



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)

РАСЧЁТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА К КУРСОВОЙ РАБОТЕ

по дисциплине: Проектирование ракетного оружия
на тему: «Определение аэродинамических характеристик ЛА»

Вариант №228

Выполнил: студент группы СМ6-72

(подпись, дата)

М.В. Ерофеев

Проверил:

(подпись, дата)

Л.А. Лаптева

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

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	4
1.1	Обзор прототипа	4
1.2	Внешнее описание	5
1.3	Внутренняя компоновка	6
2	Массовый анализ	8
2.1	Расчёт масс отсеков из размеров ракеты	8
2.2	Расчёт плотностей отсеков	10
3	Расчёт центра масс	12
3.1	Построение 3D модели	12
3.2	Вычисление центра масс	12
4	Аэродинамические характеристики	14
4.1	Некоторые пояснения	14
4.2	Расчёт c_y	15
4.2.1	Фюзеляж	15
4.2.2	Крылья	15
4.2.3	Рули	19
4.2.4	Учёт скоса потока	21
4.2.5	Учёт коэффициента торможения потока	24
4.2.6	Итоги параграфа	25
4.3	Расчёт c_x	29
4.3.1	Расчет коэффициента лобового сопротивления	29
4.3.2	Коэффициент лобового сопротивления корпуса при $\alpha = 0$	30
4.3.3	Коэффициент сопротивления несущих поверхностей при $\alpha = \delta = 0$	31
4.3.4	Индуктивное сопротивление	33
4.3.5	Индуктивное сопротивление корпуса	33
4.3.6	Индуктивное сопротивление передних несущих поверхностей	34
4.3.7	Индуктивное сопротивление задних несущих поверхностей	35
4.3.8	Итоги параграфа	35
4.4	Расчёт m_z	35

4.4.1	Момент тангажа при $\omega_z = \dot{\alpha} = \dot{\delta} = 0$	37
4.4.2	Продольная сила устойчивости	38
4.4.3	Расчет координаты фокуса ЛА по углу атаки	39
4.4.4	Фокус корпуса	39
4.4.5	Фокус передних несущих поверхностей	39
4.4.6	Фокус задней несущей поверхности	40
4.4.7	Расчет координат фокусов летательного аппарата по углам атаки от- клоняющихся несущих поверхностей	40
4.4.8	Расчет координат центров давления частей ЛА при больших углах α и δ	40
4.4.9	Центр давления несущих поверхностей	41
4.4.10	Момент тангажа, вызванный вращением летательного аппарата во- круг оси Oz_1	41
4.4.11	Демпфирующий момент корпуса	42
4.4.12	Демпфирующий момент передних несущих поверхностей	42
4.4.13	Демпфирующий момент задних несущих поверхностей	43
4.4.14	Итоги параграфа	43

5 Обратная задача аэродинамики

46

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)

PWt – масса отсека двигательной установки

PVOL – объём отсека двигательной установки

PLEN – длина отсека двигательной установки

GCWt – масса отсека управления и наведения

GCVOL – объём отсека управления и наведения

GCLN – длина отсека управления и наведения

WHWt – масса боевой части

WHVOL – объём боевой части

WHLEN – длина боевой части

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.

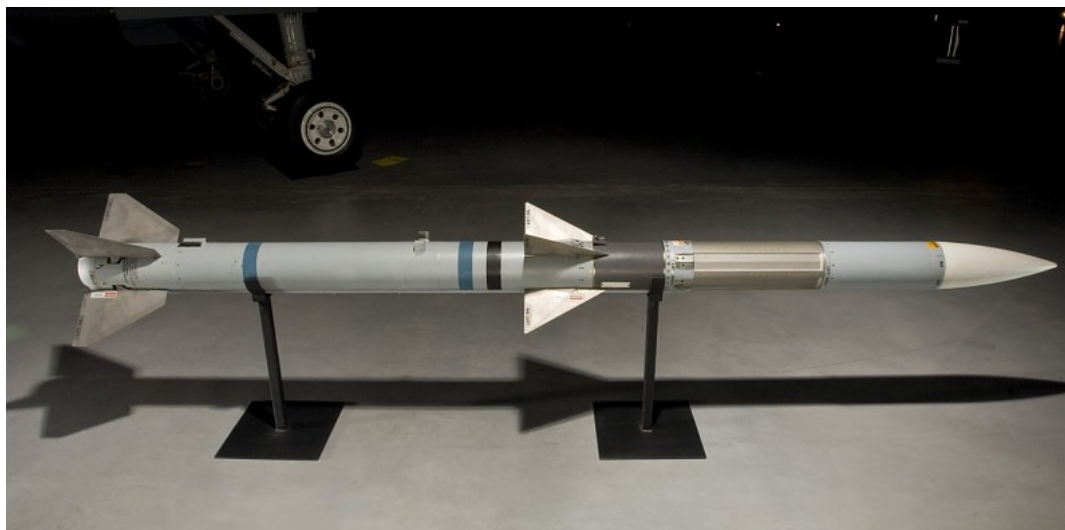


Рис. 1.2: Ракета AIM-120 AMRAAM

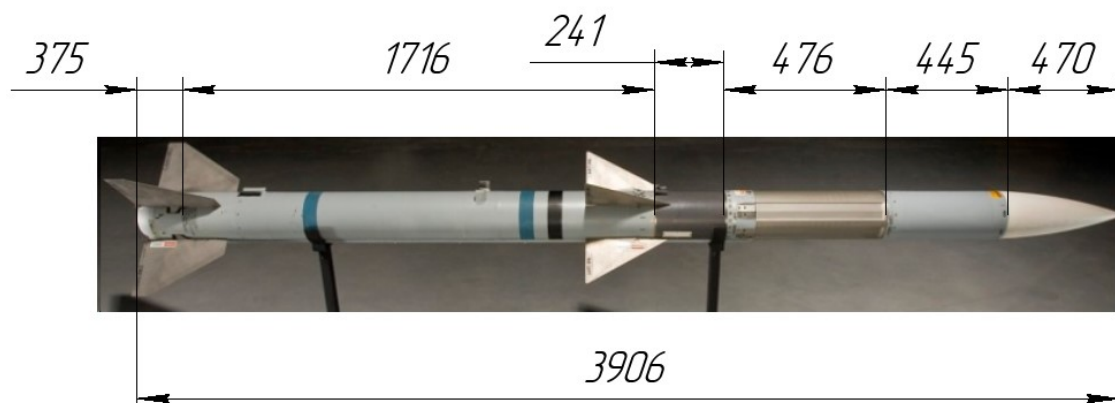


Рис. 1.3: Размеры отсеков в миллиметрах

1.3 Внутренняя компоновка

На рисунке 1.4 представлена внутренняя компоновка AIM-120, перевод названий модулей дан ниже.

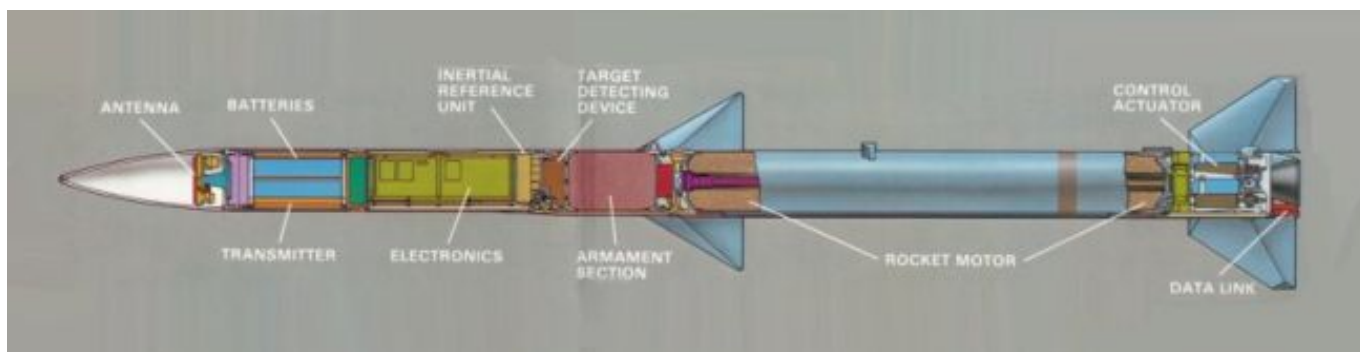


Рис. 1.4: Компоновка ракеты AIM-120

Antenna — антенна головки самонаведения

(Thermal) batteries — пиротехнические баратарей, 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 рисунке 1.5 представлено разбиение компоновки ракеты на 4 отсека в соответствии с требованиями ДЗ.

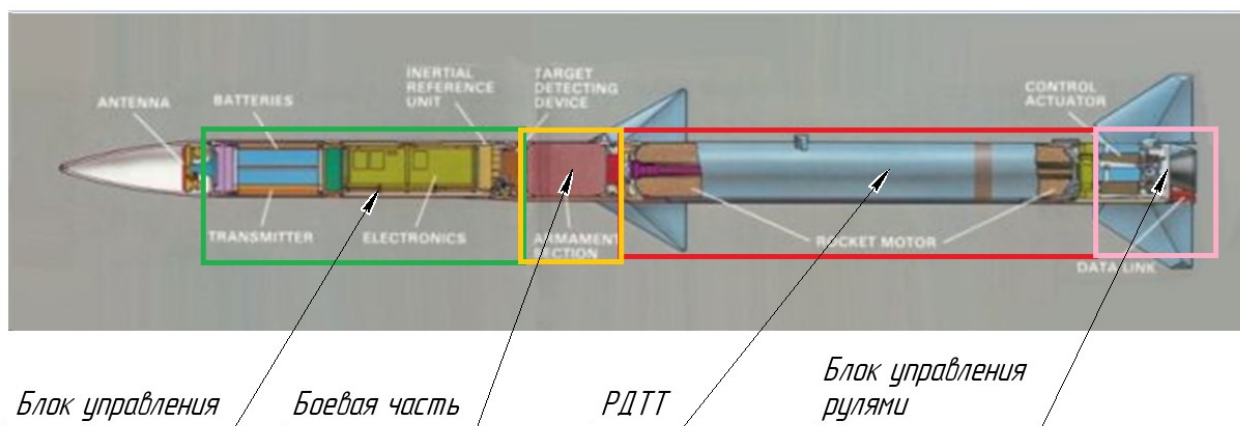


Рис. 1.5: Схема разбиения компоновки ракеты

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:

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

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

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

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

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

Поскольку полученные значения отличаются, проводится сравнение со ответственности 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 регрессонного 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:

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

2) Плотность РДТТ:

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

3) Плотность блока управления:

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

4) Плотность рулевого отсека (блока рулей):

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

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.

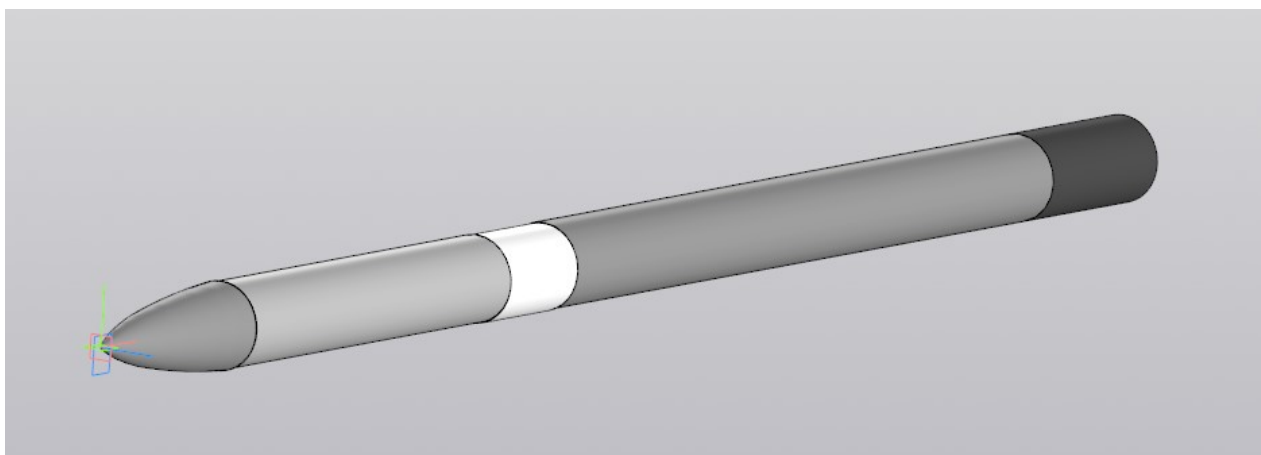


Рис. 3.1: Сборка ракеты в САПР Компас 3D

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	х, мм
Полная загрузка топлива	2103.12
Топливо отсутствует	1914.05

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

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

Стоит отметить, что время горения шашки твердого 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:

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

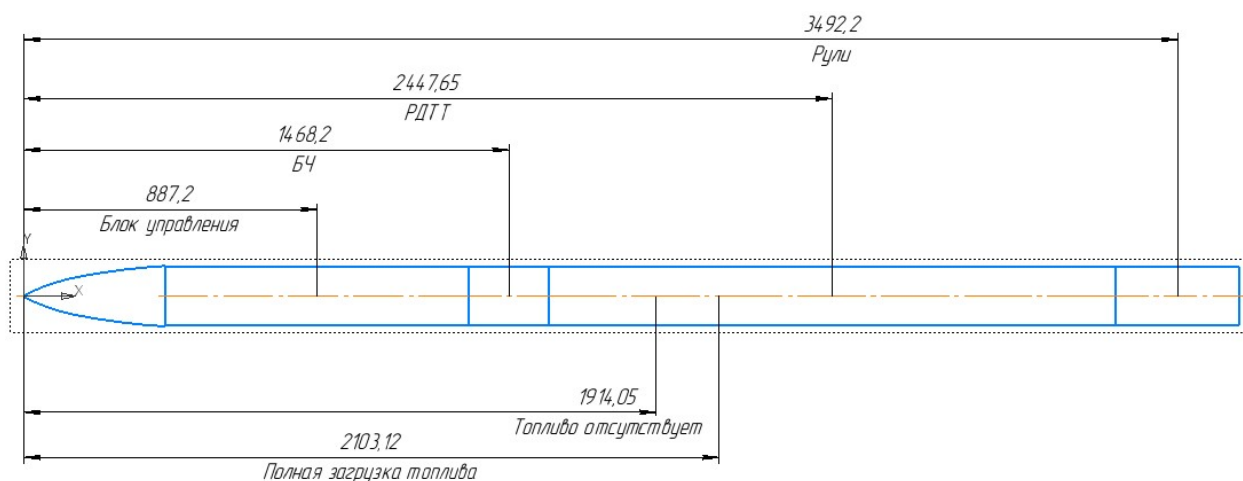


Рис. 3.2: Эскиз ракеты с координатами центров масс

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.

$$c_y = c_{y0} + c_{y\alpha}^\alpha \cdot \alpha + c_{y\delta_I}^{\delta_I} \cdot \delta_I + c_{y\delta_{II}}^{\delta_{II}} \cdot \delta_{II}, \quad (4.1)$$

$$c_y = c_{y10} + c_{y1}^\alpha \cdot \alpha + c_{y1}^{\delta_I} \cdot \delta_I + c_{y1}^{\delta_{II}} \cdot \delta_{II}, \quad (4.2)$$

где α – угол атаки (в радианах), c_{y0} и c_{y10} – значения c_y и c_{y1} при $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$, $c_{y\alpha}^\alpha, c_{y\delta_I}^{\delta_I}, c_{y\delta_{II}}^{\delta_{II}}, c_{y1}^\alpha, c_{y1}^{\delta_I}, c_{y1}^{\delta_{II}}$ – 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 \bar{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 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:

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

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

4.2 Расчёт c_y

4.2.1 Фюзеляж

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.

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 $S_{\text{кр}}$ вычисляется по формуле 4.4:

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

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

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

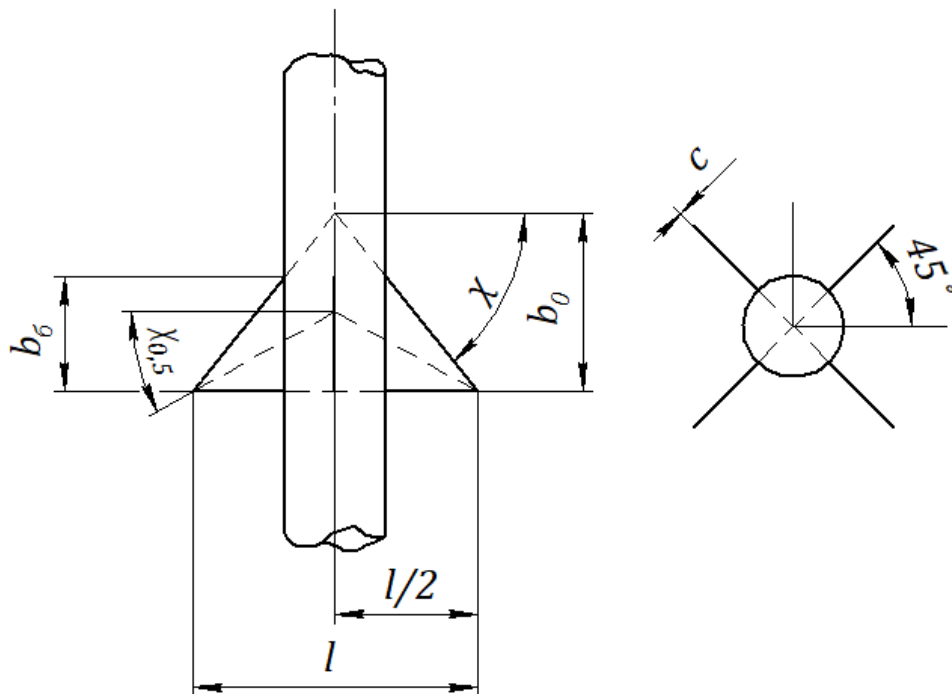


Рис. 4.1: Схема крыла AIM-120

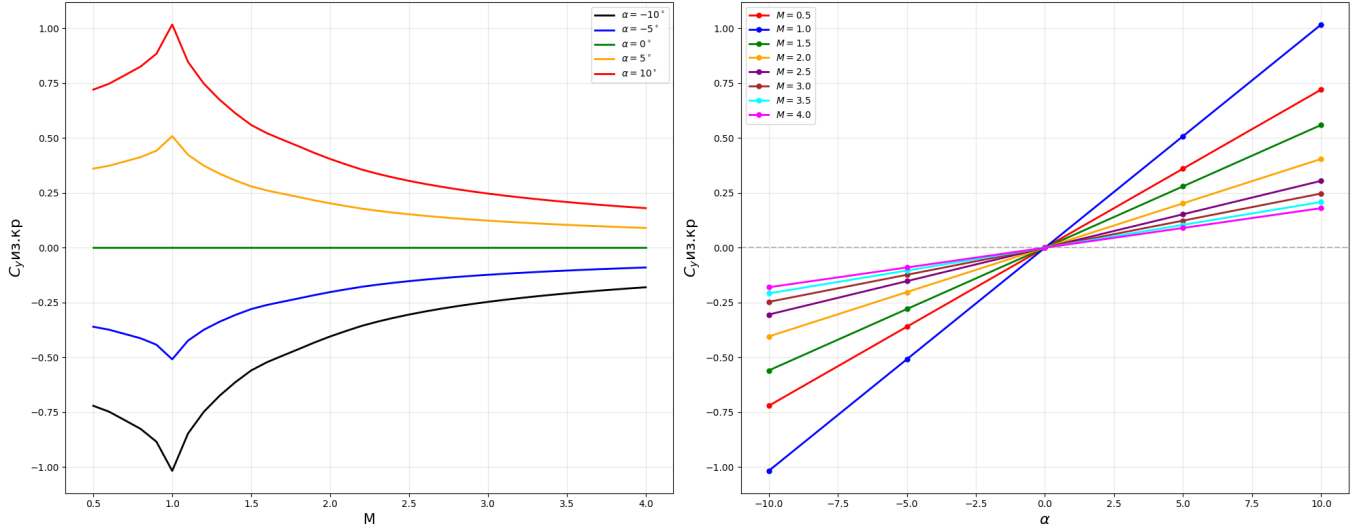


Рис. 4.2: График зависимости $c_{yиз.кр}$

Взаимное влияние несущей поверхности с фюзеляжем определяется коэффициентом интерференции $K_{\alpha\alpha}$. При этом при $M \geq 1$ данный коэффициент определяется зависимостью 4.3.

$$K_{\alpha\alpha} = [k_{\alpha\alpha}^* + (K_{\alpha\alpha}^* - k_{\alpha\alpha}^*)F(L_{XB})] x_{п.с} x_M x_{нос}, \quad (4.6)$$

где

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

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

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

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

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

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

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

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

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 4.3 принимает вид

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

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

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

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

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

Таблица 4.3: Расчетные параметры интерференции

Величина	Значение
\bar{b}_6	0.413
\bar{L}_{XB}	3.512
$F(\bar{L}_{\text{XB}})$	0.329
$\bar{\delta}^*$	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

На рисунке 4.3 представлена зависимость $K_{\alpha\alpha}$ для крыльев от M и α .

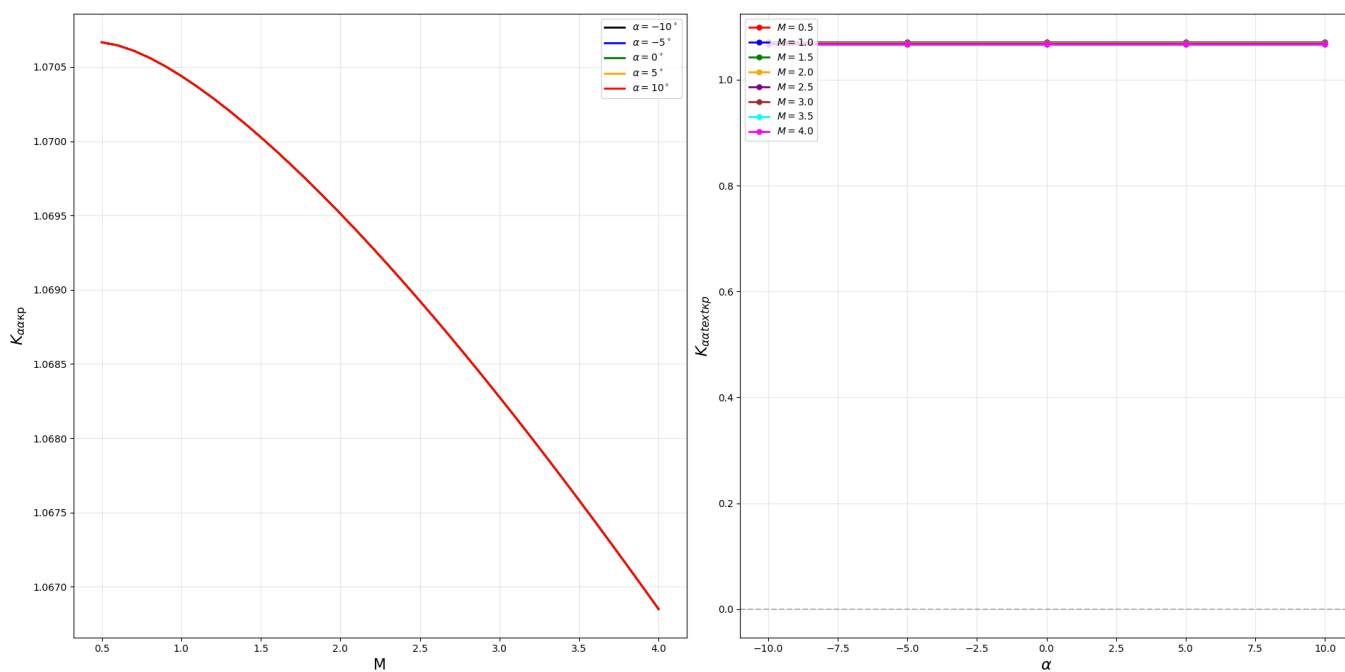


Рис. 4.3: Зависимость $K_{\alpha kr}$ от M и α

4.2.3 Рули

Вводные данные представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.4: Вводные параметры

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

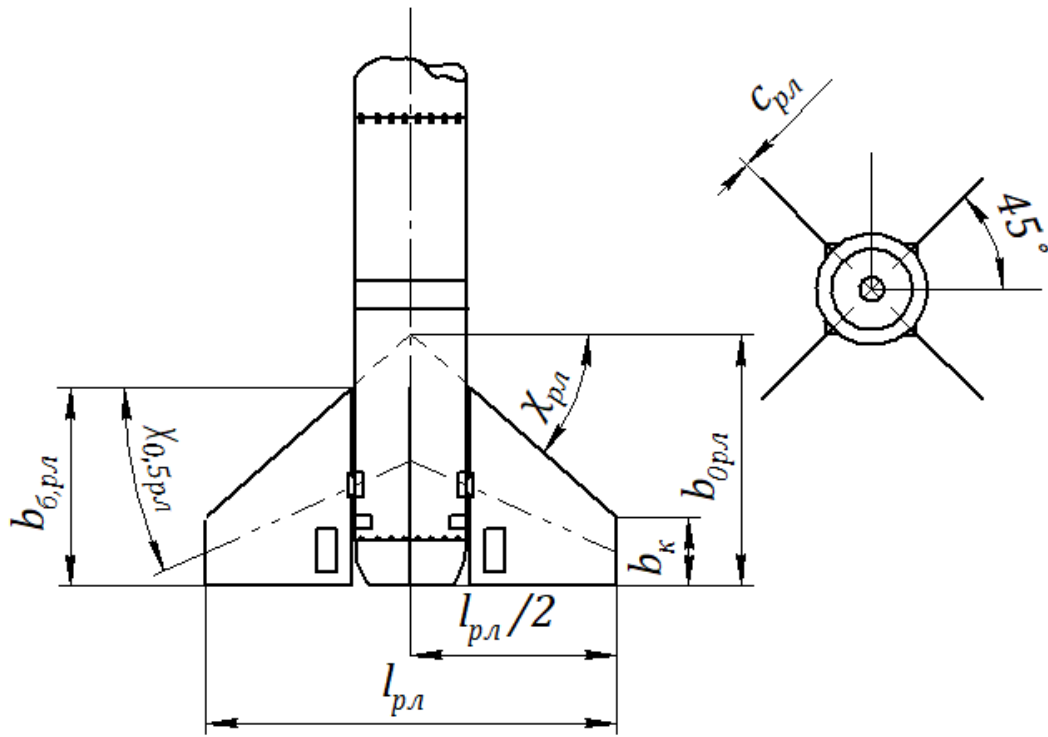


Рис. 4.4: Схема рулей AIM-120

Площадь рулей $S_{рл}$ вычисляется по формуле 4.18:

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

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

Удлинение крыла $\lambda_{рл}$ определяется формулой 4.19.

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

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

На рисунке 4.5 представлена зависимость $c_{y_{из,рл}}^\alpha$ от M и α .

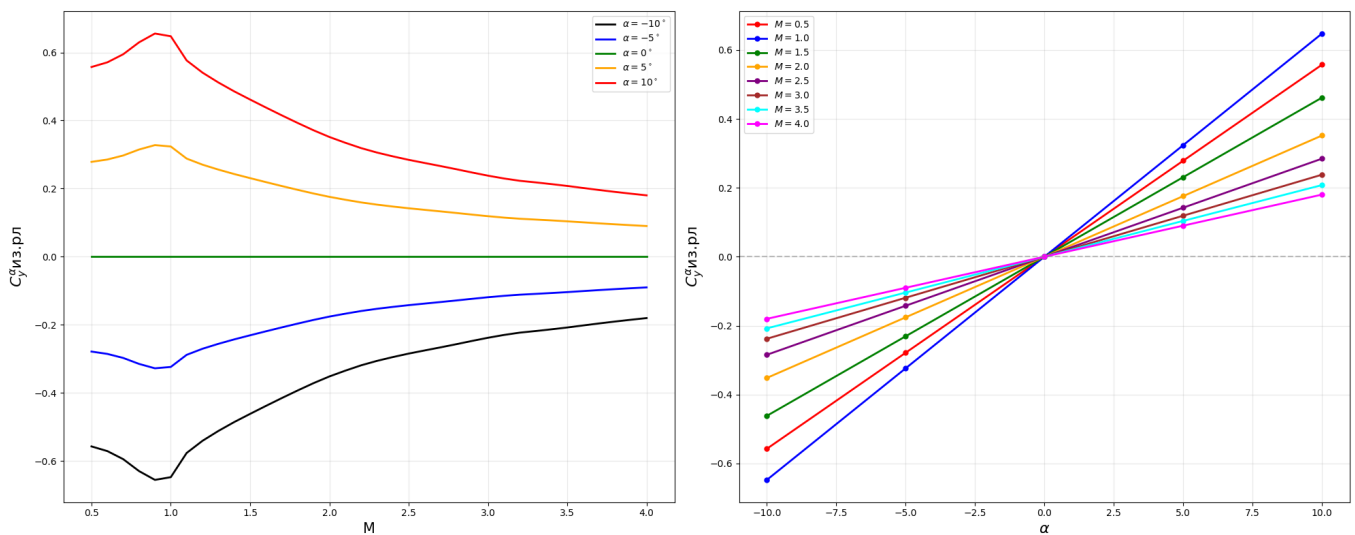


Рис. 4.5: График зависимости $c_{y_{из.рл}}^{\alpha}$

На рисунке 4.6 представлена зависимость $K_{\alpha_{рл}}$ для крыльев от M и α .

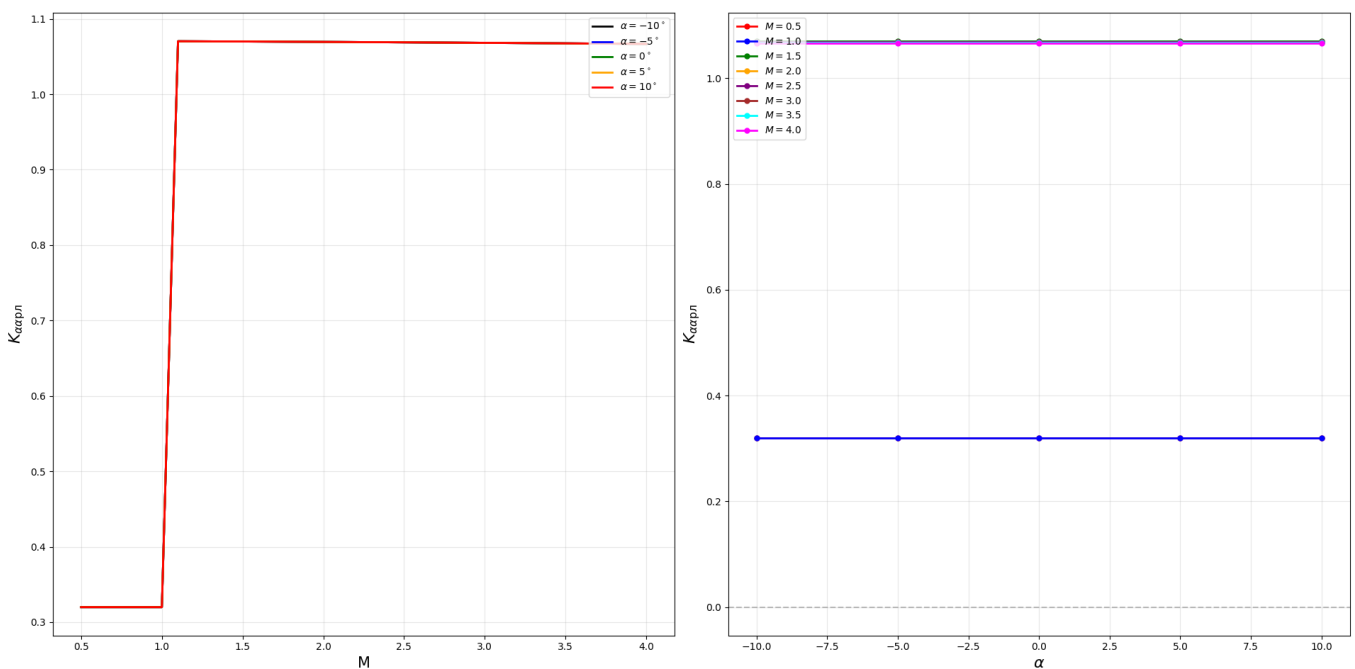


Рис. 4.6: Зависимость $K_{\alpha_{рл}}$ от M и α

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

$$\epsilon_{cp}^\alpha = \frac{57.3}{2\pi} \frac{i_B}{\bar{z}_B} \frac{l_{kI}}{l_{kII}} \left(\frac{c_{y1из.кр}^\alpha}{\lambda_k} \right)_I \frac{k_{\alpha\alpha I}}{K_{\alpha\alpha II}} \psi_\epsilon. \quad (4.21)$$

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 4.7.

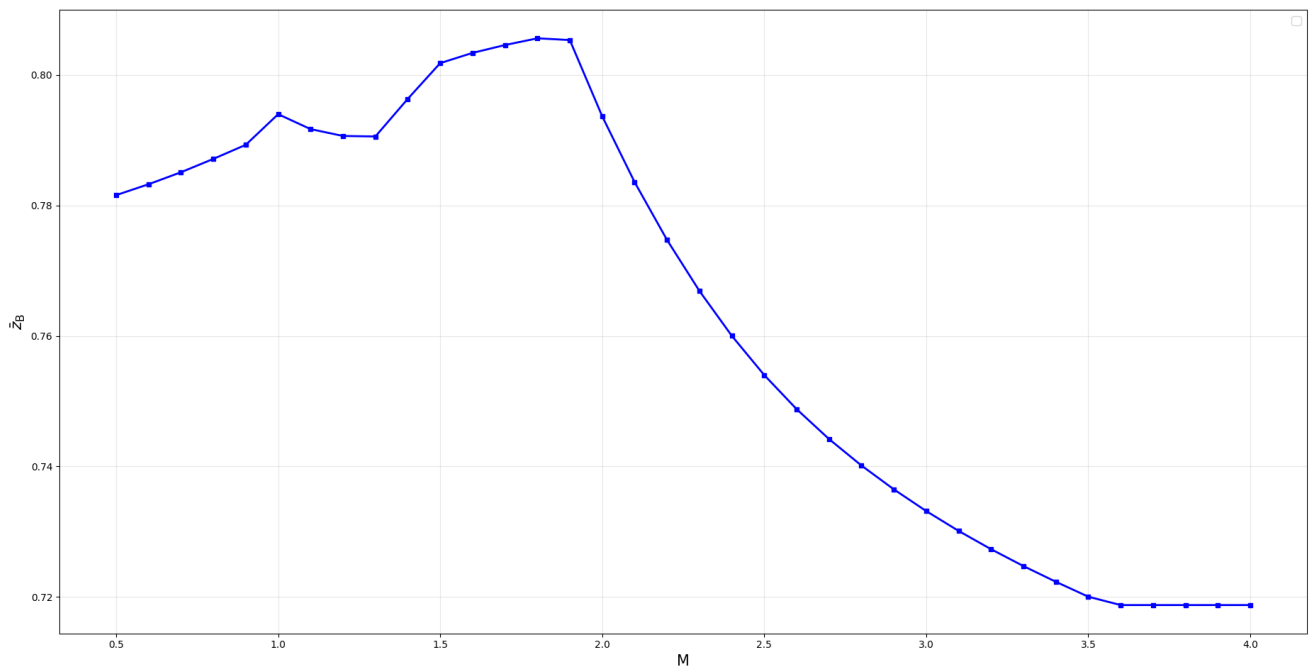


Рис. 4.7: Зависимость \bar{z}_B от M

Зависимость ψ_ϵ от ψ_I , α_n , M и ϕ_α представлена на рисунке 4.8.

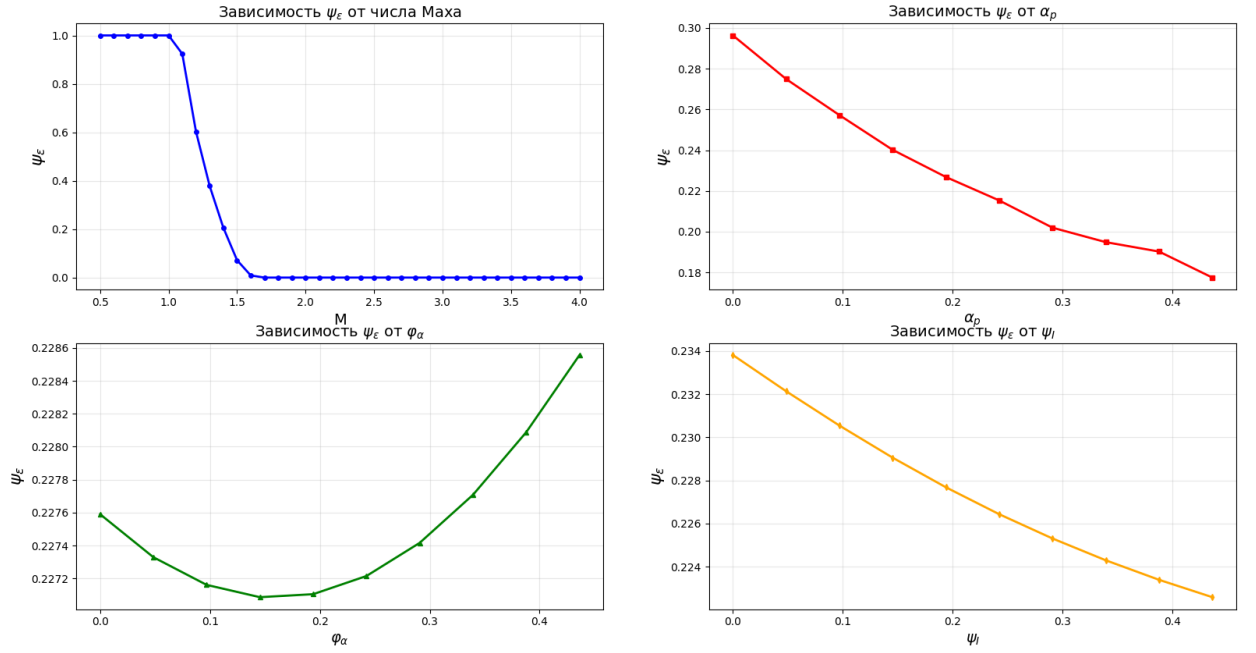


Рис. 4.8: Зависимость ψ_ε от ψ_I , α_p , M и ϕ_α

Зависимость $\varepsilon_{\text{ср}}^\alpha$ от ψ_I , α_p , M и ϕ_α представлена на рисунке 4.9.

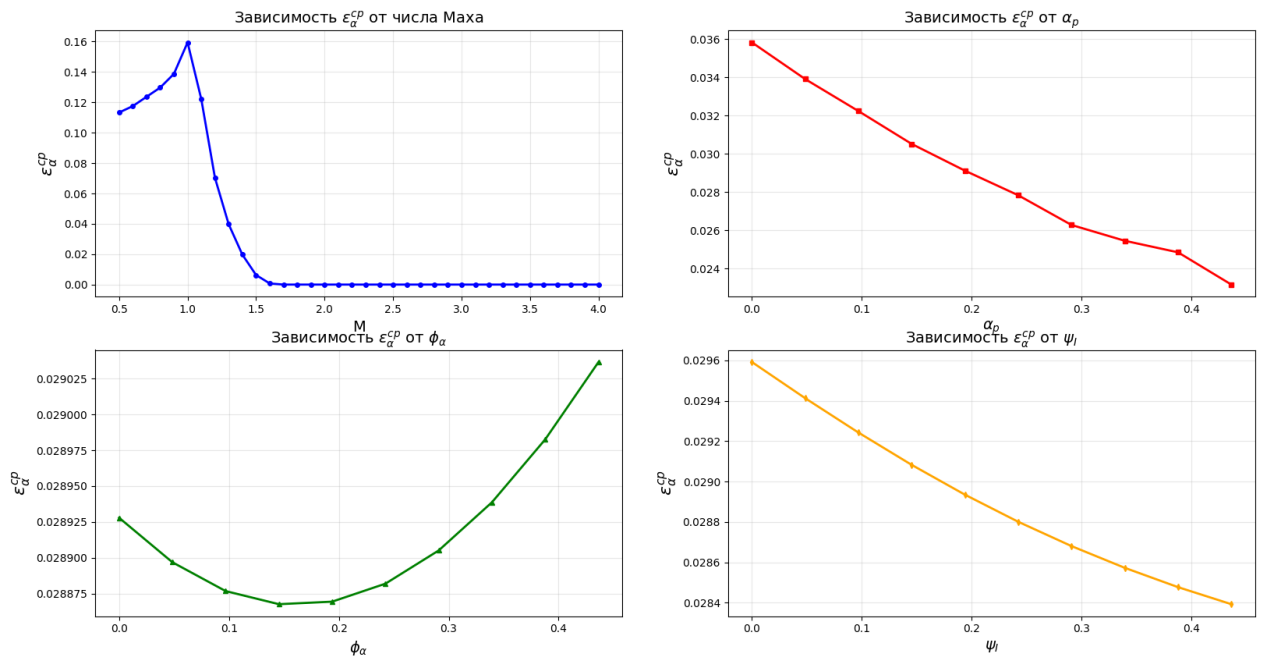


Рис. 4.9: Зависимость $\varepsilon_{\text{ср}}^\alpha$ от ψ_I , α_p , M и ϕ_α

4.2.5 Учёт коэффициента торможения потока

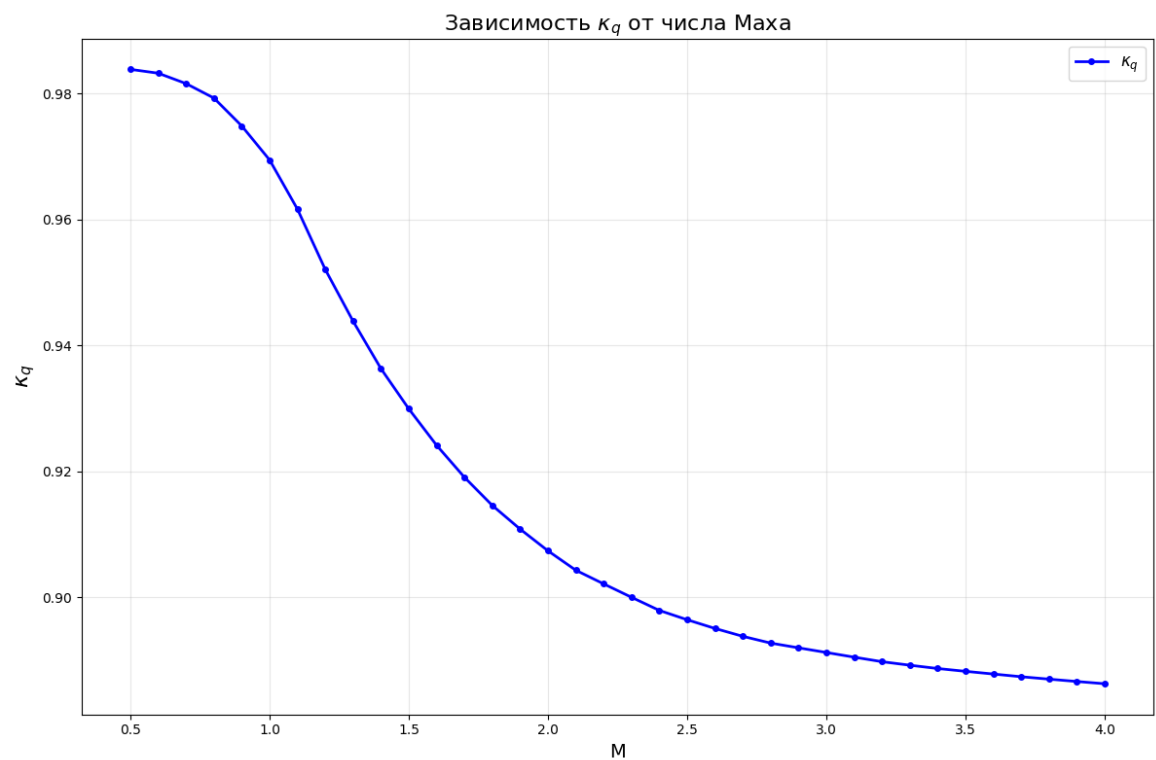


Рис. 4.10: Зависимость $k_{q_{из.рл}}$ от M

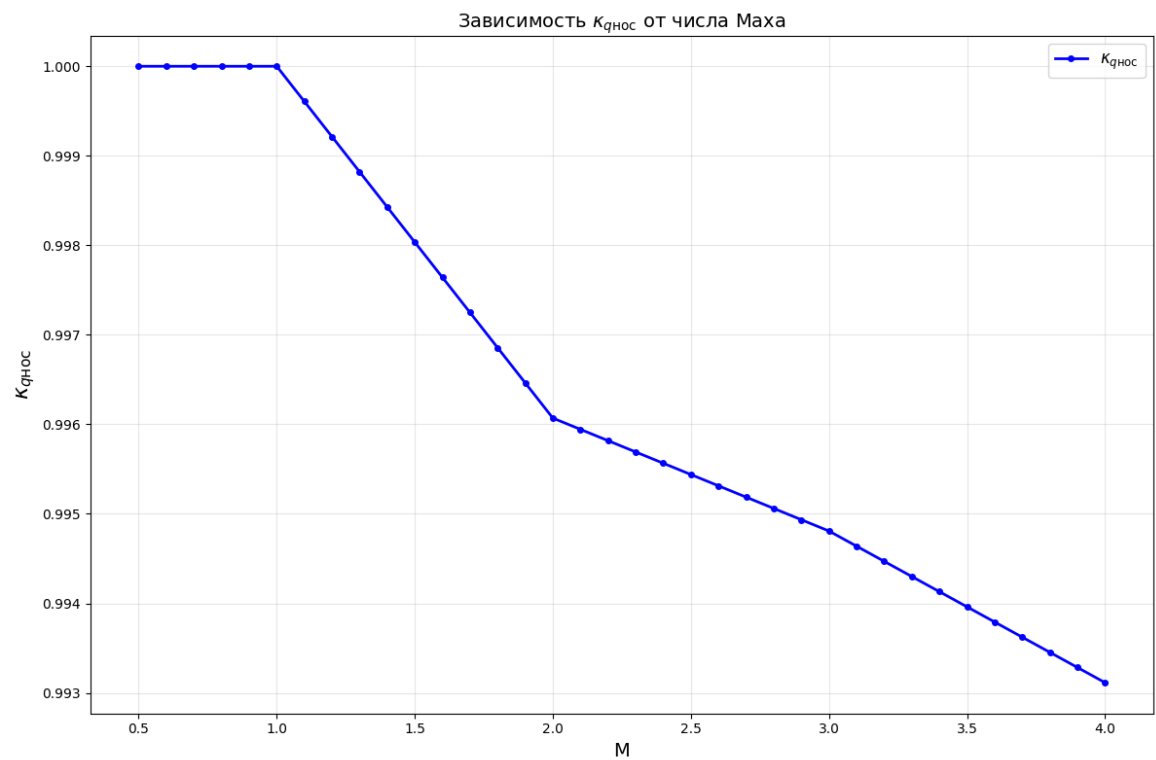


Рис. 4.11: Зависимость $k_{q_{нос}}$ от M

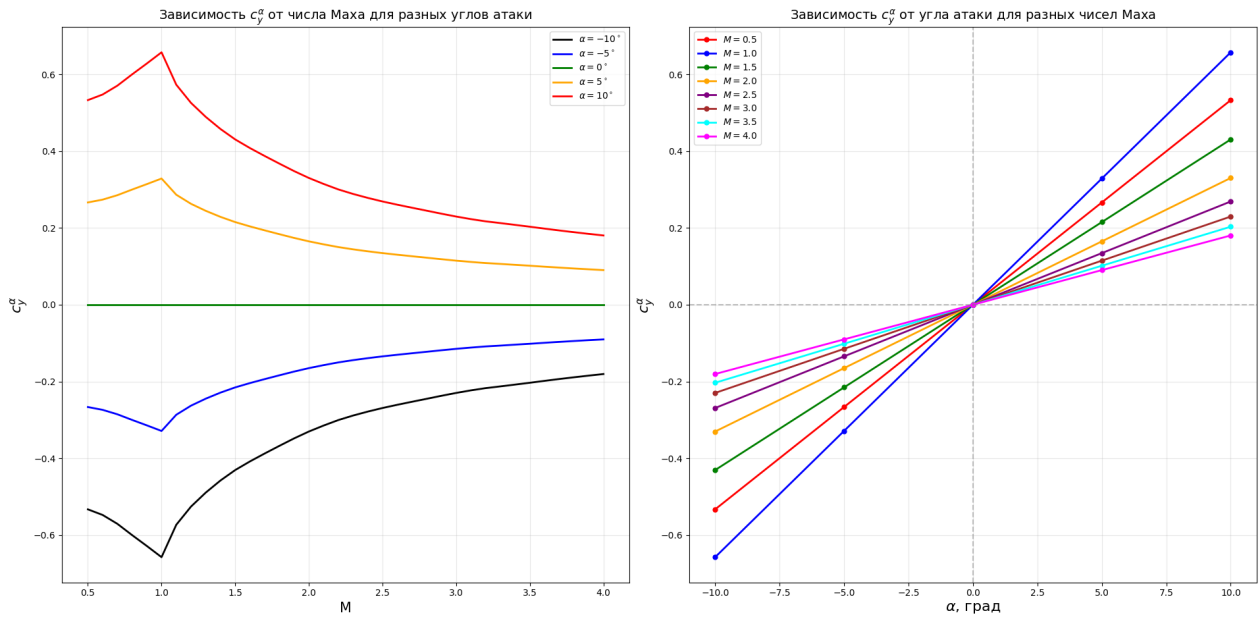


Рис. 4.12: Зависимость c_{y1}^α от M и α

4.2.6 Итоги параграфа

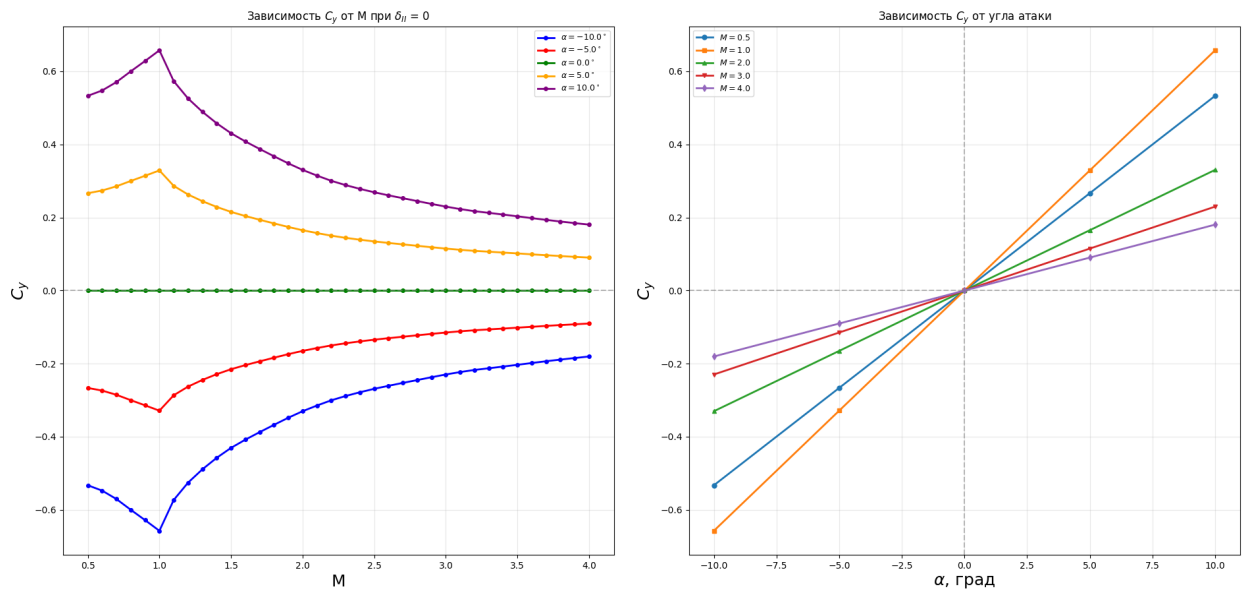


Рис. 4.13: Зависимость c_y от M и α при $\delta_{II} = 0$

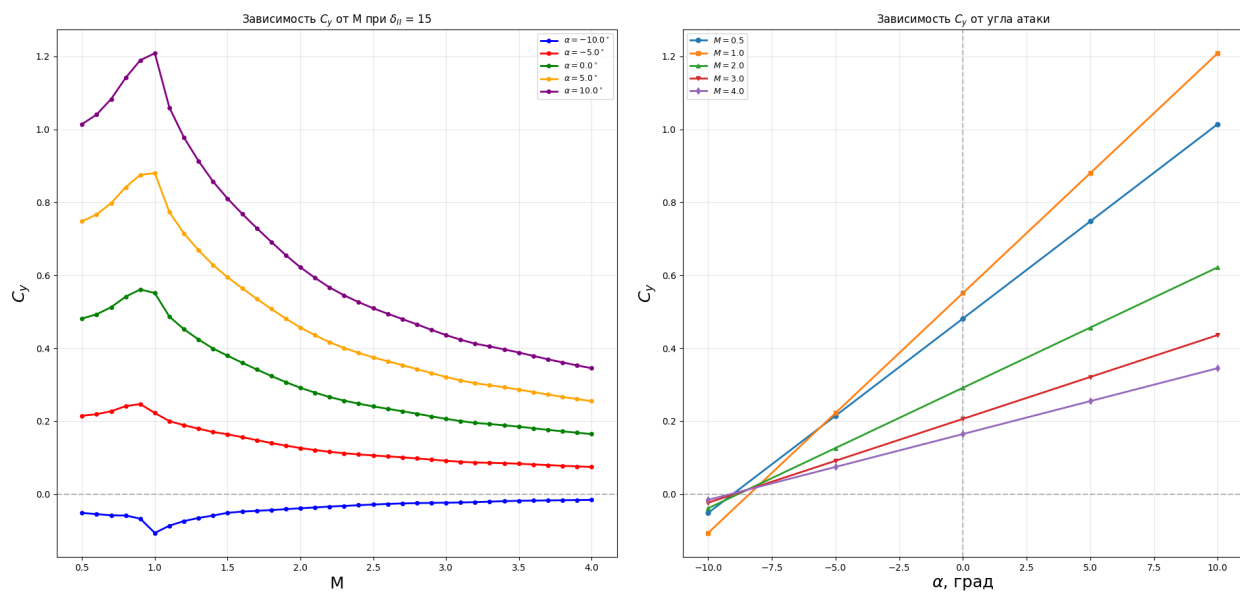


Рис. 4.14: Зависимость c_y от M и α при $\delta_{II} = 15$

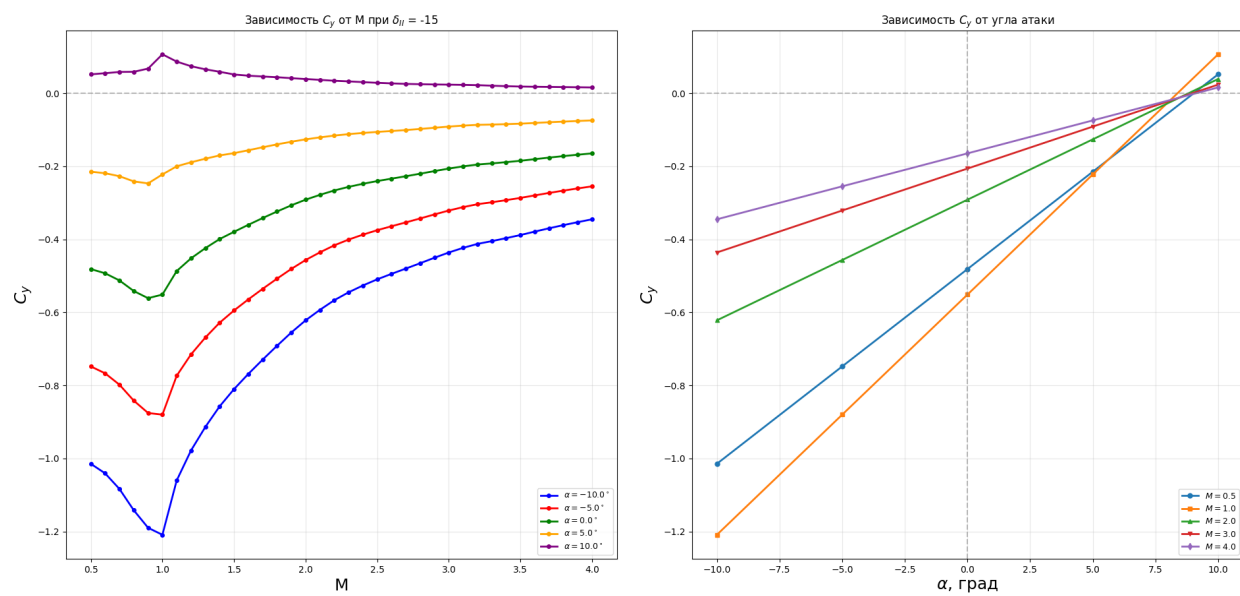


Рис. 4.15: Зависимость c_y от M и α при $\delta_{II} = -15$

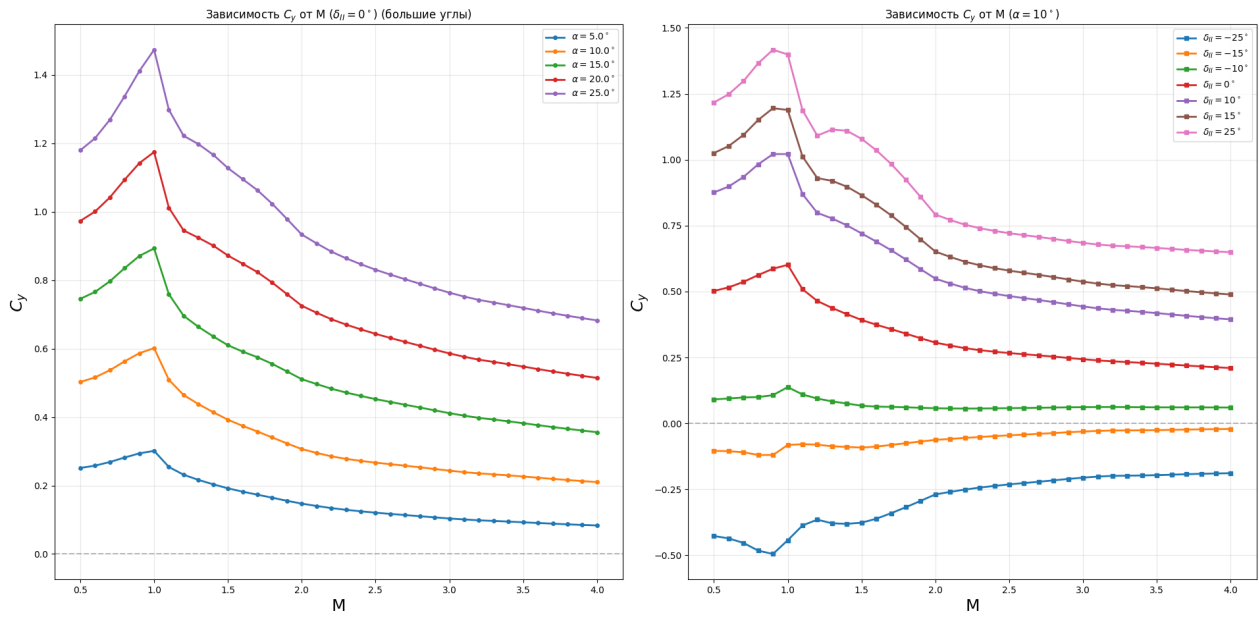


Рис. 4.16: Зависимость c_y от M и $\alpha \in [-25; +25]$ при $\delta_{II} = 0$

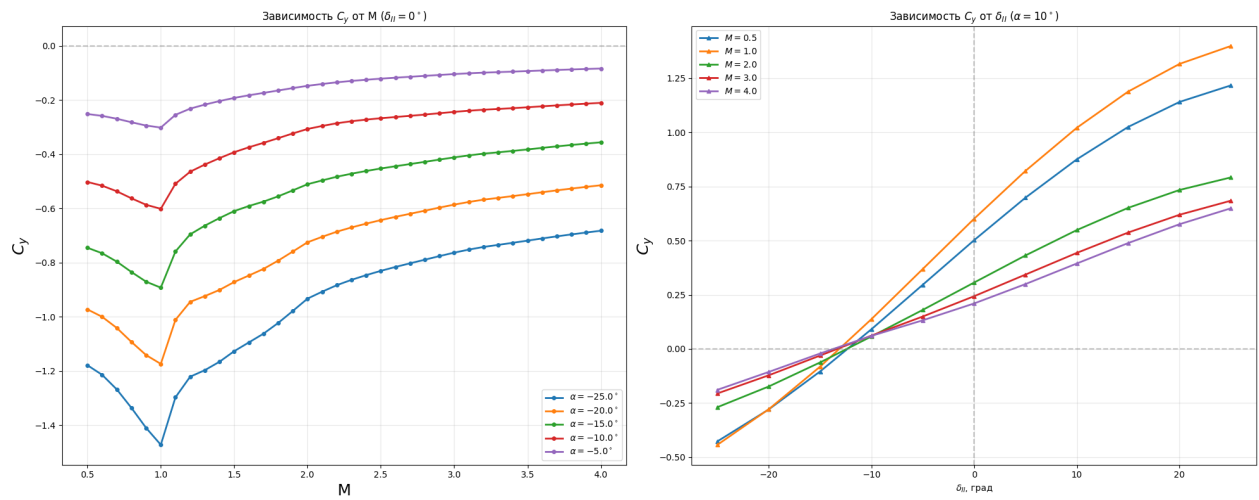


Рис. 4.17: Зависимость c_y от M и $\alpha \in [-25; +25]$ при $\delta_{II} = 0$

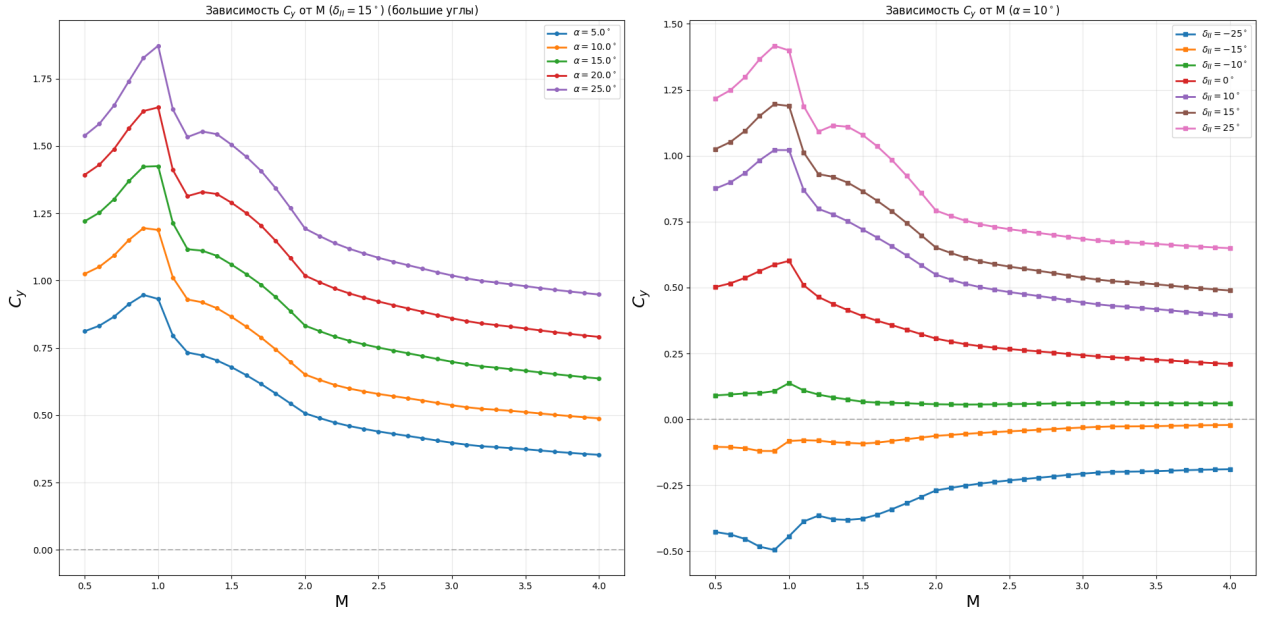


Рис. 4.18: Зависимость c_y от M и $\alpha \in [-25; +25]$ при $\delta_{II} = 15$

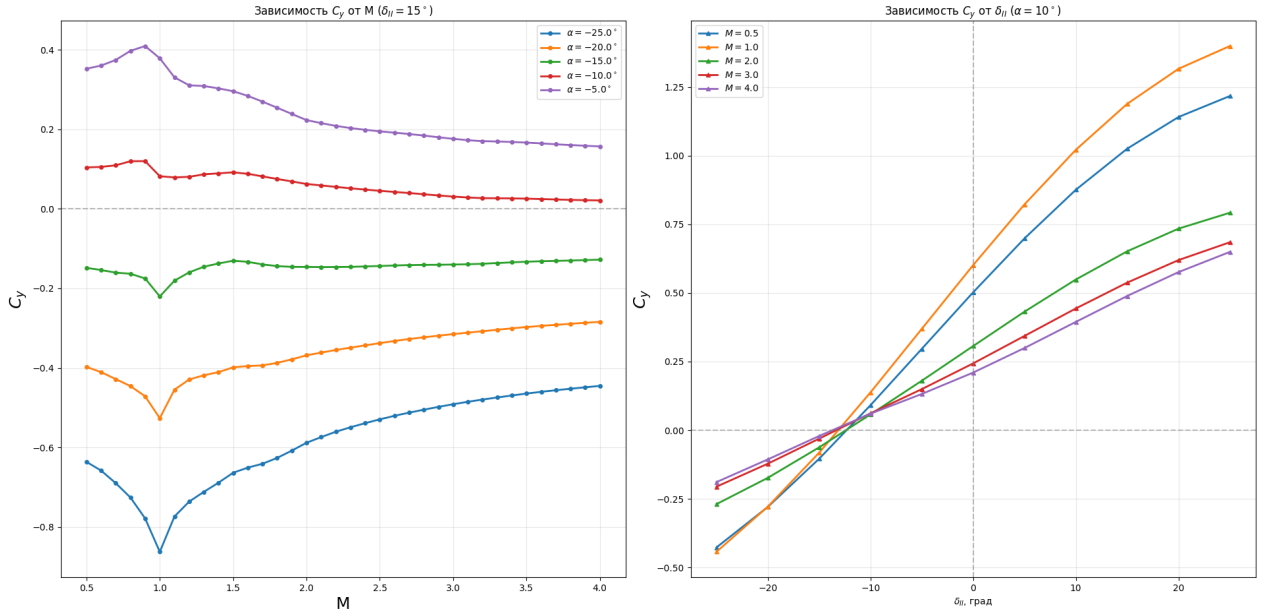


Рис. 4.19: Зависимость c_y от M и $\alpha \in [-25; +25]$ при $\delta_{II} = 15$

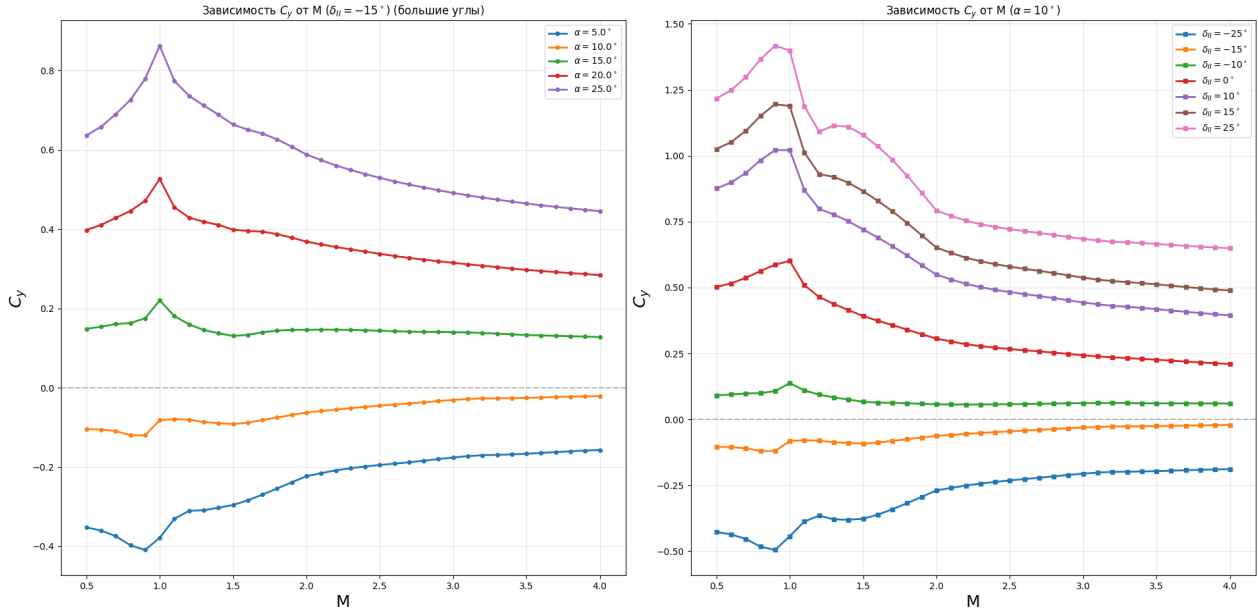


Рис. 4.20: Зависимость c_y от M и $\alpha \in [-25; +25]$ при $\delta_{II} = -15$

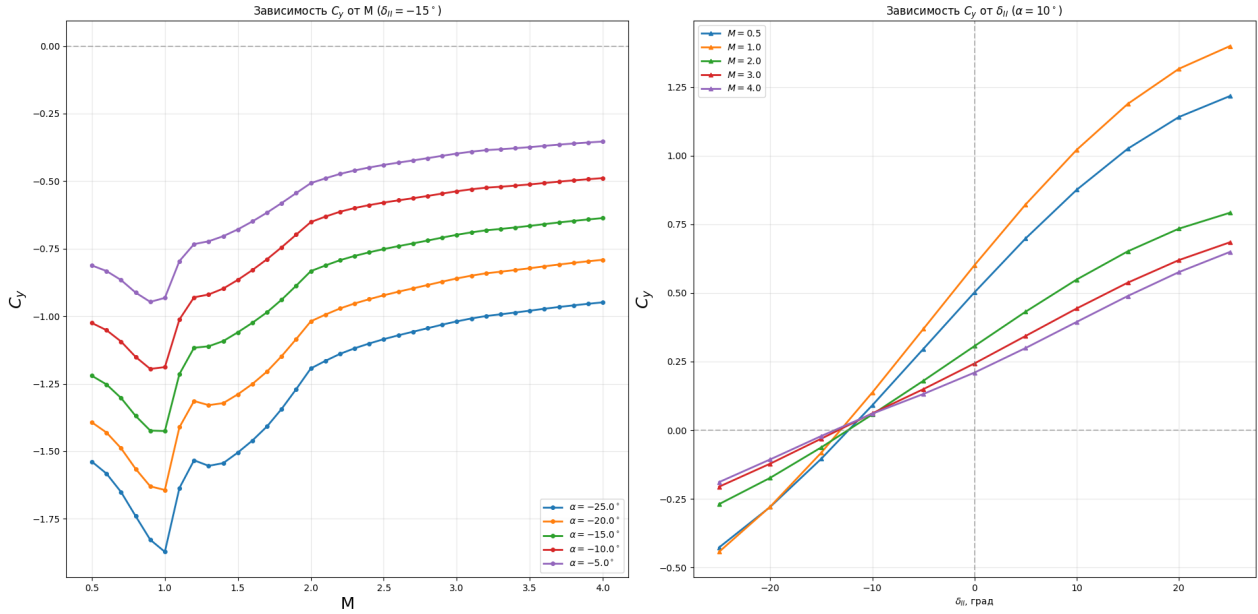


Рис. 4.21: Зависимость c_y от M и $\alpha \in [-25; +25]$ при $\delta_{II} = -15$

4.3 Расчёт c_x

4.3.1 Расчет коэффициента лобового сопротивления

Коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата (ЛА) можно представить в виде суммы двух слагаемых:

$$c_x = c_{x0} + c_{xi}.$$

Где c_{x0} — коэффициент сопротивления при $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$; c_{xi} — коэффициент индуктивного сопротивления, под которым понимаем сопротивление, зависящее от углов α , δ_I и δ_{II} .

Для ЛА обычно применяются простейшие геометрические формы корпусов, то есть правило площадей не используется. Интерференция частей аппарата при $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$ незначительна и сводится в основном к торможению потока в области несущих поверхностей. Коэффициент c_{x0} ЛА можно выразить в виде: где

$$c_{x0} = 1,05 \left(c_{x0\phi} \bar{S}_\phi + c_{x0I} k_{rI} \Sigma \bar{S}_I + c_{x0II} k_{rII} \Sigma \bar{S}_{II} \right),$$

- 1,05 — поправка на неучтенные детали;
- $\Sigma \bar{S}_I$ — отношение суммарной площади всех консолей передней несущей поверхности к характерной площади;
- \bar{S}_{II} — то же для задней несущей поверхности;
- c_{x00} , c_{x0I} , c_{x0II} — коэффициенты c_{x0} изолированных частей летательного аппарата.

4.3.2 Коэффициент лобового сопротивления корпуса при $\alpha = 0$

Лобовое сопротивление корпуса складывается из сопротивления трения и сопротивления давления. Сопротивление трения представляет собой результирующую сил трения, приложенных ко всей поверхности корпуса. Сопротивление давления — это результирующая сил избыточного давления, действующих главным образом на носовую и кормовую части, а также на донный срез.

$$c_{x_{a0\phi}} = c_{x_{a\text{тр}}} + c_{x_{a\text{нос}}} + c_{x_{a\text{корм}}} + c_{x_{a\text{дн}}}. \quad (4.22)$$

Коэффициент сопротивления трения рассчитывается по формуле:

$$c_{x_{\text{тр}}} = c_f \frac{F_\phi}{S_\phi} = \frac{2c_f}{2} \frac{F_\phi}{S_\phi},$$

где F_ϕ — площадь обтекаемой потоком поверхности корпуса (без площади донного среза); $2c_f$ — удвоенный коэффициент трения плоской пластинки, длина которой равна длине корпуса L_ϕ . В расчете используется функция $c_{f0} = f(\text{Re}, \bar{x}_t)$ их библиотеки AeroBDSM.

Для нахождения сопротивления параболической носовой части ЛА используется функция $c_{x_{0p \text{ нос}}} = f(M, \lambda_{\text{нос}})$ из библиотеки AeroBDSM.

Кормовая часть у ракеты отсутствует, поэтому $c_{x_{a\text{корм}}} = 0$.

Сопротивление донной части при $M \leq 0.8$ учитывается по формулам:

$$c_{x_{a\text{дн}}} = - \left(\bar{P}_{\text{дн}} \right)_{\eta=1} k_\eta \frac{S_{\text{дн}}}{S_\phi},$$

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

где $S_{\text{дн}}$ — площадь донного среза ЛА; $\lambda_{\text{ф}}$ — удлинение цилиндрической части фюзеляжа.

В случае $M > 0.8$, используется аппроксимация донного сопротивления:

$$F(M) = \begin{cases} F_1(M), & \text{если } M \leq 0,723672, \\ F_2(M), & \text{если } 0,723672 < M \leq 0,949985, \\ F_3(M), & \text{если } 0,949985 < M \leq 1,045254, \\ F_4(M), & \text{если } 1,045254 < M \leq 1,335822, \\ F_5(M), & \text{если } 1,335822 < M \leq 3,74289, \\ \frac{1,43}{M^2} - \frac{0,772}{M^2} (1 - 0,011M^2)^{3,5}, & \text{если } 3,74289 < M, \end{cases}$$

где функции $F_1(M)$, $F_2(M)$, $F_3(M)$, $F_4(M)$, $F_5(M)$ имеют вид:

$$\begin{aligned} F_1(M) &= \ln (1,410839 + 1,0432458 \cdot A(M) + 1,167756 \cdot (A(M))^2 + 0,43818533 \cdot (A(M))^3), \\ F_2(M) &= \exp (-1,1994635 + 4,1244161 \cdot A(M) + 5,4425535 \cdot (A(M))^2 + 2,6464556 \cdot (A(M))^3), \\ F_3(M) &= \ln \left(1508,25 - 6119,1935 \cdot \frac{1}{M} + 9304,258 \cdot \frac{1}{M^2} - 6277,8414 \cdot \frac{1}{M^3} + 1585,749 \cdot \frac{1}{M^4} \right), \\ F_4(M) &= \exp (-78,455781 + 249,63042 \cdot M - 302,51885 \cdot M^2 + 162,4847 \cdot M^3 - 32,690523 \cdot M^4), \\ F_5(M) &= \text{tg} (4,6685604 - 15,483104 \cdot \sigma(M) + 18,393009 \cdot (\sigma(M))^2 - 7,5350128 \cdot (\sigma(M))^3), \end{aligned}$$

где $\sigma(x) = 1/(1 + e^{-x})$ и $A(x) = \text{sgn}(x^2 - 1) \sqrt{|x^2 - 1|}$ — простые функции.

4.3.3 Коэффициент сопротивления несущих поверхностей при $\alpha = \delta = 0$

Методы расчета коэффициента $c_{x_{a0}}$ передних и задних несущих поверхностей почти идентичны. Единственное отличие состоит в том, что расчёт $c_{x_{a0I}}$ следует вести при числе Маха $M_I = M\sqrt{k_{\text{тI}}}$, а расчёт $c_{x_{a0II}}$ при $M_{II} = M\sqrt{k_{\text{тII}}}$. Поэтому далее излагается только методика расчёта $c_{x_{a0I}}$.

Лобовое сопротивление несущей поверхности с заострёнными задними кромками при $\alpha = \delta = 0$ складывается из профильного и волнового сопротивления. В соответствии с этим можно написать

$$c_{x_{a0I}} = c_{x_{ap}} + c_{x_{av}}. \quad (4.23)$$

Профильное сопротивление обусловлено вязкостью Воздуха. Оно определяется в ос-

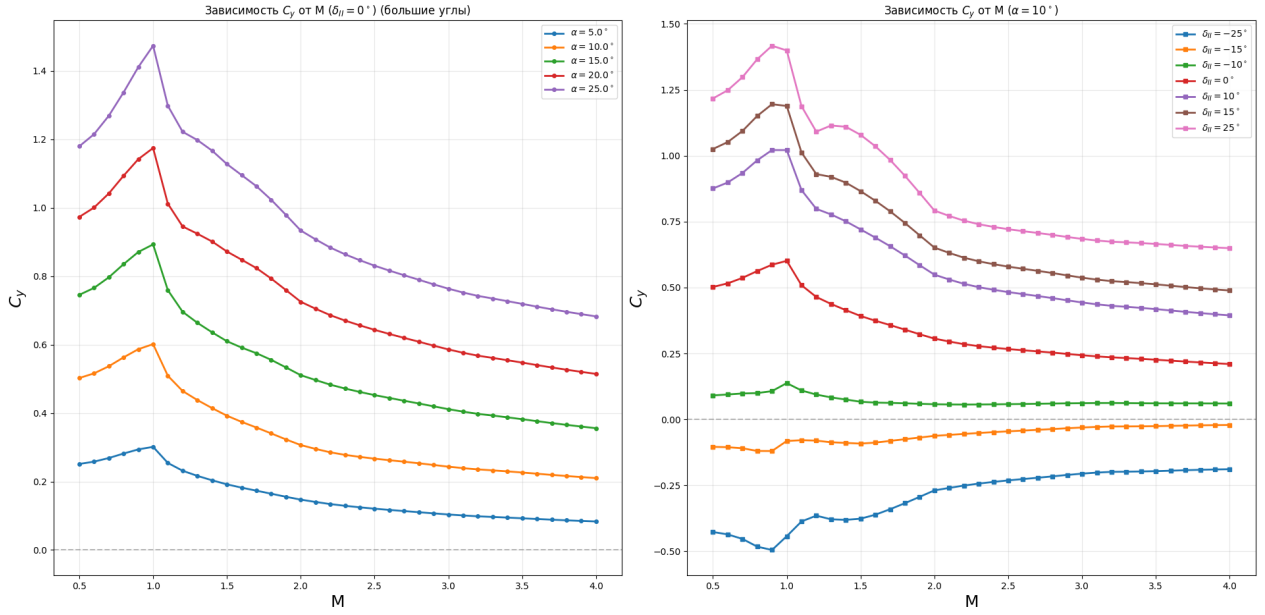


Рис. 4.22: Шестиугольный профиль крыльев и рулей

новном силами трения и в незначительной степени — разностью давлений в носовой и хвостовой частях профиля.

Волновое сопротивление — это сопротивление давления, обусловленное сжимаемостью воздуха, оно возникает при $M > M_{кр}$, и обтекание крыльев сопровождается появлением скачков уплотнения.

Коэффициент профильного сопротивления можно посчитать по формуле:

$$c_{xap} = 2c_f\eta_c,$$

где $2c_f$ — удвоенный коэффициент трения, учитывающий влияние толщины профиля; η_c — поправочный множитель, учитывающий влияние толщины профиля.

Учет волнового сопротивления шестиугольного профиля крыльев проводим по формуле:

$$c_{xав} = (c_{xав})_{ромб}[1 + \varphi(K - 1)], \quad (4.51)$$

где $(c_{xв})_{ромб}$ — определяется по функции $c_{x0w} = f(M, \bar{c}, \zeta, \chi_c, \lambda)$ из библиотеки AeroBDSM, причем угол χ_c отсчитывается по линии максимальных толщин крыла с данным профилем (а не с ромбовидным);

K — представлена на рис. 4.22;

φ — определяется по рис. 4.28 в зависимости от разности $(\sqrt{M^2 - 1} - \tan \chi_c)$.

При дозвуковой и звуковой линии максимальных толщин $(\sqrt{M^2 - 1} - \tan \chi_c \leq 0)$ значение φ равно нулю; при $(\sqrt{M^2 - 1} - \tan \chi_c) \rightarrow \infty$ $\varphi \rightarrow 1$.

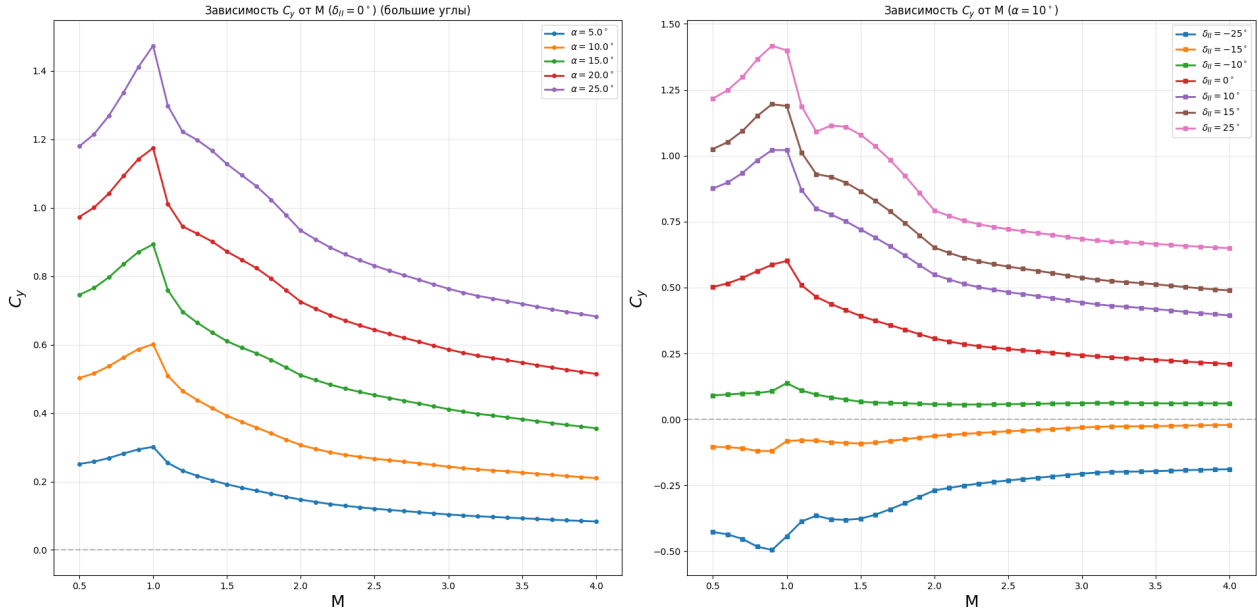


Рис. 4.23: График зависимости φ

4.3.4 Индуктивное сопротивление

Индуктивным сопротивлением принято называть ту часть общего лобового сопротивления, которая зависит от углов α и δ . По своей физической природе это главным образом сопротивление давления, так как сопротивление трения при изменении α и δ меняется незначительно.

Так же, как и другие аэродинамические характеристики, индуктивное сопротивление летательного аппарата можно представить в виде суммы сопротивлений его частей. В соответствии с этим коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата выразим в виде:

$$c_{x_{ai}} = (c_{x_{ai}} \bar{S})_{\Phi} + (c_{x_{ai}} \bar{S} k_T)_{\text{I}} + (c_{x_{ai}} \bar{S} k_T)_{\text{II}}.$$

4.3.5 Индуктивное сопротивление корпуса

Выражение для коэффициент индуктивного сопротивления корпуса имеет вид:

$$c_{x_{a1}\Phi} = (c_{y_{a\Phi}} + c_{x_{a0\Phi}} \sin \alpha) \operatorname{tg} \alpha + \Delta c_{x_{a1}} \cos \alpha.$$

Величина $\Delta c_{x_{a1}}$ примерно пропорциональна $\sin^2 \alpha$:

$$\Delta c_x = 2\xi \sin^2 \alpha$$

Коэффициент ξ может быть как положительным, так и отрицательным. При дозвуковых скоростях нормальная сила корпуса создается главным образом вследствие разрежения на верхней (подветренной) стороне его носовой части. В этом случае силы давления

дают проекцию на ось Ox_1 , направленную навстречу набегающему потоку (подсасывающую силу), т.е. $\xi < 0$. При сверхзвуковых скоростях, напротив, большая часть нормальной силы создается вследствие повышения давления на нижней (наветренной) стороне корпуса и поэтому проекция сил давления на ось Ox_1 направлена по потоку, т.е. $\xi > 0$.

Формулы позволяют определить $c_{x_{a\Phi}}$ в широком диапазоне углов атаки. При малых углах атаки, когда зависимость $c_{y_{a1\Phi}}^\alpha$ близка к линейной, эти формулы принимают вид

$$c_{x_{a\Phi}} = (57,3c_{y_{a1\Phi}}^\alpha + 2\xi) \left(\frac{\alpha}{57,3} \right)^2.$$

4.3.6 Индуктивное сопротивление передних несущих поверхностей

Коэффициент индуктивного сопротивления передней несущей поверхности равен сумме проекций векторов c_n , $c_{y_{a1i\Phi}}$ и c_F на направление невозмущенного потока:

$$c_{x1} = c_n \sin(\alpha + \delta) + c_{y_{a1i\Phi}} \sin \alpha - c_F \cos(\alpha + \delta).$$

Учитывая соотношения

$$c_{y_{a1i\Phi}} = \frac{K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha}}{k_{\alpha\alpha}}; \quad c_{y_{a1i\kappa}} = \frac{K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha}}{k_{\alpha\alpha}} c_n \cos \delta;$$

$$c_F = \xi \bar{c}_F c_n^2,$$

получим

$$c_{x_{a1I}} = c_{nI} \left[\sin(\alpha + \delta) + \frac{K_{aa} - k_{aa}}{k_{aa}} \sin \alpha \cos \delta - \xi \bar{c}_F c_n \cos(\alpha + \delta) \right]. \quad (4.24)$$

Входящая сюда величина c_{n1I} подсчитывается в зависимости от эффективного угла атаки передней несущей поверхности $a_{\text{эфф I}}$. Значение ξ также соответствует углу $a_{\text{эфф I}}$. При малых углах a и δ_I , когда зависимость $c_n(a, \delta)$ близка к линейной, выражение 4.24 принимает вид

$$c_{x_{a1I}} = c_{y_{a\text{из.крI}}}^\alpha \left[D_0 + D_1 \frac{\delta}{\alpha} + D_2 \left(\frac{\delta}{\alpha} \right)^2 \right]_I \frac{\alpha^2}{57,3},$$

где

$$\begin{aligned} D_0 &= K_{\alpha\alpha} - 57,3 \xi \bar{c}_F c_{y_{a\text{из.крI}}}^\alpha k_{\alpha\alpha}^2; \\ D_1 &= k_{\alpha\alpha} (1 - 2 \cdot 57,3 \xi \bar{c}_F c_{y_{a\text{из.крI}}}^\alpha k_{\delta 0}) + K_{\delta 0} n; \\ D_2 &= k_{\delta 0} n (1 - 57,3 \xi \bar{c}_F c_{y_{a\text{из.крI}}}^\alpha k_{\delta 0}). \end{aligned}$$

В частном случае, когда $\delta_I = 0$, а угол a мал,

$$c_{x_{a1I}} = (c_{y_{a\text{из.крI}}}^\alpha D_0)_I \frac{\alpha^2}{57,3}.$$

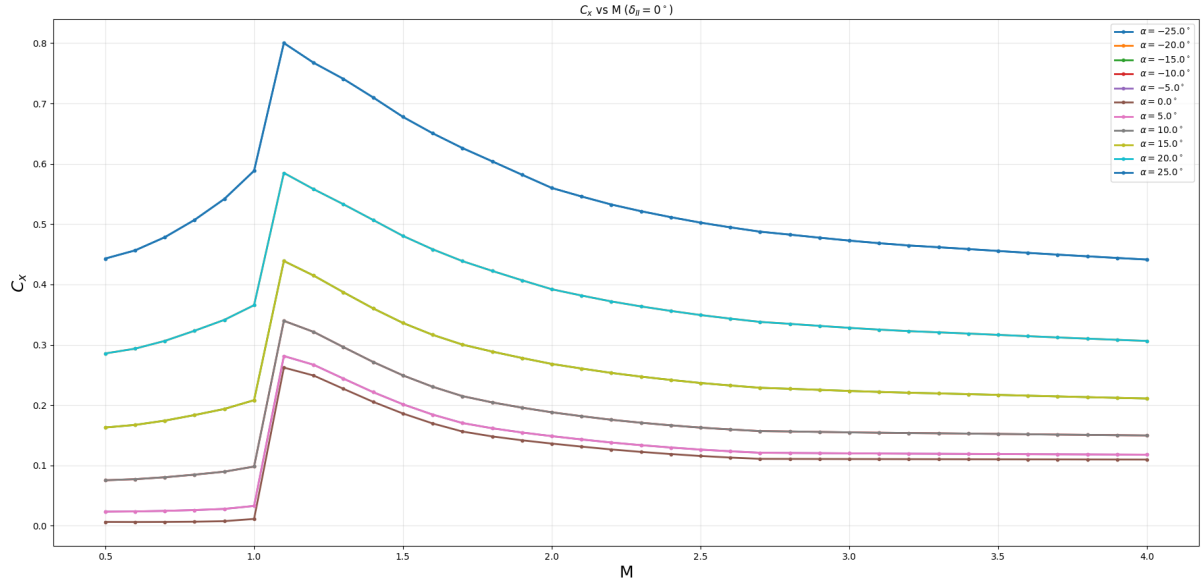


Рис. 4.24: График зависимости c_x от M при $\delta = 0$

4.3.7 Индуктивное сопротивление задних несущих поверхностей

По аналогии с 4.24 можно записать:

$$c_{x_{aII}} = c_{nII} \left[\sin(\alpha + \delta) + \frac{K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha}}{k_{\alpha\alpha}} \sin \alpha \cos \delta - \xi \bar{c}_F c_n \cos(\alpha + \delta) \right]_{II}.$$

Это уравнение справедливо в широком диапазоне углов α , δ_I и δ_{II} для ЛА любых схем. При малых углах α , δ_I и δ_{II} , уравнение с 4.3.7 преобразуется в уравнение для нормальной схемы:

$$c_{x_{aII}} = c_{y_{aиз.кр II}}^{\alpha} \left[D'_0 + D'_1 \frac{\delta_{II}}{\alpha} + D'_2 \left(\frac{\delta_{II}}{\alpha} \right)^2 \right]_{II} \frac{\alpha^2}{57,3}, \quad (4.70)$$

где

$$\begin{aligned} D'_0 &= [K_{\alpha\alpha} - 57,3 \xi \bar{c}_F c_{y_{aиз.кр II}}^{\alpha} k_{\alpha\alpha}^2 (1 - \epsilon_{cp}^{\alpha})] (1 - \epsilon_{cp}^{\alpha}); \\ D'_1 &= k_{\alpha\alpha} (1 - \epsilon_{cp}^{\alpha}) (1 - 2 \cdot 57,3 \xi \bar{c}_F c_{y_{aиз.кр II}}^{\alpha} k_{\delta 0} n) + K_{\delta 0} n; \\ D'_2 &= k_{\delta 0} n (1 - 57,3 \xi \bar{c}_F c_{y_{aиз.кр II}}^{\alpha} k_{\delta 0}). \end{aligned}$$

4.3.8 Итоги параграфа

4.4 Расчёт m_z

При изучении моментов сил, действующих на летательный аппарат, в частности, моментов тангажа, будем пользоваться связанной системой координат $Ox_1y_1z_1$. В этой систе-

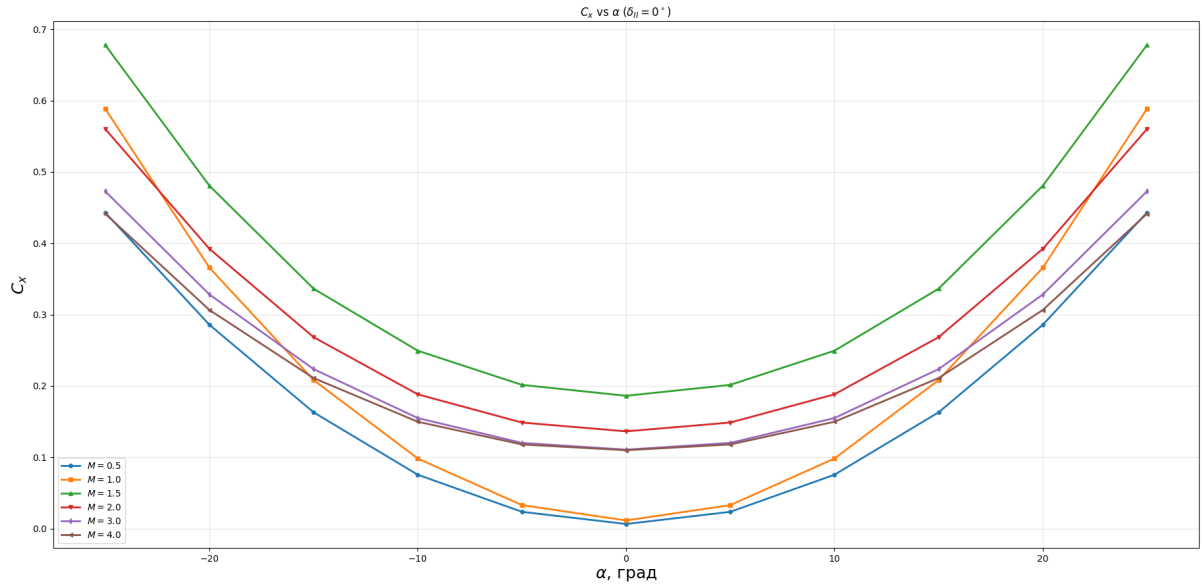


Рис. 4.25: График зависимости c_x от M при $\delta = 0$

ме начало координат совпадает с центром масс летательного аппарата; ось Ox_1 направлена вперёд, параллельно оси корпуса, ось Oy_1 — вверх, перпендикулярно оси Ox_1 , а ось Oz_1 вправо, перпендикулярно осям Ox_1 и Oy_1 .

Момент тангажа, или продольный момент, вызывается аэродинамическими и реактивными силами. Рассматривая момент аэродинамических сил, удобно ввести понятие безразмерного коэффициента

$$m_{z1} = \frac{M_{z1}}{qSL}.$$

Здесь S и L — характерные площадь и линейный размер летательного аппарата. В качестве S обычно принимают площадь главной несущей поверхности — крыльев или же площадь миделя корпуса. В качестве L берем длину корпуса, однако в ряде случаев за характерный линейный размер принимают среднюю аэродинамическую хорду крыльев.

Величина аэродинамического момента M_{z1} при данной скорости и высоте полёта зависит от ряда факторов и прежде всего от угла атаки и углов отклонения органов управления. Кроме того, на величину момента влияет угловая скорость вращения летательного аппарата ω_{z1} , а также скорости изменения угла атаки и отклонения рулей, характеризующиеся производными

$$\frac{d\alpha}{dt} = \dot{\alpha} \quad \text{и} \quad \frac{d\delta}{dt} = \dot{\delta}.$$

Таким образом,

$$M_{z1} = f(\alpha, \delta_1, \delta_{11}, \omega_{z1}, \dot{\alpha}, \dot{\delta}_1). \quad (4.25)$$

В общем случае эта зависимость имеет сложный, нелинейный характер. Но при малых значениях аргументов нелинейности выражена слабо и поэтому выражение 4.25 можно представить в виде функции:

$$M_{z1} = M_{z10} + M_{z1}^{\alpha}\alpha + M_{z1}^{\delta_I}\delta_I + M_{z1}^c\delta_{II} + M_{z1}^d\omega_{z1} + M_{z1}^e\dot{\alpha} + M_{z1}^f\dot{\delta}_I,$$

где M_{z1}^a , M_{z1}^b и т.д. — частные производные момента тангажа по соответствующим параметрам.

Общее выражение коэффициента продольного момента при малых значениях параметров α , δ_I , δ_{II} и т.д. имеет вид

$$m_z = m_{z10} + m_{z1}^{\alpha}\alpha + m_{z1}^{\delta_I}\delta_I + m_{z1}^{\delta_{II}}\delta_{II} + m_{z1}^{\bar{\omega}_{z1}}\bar{\omega}_{z1} + m_{z1}^{\bar{\alpha}}\bar{\alpha} + m_{z1}^{\bar{\delta}_I}\bar{\delta}_I. \quad (4.26)$$

Для упрощения записи величин, входящих в выражение 4.26, индекс «1» будем в дальнейшем опускать. Кроме того, будем опускать черточки в обозначениях частных производных $m_{z1}^{\bar{\omega}_{z1}}$, $m_{z1}^{\bar{\alpha}}$ и $m_{z1}^{\bar{\delta}_I}$. Таким образом, $m_z^{\omega_z}$ будет частной производной коэффициента момента m_{z1} по безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_{z1}$, а $M_z^{\omega_z}$ — частной производной момента M_{z1} по размерной угловой скорости ω_{z1} и т. д.

4.4.1 Момент тангажа при $\omega_z = \dot{\alpha} = \dot{\delta} = 0$

Центр давления — это точка на продольной оси Ox_1 , через которую проходит равнодействующая аэродинамических сил.

Координаты центров давления частей аппарата и координата общего центра давления связаны формулой:

$$x_d = \frac{1}{c_{ya1}} [(c_{ya1}Sx_d)_{\Phi} + (c_{ya1}Sk_{\tau}x_d)_I + (c_{ya1}Sk_{\tau}x_d)_{II}].$$

Исключив из равенств величину x_d , можно выразить коэффициент момента тангажа непосредственно через $x_{d\Phi}$, x_{dI} и x_{dII} :

$$m_z = (c_{ya1}S)_{\Phi} \frac{x_{\tau} - x_{d\Phi}}{L} + (c_{ya1}Sk_{\tau})_I \frac{x_{\tau} - x_{dI}}{L} + (c_{ya1}Sk_{\tau})_{II} \frac{x_{\tau} - x_{dII}}{L}.$$

Фокусом летательного аппарата по углу атаки называется точка, обладающая тем свойством, что при закрепленных органах управления момент аэродинамических сил относительно оси Oz_1 , проходящей через эту точку, не зависит от угла атаки.

Пользуясь понятиями аэродинамических фокусов, можно написать следующее выражение коэффициента момента тангажа летательного аппарата при малых углах α , δ_I и δ_{II} :

$$m_z = m_{z0} + c_{ya1}^{\alpha}\alpha \frac{x_{\tau} - x_{F\alpha}}{L} + c_{ya1}^{\delta_I}\delta_I \frac{x_{\tau} - x_{F\delta_I}}{L} + c_{ya1}^{\delta_{II}}\delta_{II} \frac{x_{\tau} - x_{F\delta_{II}}}{L}, \quad (4.27)$$

или

$$m_z = m_{z0} + m_z^{\alpha}\alpha + m_z^{\delta_I}\delta_I + m_z^{\delta_{II}}\delta_{II},$$

где

$$m_z^\alpha = c_{y_a}^\alpha \frac{x_T - x_{F\alpha}}{L}; \quad (4.28)$$

$$m_z^{\delta_I} = c_{y_a}^{\delta_I} \frac{x_T - x_{F\delta_I}}{L}; \quad (4.29)$$

$$m_z^{\delta_{II}} = c_{y_a}^{\delta_{II}} \frac{x_T - x_{F\delta_{II}}}{L}. \quad (4.30)$$

В этих выражениях $x_{F\alpha}$, $x_{F\delta_I}$ и $x_{F\delta_{II}}$ — координаты фокусов по α , δ_I и δ_{II} .

4.4.2 Продольная сила устойчивости

Равновесие продольных моментов называется продольной балансировкой ЛА. Чтобы сбалансировать ЛА на некотором угле атаки, необходимо отклонить рули на определенный угол.

Характер равновесия продольных моментов в прямолинейном установившемся полете ЛА с закрепленными рулями в значительной степени определяется наличием или отсутствием продольной статической устойчивости.

Летательный аппарат называют статически источником, если момент аэродинамических сил, возникающий при угловом отклонении от положения равновесия, направлен в сторону исходного положения равновесия. Момент аэродинамических сил статически неустойчивого летательного аппарата направлен в сторону дальнейшего увеличения начального отклонения.

Если вывести летательный аппарат из состояния равновесия, увеличив или уменьшив угол атаки по сравнению с $\alpha_{\text{бал}}$ на некоторую малую величину $\Delta\alpha$, то на него будет действовать аэродинамический момент, стремящийся увеличить угол атаки при $\alpha < \alpha_{\text{бал}}$ и уменьшить этот угол при $\alpha > \alpha_{\text{бал}}$, т.е. направленный всегда в сторону положения равновесия. В данном случае летательный аппарат будет обладать продольной статической устойчивостью. Аэродинамический момент, вызванный отклонением от положения равновесия и направленный в сторону равновесия, иногда называют восстанавливающим. Коэффициент восстанавливающего момента

$$\Delta m_z = (m_z^\alpha)_{\alpha=\alpha_{\text{бал}}} \Delta\alpha.$$

Производная $(m_z^\alpha)_{\alpha=\alpha_{\text{бал}}}$, от которой зависит абсолютная величина восстанавливающего или опрокидывающего момента, называется степенью продольной статической устойчивости.

При малых углах атаки, когда зависимости $c_{y_a}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ линейны, степень продольной статической устойчивости определяется выражением 4.28:

$$m_z^\alpha = -c_{y_a}^\alpha \frac{x_{F\alpha} - x_T}{L}.$$

Отсюда

$$m_z^{c_{y_{a1}}} = -\frac{x_{F\alpha} - x_T}{L}.$$

4.4.3 Расчет координаты фокуса ЛА по углу атаки

Обозначим координаты фокусов по α частей летательного аппарата через $(x_{F\alpha})_{\Phi}$, $(x_{F\alpha})_I$ и $(x_{F\alpha})_{II}$.

$$x_{F\alpha} = \frac{1}{c_{y_{a1}}^\alpha} [(c_{y_{a1}}^\alpha \bar{S} x_{F\alpha})_{\Phi} + (c_{y_{a1}}^\alpha \bar{S} k_T x_{F\alpha})_I + (c_{y_{a1}}^\alpha \bar{S} k_T x_{F\alpha})_{II}].$$

Таким образом, для определения фокуса всего аппарата необходимо найти фокусы его частей.

4.4.4 Фокус корпуса

Следовательно, координата фокуса корпуса определяется выражением

$$(x_{F\alpha})_{\Phi} = \frac{1}{c_{y_{a1}\Phi}^\alpha} [c_{y_{a1},\text{нос+цил}}^\alpha (x_{F\alpha})_{\text{нос+цил}} + c_{y_{a1}\text{корм}}^\alpha (x_{F\alpha})_{\text{корм}}].$$

Фокус комбинации носовой части с цилиндром при малых числах Маха можно найти по теории тонких удлиненных тел:

$$(x_{F\alpha})_{\text{нос+цил}} = L_{\text{нос}} - \frac{W_{\text{нос}}}{S_{\Phi}},$$

где $W_{\text{нос}}$ — объём носовой части тела.

При больших числах Маха, фокус комбинации носовой части с цилиндром смещается назад.

$$(x_{F\alpha})_{\text{нос+цил}} = L_{\text{нос}} - \frac{W_{\text{нос}}}{S_{\Phi}} + \Delta x_{F\alpha}.$$

Для нахождения $\Delta x_{F\alpha}$ использовалась функция $\bar{x}_{F_{\alpha\text{из.п}}} = f(\mathbf{M}, \lambda, \chi_{0.5}, \zeta)$ из библиотеки AeroBDSM.

4.4.5 Фокус передних несущих поверхностей

Фокус передних несущих поверхностей рассчитывается по формуле:

$$(x_{F\alpha})_I = \frac{1}{K_{\alpha I}} [x_{F_{\text{из.кр}}} + (k_{\alpha I} - 1)x_{F\Delta} + (K_{\alpha I} - k_{\alpha I})x_{Fi\Phi}]_I. \quad (4.31)$$

Положение фокуса изолированных крыльев целесообразно выразить через безразмерную величину $\bar{x}_{F_{\text{из.кр}}}$, представляющую собой координату фокуса, отсчитанную от начала САХ и выраженную в долях САХ:

$$x_{F_{\text{из.кр}}} = x_{A.k} + b_{A.k} \bar{x}_{F_{\text{из.кр}}}.$$

здесь $b_{A.k}$ — СХХ консолей; $x_{A.k}$ — координата начала СХХ консолей.

Величина $\bar{x}_{F_{\text{из.кр}}}$ определяется по функции $\bar{x}_{F_{\text{из.п}}} = f(M, \lambda, \chi_{0,5}, \zeta)$ из библиотеки AeroBDSM.

4.4.6 Фокус задней несущей поверхности

По аналогии с выражением 4.31 можно написать

$$(x_{F\alpha})_{\Pi} = \frac{1}{K_{\alpha\alpha\Pi}} [x_{F_{\text{из.кр}}} + (k_{\alpha\alpha\Pi} - 1)x_{F\Delta} + (K_{\alpha\alpha\Pi} - k_{\alpha\alpha\Pi})x_{Fi\Phi}]_{\Pi}. \quad (4.32)$$

Входящие сюда величины $x_{F_{\text{из.кр}}}$, $x_{F\Delta}$ и $x_{Fi\Phi}$ определяются таким же способом, как и для передних несущих поверхностей.

4.4.7 Расчет координат фокусов летательного аппарата по углам атаки отклоняющихся несущих поверхностей

При отклонении задней несущей поверхности на некоторый угол δ_{Π} возникает только одна нормальная сила, создаваемая этой поверхностью. В данном случае фокус всего летательного аппарата по углу δ_{Π} совпадает с фокусом по δ_{Π} собственно задней поверхности, т.е.

$$x_{F\delta_{\Pi}} = (x_{F\delta})_{\Pi}.$$

$$(x_{F\delta})_{\Pi} = \frac{1}{K_{\delta_{0\Pi}}} [k_{\delta_{0\Pi}} x_{F\delta_{\text{из.кр}}} + (K_{\delta_{0\Pi}} - k_{\delta_{0\Pi}}) x_{Fi\Phi}]_{\Pi}.$$

4.4.8 Расчет координат центров давления частей ЛА при больших углах α и δ

При больших углах атаки нормальная сила тела вращения состоит из двух частей: приблизительно линейной части, обусловленной безотрывным обтеканием, и нелинейной части, связанной с отрывом потока на подветренной стороне тела. В соответствии с этим коэффициент нормальной силы корпуса был выражен формулой:

$$c_{y_{a1\Phi}} = 57,3 c_{y_{a1\Phi}}^* x_{\alpha} \sin \alpha \cos \alpha + \frac{4S_{\text{бок}}}{\pi D^2} c_{x_{a\text{цил}}}^* \sin^2 \alpha \sin \alpha.$$

Первая часть нормальной силы приложена в фокусе корпуса. Точка приложения второй, нелинейной части приблизительно совпадает с центром тяжести площади $S_{\text{бок}}^*$, координату которой обозначим $x_{\text{ц.пл.ф}}$. К такому выводу легко прийти, предположив, что значения $c_{x_{a\text{цил}}}$ одинаковы во всех поперечных сечениях корпуса.

Таким образом, координата центра давления корпуса определяется выражением

$$x_{d\phi} = \frac{1}{c_{y_{a1\phi}}} \left[57, 3c_{y_{a1\phi}}^\alpha x_\alpha \sin \alpha \cos \alpha (x_{F\alpha})_\phi + \frac{4S_{\text{бок}}}{\pi D^2} c_{x_{a\text{цил}}}^* \sin^2 \alpha \sin \alpha x_{\text{ц.пл.}\phi} \right].$$

4.4.9 Центр давления несущих поверхностей

Координата центра давления передней несущей поверхности может быть выражена в виде:

$$x_{dI} = x_{FI} + \left[\frac{A \sin^2 \alpha_{\text{эфф}} \sin \alpha_{\text{эфф}}}{c_n} - (x_{\text{ц.пл}} - x_{F,\text{из.кр}}) \right]_I.$$

Как уже было упомянуто, x_{FI} — это координата фокуса передней несущей поверхности по углу $\alpha_{\text{эфф}}$. Так как величины $(x_{F\alpha})_I$ и $(x_{F\delta})_I$ несколько отличаются друг от друга, то для подсчёта x_{FI} можно воспользоваться выражением

$$x_{FI} = \frac{(K_{\alpha\alpha})_I \alpha (x_{F\alpha})_I + (K_{\delta 0} n \delta)_I (x_{F\delta})_I}{(K_{\alpha\alpha} \alpha + K_{\delta 0} n \delta)_I}.$$

Координата центра давления задней несущей поверхности x_{dII} определяется таким же способом, как и координата x_{dI} .

4.4.10 Момент тангажа, вызванный вращением летательного аппарата вокруг оси Oz_1

Рассмотрим летательный аппарат, летящий со скоростью V и одновременно вращающийся вокруг своей поперечной оси Oz с угловой скоростью ω_z . При вращении каждая точка поверхности ЛА приобретает дополнительную скорость, направленную перпендикулярно радиус-вектору r , соединяющему центр тяжести с этой точкой, и равную $\omega_z r$. Вследствие этого эффективные углы встречи потока с отдельными элементами поверхности отличаются от углов при чисто поступательном движении.

Изменение углов атаки приводит к появлению дополнительных аэродинамических сил, которые можно привести к равнодействующей $\Delta R(\omega_z)$, приложенной в центре тяжести, и моменту $\Delta M_z(\omega_z)$ относительно оси Oz .

При вращении, дополнительные аэродинамические силы в носовой части ЛА направлены вниз, а в хвостовой — вверх. При изменении направления ω_z на противоположное направление сил также меняется. В обоих случаях результирующий момент сил оказывается направленным против вращения, то есть препятствует ему.

Этот момент, обусловленный угловой скоростью вращения ЛА вокруг оси Oz и всегда направленный противоположно ω_z , называется демпфирующим моментом тангажа (или продольным демпфирующим моментом). При положительной $\omega_z > 0$ демпфирующий момент отрицателен ($\Delta M_z < 0$), а при $\omega_z < 0$ — положителен.

Демпфирующий момент способствует затуханию угловых колебаний, возникающих при отклонении ЛА от положения равновесия или при переходе от одного установив-

шегося режима к другому, и является важным фактором, улучшающим устойчивость и управляемость.

Опыт показывает, что величина демпфирующего момента пропорциональна угловой скорости ω_z . Поэтому

$$\Delta M_z(\omega_z) = M_z^{\omega_z} \omega_z.$$

$$M_z^{\omega_z} = m_z^{\omega_z} q S L \frac{L}{V}, \quad (5.65)$$

где $m_z^{\omega_z} = \partial m_z / \partial \omega_z$ — вращательная производная коэффициента момента.

Величина этой производной в лётном диапазоне углов атаки зависит, главным образом, от геометрических параметров летательного аппарата, его центровки и числа М. Производная $m_z^{\omega_z}$ всегда отрицательна, так как знаки демпфирующего момента и угловой скорости противоположны.

Демпфирующий момент тангажа представляет собой сумму демпфирующих моментов, создаваемых корпусом и несущими поверхностями:

$$M_z^{\omega_z} = M_{z\Phi}^{\omega_z} + M_{zI}^{\omega_z} + M_{zII}^{\omega_z}.$$

$$m_z^{\omega_z} = (m_z^{\omega_z} \overline{SL}^2)_{\Phi} + (m_z^{\omega_z} \overline{Sb}_{A.K}^2 \overline{V} k_T)_{\text{I}} + (m_z^{\omega_z} \overline{Sb}_{A.K}^2 \overline{V} k_T)_{\text{II}},$$

где обозначено:

$$\overline{L}_{\Phi} = \frac{L_{\Phi}}{L}; \quad \overline{b}_{A.K \text{ I}} = \frac{b_{A.K \text{ I}}}{L}; \quad \overline{b}_{A.K \text{ II}} = \frac{b_{A.K \text{ II}}}{L}.$$

4.4.11 Демпфирующий момент корпуса

Для заострённых тел вращения без кормового сужения линейная теория даёт следующий результат:

$$m_{z\Phi}^{\omega_z} = -2 \left[1 - \frac{x_T}{L_{\Phi}} + \left(\frac{x_T}{L_{\Phi}} \right)^2 - \frac{x_{ц.об}}{L_{\Phi}} \right],$$

где x_T — центровка летательного аппарата; $x_{ц.об}$ — координата центра тяжести объема тела вращения.

4.4.12 Демпфирующий момент передних несущих поверхностей

$$m_{z \text{ из.кр}}^{\omega_z} = \left(\frac{m_z^{\omega_z}}{c_{y_a}^{\alpha}} \right)_{\text{из.кр}} c_{y_a 1 \text{ из.кр}}^{\alpha}. \quad (4.33)$$

Для перехода от демпфирующего момента изолированных крыльев к демпфирующему

моменту передней несущей поверхности (с учётом интерференции с корпусом) примем во внимание, что величина $m_z^{\omega_z}$ какой-либо части летательного аппарата пропорциональна производной коэффициента нормальной силы этой части по углу атаки. Поэтому можно написать приближённое соотношение

$$\frac{m_{z1}^{\omega_z}}{(m_{zиз.кр}^{\omega_z})_I} = \frac{c_{y_{a1}}^{\alpha}}{(c_{y_{a1из.кр}}^{\alpha})_I} = K_{\alpha I}, \quad (4.34)$$

из которого следует

$$m_{z1}^{\omega_z} = (m_{zиз.кр}^{\omega_z} K_{\alpha I})_I. \quad (4.35)$$

4.4.13 Демпфирующий момент задних несущих поверхностей

Для расчета демпфирующего момента задних несущих поверхностей используются формулы 4.33—4.35, в которых индекс I заменяется на индекс II. Кроме того, необходимо учесть дополнительный эффект, связанный со скосом потока.

Приращение угла атаки сопровождается соответствующим приращением среднего угла скоса потока

$$\Delta \varepsilon_{ср} = \varepsilon_{ср}^{\alpha} \Delta \alpha.$$

Это приводит к появлению дополнительного момента

$$\Delta M_z(\varepsilon) = \Delta Y(\varepsilon)(x_T - x_{F\alpha II}).$$

После необходимых преобразований получим

$$\Delta m_z^{\omega_z}(\varepsilon) = -57,3 (c_{y_{a1из.кр}}^{\alpha} K_{\alpha z})_{II} \varepsilon_{ср}^{\alpha} \frac{x_T - x_{ц.пл I}}{b_{A,к II}} \cdot \frac{x_T - x_{F\alpha II}}{b_{Ак II}},$$

где $x_{ц.пл I}$ — координата центра тяжести площади передних консолей (середин САХ консолей).

Таким образом, общая величина вращательной производной, создаваемой задней несущей поверхностью, будет

$$m_{zII}^{\omega_z} = (m_{zиз.кр}^{\omega_z} K_{\alpha \alpha})_{II} + \Delta m_z^{\omega_z}(\varepsilon).$$

4.4.14 Итоги параграфа

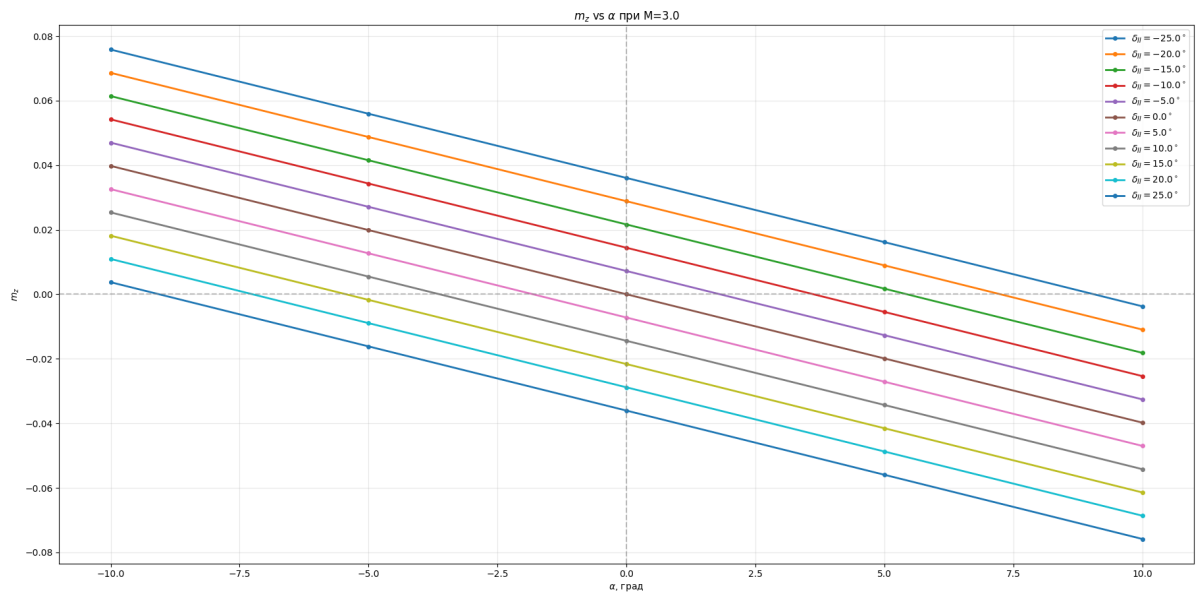


Рис. 4.26: График зависимости m_z от α

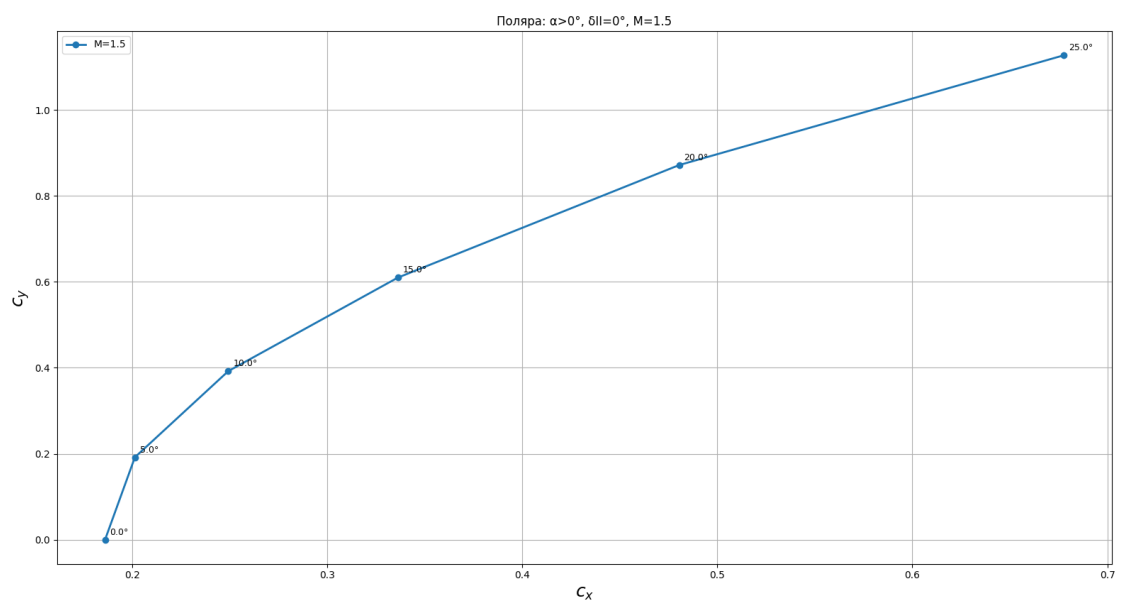


Рис. 4.27: Поляра Лилиенталя

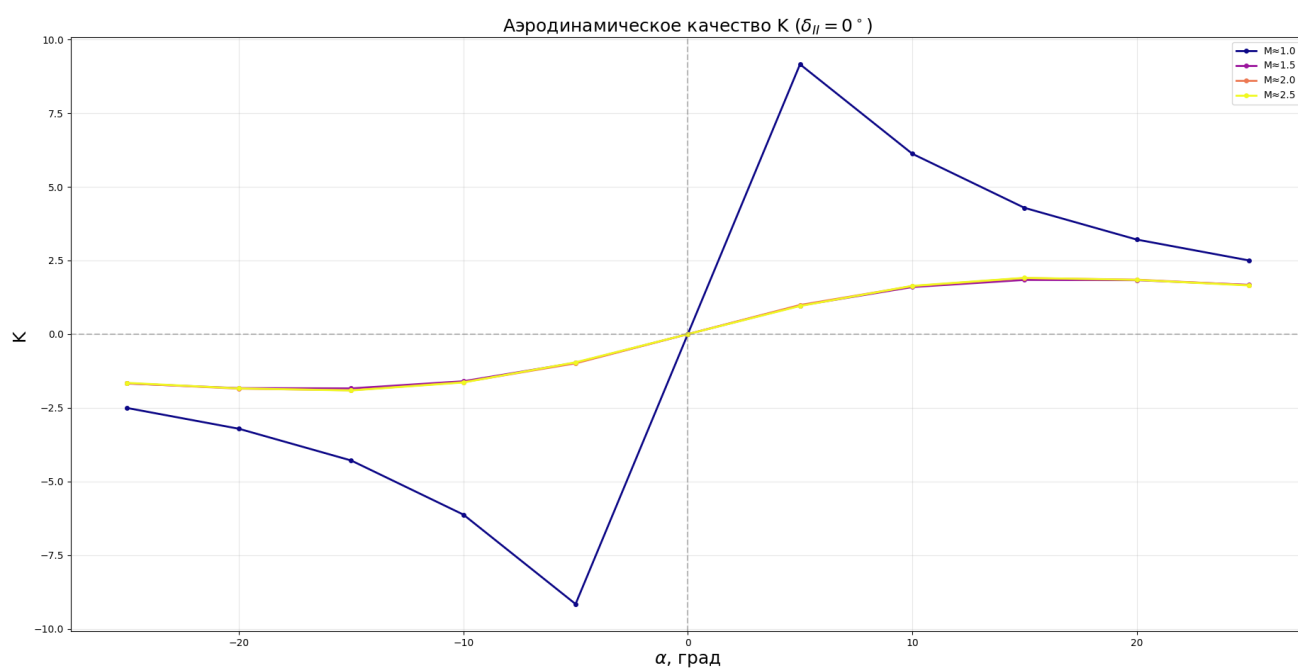


Рис. 4.28: График аэродинамического качества

Глава 5

Обратная задача аэродинамики

In progress...

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.** Поворотный расчет аэродинамических характеристик самолёта.— М.: МАИ, 2010. — 143 с.