

Вариант 13

Исходные данные

$$L := 3900 \text{ km}$$

$$M_{\text{ПГ}} := 2.2 \text{ tonne}$$

Топливо: АТ + НДМГ

Радиус Земли

$$R_3 := 6371 \text{ km}$$

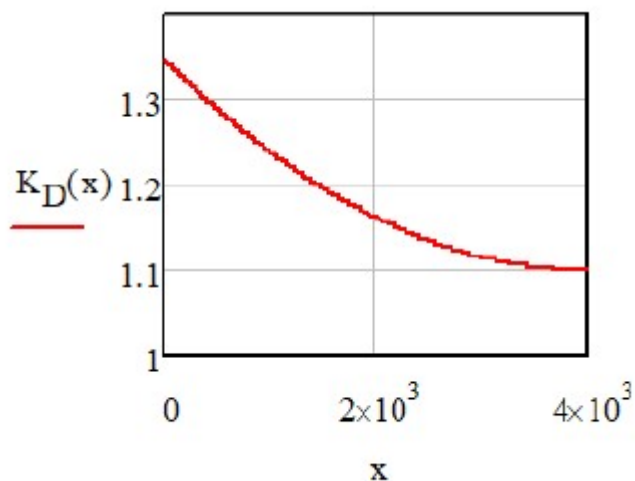
Гравитационный параметр Земли

$$\mu := 3.986 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}$$

Ускорение свободного падения на старте

$$g_0 := 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

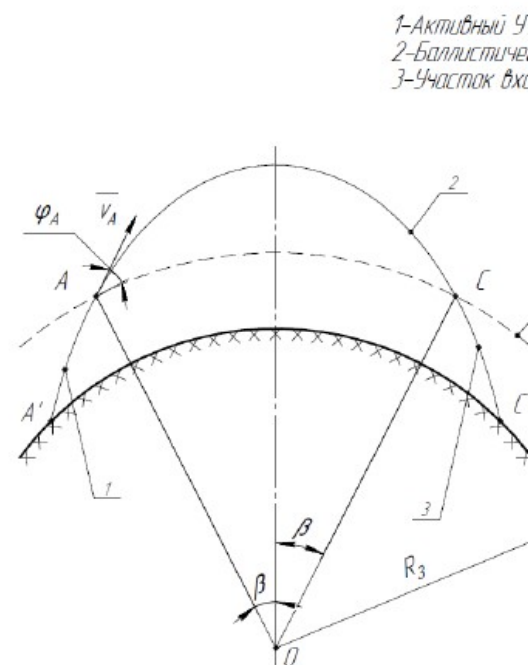
Баллистический расчет



Находим коэффициент дальности по графику

$$K_D = a \cdot L^2 + b \cdot L + c$$

$$\frac{dK_D}{dL} = 2a \cdot L + b$$



dL

$$K_d(400 \text{ km}) = 1.3 \quad K_d(4000 \text{ km}) = 1.1 \quad \frac{dK_d}{dL}(4000 \text{ km}) = 0$$

$$A := \begin{bmatrix} 400^2 & 400 & 1 \\ 4000^2 & 4000 & 1 \\ 2 \cdot 4000 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad b := \begin{bmatrix} 1.3 \\ 1.1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$a := \text{lsolve}(A, b) = \begin{bmatrix} 1.543 \cdot 10^{-8} \\ -1.235 \cdot 10^{-4} \\ 1.347 \end{bmatrix} \quad a_0 := a_0 \text{ km}^{-2}$$

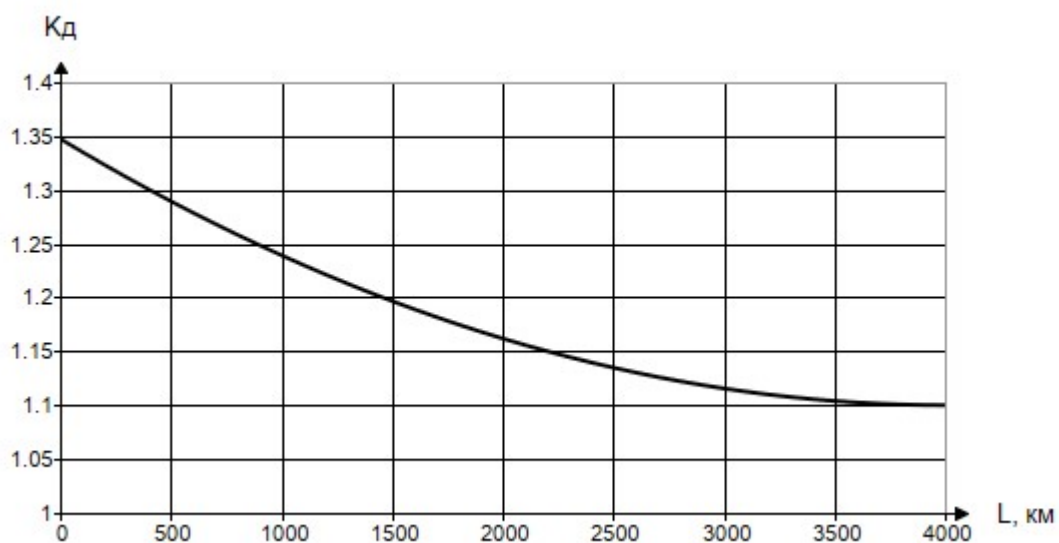
$$a_1 := a_1 \text{ km}^{-1}$$

$$K_d(L) := a_0 \cdot L^2 + a_1 \cdot L + a_2$$

$$x := 0 \text{ km}, 100 \text{ km} \dots 4000 \text{ km}$$

Ввод

$$X_1 := \frac{x}{\text{km}} \quad Y_1 := K_d(x)$$



pic2

$$K_d := K_d(L) = 1.1002$$

Длина баллистического участка

$$L_{\text{балл}} := \frac{L}{K_d} = (3.545 \cdot 10^3) \text{ km}$$

Угол, на котором разворачивается баллистический участок

$$\beta := \frac{L_{ball}}{2 R_3} = 15.94 \text{ deg}$$

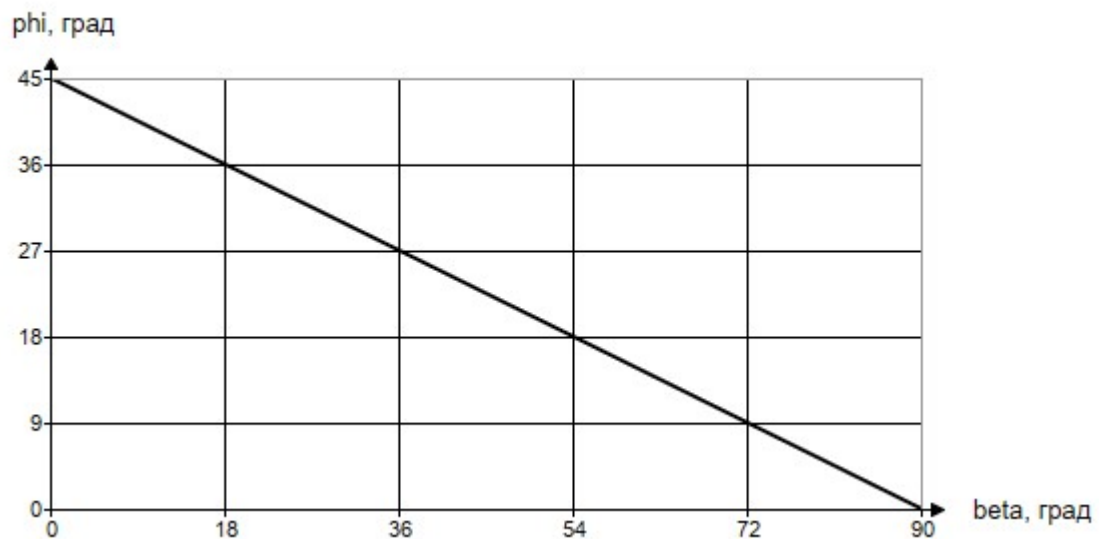
Угол бросания

$$\varphi_A(\beta) := \frac{\pi}{4} - \frac{\beta}{2}$$

$$x := 0 \text{ deg}, 1 \text{ deg} \dots 90 \text{ deg} \quad \varphi_A(90 \text{ deg}) = 0$$

Ввод

$$X_1 := \frac{x}{\text{deg}} \quad Y_1 := \frac{\varphi_A(x)}{\text{deg}}$$



pic3

$$\varphi_A := \varphi_A(\beta) = 37.03 \text{ deg}$$

Безразмерная скорость

Начальные
Условия
Ограничения

$$\tan(\beta) = \frac{\nu_A \cdot \tan(\varphi_A)}{1 - \nu_A + \tan(\varphi_A)^2}$$

$$\nu_A := 1$$

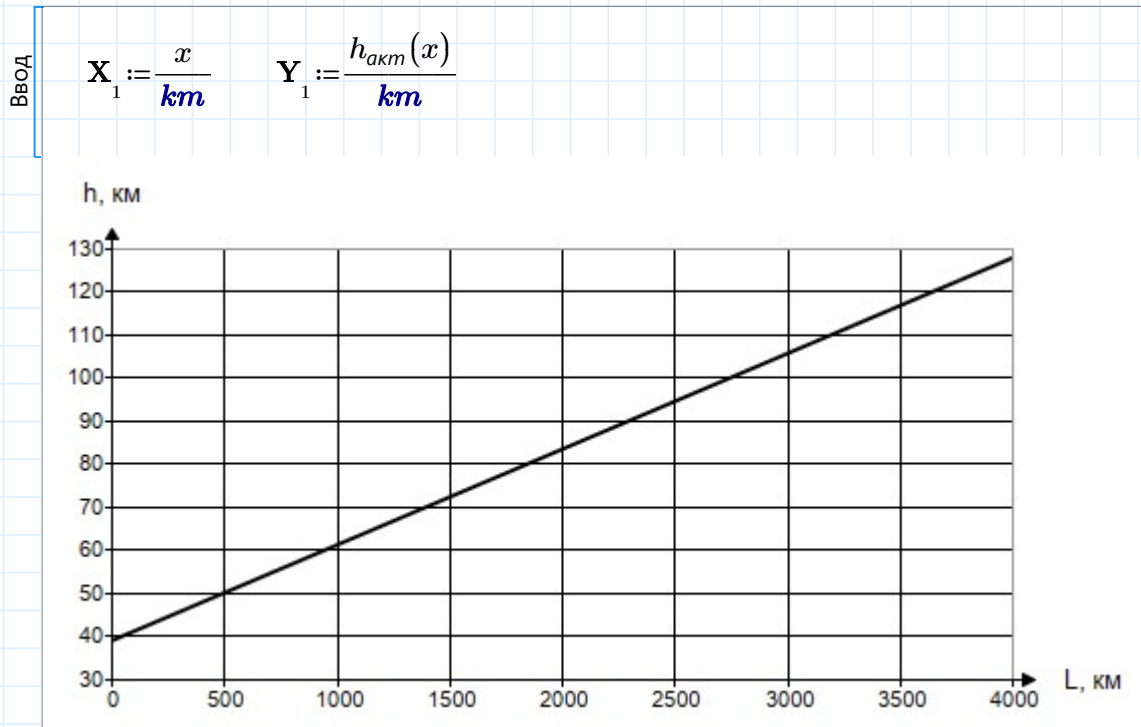
$$\nu_A := \text{find}(\nu_A) = 0.431$$

$$\nu_A = 0.431$$

Высота конца АУТ

$$h_{akm}(L) := 50 \text{ km} + \frac{100 \text{ km}}{4500 \text{ km}} (L - 500 \text{ km})$$

$$x := 0 \text{ km}, 100 \text{ km} \dots 4000 \text{ km}$$



pic4

$$h_A := h_{akm}(L) = 125.556 \text{ km}$$

Геоцентрический радиус

$$r_A := R_3 + h_A = (6.497 \cdot 10^3) \text{ km}$$

Круговая скорость

$$v_{крз} := \sqrt{\frac{\mu}{r_A}} = (7.833 \cdot 10^3) \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Скорость в конце АУТ

$$v_A := \sqrt{\nu_A} \cdot v_{крз} = (5.142 \cdot 10^3) \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Второе приближение для баллистического расчета

Оптимальный угол бросания

$$\text{tg} \varphi_{A_opt} := \sqrt{\frac{\nu_A}{2} \cdot \frac{2 R_3 - (r_A + R_3) \cdot \nu_A}{R_3 \cdot \nu_A + 2 (r_A - R_3)}} = 0.719$$

$$\varphi_{A_opt} := \text{atan}(\text{tg}\varphi_{A_opt}) = 35.73 \text{ deg}$$

Уточнение параметров

Безразмерная скорость

$$\tan(\beta) = \frac{\nu_A \cdot \text{tg}\varphi_{A_opt}}{1 - \nu_A + \text{tg}\varphi_{A_opt}^2}$$

$$\nu_A := 1$$

$$\nu_A := \text{find}(\nu_A) = 0.431$$

$$\nu_A = 0.431$$

Скорость в конце АУТ

$$v_A := \sqrt{\nu_A} \cdot v_{крыз} = (5.144 \cdot 10^3) \frac{m}{s}$$

Потери характеристической скорости

$$\Sigma \Delta v_i := 0.25 v_A = (1.286 \cdot 10^3) \frac{m}{s}$$

Характеристическая скорость

$$v_{хар} := v_A + \Sigma \Delta v_i = (6.43002 \cdot 10^3) \frac{m}{s}$$

Пустотный удельный импульс для данного топлива

$$J_n := 3200 \frac{m}{s}$$

Относительная конечная масса ракеты

$$\mu_k := \exp\left(-\frac{v_{хар}}{J_n}\right) = 0.134$$

$$\frac{M_k}{M_0} = \mu_k$$

Массовый расчет

Весовые коэффициенты

$$a_{\tau\tau}(M_{\tau}) := 0.033 \cdot \left(1 + 0.5 \exp\left(-0.014 \frac{M_{\tau}}{M_0}\right)\right)$$

$$\gamma_{\text{дв}}(P_n) := 0.012 \cdot \left(1 + 1.0 \exp \left(-0.0009 \frac{P_n}{\text{tonne}} \right) \right)$$

$$\mu_{np}(M_0) := 0.013 \cdot \left(1 + 0.59 \exp \left(-0.0048 \frac{M_0}{\text{tonne}} \right) \right) + \frac{0.25 \text{ tonne}}{M_0}$$

$$\mu_{np}(M_0) := 0.013 \cdot \left(1 + 0.59 \exp \left(-0.0048 \frac{M_0}{\text{tonne}} \right) \right) + \frac{0.25 \text{ tonne}}{M_0}$$

Время работы двигательной установки

Коэффициент тяги в пустоте для данной топливной пары

$$k_n := 1.15$$

Стартовая нагрузка на тягу

$$\nu_0 := 0.6$$

$$t_k := \frac{J_n \cdot \nu_0 \cdot (1 - \mu_k)}{k_n \cdot g_0} = 147.373 \text{ s}$$

Зависимость массы топлива от стартовой массы

$$M_T(M_0) := M_0 \cdot (1 - \mu_k)$$

Секундный массовый расход (в первом приближении)

$$m(M_0) := \frac{M_T(M_0)}{t_k}$$

Пустотная тяга

$$P_n(M_0) := m(M_0) \cdot J_n$$

Переопределение функций весовых коэффициентов

$$a_{TO}(M_0) := a_{TO}(M_T(M_0))$$

$$\gamma_{\text{дв}}(M_0) := \gamma_{\text{дв}}(P_n(M_0))$$

Ограничения

$$M_0 = \frac{M_{\text{пл}}}{\mu_k \cdot (1 + a_{TO}(M_0)) - a_{TO}(M_0) - \frac{\gamma_{\text{дв}}(M_0)}{\nu_0} - \mu_{np}(M_0)}$$

$$M_n := 10 \text{ tonne}$$

$$M_0 := \text{find } (M_0) = 49.142 \text{ tonne}$$

$$a_{TO} := a_{TO}(M_0) = 0.042$$

$$\gamma_{дy} := \gamma_{дy}(M_0) = 0.017$$

$$\mu_{np} := \mu_{np}(M_0) = 0.024$$

$$m := m(M_0) = 288.747 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Масса топлива

$$M_T := M_0 \cdot (1 - \mu_k) = 42.553 \text{ tonne}$$

Масса горючего

$$k_M := 2.8$$

$$M_f := \frac{M_T}{1 + k_M} = 11.198 \text{ tonne}$$

Масса окислителя

$$M_{OK} := k_M \cdot M_f = 31.355 \text{ tonne}$$

Масса топливного отсека

$$M_{TO} := a_{TO} \cdot M_T = 1.791 \text{ tonne}$$

Масса двигательной установки

$$M_{дy} := \gamma_{дy} \cdot \frac{M_0}{\nu_0} = 1.411 \text{ tonne}$$

Прочая масса

$$M_{np} := \mu_{np} \cdot M_0 = 1.187 \text{ tonne}$$

Проверка

$$M_{ПГ} + M_{TO} + M_{OK} + M_f + M_{дy} + M_{np} = 49.142 \text{ tonne}$$

$$M_0 = 49.142 \text{ tonne}$$

Объемно-габаритный расчет

Диаметр ракеты

$$d := 2 \text{ м}$$

$$\lambda = 8, \dots 10$$

Длина межбакового отсека

$$L_{\text{меж}} := 0.1 \text{ д} = 0.2 \text{ м}$$

Расчет тоннельной трубы

Расход окислителя в тоннельной трубе

$$m_{\text{OK}} := \frac{k_M}{k_M + 1} m = 212.761 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Диаметр тоннельной трубы

Скорость движения окислителя в тоннельной трубе

$$v_{\text{mp}} := 3 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Плотность окислителя

$$\rho_{\text{OK}} := 1440 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

$$d_{\text{mp}} := \sqrt{\frac{m_{\text{OK}}}{\frac{\pi}{4} \cdot v_{\text{mp}} \cdot \rho_{\text{OK}}}} = 0.25 \text{ м}$$

Диаметр магистральной трубы

$$d_{\text{мон}} := d_{\text{mp}} + 0.06 \text{ м} = 0.31 \text{ м}$$

Расчет баков

Объем окислителя

$$V_{\text{OK}} := \frac{M_{\text{OK}}}{\rho_{\text{OK}}} = 21.774 \text{ м}^3$$

Объем горючего

Плотность горючего

$$\rho_{\text{Г}} := 790 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

$$V_{\text{Г}} := \frac{M_{\text{Г}}}{\rho_{\text{Г}}} = 14.175 \text{ м}^3$$

ρ_{Γ}

Объем бака окислителя

$$V_{BO} := 1.1 V_{OK} = 23.952 \text{ } m^3$$

Объем бака горючего

$$V_{BG} := 1.1 V_{\Gamma} = 15.593 \text{ } m^3$$

Вылет днища баков

$$h := 0.25 \text{ } d = 0.5 \text{ } m$$

Радиус днища

$$R_{\partial H} := 1.25 \frac{d}{2} = 1.25 \text{ } m$$

Объем сегмента днища

$$V_{\partial H} := \frac{1}{3} \pi \cdot h^2 \cdot (3 R_{\partial H} - h) = 0.851 \text{ } m^3$$

Объем цилиндрической части бака окислителя

$$V_{\text{цО}} := V_{BO} - 2 V_{\partial H} = 22.25 \text{ } m^3$$

Длина цилиндрической части бака окислителя

$$L_{\text{цО}} := \frac{V_{\text{цО}}}{\frac{\pi \cdot d^2}{4}} = 7.082 \text{ } m$$

Объем цилиндрической части бака горючего

$$V_{\text{цГ}} := V_{BG} - 2 \left(V_{\partial H} - \frac{\pi \cdot d_{\text{мон}}^2}{4} h \right) = 13.967 \text{ } m^3$$

Длина цилиндрической части бака горючего

$$L_{\text{цГ}} := \frac{V_{\text{цГ}}}{\frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{мон}}^2)} = 4.555 \text{ } m$$

Расчет приборного отсека

Масса приборного отсека

$$M_{\text{ПО}} := \frac{M_{np}}{2} = 593.282 \text{ } kg$$

Объем приборного отсека

Плотность приборного отсека

$$\rho_{\text{по}} := 325 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$V_{\text{по}} := \frac{M_{\text{по}}}{\rho_{\text{по}}} = 1.825 \text{ m}^3$$

Длина приборного отсека

$$L_{\text{по}} := \frac{V_{\text{по}}}{\frac{\pi \cdot d^2}{4}} = 0.581 \text{ m}$$

Расчет головной части

Угол раскрыва головной части

$$\alpha := 40 \text{ deg}$$

Длина головной части

$$L_{\text{гч}} := \frac{d}{2 \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right)} = 2.747 \text{ m}$$

Объем головной части

$$V_{\text{гч}} := \frac{1}{3} L_{\text{гч}} \cdot \frac{\pi}{4} d^2 = 2.877 \text{ m}^3$$

Плотность головной части

$$\rho_{\text{гч}} := \frac{M_{\text{гч}}}{V_{\text{гч}}} = 764.645 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Расчет хвостового отсека

Расходный комплекс для топливной пары АТ + НДМГ

$$\beta_T := 170 \text{ s}$$

$$\beta_T := \beta_T \cdot g_0 = (1.668 \cdot 10^3) \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Давление в камере сгорания для двигателя с открытой схемы

$$p_{\kappa} := 10 \text{ MPa}$$

Давление на срезе сопла

$$p_a := 0.7 \text{ atm} = 0.071 \text{ MPa}$$

Показатель процесса расширения для топливной пары АТ + НДМГ

$$n := 1.2$$

Площадь критического сечения

Пустотная тяга

$$P_n := P_n(M_0) = 923.991 \text{ kN}$$

$$S_{кр} := \beta_T \cdot \frac{P_n}{p_k \cdot J_n} = 0.048 \text{ m}^2$$

Диаметр критического сечения

$$d_{кр} := \sqrt{\frac{4 S_{кр}}{\pi}} = 0.248 \text{ m}$$

Радиус критического сечения

$$r_{кр} := \frac{d_{кр}}{2} = 0.124 \text{ m}$$

Площадь выходного сечения сопла

$$S_a := S_{кр} \cdot \left(\frac{\frac{n-1}{2} \cdot \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}{\left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{2}{n}} - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{n+1}{n}}} \right)^{\frac{1}{2}} = 0.743 \text{ m}^2$$

Диаметр выходного сечения

$$d_a := \sqrt{\frac{4 S_a}{\pi}} = 0.973 \text{ m}$$

Радиус выходного сечения

$$r_a := \frac{d_a}{2} = 0.486 \text{ m}$$

Расчет закритической части сопла

Первое приближение - конической профиль

Угол раскрытия сопла

$$\beta := 20 \text{ deg} \quad 2 \beta = 40 \text{ deg}$$

Длина конуса

$$l_k := \frac{r_a - r_{кр}}{\tan(\beta)} = 0.996 \text{ m}$$

Второе приближение - параболическое сопло

Длина закритической части

$$l_{закр} := 0.8 \ l_k = 0.797 \text{ m}$$

Расчет докритической
части сопла

Диаметр камеры сгорания

$$d_{кам} := 2 \ d_{кр} = 0.495 \text{ m}$$

Радиус камеры сгорания

$$r_{кам} := \frac{d_{кам}}{2} = 0.248 \text{ m}$$

Длина камеры сгорания

$$l_{кам} := 3 \ d_{кр} = 0.743 \text{ m}$$

Угол сужения докритической части

$$\beta_{докр} := \frac{90 \text{ deg}}{2} = 45 \text{ deg}$$

Длина докритической части сопла

$$l_{докр} := \frac{r_{кам} - r_{кр}}{\tan(\beta_{докр})} = 0.124 \text{ m}$$

Длина сопла

$$l_c := l_{докр} + l_{закр} = 0.921 \text{ m}$$

Длина двигательной установки

$$l_{ду} := 2 \ l_c = 1.842 \text{ m}$$

Длина хвостового отсека

$$L_{хо} := l_{ду} = 1.842 \text{ m}$$

Длина всей ракеты

$$L := L_{гч} + L_{по} + L_{цо} + L_{меж} + L_{цг} + 4 \ h + L_{хо} = 19.008 \text{ m}$$

Удлинение ракеты

$$\lambda := \frac{L}{d} = 9.504$$