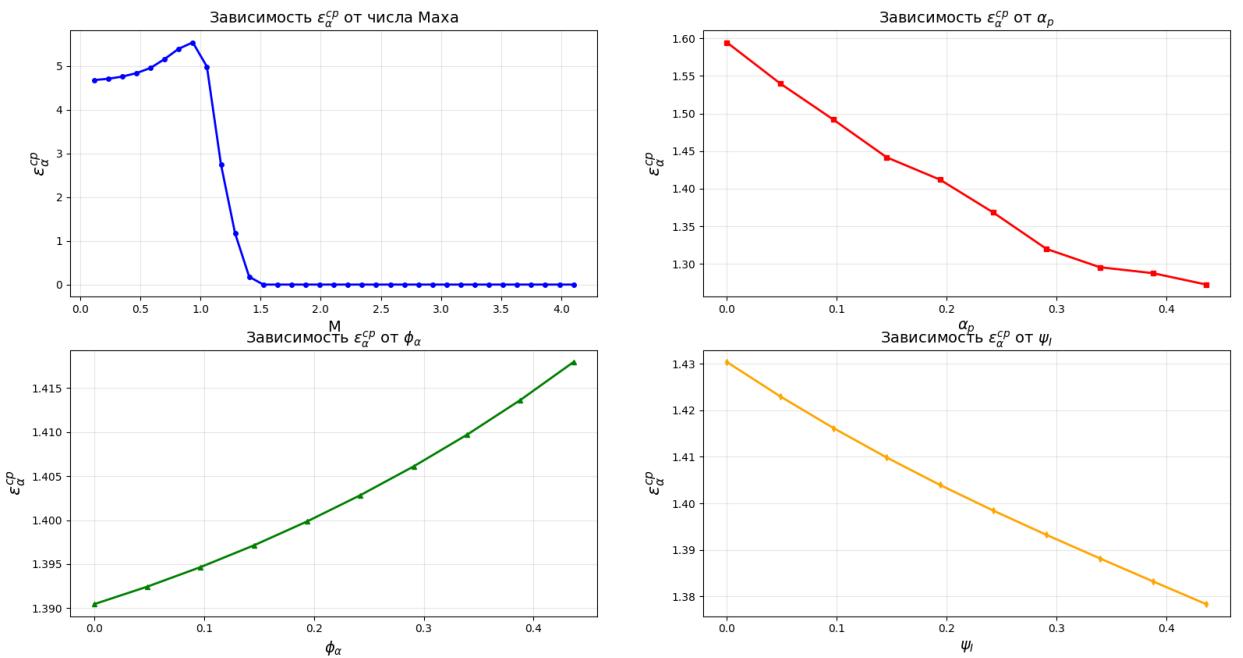


Рис. 4.12: Зависимость ε_{cp}^α от ψ_I , α_π , M и ϕ_α

4.2.5 Учёт коэффициента торможения потока

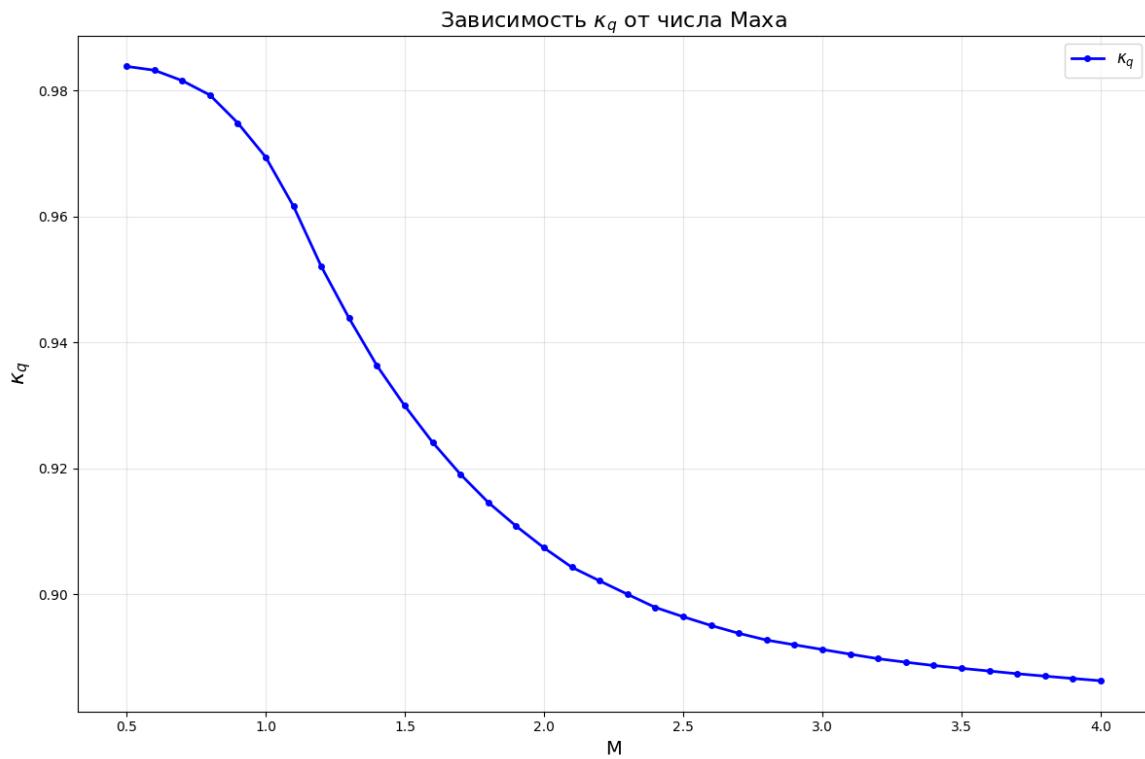


Рис. 4.13: Зависимость $k_{q\text{из.пл}}$ от М

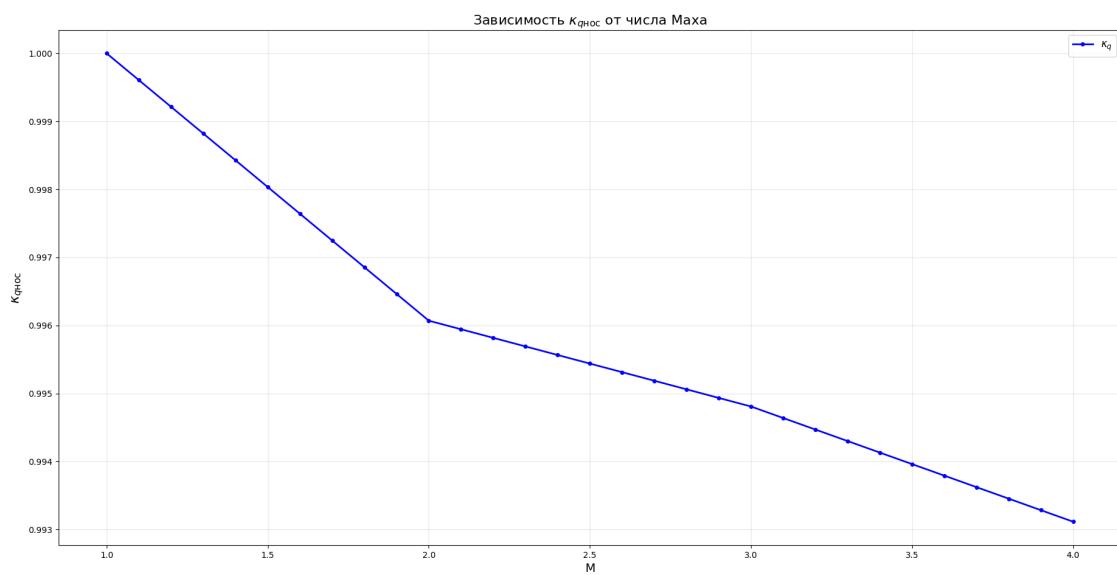


Рис. 4.14: Зависимость $k_{q\text{нос}}$ от М

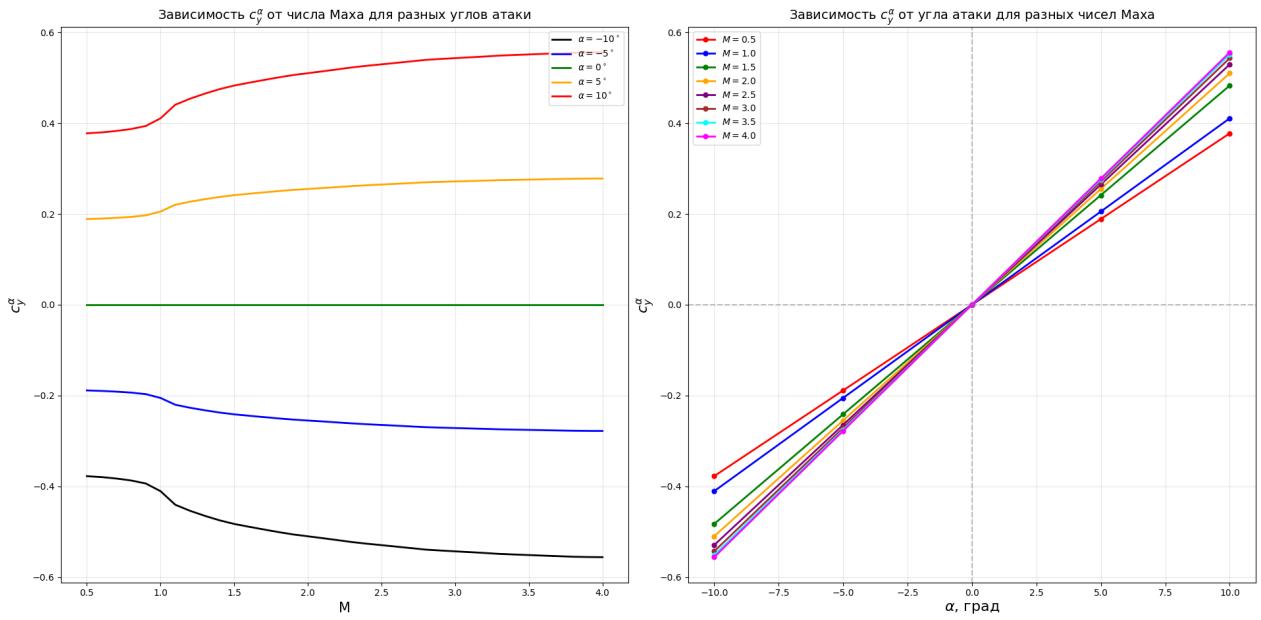


Рис. 4.15: Зависимость c_y^α от M и α

4.2.6 Итоги параграфа

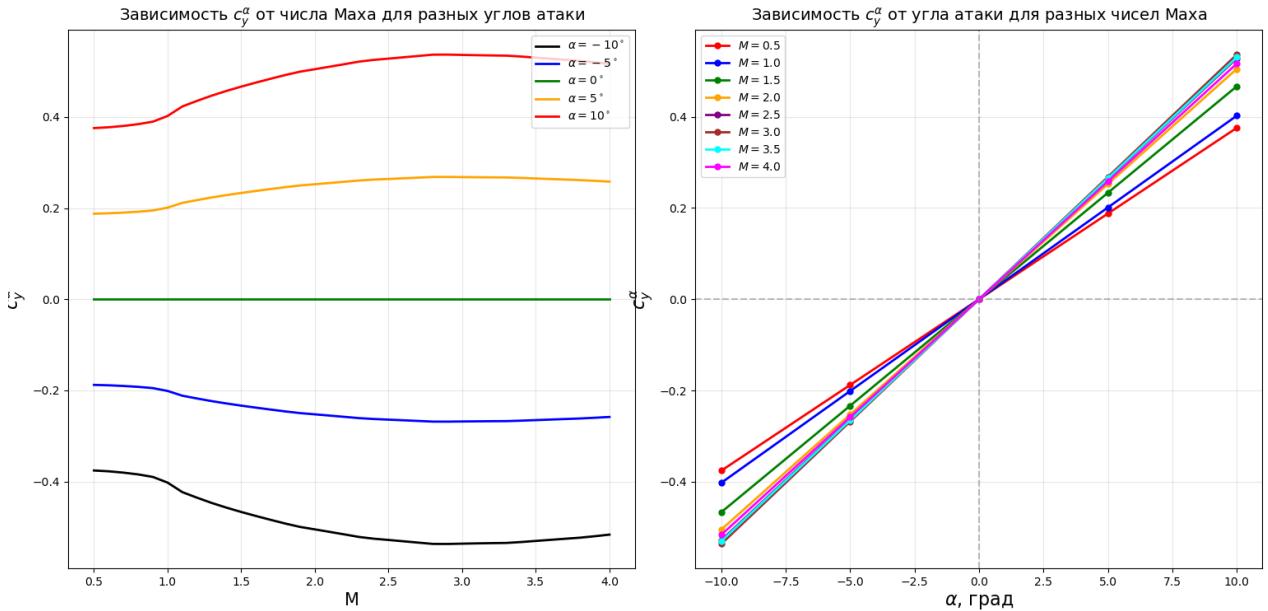


Рис. 4.16: Зависимость c_y^α от M и α

4.3 Расчёт c_x

4.3.1 Расчёт $c_{x0,\text{нос}}$

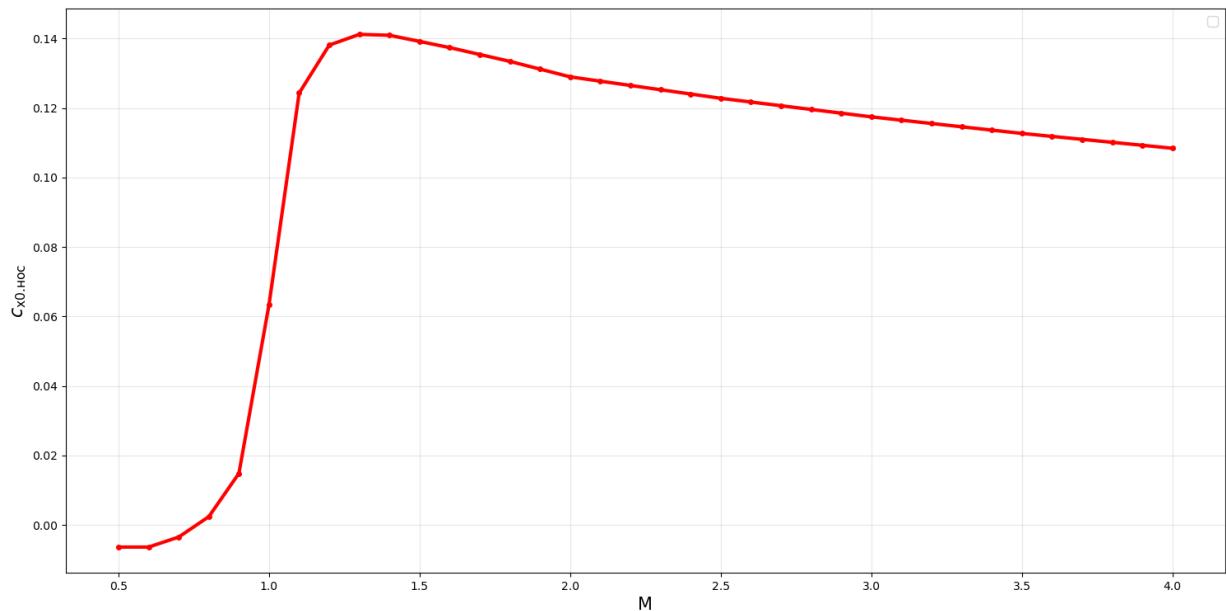


Рис. 4.17: Зависимость c_{x0} от M

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.