



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.

---

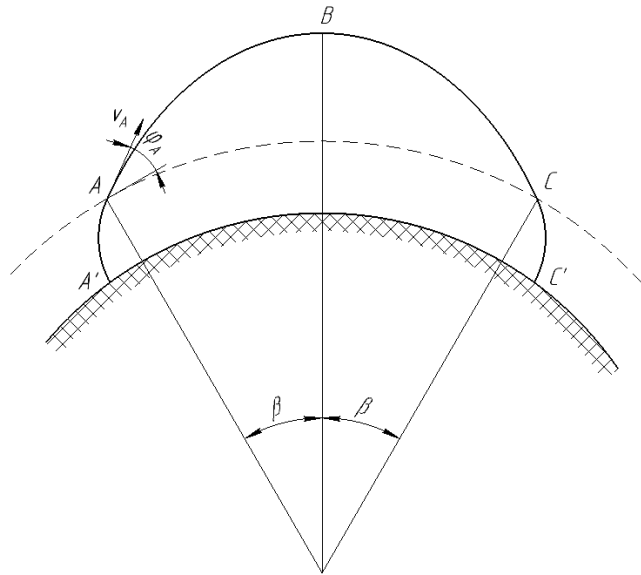
(Подпись, дата)

---

(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).

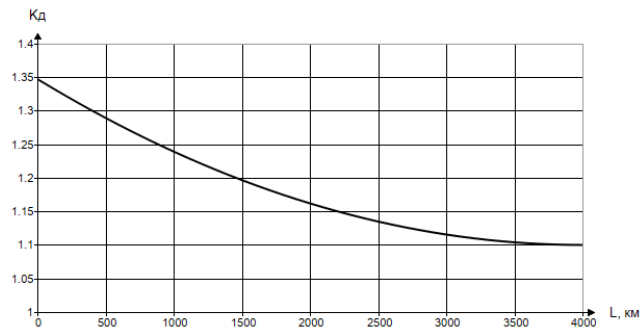


Рисунок 1.1 — Зависимость коэффициента дальности  $K_d$  от дальности  $L$

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  $\varphi_A$  по графику (рис. 1.2):

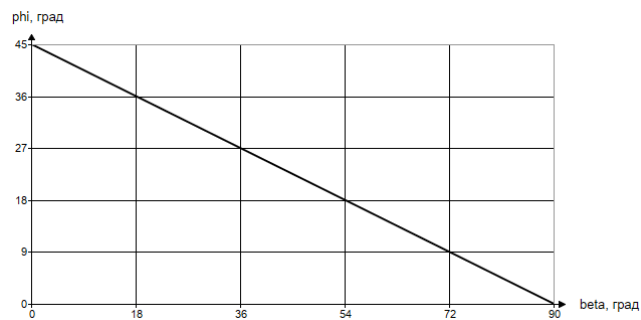


Рисунок 1.2 — Зависимость угла бросания  $\varphi_A$  от угла  $\beta$

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

Запишем формулу, связывающую угол бросания, относительную скорость и угол  $\beta$ :

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

Получим  $\nu_A = 0.431$ .

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

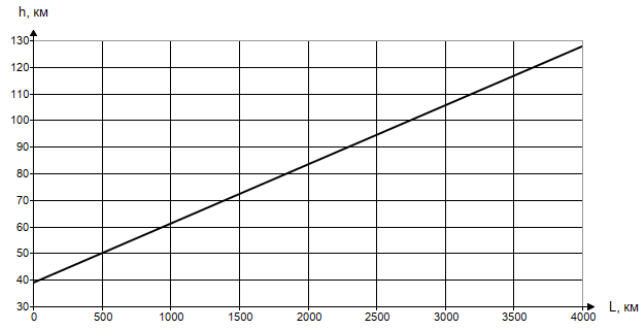


Рисунок 1.3 — Зависимость высоты конца активного участка  $h_{\text{акт}}$  от дальности  $L$

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  $40^\circ$ . 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

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

Тогда площадь выходного сечения сопла равна

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

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

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

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

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

Рассчитаем докритическую часть сопла. Диаметр камеры примем равным

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

Тогда радиус камеры сгорания равен

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

Длину камеры сгорания примем равной

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

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

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.