

Определим следующие параметры монотопливной одноступенчатой ракеты с ЖРД с вытеснительной системой подачи:

1. Тяга двигательной установки считается по формуле: $V_0 = \frac{P_0}{m_{\text{сух}} + m_{\text{топл}}} \Rightarrow \Rightarrow$
 $P_0 = V_0 \cdot (m_{\text{сух}} + m_{\text{топл}}) \Rightarrow P_0 = 4 \cdot (3.2 + 1) = 16.8 \text{ Н};$
2. Определим массовый расход топлива: $I_{\text{ср}} = \frac{P_0}{m} \Rightarrow m = \frac{P_0}{I_{\text{ср}}} \Rightarrow m = \frac{16.8}{300} = 0.056 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$
3. Найдём время работы двигательной установки из расчёта расходуемой массы топлива к имеющейся: $t = \frac{m_{\text{т}}}{m} \Rightarrow t = \frac{1}{0.056} = 17.857 \text{ с};$
4. Необходимый объём топлива найдем через массовый расход: $m = \rho V' \Rightarrow V' = \frac{m}{\rho} \Rightarrow V = V' \cdot t = \frac{m \cdot t}{\rho} \Rightarrow V = \frac{0.0056 \cdot 17.857}{1242} = 0.0008 \text{ м}^3 = 0,8 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3;$
5. Высчитаем объём бака топлива: $\Rightarrow m = \rho V_{\text{топ}} \Rightarrow V = \frac{m}{\rho} \Rightarrow \boxed{\text{объём}};$
6. Рассчитаем высоту бака при условии, что $d_{\text{рак}} = 70 \text{ мм} = 0,07 \text{ м}$: $V_{\text{бак}} = \pi \frac{d^2}{4} h_{\text{бака}} \Rightarrow h_{\text{бака}} = \frac{4V_{\text{бак}}}{\pi d^2} \Rightarrow h_{\text{бака}} = \frac{4 \cdot 0.96 \cdot 10^{-3}}{\pi \cdot 0.07^2} = 0.249 \approx 0.25 \text{ м};$

Для расчетной схемы определения параметров траектории, сначала следует: составить весовой анализ, определить проектно-конструктивные параметры.

Дано: масса конструкции ($m=3.2$), масса топлива ($m=1.0$), массовый расход топлива (0.056 кг/с), вес топливного отсека.

Вес ракетного двигателя ЖРД определяется создаваемой тягой, вес топливного отсека почти пропорционален запасу топлива.

Рассчитаем общий вес ракет с учетом топлива:

$$M = m_{\text{сух}} + m_{\text{топл}} = 3,2 + 1 = 4,2 \text{ кг}$$

Рассчитаем удельный импульс. В ракетах на ЖРД используется отношение тяги к массовому расходу, а не к весовому, воспользуемся формулой:

$$I = \frac{P_0}{m} = \frac{16.8}{0.056} = 300 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

Через удельный импульс двигателя выразим ускорение:

$$a = \frac{I_{sp}}{M} = \frac{300}{4.2} = 71.428 \approx 71.43 \frac{\text{м}}{\text{с}^2};$$

По формуле Циолковского (основное уравнение движения ракеты) определим конечную скорость ракеты:

$$V_k = I \cdot \ln\left(\frac{m_1}{m_2}\right) = 300 \cdot \ln\left(\frac{4.2}{3.2}\right) \approx 81.58 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

V_k - конечная скорость ракеты

I - Удельный импульс

m_1 - Начальная масса ракеты с топливом

m_2 - Конечная масса ракеты без топлива

Рассчитать угол наклона траектории к горизонту:

$$\beta = \arctan(1/a) = \arctan(1/71.43) = 0.8$$

Рассчитать продольную и вертикальную составляющие начальной скорости:

$$v_{0x} = v_0 \cos(\beta - \alpha), v_{0y} = v_0 \sin(\beta - \alpha).$$

Рассчитать время полета до отключения двигателя:

$$t_1 = m \cdot a / F.$$

Рассчитать перемещение ракеты до отключения двигателя:

$$S_1 = v_{0x} t_0 + 0.5 a t_0^2.$$

Рассчитать координаты конечной точки после отключения двигателя:

$$x_1 = x_0 + S_1 \cos(\beta), y_1 = y_0 + S_1 \sin(\beta).$$

Рассчитать скорость ракеты в конечной точке после отключения двигателя:

$$V = v_0 + a \cdot t_1.$$

Рассчитать угол наклона траектории к горизонту в конечной точке:

$$\gamma = \arctan(V_x / V_y).$$

Рассчитать время полета после отключения двигателя:

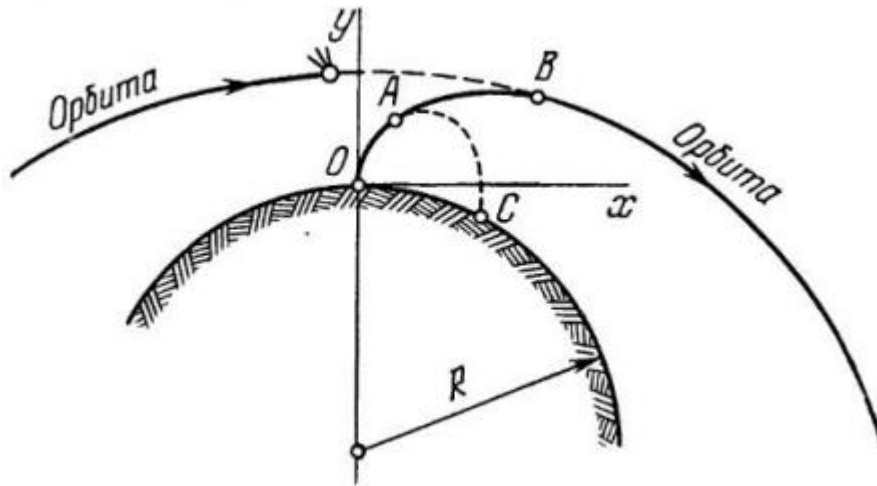
$$t_2 = 2v_0 \sin(\gamma) / g.$$

Рассчитать максимальную высоту полета:

$$H = v_0^2 \sin(\gamma)^2 / (2g).$$

Рассчитать дальность полета:

$$R = v_0^2 \sin(2\gamma) / g.$$



(Схема для двухступенчатой ракеты, взято из предложенной литературы)

Аналогично, апогей ракеты будет находится в точке, где вертикальная составляющая $V_y = 0$ км/ч.

Если наша цель - достижение максимальной высоты, то угол между траекторией вылета со стартовой направляющей и плоскостью поверхности, на которой установлена направляющая, должен стремиться к 90° .

2) Уравнение движения ракеты во время работы двигателя можно описать с использованием второго закона Ньютона и уравнения для изменения импульса.

Уравнение движения ракеты

1. Силы, действующие на ракету:

- Сила тяги P_t от двигателя.
- Сила тяжести $F = mg$, где m — масса ракеты, а g — ускорение свободного падения.

2. Изменение массы:

Масса ракеты изменяется со временем из-за сжигания топлива. Обозначим начальную массу ракеты как m_0 , а скорость истечения газов как V_e . Тогда масса ракеты в момент времени t может быть выражена как:

$$m(t) = m_0 - \dot{m} t$$

где \dot{m} — скорость расхода топлива (положительное значение).

3. Второй закон Ньютона:

Согласно второму закону Ньютона, сумма сил равна произведению массы на ускорение:

$$F_{net} = ma$$

Здесь:

$$F_{net} = F_t - mg$$

Подставляя это в уравнение, получаем:

$$F_t - mg = m \frac{dV}{dt}$$

4. Уравнение движения:

Учитывая изменение массы, уравнение можно записать как:

$$F_t - (m_0 - \dot{m}t)g = (m_0 - \dot{m}t) \frac{dV}{dt}$$

5. Упрощенное уравнение:

Если считать, что сила тяги постоянна и не зависит от времени (что может быть не всегда верно), уравнение можно упростить:

$$F_t - mg = m \frac{dV}{dt}$$

Итоговое уравнение

Таким образом, уравнение движения ракеты во время работы двигателя может быть записано как:

$$F_t - (m_0 - \dot{m}t)g = (m_0 - \dot{m}t) \frac{dV}{dt}$$

3) Рассчитаем высоту и скорость в момент истощения топлива.

Для расчета высоты и скорости ракеты в момент истощения топлива необходимо использовать уравнения движения, которые учитывают силу тяжести, тягу двигателя и сопротивление воздуха.

На этапе истощения топлива: ракета достигает скорости, как только заканчивается топливо

$$U_f = U + a \cdot t_f$$

U-начальная скорость ракеты=0

$U_f = 0 + 71.43 \cdot 17.857 = 1275.53 \frac{м}{с}$ - это начальная скорость для фазы набора высоты ракетой под воздействием силы тяжести. На которой заканчивается топливо:

$U_f^2 = U^2 + 2 \cdot a \cdot h_f$: (одно из основных уравнений кинематики)

$$h_f = \frac{U_f^2 - U^2}{2 \cdot a} = \frac{1275.53^2 - 0}{2 \cdot 71.43} = 11388.6 \text{ м (топливо закончилось на этой высоте)}$$

Высота, на которую поднимается ракета после того, как топливо заканчивается:

$$U^2 = U_f^2 + 2 \cdot g \cdot H$$

$$|H| = \left| \frac{U^2 - U_f^2}{2 \cdot g} \right| = \left| \frac{0 - 1275.53^2}{2 \cdot 9.8} \right| = 83009 \text{ м (Высота - апогей)}$$

2. Прочности расчёт.

Давайте проведём расчёты и анализ топливного бака с заданными параметрами.

1. Расчётная схема

Топливный бак можно представить в виде цилиндра с объёмом

$$V_{\text{бака}} = 0.96 \times 10^{-3} \text{ м}^3 \text{ и высотой } h_{\text{бака}} = 0.25 \text{ м.}$$

Рассмотрим силы, действующие на бак:

Внутреннее давление: давление топлива внутри бака, равное $p_{\text{бака}} = 30 \text{ р.}$

Внешнее давление: обычно атмосферное давление, но в данном случае не указано, значит принимаем его равным 1 Атм.

Сила тяжести: действует на массу топлива и самого бака.

Сила реакции опор: если бак установлен на опорах, то они создают реакцию, компенсирующую силу тяжести.

2. Описание сил

Внутреннее давление: стремится расширить бак, создавая растягивающие напряжения в стенках.

Сила тяжести: действует вниз, создавая сжимающие напряжения в опорах.

Реакция опор: компенсирует силу тяжести, удерживая бак в равновесии.

3. Определение толщины стенок бака

Для определения толщины стенок используем формулу для цилиндра, находящегося под внутренним давлением:

$$\delta_{\text{бака}} = \frac{p_{\text{общ}} \cdot R}{\sigma_{\text{доп}} \cdot k_{\text{запр}}}$$

где:

R — радиус бака

$\sigma_{\text{доп}}$ — допускаемое напряжение материала, для АМГ6 можно принять около 150 МПа

$k_{\text{зап}} = 2$ — коэффициент запаса

Переведём давление в технические атмосферы в паскали:

$$1 \text{ Атм} = 9.81 \times 10^4 \text{ Па}$$

Радиус можно найти из объёма и высоты:

$$R = \sqrt{\frac{V_{\text{бака}}}{\pi h_{\text{бака}}}} \approx 0.035 \text{ м}$$

Подсчитаем массу бака: $2700 \cdot 1.87 \cdot 10^{-6} = 5.05 \cdot 10^{-3} \approx \mathbf{5.049 \text{ кг}}$

Процесс изготовления бака

Изготовление топливного бака включает несколько ключевых этапов:

Проектирование: Разработка чертежей и спецификаций. Учет всех требований к прочности, объёму и материалам.

Подбор материалов: Выбор подходящего материала, например, алюминиевого сплава АМГ6, из-за его лёгкости и коррозионной стойкости.

Резка и формовка: Нарезка листов материала на заготовки нужных размеров. Формовка цилиндрической формы с помощью гибки или вальцовки.

Сварка: Сварка швов для соединения стенок и днищ бака. Использование методов аргонодуговой сварки для алюминия.

Обработка поверхности: Шлифовка и полировка сварных швов. Нанесение антикоррозийного покрытия или покраска.

Тестирование: Проверка герметичности бака под давлением. Испытания на прочность и устойчивость к воздействию топлива.

Сборка и установка: Установка дополнительных компонентов, таких как крышки и клапаны. Установка бака в транспортное средство или другую систему.

Фланцевое соединение и его элементы

Фланцевое соединение между крышкой камеры сгорания и самой камерой включает следующие элементы:

Фланцы: Две плоские поверхности, одна на крышке, другая на камере, которые соединяются болтами.

Болты: используются для соединения фланцев и обеспечения их прочного крепления.

Гайки: закручиваются на болты для фиксации соединения.

Шайбы: распределяют нагрузку и предотвращают повреждение поверхности фланца.

Уплотнительное кольцо (прокладка): обеспечивает герметичность соединения, предотвращая утечку газов.

Оптимизация системы крепления

1. Количество болтов

Количество болтов зависит от диаметра фланца и ожидаемой нагрузки. Для небольших фланцев может быть достаточно 4-6 болтов, для более крупных — 8 и более. Стандартные таблицы для фланцевых соединений могут помочь определить точное количество.

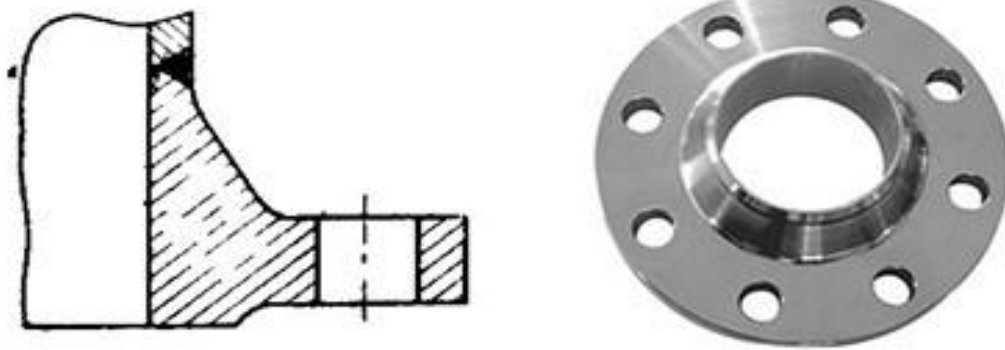
2. Класс прочности болтов

Класс прочности болтов определяется исходя из требований к прочности и безопасности. Обычно для высоконагруженных соединений используются болты класса 8.8 или 10.9, которые обеспечивают высокую прочность и надежность.

3. Диаметр болтов

Диаметр болтов определяется на основе расчетов прочности и условий эксплуатации. Он должен обеспечивать достаточную прочность и устойчивость к нагрузкам.

Например, для среднего размера фланцев могут использоваться болты диаметром от М8 до М16.



Фланцевое соединение.

ЭЛЕКТРОНИКА

Структурная схема бортовой электроники

Контроллер: Центральный процессор, управляющий всеми системами.

Коммуникационный модуль: Для связи с наземным комплексом управления.

Датчики:

Акселерометр и гироскоп: Для измерения ускорения и угловых скоростей.

Альтиметр: Для определения высоты.

GPS-модуль: Для определения координат и скорости.

Модуль управления двигателем: Для запуска и контроля двигательной установки.

Параютная система: Для раскрытия парашюта после достижения апогея.

Блок питания: Обеспечивает энергией все компоненты.

Память: Для хранения данных полета.

Список датчиков и их назначение

Акселерометр: Измеряет ускорение ракеты, помогает в определении скорости и направления полета.

Гироскоп: Измеряет угловые скорости, помогает в стабилизации и ориентации ракеты.

Альтиметр: Определяет текущую высоту ракеты.

GPS-модуль: Обеспечивает данные о местоположении, скорости и направлении движения.

Алгоритм работы бортовой электроники

Предстартовая подготовка: Проверка всех систем и датчиков. Установление связи с наземным комплексом.

Запуск двигателя:

Получение команды на запуск от наземного комплекса. Запуск двигательной установки.

Сбор и передача данных:

Постоянный сбор данных с датчиков (высота, скорость, положение). Передача данных на наземную станцию.

Определение апогея: Использование данных альтиметра для определения максимальной высоты. Раскрытие парашюта после достижения апогея.

Определение точки падения:

Использование GPS для определения координат. Передача координат на наземную станцию.

Завершение миссии: Запись всех данных полета в память. Отключение системы после приземления.

Возможные уязвимости и отказы

Связь: Потеря связи с наземным комплексом может привести к невозможности управления ракетой. Возможные помехи в радиосигналах.

Датчики: Отказ одного из датчиков может привести к неправильной интерпретации данных. Ошибки в GPS могут вызвать неверное определение координат.

Питание: Сбой в блоке питания может привести к отключению всех систем.

Программное обеспечение: Ошибки в алгоритмах могут привести к неправильной последовательности действий. Уязвимости в программном обеспечении могут быть использованы для несанкционированного доступа. Для минимизации рисков

необходимо проводить тщательное тестирование всех систем, иметь резервные каналы связи и дублирование критически важных компонентов.