



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 №2  
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

- Характеристическая скорость:  $v_{\text{хар}} = 6430 \frac{\text{м}}{\text{с}}$
- Масса полезного груза:  $M_{\text{ПГ}} = 2.2 \text{ т}$

## 1 Массовый расчет двухступенчатой ракеты

Введем соотношение стартовых масс ступеней:

$$\lambda = \frac{M_{02}}{M_{01}} \quad (1.1)$$

где  $M_{01} = M_0$  — стартовая масса ракеты.

Вторая ступень является полезным грузом для первой ступени:

$$M_{\text{ПГ1}} = M_{02} \quad (1.2)$$

Тогда относительная масса полезного груза первой ступени равна

$$\mu_{\text{ПГ1}} = \frac{M_{\text{ПГ1}}}{M_{01}} = \frac{M_{02}}{M_{01}} = \lambda \quad (1.3)$$

Тогда для второй ступени:

$$\mu_{\text{ПГ2}} = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_{02}} = \frac{M_{\text{ПГ}}}{\lambda M_{01}} \quad (1.4)$$

Запишем весовые уравнения для двухступенчатой ракеты:

$$\begin{aligned} \mu_{\text{к1}} &= \frac{1}{1 + a_{\text{ТО1}}} \left( \lambda + a_{\text{ТО1}} + \frac{\gamma_{\text{ДУ1}}}{\nu_{01}} + \mu_{\text{пр1}} \right) \\ \mu_{\text{к2}} &= \frac{1}{1 + a_{\text{ТО2}}} \left( \frac{M_{\text{ПГ}}}{\lambda M_{01}} + a_{\text{ТО2}} + \frac{\gamma_{\text{ДУ2}}}{\nu_{\text{П2}}} + \mu_{\text{пр2}} \right) \end{aligned} \quad (1.5)$$

Весовые коэффициенты для топливной пары АТ + НДМГ принимают вид:

- для первой ступени:

$$\begin{cases} a_{\text{ТО1}} = 0.033 (1 + 0.5 \exp(-0.014 M_{\text{T1}})) \\ \gamma_{\text{ДУ1}} = 0.012 (1 + 1.0 \exp(-0.0009 P_{\text{п1}})) \\ \mu_{\text{пр1}} = 0.013 (1 + 0.59 \exp(-0.0048 M_{01})) \end{cases} \quad (1.6)$$

- для второй ступени:

$$\begin{cases} a_{\text{ТО2}} = 0.033 (1 + 0.5 \exp(-0.014 M_{\text{T2}})) \\ \gamma_{\text{ДУ2}} = 0.012 (1 + 1.0 \exp(-0.0009 P_{\text{п2}})) \\ \mu_{\text{пр2}} = 0.013 (1 + 0.59 \exp(-0.0048 M_{02})) + \frac{0.25}{M_{02}} \end{cases} \quad (1.7)$$

где:

$$M_{\text{Ti}} = M_0 (1 - \mu_{\text{ки}}) \quad (1.8)$$

$$P_{\text{пи}} = \dot{m}_i \cdot J_{\text{пи}} \quad (1.9)$$

$$\dot{m}_i = \frac{M_{\text{Ti}}}{t_i} \quad (1.10)$$

$$t_i = \frac{J_{\text{пи}} \nu_i (1 - \mu_{\text{ки}})}{k_{\text{п}} g_0} \quad (1.11)$$

Запишем формулу Циолковского для двухступенчатой ракеты:

$$v_{\text{хар}} = -J_{\text{п1}} \ln \mu_{\text{к1}} - J_{\text{п2}} \ln \mu_{\text{к2}} \quad (1.12)$$

Примем следующие параметры:

- Пустотный удельный импульс для топливной пары АТ + НДМГ:  $J_{\text{п1}} = 3200 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ ,  $J_{\text{п2}} = J_{\text{п1}} + 100 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 3300 \frac{\text{м}}{\text{с}}$
- Стартовая нагрузка на тягу:  $\nu_{01} = 0.7$ ,  $\nu_{02} = 0.9$
- Коэффициент тяги в пустоте:  $k_{\text{п}} = 1.15$
- Ускорение свободного падения  $g_0 = 9.81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$

Таким образом все параметры ракеты зависят только от стартовой массы ракеты  $M_0 = M_{01}$  и распределения масс между ступенями  $\lambda = \frac{M_{02}}{M_{01}}$ . Искать параметры ракеты будем из расчета минимальной стартовой массы при условии равенства характеристической скорости рассчитанному ранее значению. Расчет будем проводить по следующему алгоритму:

1. Задаемся первичными значениями  $M_0$  и  $\lambda$ .
2. Варьируем  $\lambda$  при  $M_0 = \text{const}$ , находим  $\lambda_{\text{opt}}$ , при котором  $v_{\text{хар}}$  принимает максимальное значение.
3. Сравниваем заданную  $v_{\text{хар}}$  с текущей и корректируем  $M_0$ .

В результате расчетов получим:

$$M_0 = 28.014 \text{ т} \quad (1.13)$$

$$\lambda_{opt} = 0.33 \quad (1.14)$$

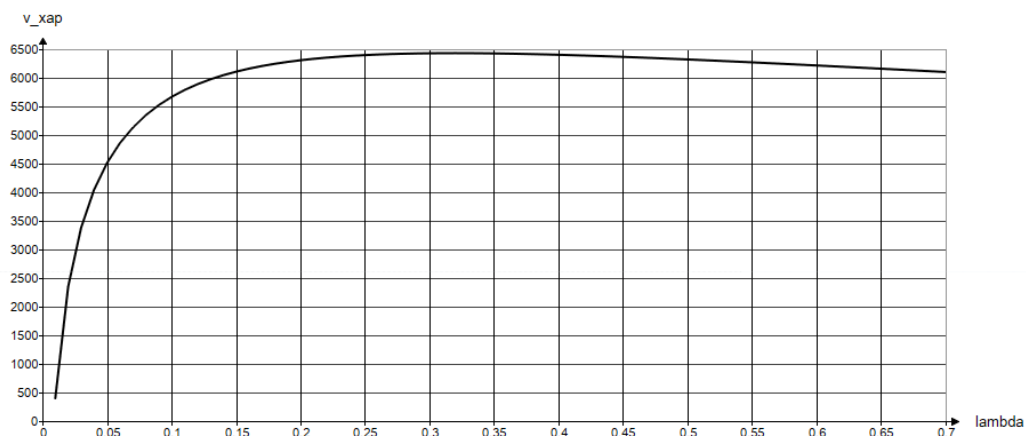


Рисунок 1.1 — График распределения масс ступеней при  $M_0 = 28.014$  т

Найдем весовые коэффициенты рассчитанной ракеты:

- Первая ступень:

$$\begin{cases} a_{TO1} = 0.046 \\ \gamma_{ДУ1} = 0.019 \\ \mu_{пр1} = 0.02 \\ \mu_{к1} = 0.405 \end{cases} \quad (1.15)$$

- Вторая ступень:

$$\begin{cases} a_{TO2} = 0.048 \\ \gamma_{ДУ2} = 0.023 \\ \mu_{пр2} = 0.047 \\ \mu_{к2} = 0.342 \end{cases} \quad (1.16)$$

При этом характеристические скорости ступеней равны

$$v_{xap1} = -J_{п1} \ln \mu_{к1} = 2892.9 \frac{\text{М}}{\text{с}} \quad (1.17)$$

$$v_{xap2} = -J_{п2} \ln \mu_{к2} = 3537.1 \frac{\text{М}}{\text{с}} \quad (1.18)$$

## 2 Сравнительный анализ результатов

Стартовая масса одноступенчатой ракеты получилась равной

$$M_0 = 49.142 \text{ т} \quad (2.1)$$

Для двухступенчатой ракеты она равна

$$M_0 = 28.014 \text{ т} \quad (2.2)$$

Стартовые массы отличаются в 1,76 раза. Значительное отличие стартовых масс связано с большой дальностью  $L = 3900$  км, поскольку проектировать одноступенчатые ракеты на такую дальность крайне невыгодно по массе.