



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

КАФЕДРА

СМ1 «Космические аппараты и ракеты-носители»

Домашнее задание №1
по курсу «Проектирование летательных аппаратов
с жидкостными ракетными двигателями»

Вариант №13

Группа: СМ1-81

Студент: Новиков А.Р.

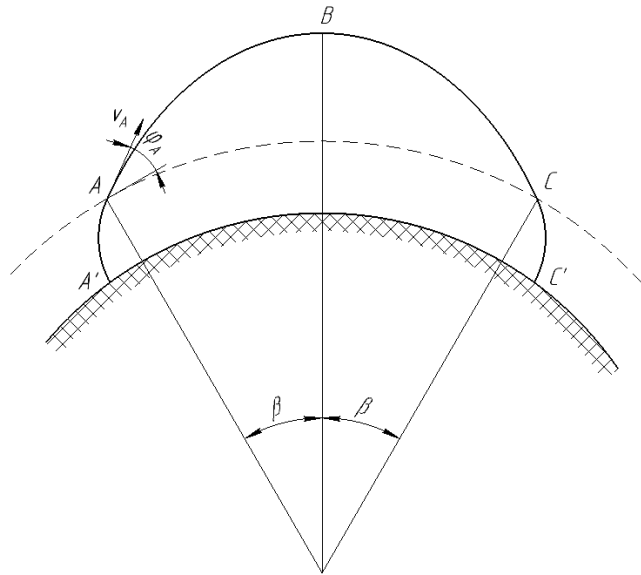
Преподаватель: Коровин В.В.

(Подпись, дата)

(Подпись, дата)

Москва, 2024

Исходные данные



- Дальность полета: $L = 3900$ км
- Масса полезной нагрузки: $M_{\text{ПГ}} = 2.2$ т
- Топливо: АТ + НДМГ

В данном задании необходимо:

- Провести баллистический расчет
- Провести массовый расчет
- Провести объемно-габаритный расчет
- Построить эскиз вида общего

Решение

1 Баллистический расчет

Найдем дальность баллистического участка:

$$L_{\text{балл}} = \frac{L}{K_d} = 3543 \text{ км} \quad (1.1)$$

где коэффициент дальности K_d находится по графику (рис. 1.1).

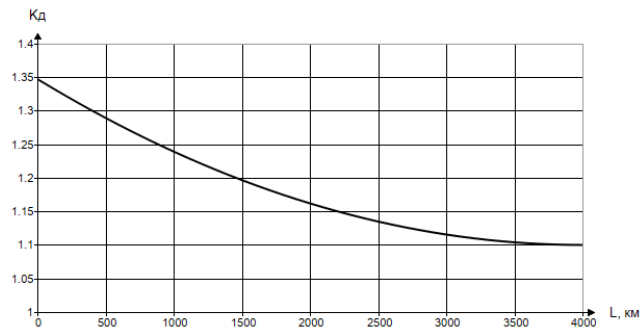


Рисунок 1.1 — Зависимость коэффициента дальности K_d от дальности L

Для дальности $L = 3900$ км он равен $K_d = 1.1002$.

Тогда угол, на котором разворачивается баллистический участок, равен

$$\beta = \frac{L_{\text{балл}}}{2R_3} = 15.94^\circ \quad (1.2)$$

где радиус Земли равен $R_3 = 6371$ км.

Определим угол бросания φ_A по графику (рис. 1.2):

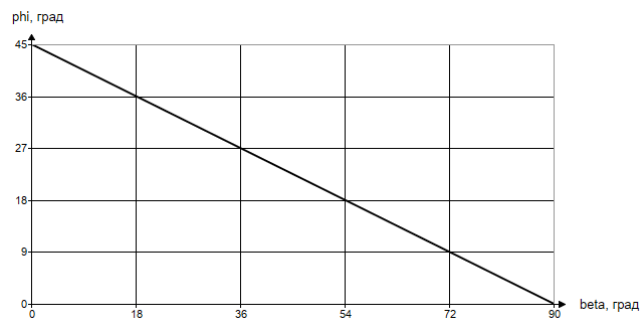


Рисунок 1.2 — Зависимость угла бросания φ_A от угла β

$$\varphi_A = 37.03^\circ \quad (1.3)$$

Запишем формулу, связывающую угол бросания, относительную скорость и угол β :

$$\operatorname{tg} \beta = \nu_A \frac{\operatorname{tg} \varphi_A}{1 - \nu_A + \operatorname{tg}^2 \varphi_A} \quad (1.4)$$

Получим $\nu_A = 0.431$.

Найдем высоту конца активного участка в первом приближении по зависимости (рис. 1.3).

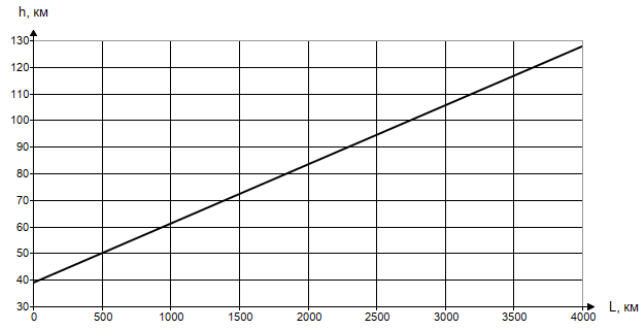


Рисунок 1.3 — Зависимость высоты конца активного участка $h_{\text{акт}}$ от дальности L

Для дальности $L = 3900$ км она равна $h_{\text{акт}} = 125.6$ км.

Тогда геоцентрический радиус конца активного участка равен

$$r_A = R_3 + h_A = 6497 \text{ км} \quad (1.5)$$

Тогда круговая скорость для точки А равна

$$v_{\text{круг}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_A}} = 7833 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (1.6)$$

Скорость в конце активного участка равна

$$v_A = \sqrt{\nu_A \cdot v_{\text{круг}}^2} = 5142 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (1.7)$$

Проведем расчет второго приближения.

Найдем оптимальный угол бросания

$$\text{tg} \varphi_A^{\text{опт}} = \sqrt{\frac{\nu_A}{2} \cdot \frac{2R_3 - (r_A + R_3)\nu_A}{R_3\nu_A + 2(r_A - R_3)}} = 0.719 \quad (1.8)$$

$$\varphi_A^{\text{опт}} = 35.73^\circ \quad (1.9)$$

Уточним параметры, используя выражение

$$\text{tg} \beta = \frac{\nu_A \cdot \text{tg} \varphi_A^{\text{опт}}}{1 - \nu_A + \text{tg}^2 \varphi_A^{\text{опт}}} \quad (1.10)$$

Откуда получим

$$\nu_A = 0.431 \quad (1.11)$$

Тогда скорость в конце активного участка равна

$$v_A = \sqrt{\nu_A \cdot v_{\text{круг}}^2} = 5144 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (1.12)$$

Рассчитаем требуемую характеристическую скорость

$$v_{\text{хар}} = v_A + \Sigma \Delta v_i = 6430 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (1.13)$$

где суммарные потери характеристической скорости равны

$$\Sigma \Delta v_i = 0.25 v_A = 1286 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (1.14)$$

Из формулы Циолковского

$$v_{\text{хар}} = -J_{\text{п}} \ln \mu_{\text{к}} \quad (1.15)$$

выразим относительную конечную массу ракеты:

$$\mu_{\text{к}} = \exp\left(-\frac{v_{\text{хар}}}{J_{\text{п}}}\right) = 0.134 \quad (1.16)$$

где для топливной пары АТ + НДМГ пустотный удельный импульс равен

$$J_{\text{п}} = 3200 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (1.17)$$

2 Массовый расчет

Запишем весовое уравнение для одноступенчатой ракеты с ЖРД:

$$G_{\text{к}} = G_{\text{пг}} + G_{\text{то}} + G_{\text{ду}} + G_{\text{пр}} \quad (2.1)$$

Разделим это выражение на стартовый вес G_0 :

$$\frac{G_{\text{к}}}{G_0} = \frac{G_{\text{пг}}}{G_0} + \frac{G_{\text{то}}}{G_0} + \frac{G_{\text{ду}}}{G_0} + \frac{G_{\text{пр}}}{G_0} \quad (2.2)$$

Заменим слагаемые на коэффициенты:

$$\mu_{\text{к}} = \mu_{\text{пг}} + a_{\text{то}}(1 - \mu_{\text{к}}) + \frac{\gamma_{\text{ду}}}{\nu_0} + \mu_{\text{пр}} \quad (2.3)$$

$$\frac{G_{\text{то}}}{G_0} = a_{\text{то}} \frac{G_{\text{т}}}{G_0} = a_{\text{то}} \frac{G_0 - G_{\text{к}}}{G_0} = a_{\text{то}}(1 - \mu_{\text{к}}) \quad (2.4)$$

где $a_{\text{то}} = \frac{G_{\text{то}}}{G_{\text{т}}}$ — весовой коэффициент топливного отсека.

$$\frac{G_{\text{ду}}}{G_0} = \gamma_{\text{ду}} \frac{P_0}{G_0} = \frac{\gamma_{\text{ду}}}{\nu_0} \frac{G_0}{G_0} = \frac{\gamma_{\text{ду}}}{\nu_0} \quad (2.5)$$

где $\gamma_{\text{ДУ}} = \frac{G_{\text{ДУ}}}{P_0}$ — весовой коэффициент двигательной установки, $\nu_0 = \frac{G_0}{P_0}$ — стартовая нагрузка на тягу.

Из уравнения (2.3) получим:

$$\mu_{\text{ПГ}} = \mu_{\text{к}}(1 + a_{\text{ТО}}) - a_{\text{ТО}} - \frac{\gamma_{\text{ДУ}}}{\nu_0} - \mu_{\text{пр}} \quad (2.6)$$

где $\mu_{\text{ПГ}} = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_0}$.

Найдем зависимости весовых коэффициентов от стартовой массы по эмпирическим зависимостям. Для топливной пары АТ + НДМГ они имеют вид:

$$a_{\text{ТО}} = 0.033(1 + 0.5 \exp(-0.014M_{\text{T}})) \quad (2.7)$$

$$\gamma_{\text{ДУ}} = 0.012(1 + 1.0 \exp(-0.0009P_{\text{п}})) \quad (2.8)$$

$$\mu_{\text{пр}} = 0.013(1 + 0.59 \exp(-0.0048M_0)) + \frac{0.25}{M_0} \quad (2.9)$$

Зависимость топлива от стартовой массы:

$$M_{\text{T}} = M_0(1 - \mu_{\text{к}}) \quad (2.10)$$

Расчитаем время работы ДУ:

$$t_{\text{к}} = \frac{J_{\text{п}}\nu_0(1 - \mu_{\text{к}})}{k_{\text{п}}g_0} = 147.373 \text{ с} \quad (2.11)$$

где $k_{\text{п}} = 1.15$ — коэффициент тяги в пустоте, $\nu_0 = 0.6$ — стартовая нагрузка на тягу.

Секундный массовый расход равен

$$\dot{m} = \frac{M_{\text{T}}}{t_{\text{к}}} = \frac{M_0(1 - \mu_{\text{к}})}{t_{\text{к}}} \quad (2.12)$$

Тогда пустотная тяга равна

$$P_{\text{п}} = \dot{m}J_{\text{п}} = \frac{M_0(1 - \mu_{\text{к}})}{t_{\text{к}}}J_{\text{п}} \quad (2.13)$$

Получим зависимость всех весовых коэффициентов от стартовой массы. Тогда весовое уравнение (2.6) примет вид

$$M_0 = \frac{M_{\text{ПГ}}}{\mu_{\text{к}}(1 + a_{\text{ТО}}(M_0)) - a_{\text{ТО}}(M_0) - \frac{\gamma_{\text{ДУ}}(M_0)}{\nu_0} - \mu_{\text{пр}}(M_0)} \quad (2.14)$$

Решая это уравнение, получим

$$M_0 = 49.142 \text{ т} \quad (2.15)$$

Найдем составляющие массы ракеты:

- Масса топлива

$$M_T = M_0(1 - \mu_k) = 42.553 \text{ т} \quad (2.16)$$

- Масса горючего:

$$M_\Gamma = \frac{M_T}{1 + k_M} = 11.198 \text{ т} \quad (2.17)$$

где $k_M = 2.8$ — коэффициент избытка окислителя для топливной пары АТ + НДМГ.

- Масса окислителя:

$$M_{OK} = k_M M_\Gamma = 31.355 \text{ т} \quad (2.18)$$

- Масса топливного отсека:

$$M_{ТО} = a_{ТО} M_T = 1.791 \quad (2.19)$$

- Масса двигательной установки:

$$M_{ДУ} = \frac{\gamma_{ДУ}}{\nu_0} M_0 = 1.411 \text{ т} \quad (2.20)$$

- Прочая масса:

$$M_{пр} = \mu_{пр} M_0 = 1.187 \text{ т} \quad (2.21)$$

Выполним проверку:

$$\begin{aligned} M_{ПГ} + M_\Gamma + M_{OK} + M_{ТО} + M_{ДУ} + M_{пр} = \\ = 2.2 + 11.198 + 31.355 + 1.791 + 1.411 + 1.187 = 49.142 \text{ т} = M_0 \end{aligned} \quad (2.22)$$

3 Объемно-габаритный расчет

Зададимся диаметром ракеты таким образом, чтобы ее удлинение $\lambda = \frac{L}{d}$ было в пределах $\lambda = 8 \dots 12$. Выберем $d = 2 \text{ м}$.

Будем применять схему с межбаковым отсеком. Примем его длину, равную

$$L_{меж} = 0.1d = 0.2 \text{ м} \quad (3.1)$$

3.1 Расчет тоннельной трубы

Найдем расход окислителя:

$$\dot{m}_{\text{OK}} = \dot{m} \frac{k_M}{1 + k_M} = 212.761 \frac{\text{кг}}{\text{с}} \quad (3.2)$$

Тогда диаметр тоннельной трубы равен

$$d_{\text{тр}} = \sqrt{\frac{\dot{m}_{\text{OK}}}{\frac{\pi}{4} v \rho_{\text{OK}}}} = 0.25 \text{ м} \quad (3.3)$$

где $v = 3 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ — скорость движения окислителя по трубе, $\rho_{\text{OK}} = 1440 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ — плотность окислителя.

Тогда диаметр магистральной трубы равен

$$d_{\text{тон}} = d_{\text{тр}} + 0.06 \text{ м} = 0.31 \text{ м} \quad (3.4)$$

3.2 Расчет баков

Объем окислителя:

$$V_{\text{OK}} = \frac{M_{\text{OK}}}{\rho_{\text{OK}}} = 21.774 \text{ м}^3 \quad (3.5)$$

Объем горючего:

$$V_{\text{Г}} = \frac{M_{\text{Г}}}{\rho_{\text{Г}}} = 14.175 \text{ м}^3 \quad (3.6)$$

где $\rho_{\text{Г}} = 790 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ — плотность горючего.

Расчитаем объем баков с запасом:

$$V_{\text{БО}} = 1.1 V_{\text{OK}} = 23.952 \text{ м}^3 \quad (3.7)$$

$$V_{\text{БГ}} = 1.1 V_{\text{Г}} = 15.593 \text{ м}^3 \quad (3.8)$$

Расчитаем вылет баков:

$$h = 0.25 d = 0.5 \text{ м} \quad (3.9)$$

Найдем радиус днищ баков:

$$R_{\text{дн}} = 1.25 \frac{d}{2} = 1.25 \text{ м} \quad (3.10)$$

Тогда объем сегмента днища равен

$$V_{\text{дн}} = \frac{1}{3}\pi h^2(3R_{\text{дн}} - h) = 0.851 \text{ м}^3 \quad (3.11)$$

Объем цилиндрической части бака окислителя равен

$$L_{\text{цО}} = V_{\text{БО}} - 2V_{\text{дн}} = 22.25 \text{ м}^3 \quad (3.12)$$

Тогда длина цилиндрической части бака окислителя равна

$$L_{\text{цО}} = \frac{4V_{\text{цО}}}{\pi d^2} = 7.082 \text{ м} \quad (3.13)$$

Объем цилиндрической части бака горючего равен

$$V_{\text{цГ}} = V_{\text{БГ}} - 2(V_{\text{дн}} - \frac{\pi d_{\text{тон}}^2}{4}h) = 13.967 \text{ м}^3 \quad (3.14)$$

Тогда длина цилиндрической части бака горючего равна

$$L_{\text{цГ}} = \frac{V_{\text{цГ}}}{\frac{\pi}{4}(d^2 - d_{\text{тон}}^2)} = 4.555 \text{ м} \quad (3.15)$$

3.3 Расчет приборного отсека

Введем следующее допущение:

$$M_{\text{ПО}} = \frac{M_{\text{пр}}}{2} = 593.282 \text{ кг} \quad (3.16)$$

Тогда объем приборного отсека равен

$$V_{\text{ПО}} = \frac{M_{\text{ПО}}}{\rho_{\text{ПО}}} = 1.825 \text{ м}^3 \quad (3.17)$$

где $\rho_{\text{ПО}} = 325 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ — принятая плотность приборного отсека.

Тогда длина приборного отсека равна

$$L_{\text{ПО}} = \frac{4V_{\text{ПО}}}{\pi d^2} = 0.581 \text{ м} \quad (3.18)$$

3.4 Расчет головной части

Зададимся углом раскрытия головной части, равным 40° . Тогда длина головной части равна

$$L_{ГЧ} = \frac{d}{2tg20^\circ} = 2.747 \text{ м} \quad (3.19)$$

Тогда объем головной части равен

$$V_{ГЧ} = \frac{1}{3} \frac{\pi d^2}{4} L_{ГЧ} = 2.877 \text{ м}^3 \quad (3.20)$$

3.5 Расчет хвостового отсека

Для упрощения расчетов примем двигатель ракеты однокамерным.

Для топливной пары АТ + НДМГ расходный комплекс равен

$$\beta_T = 170 \text{ с} = 1668 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (3.21)$$

Давление в камере сгорания примем равным

$$p_k = 10 \text{ МПа} \quad (3.22)$$

Давление на срезе сопла примем равным

$$p_a = 0.07 \text{ МПа} \quad (3.23)$$

Показатель процесса расширения для топливной пары равен

$$n = 1.2 \quad (3.24)$$

Рассчитаем площадь критического сечения:

$$S_{кр} = \beta_T \frac{P_{\pi}}{p_k J_{\pi}} = 0.048 \text{ м}^2 \quad (3.25)$$

Диаметр критического сечения равен

$$d_{кр} = \sqrt{\frac{4S_{кр}}{\pi}} = 0.248 \text{ м} \quad (3.26)$$

Радиус критического сечения равен

$$r_{\text{кр}} = \frac{d_{\text{кр}}}{2} = 0.124 \text{ м} \quad (3.27)$$

Тогда площадь выходного сечения сопла равна

$$S_a = S_{\text{кр}} \left(\frac{\frac{n-1}{2} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}{\left(\frac{p_a}{p_{\text{к}}} \right)^{\frac{2}{n}} - \left(\frac{p_a}{p_{\text{к}}} \right)^{\frac{n+1}{n}}} \right) = 0.743 \text{ м}^2 \quad (3.28)$$

Тогда диаметр выходного сечения равен

$$d_a = \sqrt{\frac{4S_a}{\pi}} = 0.973 \text{ м} \quad (3.29)$$

Радиус выходного сечения равен

$$r_a = \frac{d_a}{2} = 0.486 \text{ м} \quad (3.30)$$

Проведем расчет закритической части сопла. В качестве первого приближения рассмотрим коническое сопло. Угол раскрытия сопла примем равным $2\beta = 40^\circ$.

Тогда длина этого сопла равна

$$l_{\text{к}} = \frac{r_a - r_{\text{кр}}}{\text{tg}\beta} = 0.996 \text{ м} \quad (3.31)$$

В качестве второго приближения примем параболический профиль сопла. Длина его закритической части равна

$$l_{\text{закр}} = 0.8l_{\text{к}} = 0.797 \text{ м} \quad (3.32)$$

Рассчитаем докритическую часть сопла. Диаметр камеры примем равным

$$d_{\text{кам}} = 2d_{\text{кр}} = 0.495 \text{ м} \quad (3.33)$$

Тогда радиус камеры сгорания равен

$$r_{\text{кам}} = \frac{d_{\text{кам}}}{2} = 0.248 \text{ м} \quad (3.34)$$

Длину камеры сгорания примем равной

$$l_{\text{кам}} = 3d_{\text{кр}} = 0.743 \text{ м} \quad (3.35)$$

Примем угол сужения докритической части равным $2\beta_{\text{докр}} = 90^\circ$.

Тогда длина докритической части сопла равна

$$l_{\text{докр}} = \frac{r_{\text{кам}} - r_{\text{кр}}}{tg\beta_{\text{докр}}} = 0.124 \text{ м} \quad (3.36)$$

Длина сопла равна

$$l_{\text{с}} = l_{\text{докр}} + l_{\text{закр}} = 0.921 \text{ м} \quad (3.37)$$

Длину двигательной установки примем равной

$$L_{\text{ду}} = 2l_{\text{с}} = 1.842 \text{ м} \quad (3.38)$$

Длину хвостового отсека примем равной длине двигательной установки:

$$L_{\text{хо}} = L_{\text{ду}} = 1.842 \text{ м} \quad (3.39)$$

3.6 Расчет длины ракеты

Расчитаем полную длину ракеты:

$$L = L_{\text{гч}} + L_{\text{по}} + L_{\text{цо}} + L_{\text{меж}} + L_{\text{цг}} + 4h + L_{\text{хо}} = 19.007 \text{ м} \quad (3.40)$$

Расчитаем удлинение ракеты:

$$\lambda = \frac{L}{d} = 9.504 \quad (3.41)$$

Данное значение находится в допустимых пределах.