

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)

**ФАКУЛЬТЕТ «СПЕЦИАЛЬНОЕ МАШИНОСТРОЕНИЕ»
КАФЕДРА «РАКЕТНЫЕ И ИМПУЛЬСНЫЕ СИСТЕМЫ» (СМ-6)**

ДОМАШНЕЕ ЗАДАНИЕ

ПО ДИСЦИПЛИНЕ:

Проектирование ракетного оружия

НА ТЕМУ:

Массовый анализ AIM-120 AMRAAM

Выполнил: студент группы СМ6-62 (подпись, дата)

Ерофеев М.В.

Проверил (подпись, дата)

Лаптева Л.А.

Москва, 2025 г.

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 АДХ фюзеляжа	15
4.3 АДХ несущих поверхностей	16
4.4 АДХ управляющих поверхностей	16
4.5 АДХ всего ЛА	16

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.

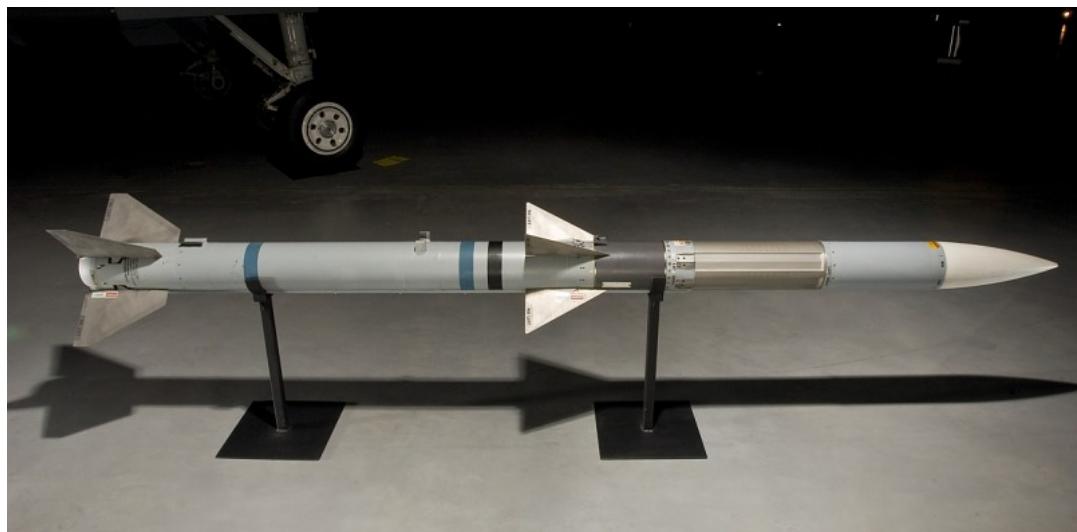


Рис. 1.2: Ракета AIM-120 AMRAAM

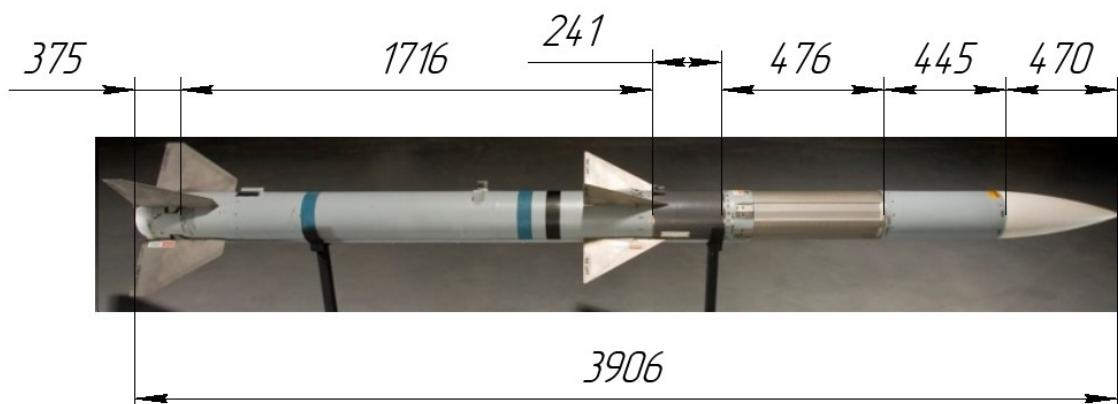


Рис. 1.3: Размеры отсеков в миллиметрах

1.3 Внутрення компоновка

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

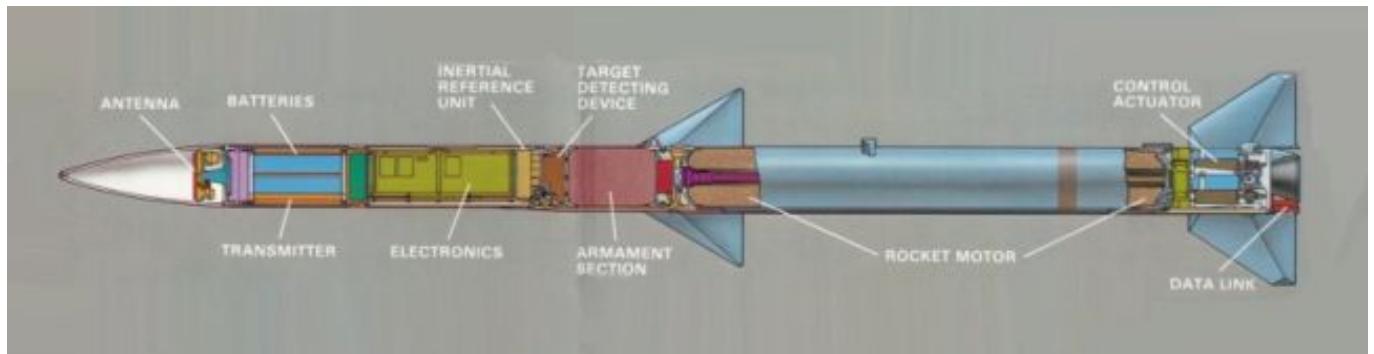


Рис. 1.4: Компоновка ракеты AIM-120

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.

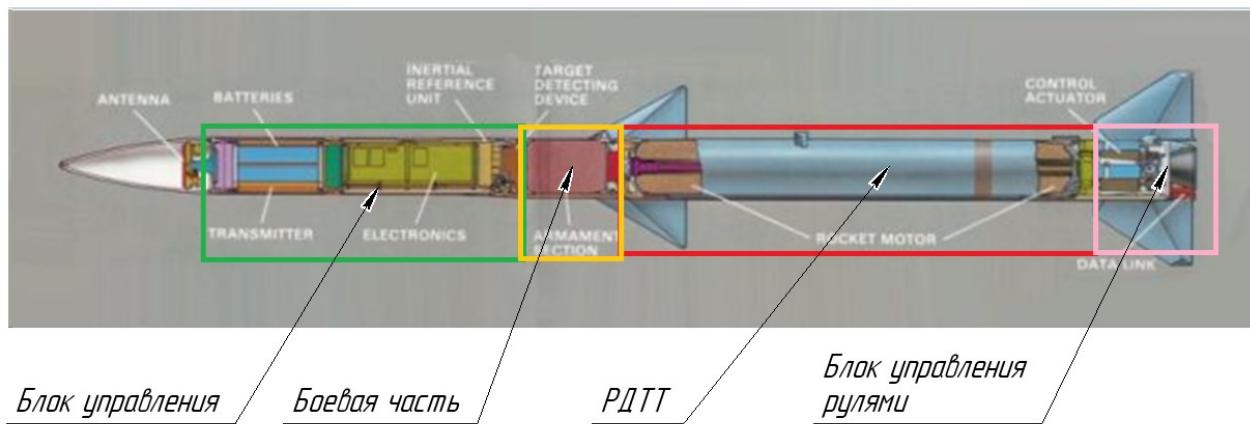


Рис. 1.5: Схема разбиения компоновки ракеты

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.

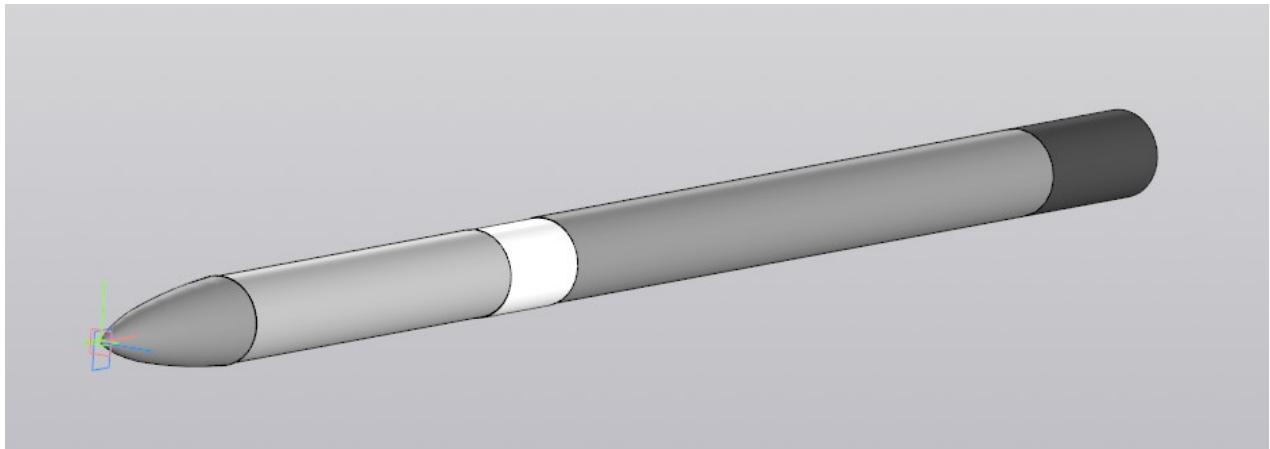


Рис. 3.1: Сборка ракеты в САПР Компас 3D

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:

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

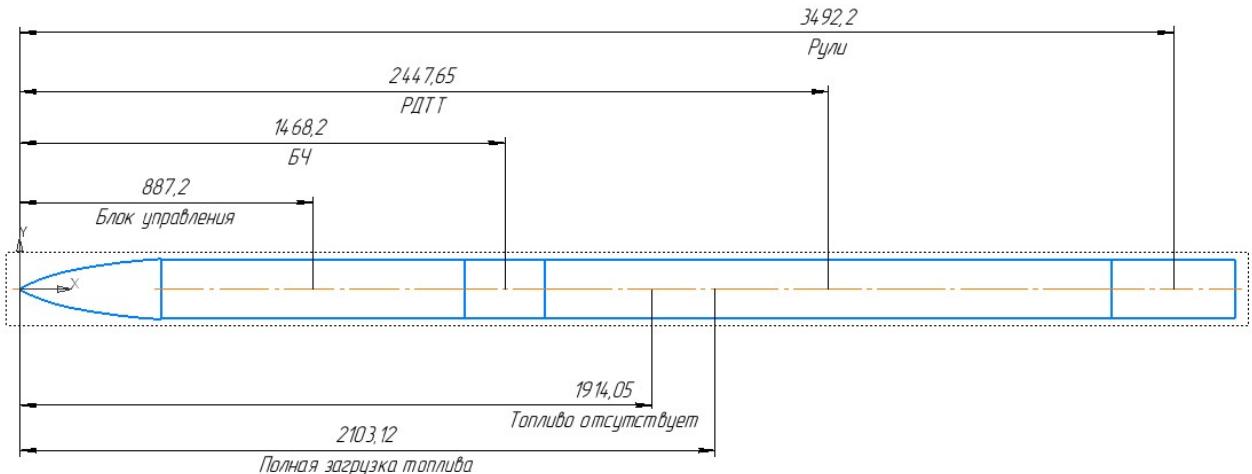


Рис. 3.2: Эскиз ракеты с координатами центров масс

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.

$$c_y = c_{y_a0} + c_{y_a}^\alpha \cdot \alpha + c_{y_a}^{\delta I} \cdot \delta I + c_{y_a}^{\delta II} \cdot \delta II, \quad (4.1)$$

$$c_y = c_{y_a10} + c_{y_a1}^\alpha \cdot \alpha + c_{y_a1}^{\delta I} \cdot \delta I + c_{y_a1}^{\delta II} \cdot \delta II, \quad (4.2)$$

где α – угол атаки (в радианах), c_{y_a0} и c_{y_a10} – значения c_y и c_{y1} при $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$, $c_{y_a}^\alpha, c_{y_a}^{\delta I}, c_{y_a}^{\delta II}, c_{y_a1}^\alpha, c_{y_a1}^{\delta I}, c_{y_a1}^{\delta II}$ – 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 \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 АДХ фюзеляжа

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

$$C_{ya\phi} = C_{ya\phi}^\alpha \cdot \alpha$$

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

$$C_{ya\phi} = C_{y\phi} \cos \alpha = C_{y\phi}^\alpha \cdot \sin \alpha \cos^2 \alpha,$$

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

Тогда

$$C_{ya\phi}^\alpha \cdot \alpha = C_{y\phi}^\alpha \cdot \alpha \quad \text{и} \quad C_{ya\phi}^\alpha = C_{y\phi}^\alpha$$

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.

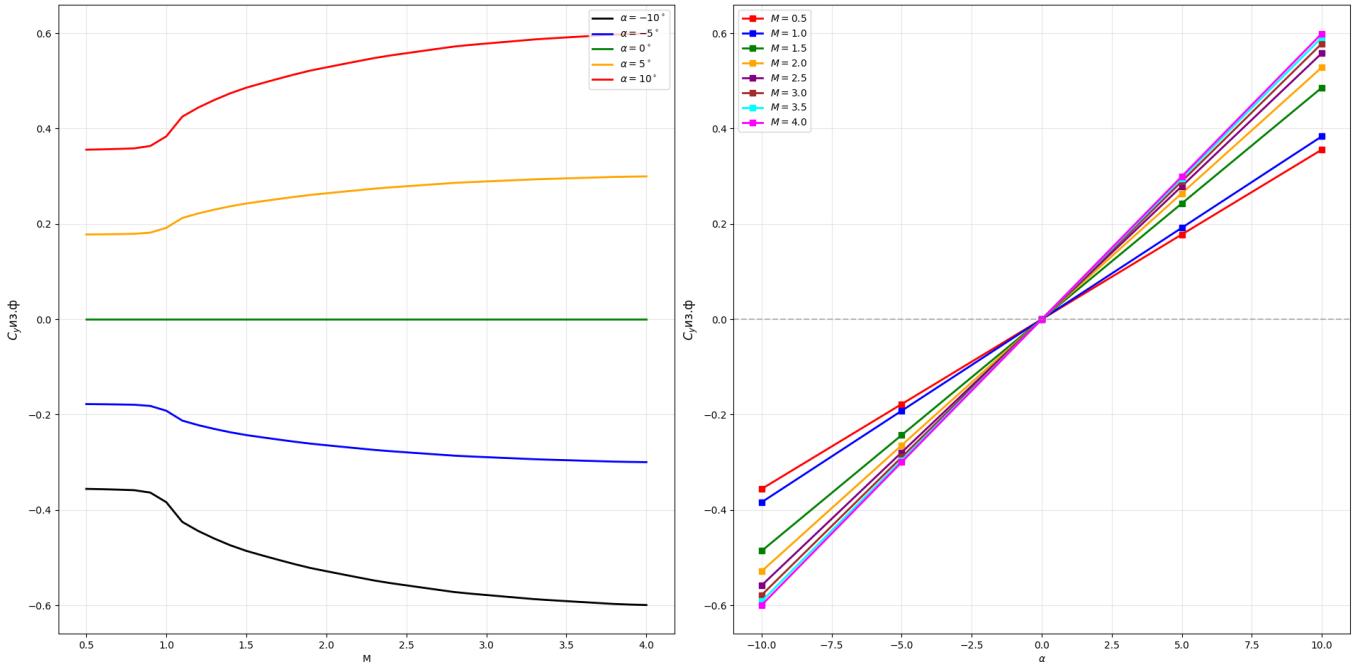


Рис. 4.1: Схема разбиения компоновки ракеты

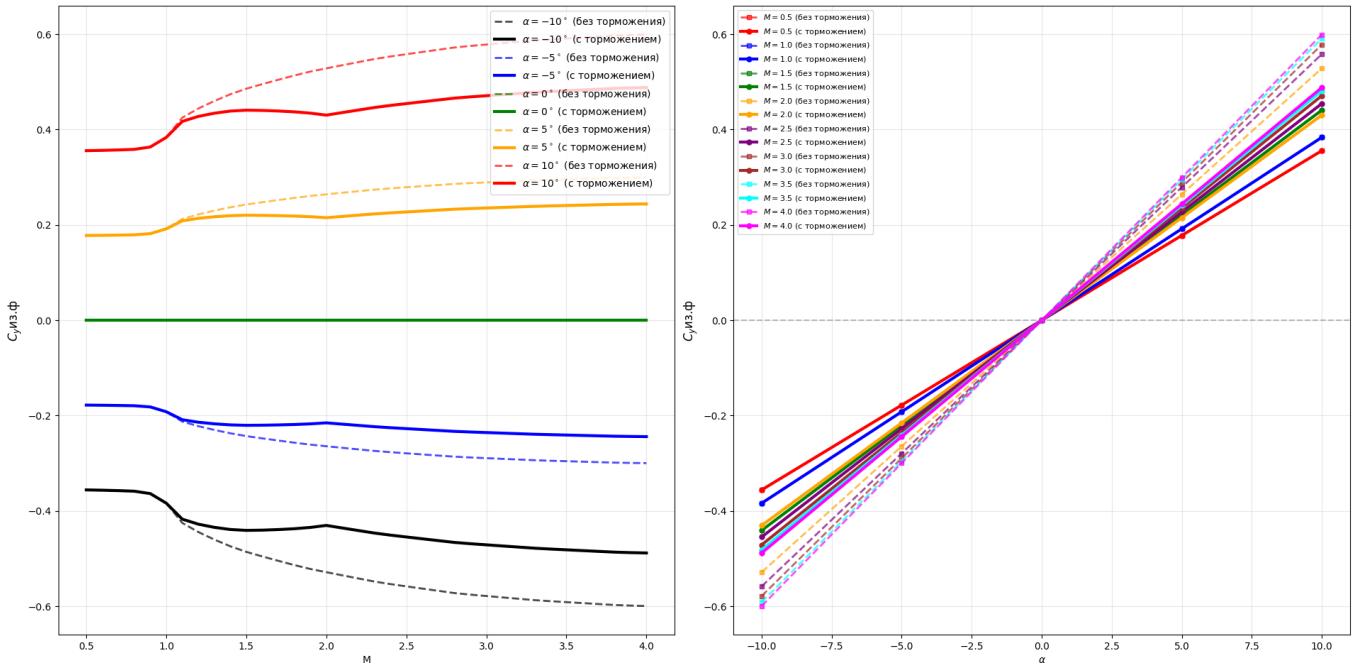


Рис. 4.2: Схема разбиения компоновки ракеты

4.3 АДХ несущих поверхностей

4.4 АДХ управляемых поверхностей

4.5 АДХ всего ЛА

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.