



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э.
Баумана»

Кафедра «Космические аппараты и ракеты-носители»

Дисциплина «Проектирование летательных аппаратов с
жидкостными ракетными двигателями»

Домашнее задание №1

Вариант №9

Студент: Кострик М.А.

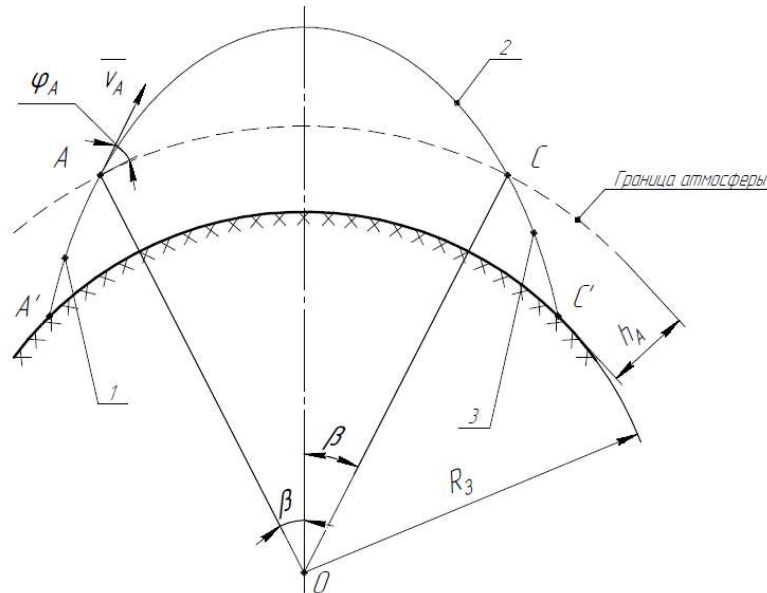
Группа: СМ1-81

Преподаватель: Коровин В.В.

Москва, 2024 год.

Исходные данные

1-Активный УТ
2-Баллистический УТ
3-Участок входа в атмосферу



Дальность полета: $L = 3100$ км

Масса полезной нагрузки: $M_{\text{ПГ}} = 1,8$ т

Топливо для ракеты варианта 9: АТ + НДМГ

В данном домашнем задании необходимо:

- Провести баллистический расчет;
- Провести массовый расчет;
- Провести массово-габаритный расчет;
- Построить чертеж общего вида.

Решение задачи

Баллистический расчет

Дальность полета для баллистической ракеты:

$$L = R_3 * \angle A'OC'$$

Тогда для баллистического участка траектории, дальность участка:

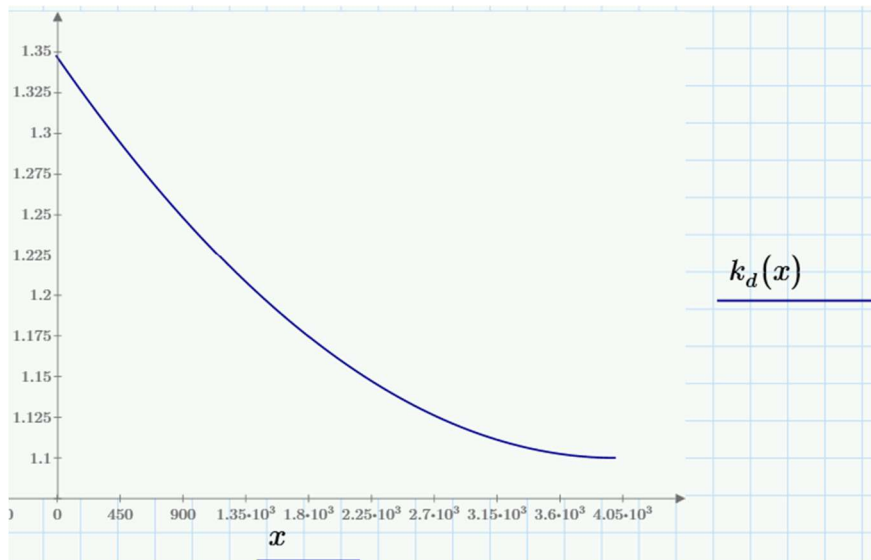
$$L_{\text{балл}} = R_3 * \angle AOC$$

Где радиус Земли : $R_3 = 6371$ км

Переходим к зависимости длины баллистического участка от дальности всего полета ракеты:

$$L = K_D * L_{\text{балл}}$$

Где K_D — коэффициент дальности.



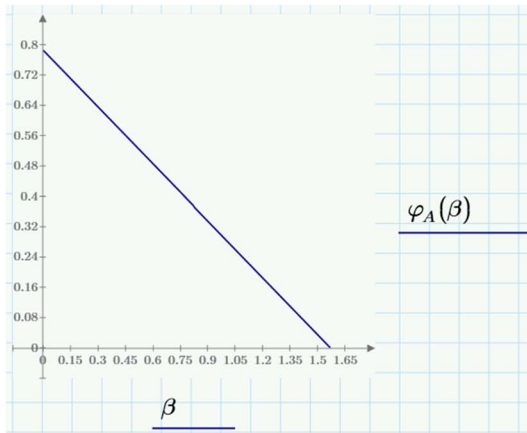
Согласно приведенной зависимости коэффициента дальности от дальности полета ракеты, мы находим необходимое значение коэффициента для $L = 3100$ км. В нашем случае: $K_D = 1,113$

Следовательно, длина баллистического участка траектории:

$$L_{\text{балл}} = \frac{L}{K_D} = 2787 \text{ км}$$

Следовательно, можно найти угол на котором разворачивается баллистический участок траектории:

$$\beta = \frac{L_{\text{балл}}}{2R_3} = 0,219 \text{ рад}$$



Затем необходимо найти угол и скорость в конце АУТ, чтобы обеспечить заданную дальность баллистического участка.

В начале определим угол бросания. Согласно линейной зависимости между углом бросания φ_A и углом β , можно найти для заданной дальности полета (а соответственно для известного угла β) необходимый угол бросания: $\varphi_A = 0,676 \text{ рад} = 38.735^\circ$.

Согласно формуле, связывающей скорость, угол бросания и угол β :

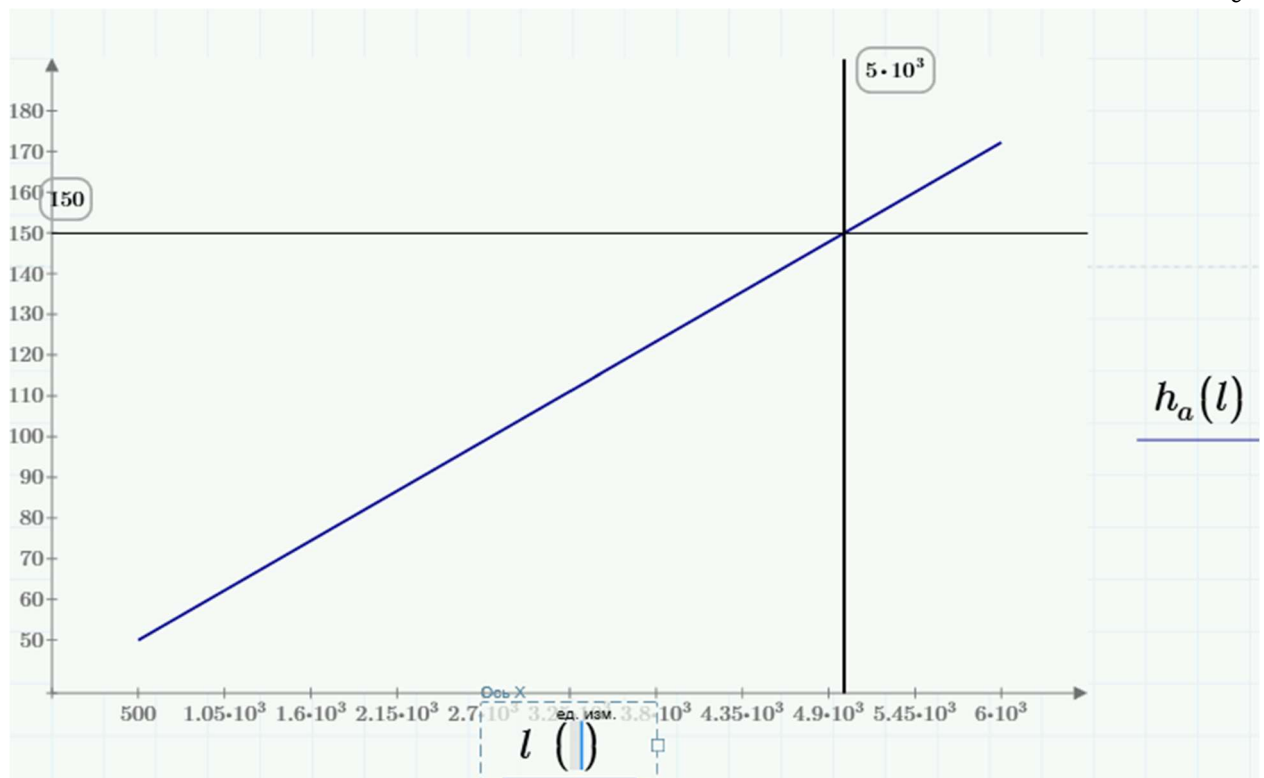
$$\operatorname{tg} \beta = v_A * \frac{\operatorname{tg} \varphi_A}{1 - v_A + \operatorname{tg}^2 \varphi_A}$$

Подставляя известные значения, находим безразмерную скорость $v_A = 0,357$.

Определим круговую скорость:

$$v_{\text{круг}}(r_A) = \sqrt{\frac{\mu}{r_A}} - \text{Это первая космическая скорость для сферы, радиусом } r_A.$$

Где гравитационный параметр Земли: $\mu = 3.986 * 10^{14} \frac{\text{м}^3}{\text{с}^2}$



В первом приближении мы можем считать зависимость высоты конца АУТ от дальности полета ракеты линейной. Следовательно, для нашей заданной дальности: $h_A = 107.8$ км.

Таким образом, геоцентрический радиус конца активного участка траектории:

$$r_A = R_3 + h_A = 6479 \text{ км}$$

Следовательно, круговая скорость:

$$v_{\text{круг}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_A}} = 7,844 \frac{\text{км}}{\text{с}}$$

Зависимость между круговой скоростью и скорость в конце АУТ:

$$v_A = \sqrt{v_A * v_{\text{круг}}^2} = 4,684 \frac{\text{км}}{\text{с}}$$

Проведем расчеты для второго приближения.

Найдем значение оптимального угла бросания из выражения:

$$tg \varphi_A^{\text{ОПТ}} = \sqrt{\frac{v_A}{2} * \frac{2R_3 - (r_A + R_3) * v_A}{R_3 v_A + 2(r_A - R_3)}}$$

Следовательно, оптимальный угол бросания: $\varphi_A^{\text{ОПТ}} = 0,653$ рад

Определим оптимальную безразмерную скорость из следующего выражения:

$$tg \beta = v_A^{\text{ОПТ}} * \frac{tg \varphi_A^{\text{ОПТ}}}{1 - v_A^{\text{ОПТ}} + tg^2 \varphi_A^{\text{ОПТ}}}$$

Следовательно, $v_A^{\text{ОПТ}} = 0.357$

Таким образом, скорость в конце активного участка траектории исходя из оптимальных значений параметров:

$$v_A = \sqrt{v_A^{\text{ОПТ}} * v_{\text{круг}}^2} = 4,686 \frac{\text{км}}{\text{с}}$$

Характеристическая скорость для нашей ракеты будет вычисляться по следующему выражению:

$$v_{\text{хар}} = v_A + \sum \Delta v_i$$

Где $\sum \Delta v_i$ – потери. Для упрощения расчетов введем допущение:

$$\sum \Delta v_i = 0.25 * v_A$$

Тогда характеристическая скорость: $v_{\text{хар}} = 1,25 * v_A = 5857$ м/с.

Рассматривая выражение формулы Циолковского:

$$v_{\text{хар}} = -J_{\text{удП}} * \ln(\mu_K)$$

Где по условию задачи для топлива АТ + НДМГ удельный пустотный импульс берем равным 3240 м/с.

Отсюда выражаем относительную конечную массу ракеты:

$$\mu_K = \exp\left(-\frac{v_{xap}}{J_{yдП}}\right) = 0.164$$

А это значит, что $\frac{M_K}{M_0} = 0.164$.

Массовый расчет

Весовое уравнение для одноступенчатой ракеты с ЖРД:

$$G_K = G_{ПГ} + G_{ТО} + G_{ДУ} + G_{пр}$$

Разделив это выражение на стартовый вес G_0 , получим:

$$\frac{G_K}{G_0} = \frac{G_{ПГ}}{G_0} + \frac{G_{ТО}}{G_0} + \frac{G_{ДУ}}{G_0} + \frac{G_{пр}}{G_0}$$

Или, заменив на коэффициенты, получим:

$$\mu_K = \mu_{ПГ} + \frac{G_{ТО}}{G_0} + \frac{G_{ДУ}}{G_0} + \mu_{пр}$$

Рассмотрим второе слагаемое:

$$G_{ТО} = a_{ТО} * G_T \rightarrow a_{ТО} = \frac{G_{ТО}}{G_T} - \text{весовой коэффициент топливного отсека.}$$

Следовательно:

$$\frac{G_{ТО}}{G_0} = a_{ТО} * \frac{G_T}{G_0} = \frac{a_{ТО}(G_{ТО} - G_K)}{G_0} = a_{ТО}(1 - \mu_K)$$

Рассмотрим третье слагаемое:

$$G_{ДУ} = \gamma_{ДУ} * P_0 \rightarrow \gamma_{ДУ} = \frac{G_{ДУ}}{P_0} - \text{весовой коэффициент двигательной установки.}$$

$$\text{Введем стартовую нагрузку на тягу: } \nu_0 = \frac{G_0}{P_0} \rightarrow P_0 = \frac{G_0}{\nu_0}$$

$$\text{Тогда } \frac{G_{ДУ}}{G_0} = \gamma_{ДУ} * \frac{P_0}{G_0} = \frac{\gamma_{ДУ}}{\nu_0} * \frac{G_0}{G_0} = \frac{\gamma_{ДУ}}{\nu_0}$$

Получим итоговое выражение весового уравнения одноступенчатой ракеты с ЖРД:

$$\mu_K(1 + a_{ТО}) = \mu_{ПГ} + a_{ТО} + \frac{\gamma_{ДУ}}{\nu_0} + \mu_{пр}$$

Зная, что $\mu_{ПГ} = \frac{M_{ПГ}}{M_0}$; $\mu_K = \frac{M_K}{M_0}$ получим:

$$\mu_{\text{ПГ}} = \mu_K(1 + a_{TO}) - a_{TO} - \frac{\gamma_{\text{ДУ}}}{v_0} - \mu_{\text{пр}} = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_0}$$

Найдем зависимости весовых коэффициентов от стартовой массы.

Согласно расчетам, предложенным Л.П.Мухамедовым для топливной пары АТ + НДМГ:

$$a_{TO} = 0.033 * (1 + 0.5 * \exp(-0.014M_T))$$

$$\gamma_{\text{ДУ}} = 0.012 * (1 + 1 * \exp(-0.0009 * P_{\text{П}}))$$

Для определения относительной массы прочих элементов ракеты:

$$\mu_{\text{пр}} = 0.013 * (1 + 0.59 * \exp(-0.0048 * M_0))$$

Причем зависимость массы топлива от стартовой массы:

$$M_T = M_0 * (1 - \mu_K)$$

Рассчитаем время работы двигательной установки:

$$t_K = \frac{J_{\text{УДП}} v_0 (1 - \mu_K)}{k_{\text{П}} g_0} = 161,1 \text{ с}$$

Где для нашей топливной пары принимаем: $k_{\text{П}} = 1,2$ – коэффициент тяги в пустоте, $v_0 = 0,7$ – нагрузка на тягу.

Следовательно, секундный массовый расход (в первом приближении)

$$\dot{m} = \frac{M_T}{t_K} = M_0 * \frac{(1 - \mu_K)}{t_K}$$

Тогда пустотная тяга:

$$P_{\text{П}} = \dot{m} * J_{\text{УДП}} = M_0 * \frac{(1 - \mu_K)}{t_K} * J_{\text{УДП}}$$

Следовательно, с учетом данных выражений мы получаем зависимость $\mu_{\text{пр}}(M_0)$, $\gamma_{\text{ДУ}}(M_0)$, $a_{TO}(M_0)$.

Весовое уравнение примет вид:

$$\mu_K(1 + a_{TO}(M_0)) - a_{TO}(M_0) - \frac{\gamma_{\text{ДУ}}(M_0)}{v_0} - \mu_{\text{пр}}(M_0) = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_0}$$

Разрешая данное уравнение, получаем значение стартовой массы:

$$M_0 = 28.26 \text{ т}$$

Следовательно, находим оставшиеся параметры уравнения:

$$M_T = M_0 * (1 - \mu_K) = 23.62 \text{ т}$$

Тогда масса горючего:

$$M_{\text{Г}} = \frac{M_T}{1 + k_M} = 6.21 \text{ т}$$

Где коэффициент $k_M = 2.8$

Масса окислителя:

$$M_{OK} = \frac{M_T * k_M}{1 + k_M} = 17.4 \text{ т}$$

Тогда масса топливного отсека:

$$M_{TO} = a_{TO} * M_T = 1.06 \text{ т}$$

Масса двигательной установки:

$$M_{ДУ} = \gamma_{ДУ} * \frac{M_0}{v_0} = 0.97 \text{ т}$$

Прочая масса:

$$M_{пр} = \mu_{пр} * M_0 = 0,8 \text{ т}$$

Выполняем проверку

$$\begin{aligned} M_{пр} + M_{ДУ} + M_{TO} + M_{OK} + M_{г} + M_{ПГ} = \\ = 0,8 + 0.97 + 1.06 + 17.4 + 6.21 + 1.8 = 28.26 \text{ т} \end{aligned}$$

Суммарная масса всех составляющих элементов ракеты получается равной стартовой массе.

Получим следующие значения весовых коэффициентов:

$$a_{TO} = 0,045$$

$$\gamma_{ДУ} = 0,024$$

$$\mu_{пр} = 0,029$$

Объемно-габаритный расчет

Задаемся диаметром ракеты. Пусть $d = 1.6$ м. Далее проверим правильность подобранного значения для соблюдения условия удлинения ракеты:

$$\lambda = \frac{l}{d} = 8.12$$

Применить в ракете схему с межбаковым отсеком. Следовательно, принимаем длину межбакового отсека (длина тоннельной трубы в этом отсеке)

$$L_{\text{МЕЖ}} = 0.1 * d = 0.16 \text{ м}$$

Расчет тоннельной трубы

Расход окислителя по тоннельной трубе:

$$\dot{m}_{OK} = \dot{m} * k_M * \frac{1000}{1+k_M} = 108 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Тогда, диаметр тоннельной трубы:

$$d_{\text{ТР}} = \sqrt{\frac{\dot{m}_{OK}}{0.785 * v * \rho_{OK}}} = 0.155 \text{ м}$$

Где скорость течения компонента топлива по трубе: $v = 4$ м/с

Плотность окислителя и горючего:

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

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

Тогда диаметр магистральной трубы:

$$d_{\text{ТОН}} = d_{\text{ТР}} + 0.060 = 0.215 \text{ м}$$

Расчет баков

Мы принимаем бак окислителя сверху ракеты, бак горючего – снизу.

Объем окислителя:

$$V_{OK} = M_{OK} * \frac{1000}{\rho_{OK}} = 12.09 \text{ м}^3$$

Объем горючего:

$$V_{\Gamma} = M_{\Gamma} * \frac{1000}{\rho_{\Gamma}} = 7.87 \text{ м}^3$$

Расчет объема бака окислителя с учетом доли на подушку и на гарантию:

$$V_{\text{БО}} = 1.1 V_{OK} = 13.3 \text{ м}^3$$

Расчет объема бака горючего с учетом доли на подушку и на гарантию:

$$V_{\text{БГ}} = 1.1 V_{\Gamma} = 8.66 \text{ м}^3$$

Выбираем вылет днища для баков. Оптимальным значением будет:

$$h = 0.25 * d = 0.4 \text{ м}$$

Тогда радиус днища будет следующим:

$$R_{\text{ДН}} = 1.25 * \frac{d}{2} = 1 \text{ м}$$

Объем сегмента днища:

$$V_{\text{ДН}} = \frac{1}{3} * \pi * h^2 * (3R_{\text{ДН}} - h) = 0.436 \text{ м}^3$$

Объем цилиндрической части бака окислителя:

$$V_{\text{ЦО}} = V_{\text{БО}} - 2V_{\text{ДН}} = 12,42 \text{ м}^3$$

Нахождение длины цилиндрической части бака окислителя:

$$L_{\text{ЦО}} = 4 * \frac{V_{\text{ЦО}}}{\pi d^2} = 6,179 \text{ м}$$

Нахождение длины цилиндрической части бака горючего.

Объем цилиндрической части бака горючего (вместе с частью тоннельной трубы) равен:

$$V_{\text{ЦГ}} = V_{\text{БГ}} - 2 \left(V_{\text{ДН}} - \frac{\pi d_{\text{ТОН}}^2}{4} h \right) = 7,813 \text{ м}^3$$

Тогда длина цилиндрической части бака горючего равна:

$$L_{\text{ЦГ}} = \frac{V_{\text{ЦГ}}}{\frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{ТОН}}^2)} = 3.957 \text{ м}$$

Расчет приборного отсека

Введем допущение, что $M_{\text{ПО}} = \frac{M_{\text{пр}} * 1000}{2} = 403 \text{ кг}$

Следовательно, $V_{\text{ПО}} = \frac{M_{\text{ПО}}}{\rho_{\text{ПО}}} = 1.241 \text{ м}^3$

Где плотность приборного отсека мы принимаем за $325 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$

Тогда найдем длину приборного отсека:

$$L_{\text{ПО}} = 4\pi * \frac{V_{\text{ПО}}}{d^2} = 0,617 \text{ м}$$

Расчет головной части

Чтобы поместилась вся полезная нагрузка и плотность ее компоновки была в пределах $500 - 1000 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, рассчитаем головную часть состоящую из конической и цилиндрической части.

Найдем предварительную длину цилиндрической головной части, задаваясь углом разворачивания головной части 40° .

$$L_{ГЧ1} = \frac{d}{2 \operatorname{tg}(20^\circ)} = 2,198 \text{ м}$$

Пусть длина цилиндрической части $L_{ГЧ2} = 0,5 \text{ м}$

Общая длина головной части $L_{ГЧ} = 2.698 \text{ м}$

Найдем объем головной части с такими параметрами:

$$V_{ГЧ} = \frac{\frac{1}{3} L_{ГЧ1} \pi d^2}{4} + L_{ГЧ2} \pi d^2 / 4 = 2.877 \text{ м}^3$$

Тогда плотность головной части:

$$\rho_{ГЧ} = M_{ПГ} * \frac{1000}{V_{ГЧ}} = 726 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

Расчет хвостового отсека

Для упрощения расчетов примем двигатель ракеты однокамерным. Для топливной пары АТ + НДМГ расходный комплекс равен

$$\beta = 170 \text{ с} = 1668 \text{ м/с}$$

Давление в камере сгорания примем равным (открытая схема): $p_k = 10 \text{ МПа}$

Давление на срезе сопла примем равным $p_a = 0.07 \text{ МПа}$

Показатель процесса расширения для топливной пары равен $n = 1.2$

Рассчитаем площадь критического сечения:

$$S_{кр} = \frac{\beta P_{п}}{p_k J_{п}} = 0,024 \text{ м}^2$$

Диаметр критического сечения равен

$$d_{кр} = \sqrt{\frac{4 S_{кр}}{\pi}} = 0.176 \text{ м} \rightarrow r_{кр} = 0.088 \text{ м}$$

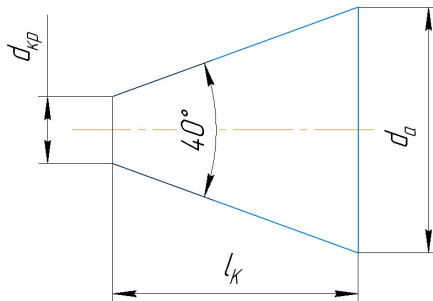
Тогда площадь выходного сечения сопла равна

$$S_a = S_{кр} \left[\frac{\frac{n-1}{2} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}{\left(\frac{p_a}{p_{кр}} \right)^{\frac{2}{n}} - \left(\frac{p_a}{p_{кр}} \right)^{\frac{n+1}{n}}} \right]^{0.5} = 0.381 \text{ м}^2$$

Тогда диаметр радиус выходного сечения равен

$$d_a = \sqrt{\frac{4S_a}{\pi}} = 0.697 \text{ м} \rightarrow r_a = 0.348 \text{ м}$$

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:

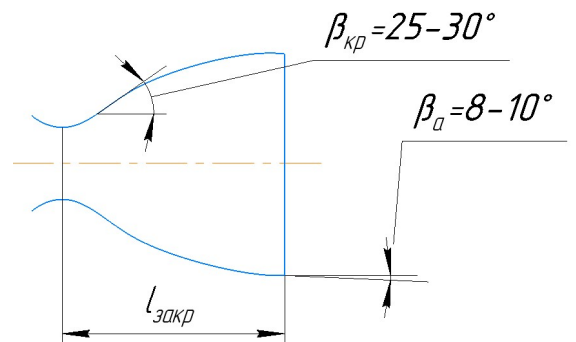
$$l_k = (r_a - r_{kp}) / \operatorname{tg} \beta = 0,715 \text{ м}$$

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

$$l_{\text{зак}} = 0.8l_k = 0.572 \text{ м}$$

Рассчитаем докритическую часть сопла.

Радиус камеры примем равным:

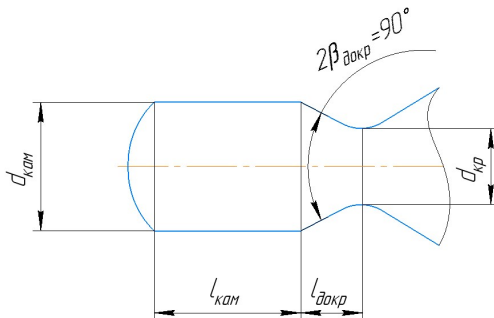


$$r_{\text{кам}} = 2r_{kp} = 0,176 \text{ м}$$

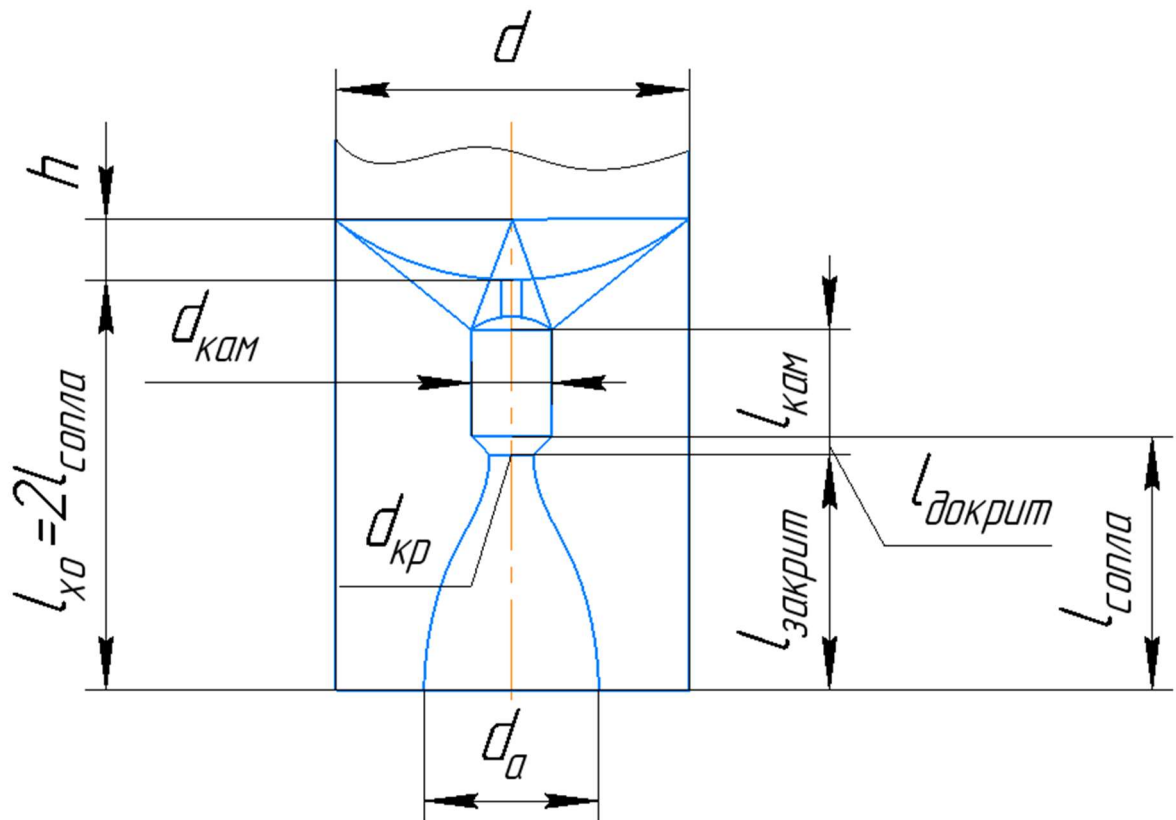
Длину камеры сгорания примем равной

$$l_{\text{кам}} = 1.5r_{\text{кам}} = 0,265 \text{ м}$$

Примем угол сужения докритической части равным $2\beta_{\text{докр}} = 90^\circ$. Тогда длина докритической части сопла равна:



$$l_{\text{докр}} = (r_{\text{кам}} - r_{kp}) / \operatorname{tg} \beta_{\text{докр}} = 0,088 \text{ м}$$



Длина сопла равна:

$$l_c = l_{\text{докр}} + l_{\text{закр}} = 0,66 \text{ м}$$

Длину двигательной установки примем равной:

$$L_{\text{ду}} = 2l_c = 1,32 \text{ м}$$

Длину хвостового отсека примем равной длине двигательной установки:

$$L_{\text{ду}} = L_{\text{хо}} = 1,32 \text{ м}$$

Расчет длины всей ракеты

$$L = L_{\text{хо}} + L_{\text{гч}} + L_{\text{по}} + L_{\text{цг}} + L_{\text{цо}} + L_{\text{меж}} + 4h = 16.532 \text{ м}$$

Тогда удлинение ракеты следующее:

$$\lambda = \frac{L}{d} = 10.332$$