



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	Аэродинамический расчёт	14
4.1	Расчёт подъёмной силы c_y	14
4.1.1	Некоторые пояснения	14
4.1.2	Подготовительные расчёты	14
4.1.3	Расчёт аэродинамических характеристик изолированных элементов .	18
4.1.4	Учёт пограничного слоя	18
4.1.5	Расчёт коэффициентов интерференции	18
4.1.6	Расчёт скоса потока	18
4.1.7	Учёт торможения потока	19
4.1.8	Формирование итоговых аэродинамических характеристик	19

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.

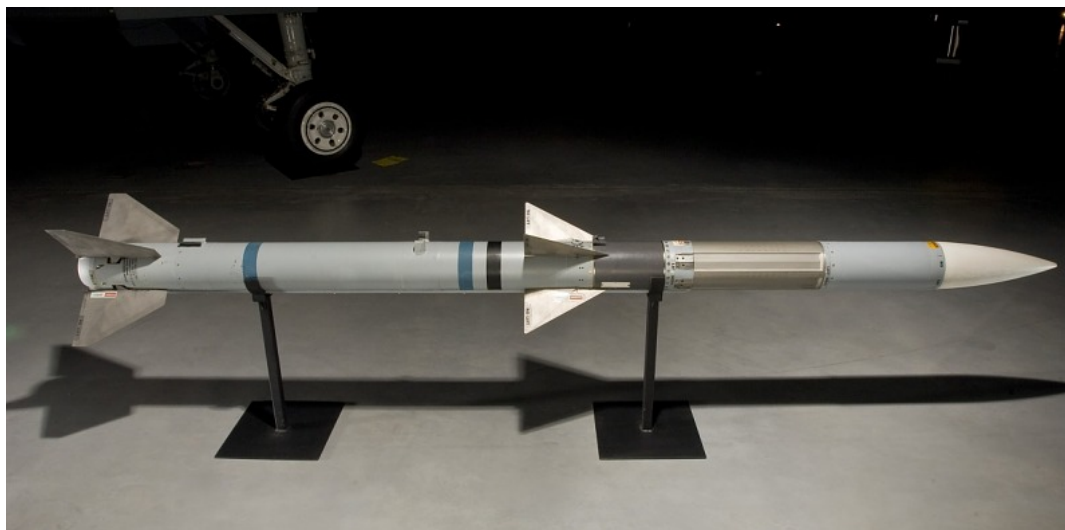


Рис. 1.2: Ракета AIM-120 AMRAAM

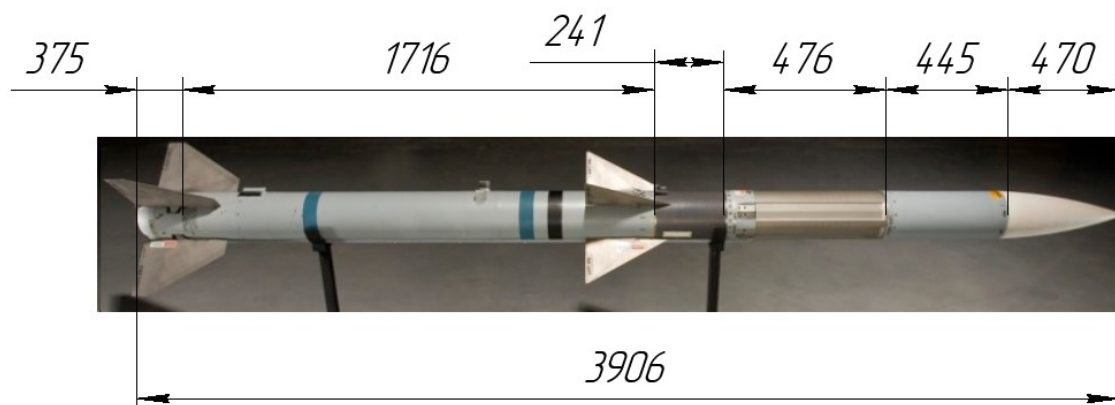


Рис. 1.3: Размеры отсеков в миллиметрах

1.3 Внутренняя компоновка

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

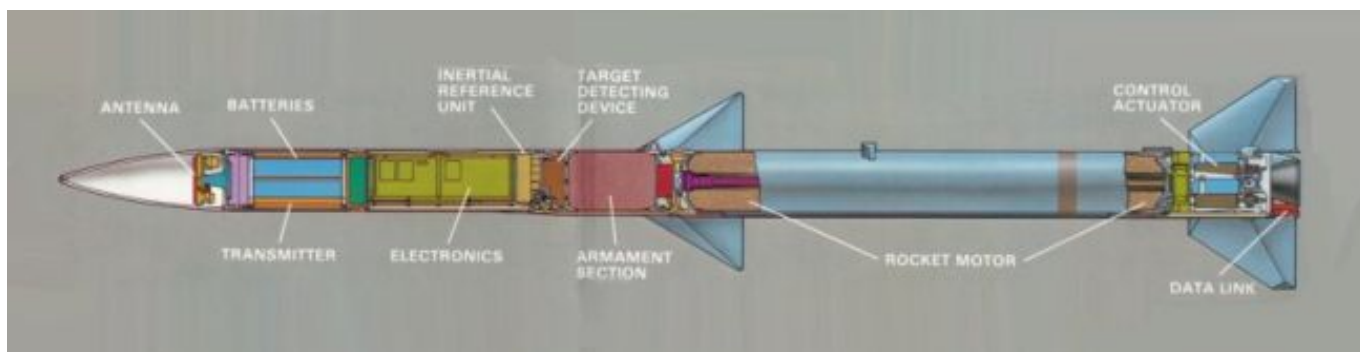


Рис. 1.4: Компоновка ракеты AIM-120

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.

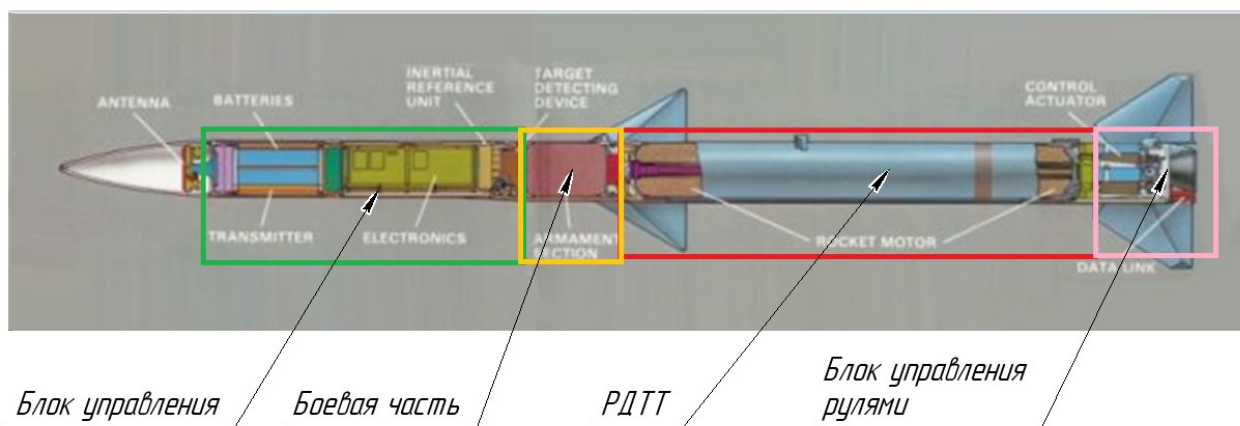


Рис. 1.5: Схема разбиения компоновки ракеты

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.

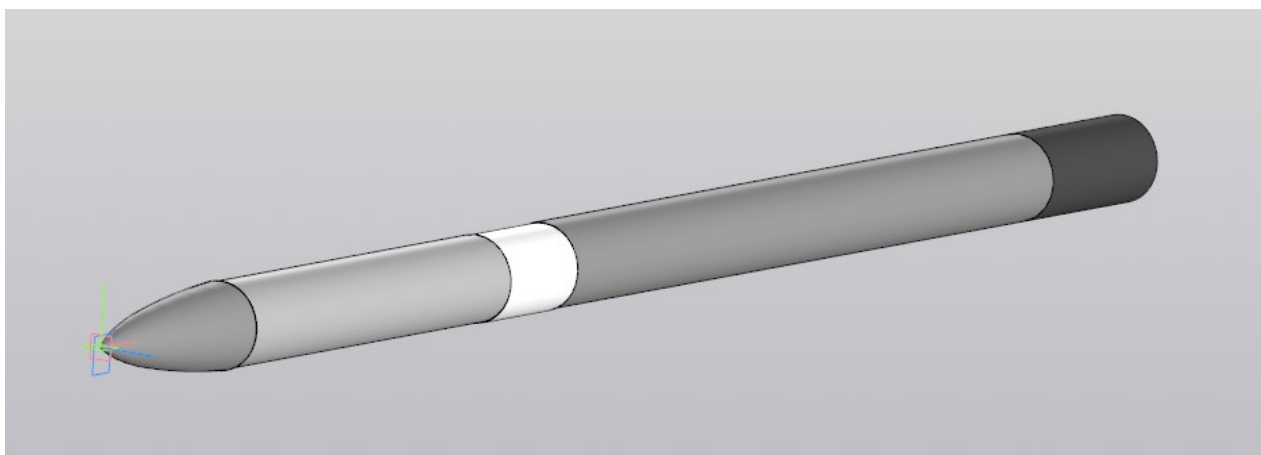


Рис. 3.1: Сборка ракеты в САПР Компас 3D

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:

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

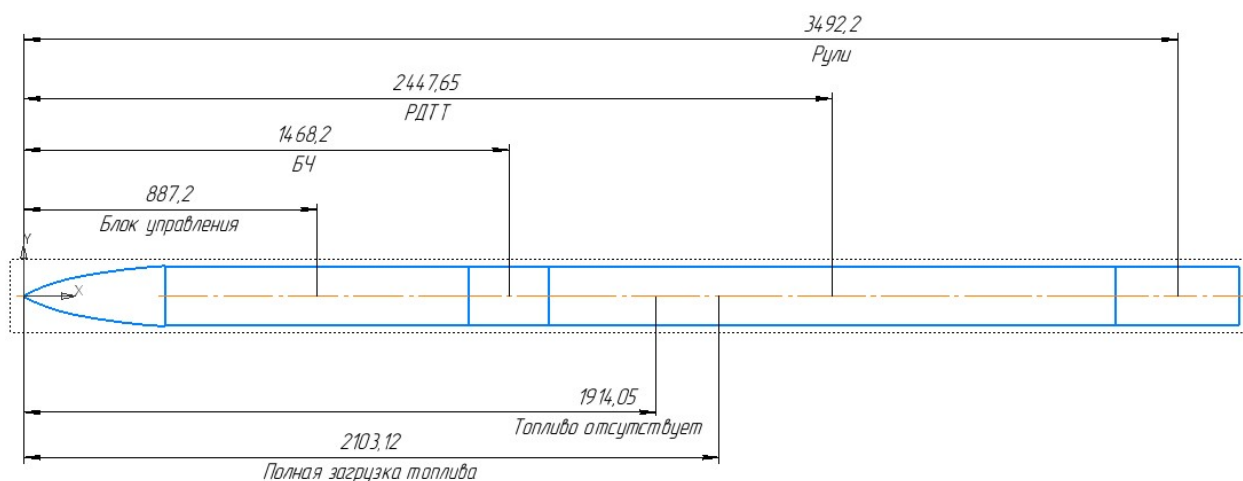


Рис. 3.2: Эскиз ракеты с координатами центров масс

Глава 4

Аэродинамический расчёт

4.1 Расчёт подъёмной силы c_y

4.1.1 Некоторые пояснения

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

$$c_y = c_{ya0} + c_{ya}^\alpha \cdot \alpha + c_{ya}^{\delta I} \cdot \delta I + c_{ya}^{\delta II} \cdot \delta II, \quad (4.1)$$

$$c_y = c_{ya10} + c_{ya1}^\alpha \cdot \alpha + c_{ya1}^{\delta I} \cdot \delta I + c_{ya1}^{\delta II} \cdot \delta II, \quad (4.2)$$

где α – угол атаки (в радианах), c_{ya0} и c_{ya10} – значения c_y и c_{y1} при $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$, $c_{ya}^\alpha, c_{ya}^{\delta I}, c_{ya}^{\delta II}, c_{ya1}^\alpha, c_{ya1}^{\delta I}, c_{ya1}^{\delta II}$ – 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. $\sin(\alpha) \approx \alpha$.

4.1.2 Подготовительные расчёты

Некоторые вводные данные представлены в таблице 4.1.

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:

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

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

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

Параметры для функции get_c_y_alpha_IsP

λ — удлинение несущей поверхности

$\chi_{0.5} = 0.5$ рад — угол стреловидности по линии середин хорд

$\bar{c} = 0.042$ — относительная толщина профиля

$\zeta = 1$ — обратное сужение несущей поверхности

Параметры для функции get_c_y_alpha_NosCil_Con

$$\lambda_{\text{нос}} = \frac{l_{\text{нос}}}{D} = \frac{0.47}{0.178} \quad \text{удлинение носовой части}$$

$$\lambda_{\text{цил}} = \frac{l_f}{D} = \frac{3.906}{0.178} \quad \text{удлинение цилиндрической части}$$

Геометрические параметры крыльевых поверхностей

$$b_{\text{кр}} = 0.1 \text{ м} \quad \text{хорда крыла}$$

$$b_{\text{оп}} = 0.025 \text{ м} \quad \text{хорда оперения}$$

$$l_{\text{размах}} = 0.144 \text{ м} \quad \text{размах крыла}$$

$$l_{\text{размах оп}} = 0.066 \text{ м} \quad \text{размах оперения}$$

$$S_{\text{конс}} = 2 \times 0.036 \times 0.1 = 0.0072 \text{ м}^2 \quad \text{площадь консолей крыла}$$

$$S_{\text{оп}} = 2 \times 0.033 \times 0.025 = 0.00165 \text{ м}^2 \quad \text{площадь оперения}$$

Расчётные параметры крыльевых поверхностей

$$l_{\text{размах конс}} = l_{\text{размах}} - D = 0.144 - 0.178 \text{ м}$$

$$\lambda = \frac{l_{\text{размах конс}}^2}{S_{\text{конс}}} \quad \text{удлинение крыла}$$

$$\lambda_{\text{оп}} = \frac{l_{\text{размах оп}}^2}{S_{\text{оп}} + b_{\text{кр}}^2} \quad \text{удлинение оперения}$$

Координаты центров давления

$$x_b = 1.262 \text{ м} \quad \text{координата центра давления крыла}$$

$$x_{b_{\text{оп}}} = 0.356 \text{ м} \quad \text{координата центра давления оперения}$$

Параметры пограничного слоя

$$L_1 = x_b + \frac{b_{\text{кр}}}{2} \text{ м} \quad \text{длина передней части корпуса для крыла}$$

$$L_{1_{\text{оп}}} = x_{b_{\text{оп}}} + \frac{b_{\text{оп}}}{2} \text{ м} \quad \text{длина передней части корпуса для оперения}$$

$$\bar{L}_1 = \frac{L_1}{D} \quad \text{относительная длина передней части (крыло)}$$

$$\bar{L}_{1_{\text{оп}}} = \frac{L_{1_{\text{оп}}}}{D} \quad \text{относительная длина передней части (оперение)}$$

Физические константы

$$\begin{aligned}\nu &= 15.1 \times 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с} && \text{кинематическая вязкость воздуха} \\ \eta_k &= 1.0 && \text{коэффициент полноты корпуса} \\ \kappa_M &= 0.96 && \text{поправочный коэффициент для } M = 2\end{aligned}$$

Параметры для функций скоса потока

$$\begin{aligned}\alpha_p &= 0.0, \quad \varphi_\alpha = 0.0, \quad \psi_I = 0.0, \quad \psi_{II} = 0.0 && \text{угловые параметры} \\ l_{1cII} &= 0.036 \text{ м} && \text{размах одной консоли} \\ \zeta_{II} &= 0.0 && \text{обратное сужение} \\ b_{bII} &= b_{\text{кр}} && \text{длина бортовой хорды} \\ \chi_{0II} &= 0.0 \text{ рад} && \text{угол стреловидности} \\ L_{vI_{bII}} &= 0.882 \text{ м} && \text{расстояние до точки схода вихря}\end{aligned}$$

Дополнительные геометрические параметры

$$\begin{aligned}\lambda_{\text{нос}} &= 0.5 && \text{удлинение носовой части} \\ \lambda_{\text{цил}} &= 20.1 && \text{удлинение цилиндрической части} \\ L_{xv_k} &= 0.086 \text{ м} && \text{длина задней части для крыла} \\ L_{xv_{\text{оп}}} &= 1.068 \text{ м} && \text{длина задней части для оперения}\end{aligned}$$

Вспомогательные коэффициенты

$$\begin{aligned}Fi_1 &= 5.0 \\ Fi_2 &= 0.4951 \\ Fi_{2_{\text{оп}}} &= 5.0\end{aligned}$$

4.1.3 Расчёт аэродинамических характеристик изолированных элементов

Для каждого числа Маха $M[i]$:

$$\begin{aligned} c_{y\alpha_{\text{кр}}}[i] &= \frac{\text{get_c_y_alpha_IsP}(M[i], \lambda, \bar{c}, \chi_{0.5}, \zeta)}{57.3} \\ c_{y\alpha_{\text{оп}}}[i] &= \frac{\text{get_c_y_alpha_IsP}(M[i], \lambda_{\text{оп}}, \bar{c}, \chi_{0.5}, \zeta)}{57.3} \\ c_{y\alpha_{\text{нзкор}}}[i] &= \frac{\text{get_c_y_alpha_NosCil_Ell}(M[i], \lambda_{\text{нос}}, \lambda_{\text{цил}})}{57.3} \end{aligned}$$

4.1.4 Учёт пограничного слоя

$$\begin{aligned} \bar{\delta}_{\text{звз}}[i] &= \frac{0.093L_1(1 + 0.4M[i] + 0.147M[i]^2 - 0.006M[i]^3)}{(V[i]L_1/\nu)^{0.2}D} \\ x_{\text{нс кр}}[i] &= \left(1 - \frac{2\bar{D}^2\bar{\delta}_{\text{звз}}[i]}{1 - \bar{D}^2}\right) \left(1 - \frac{\bar{D}(\eta_k - 1)\bar{\delta}_{\text{звз}}[i]}{(1 - \bar{D})(\eta_k + 1)}\right) \end{aligned}$$

4.1.5 Расчёт коэффициентов интерференции

Для $M[i] \geq 1$:

$$\begin{aligned} \pi MD_{\text{кв}}[i] &= \frac{\pi}{2}D\sqrt{M[i]^2 - 1} \\ \bar{l}_{xv_{\text{кр}}}[i] &= \frac{L_{xv_k}}{\pi MD_{\text{кв}}[i]} \\ \bar{b}_{\text{кр}}[i] &= \frac{b_{\text{кр}}}{\frac{\pi}{2}D\sqrt{M[i]^2 - 1}} \\ K_{\alpha\alpha_{\text{кр}}}[i] &= \begin{cases} K_{\alpha\alpha_{\text{теор}}} \kappa_{\text{нос}} x_{\text{нс кр}}[i] \kappa_M, & \text{если } \bar{l}_{xv_{\text{кр}}}[i] > \pi MD_{\text{кв}}[i] \\ (k_{\alpha\alpha_{\text{теор}}} + (K_{\alpha\alpha_{\text{теор}}} - k_{\alpha\alpha_{\text{теор}}})F_{L_{xv_{\text{кр}}}}[i])x_{\text{нс кр}}[i] \kappa_{\text{нос}} \kappa_M, & \text{иначе} \end{cases} \end{aligned}$$

4.1.6 Расчёт скоса потока

$$\begin{aligned} \bar{z}[i] &= \text{get_bar_z_v}(M[i], \lambda, \chi_{0.5}, \zeta) \\ z_v[i] &= 0.5(D + \bar{z}[i](l_{\text{размах зад}} - D)) \\ i_v[i] &= \text{get_i_v}(\zeta, D, l_{\text{размах зад}}, y_v, z_v[i]) \\ \psi_\epsilon[i] &= \text{get_psi_eps}(M[i], \alpha_p, \varphi_\alpha, \psi_I, \psi_{II}, z_v[i], y_v, L_{vI_{bII}}, D, l_{1c_{II}}, \zeta_{II}, b_{b_{II}}, \chi_{0_{II}}) \\ \varepsilon_{\alpha_{\text{кр}}}[i] &= \frac{57.3}{2\pi} \cdot \frac{i_v[i]}{\bar{z}[i]} \cdot \frac{l_{\text{размах оп}}}{l_{\text{размах конс}}} \cdot \frac{c_{y\alpha_{\text{оп}}}[i]}{\lambda_{\text{оп}}} \cdot \frac{k_{aa_{\text{оп}}}[i]}{K_{aa_{\text{кр}}}[i]} \cdot \psi_\epsilon[i] \end{aligned}$$

4.1.7 Учёт торможения потока

$$\kappa_{q_{\text{нос}}}[i] = \text{get_kappa_q_Nos_Con}(M[i], \lambda_{\text{нос}})$$

$$\kappa_{q_{\text{исп}}}[i] = \text{get_kappa_q_IsP}(M[i], L_A, b_{\text{оп}})$$

4.1.8 Формирование итоговых аэродинамических характеристик

$$S = S_{\text{оп}} + S_{\text{конс}} + S_f$$

$$\bar{s}_f = \frac{S_f}{S}, \quad \bar{s}_1 = \frac{S_{\text{оп}}}{S}, \quad \bar{s}_2 = \frac{S_{\text{конс}}}{S}$$

$$c_{y\alpha_1}[i] = c_{y\alpha_f}[i]\bar{s}_f + c_{y\alpha_1}[i]\bar{s}_1\kappa_{t1}[i] + c_{y\alpha_2}[i]\bar{s}_2\kappa_{t2}[i]$$

$$c_{y1}[i] = c_{y\alpha_1}[i] \cdot \alpha[2000]$$

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.