

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.

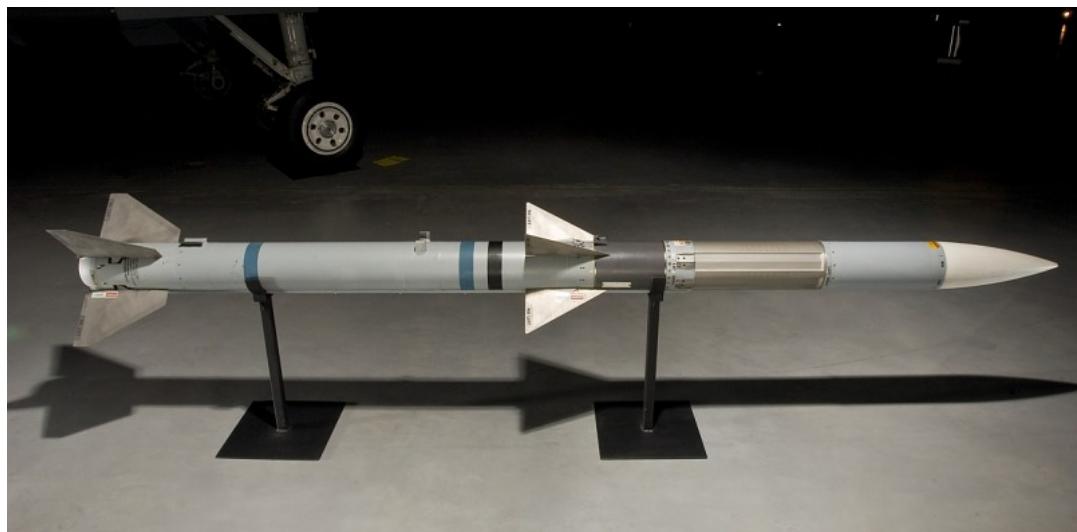


Рис. 1.2: Ракета AIM-120 AMRAAM

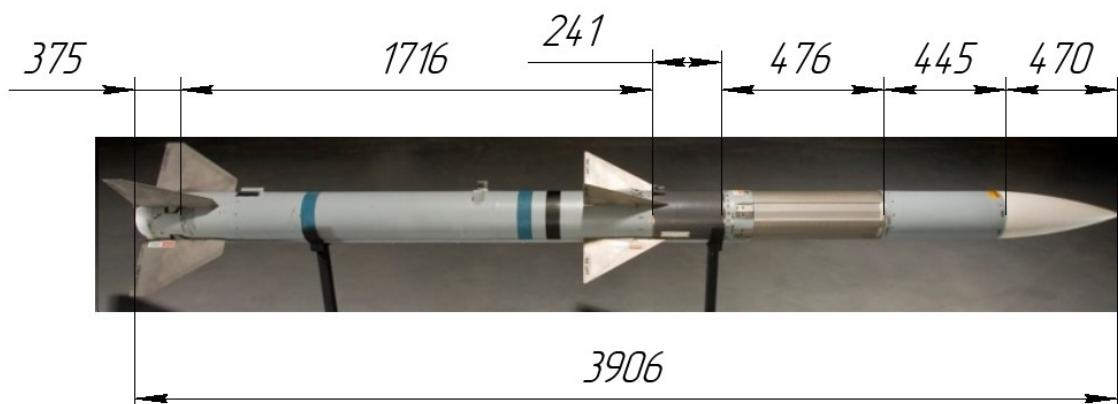


Рис. 1.3: Размеры отсеков в миллиметрах

1.3 Внутренняя компоновка

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

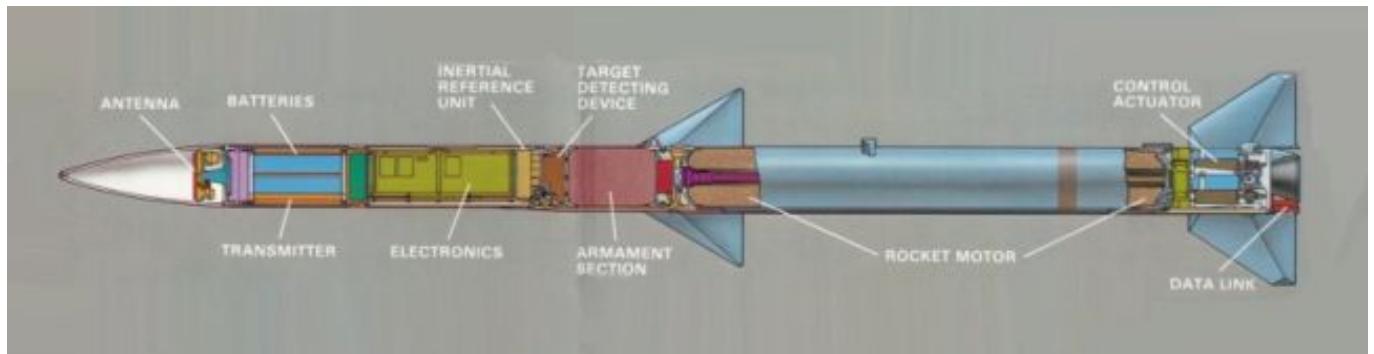


Рис. 1.4: Компоновка ракеты AIM-120

Antenna — антенна головки самонаведения

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

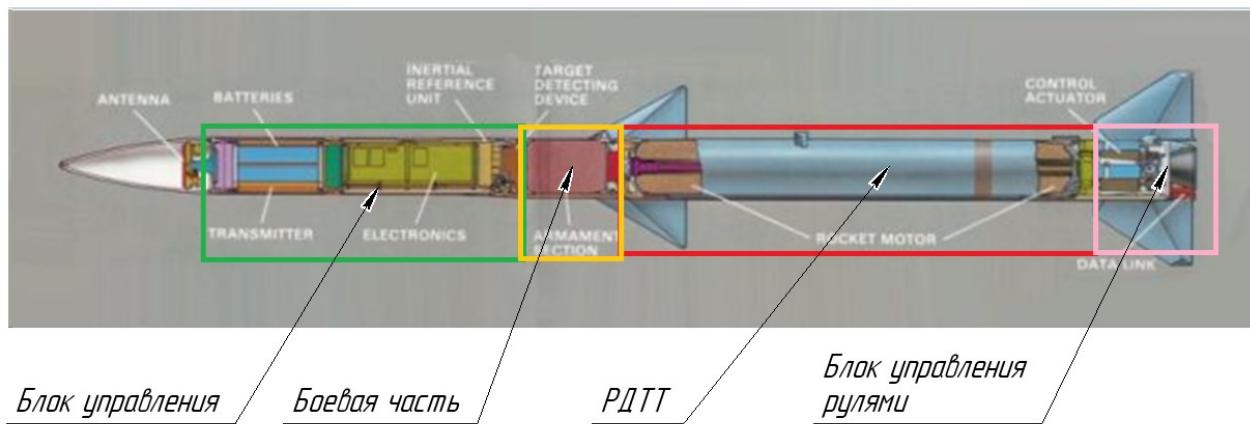


Рис. 1.5: Схема разбиения компоновки ракеты

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:

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

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

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.

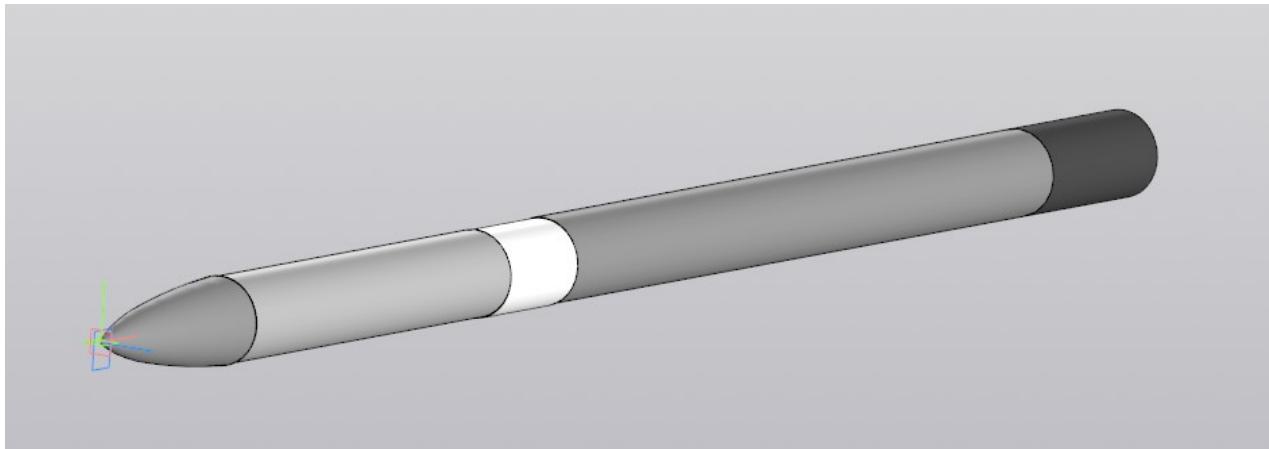


Рис. 3.1: Сборка ракеты в САПР Компас 3D

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:

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

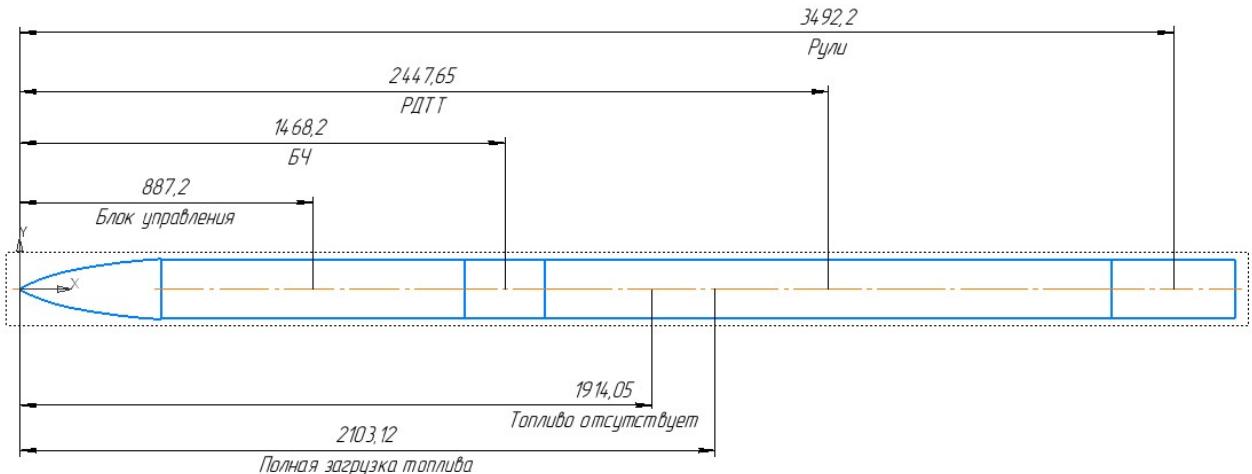


Рис. 3.2: Эскиз ракеты с координатами центров масс

Глава 4

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.

$$c_y = c_{y_a 0} + c_{y_a}^\alpha \cdot \alpha + c_{y_a}^{\delta I} \cdot \delta I + c_{y_a}^{\delta II} \cdot \delta II, \quad (4.1)$$

$$c_y = c_{y_a 0} + c_{y_a 1}^\alpha \cdot \alpha + c_{y_a 1}^{\delta I} \cdot \delta I + c_{y_a 1}^{\delta II} \cdot \delta II, \quad (4.2)$$

где α – угол атаки (в радианах), $c_{y_a 0}$ и $c_{y_a 10}$ – значения c_y и c_{y1} при $\alpha = \delta_I = \delta_{II} = 0$, $c_{y_a}^\alpha, c_{y_a}^{\delta I}, c_{y_a}^{\delta II}, c_{y_a 1}^\alpha, c_{y_a 1}^{\delta I}, c_{y_a 1}^{\delta II}$ – 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. $\sin(\alpha) \approx \alpha$.

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:

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

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

$$\nu = 15.1 \times 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с} \quad \text{кинематическая вязкость воздуха}$$

$$\eta_k = 1.0 \quad \text{коэффициент полноты корпуса}$$

$$\kappa_M = 0.96 \quad \text{поправочный коэффициент для } M = 2$$

Параметры для функций скоса потока

$$\alpha_p = 0.0, \quad \varphi_\alpha = 0.0, \quad \psi_I = 0.0, \quad \psi_{II} = 0.0 \quad \text{угловые параметры}$$

$$l_{1c_{II}} = 0.036 \text{ м} \quad \text{размах одной консоли}$$

$$\zeta_{II} = 0.0 \quad \text{обратное сужение}$$

$$b_{b_{II}} = b_{\text{кр}} \quad \text{длина бортовой хорды}$$

$$\chi_{0_{II}} = 0.0 \text{ рад} \quad \text{угол стреловидности}$$

$$L_{vI_{b_{II}}} = 0.882 \text{ м} \quad \text{расстояние до точки схода вихря}$$

Дополнительные геометрические параметры

$$\lambda_{\text{нос}} = 0.5 \quad \text{удлинение носовой части}$$

$$\lambda_{\text{цил}} = 20.1 \quad \text{удлинение цилиндрической части}$$

$$L_{xv_k} = 0.086 \text{ м} \quad \text{длина задней части для крыла}$$

$$L_{xv_{\text{оп}}} = 1.068 \text{ м} \quad \text{длина задней части для оперения}$$

Вспомогательные коэффициенты

$$Fi_1 = 5.0$$

$$Fi_2 = 0.4951$$

$$Fi_{2_{\text{оп}}} = 5.0$$

4.1.3 Расчёт аэродинамических характеристик изолированных элементов

Для каждого числа Маха $M[i]$:

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

4.1.4 Учёт пограничного слоя

$$\begin{aligned} \bar{\delta}_{3B3}[i] &= \frac{0.093L_1(1 + 0.4M[i] + 0.147M[i]^2 - 0.006M[i]^3)}{(V[i]L_1/\nu)^{0.2}D} \\ x_{nc_kp}[i] &= \left(1 - \frac{2\bar{D}^2\bar{\delta}_{3B3}[i]}{1 - \bar{D}^2}\right) \left(1 - \frac{\bar{D}(\eta_k - 1)\bar{\delta}_{3B3}[i]}{(1 - \bar{D})(\eta_k + 1)}\right) \end{aligned}$$

4.1.5 Расчёт коэффициентов интерференции

Для $M[i] \geq 1$:

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

4.1.6 Расчёт скоса потока

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

4.1.7 Учёт торможения потока

$$\begin{aligned}\kappa_{q_{\text{hoc}}}[i] &= \text{get_kappa_q_Nos_Con}(M[i], \lambda_{\text{hoc}}) \\ \kappa_{q_{\text{исп}}}[i] &= \text{get_kappa_q_IsP}(M[i], L_A, b_{\text{оп}})\end{aligned}$$

4.1.8 Формирование итоговых аэродинамических характеристик

$$\begin{aligned}S &= S_{\text{оп}} + S_{\text{конс}} + S_f \\ \bar{s}_f &= \frac{S_f}{S}, \quad \bar{s}_1 = \frac{S_{\text{оп}}}{S}, \quad \bar{s}_2 = \frac{S_{\text{конс}}}{S} \\ c_{y\alpha_1}[i] &= c_{y\alpha_f}[i]\bar{s}_f + c_{y\alpha_1}[i]\bar{s}_1\kappa_{t1}[i] + c_{y\alpha_2}[i]\bar{s}_2\kappa_{t2}[i] \\ c_{y1}[i] &= c_{y\alpha_1}[i] \cdot \alpha[2000]\end{aligned}$$

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.