

Вступительное испытание в студенческий космический стартап Ro Technologies (RoTech)

Работу выполнили:

Минин Максим Андреевич,
Домнин Дмитрий Дмитриевич,
Колпаков Савелий Викторович

Студенты кафедры СМ1

Оглавление

| | |
|--|-----------|
| Предисловие | 3 |
| Задача 1. Проектный и баллистический расчёты..... | 4 |
| Расчет тяги двигательной установки..... | 6 |
| Расчет массового расхода топлива | 6 |
| Расчет времени работы двигательной установки..... | 6 |
| Расчет объема топлива..... | 6 |
| Расчет объема бака..... | 7 |
| Расчет высоты бака | 7 |
| Уравнения движения ракеты во время работы двигателя..... | 7 |
| Расчет скорости и высоты в момент исчерпания топлива | 8 |
| Уравнение движения на пассивном участке..... | 10 |
| Расчет высоты апогея и времени до него..... | 10 |
| Расчет высоты направляющей | 10 |
| Задача 2. Прочностной расчёт | 12 |
| Расчет толщины стенки бака..... | 13 |
| Расчет массы бака | 13 |
| Процесс изготовления бака | 13 |
| Проектирование фланцевого соединения | 14 |
| Задача 3. Моделирование и прототипирование | 15 |
| Проектирование детали | 15 |
| Задача 4. Электроника | 16 |
| Бортовая электроника | 17 |
| Возможные уязвимости | 18 |
| Список использованной литературы | 19 |
| Приложение..... | 20 |
| Задача №1..... | 20 |
| Задача №2..... | 23 |
| Задача №4..... | 25 |

Предисловие

Данная работа выполнена инициативным объединением студентов кафедры СМ1 с целью повышения эффективности выполнения поставленных задач и демонстрации навыков командной работы. Объединение сформировано на добровольной основе под предлогом общего желания выполнить наибольшее количество задач. Однако, чтобы не нарушать практический смысл тестирования, было принято решение описать вклад каждого участника команды, и, соответственно, указать на сильные стороны испытуемых.

Выполнение задач распределено следующим образом:

Задача 1 – Совместная часть

Задача 2.1 – Совместная часть

Задача 2.2 – Минин Максим, Домнин Дмитрий

Задача 3 – Полностью самостоятельная часть, являющаяся уникальной у каждого испытуемого

Задача 4 – Колпаков Савелий

Схемы, иллюстрации – Домнин Дмитрий

Оформление текстового документа – Минин Максим

Задача 1. Проектный и баллистический расчёты

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

- Масса конструкции (Сухая масса): $m_{\text{сух}} = 3.2 \text{ кг}$
- Масса топлива: $m_{\text{топ}} = 1.0 \text{ кг}$
- Стартовая тяговооружённость: $\nu_0 = 4$
- Средний удельный импульс на высоте 0 м: $I_{sp} = 300 \frac{\text{м}}{\text{с}}$
- Диаметр ракеты: $d_{\text{рак}} = 70 \text{ мм}$
- Коэффициент аэродинамического сопротивления: $c_x = 0.25$
- Плотность топлива: $\rho_{\text{топ}} = 1242 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$
- Коэф. увеличения объёма бака по отношению к топливу: $k_{\text{бака}} = 2$
- Скорость схода с направляющей: $V_{\text{сх}} = 15 \frac{\text{м}}{\text{с}}$
- Стандартное ускорение свободного падения: $g_0 = 9.8066 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$
- Плотность воздуха: $\rho_{\text{возд}} = 1.225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$

Требуется:

- Изобразить схему приведённой ракеты, перечислить основные элементы и описать их назначение. (см. Приложение «Задача №1», рис. 1 «Элементы ракеты»)

- Определить следующие параметры:

- о Тягу двигательной установки: $P_0, \text{ Н}$
- о Массовый расход топлива: $\dot{m}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$
- о Время работы двигательной установки: $t_{\text{раб}}, \text{ с}$
- о Объём топлива: $V_{\text{топ}}, \text{ м}^3$
- о Объём бака топлива: $V_{\text{бака}}, \text{ м}^3$
- о Высоту бака: $h_{\text{бака}}, \text{ м}$

- Составить расчётную схему для определения параметров траектории.

(см. Приложение «Задача №1», рис. 2 «Расчётная схема для определения параметров траектории»)

- Составить уравнение движения ракеты во время работы двигателя.

- Рассчитать высоту и скорость в момент исчерпания топлива. $h_1, \text{ м}; h'_1, \frac{\text{м}}{\text{с}}$

- Составить уравнение движения ракеты по инерции.

(см. Приложение «Задача №1», рис. 3 «Схема траектории на пассивном участке»)

- Рассчитать высоту апогея и время до него. $h_2, \text{ м}; t_{\text{ап}}, \text{ с}$

- Рассчитать высоту направляющей. $h_{\text{напр}}, \text{ м}$

Расчет тяги двигательной установки

Найдем тягу двигательной установки у поверхности Земли по формуле:

$$P_0 = g_0 v_0 m_0 ,$$

где $m_0 = m_{\text{сух}} + m_{\text{топ}}$ – стартовая масса ракеты.

Получим:

$$P_0 = g_0 v_0 (m_{\text{сух}} + m_{\text{топ}}) = 9.8066 \frac{\text{м}}{\text{с}^2} \cdot 4 \cdot (3.2 \text{ кг} + 1.0 \text{ кг}) = 165 \text{ Н}$$

Расчет массового расхода топлива

Найдем массовый расход топлива из следующего соотношения:

$$I_{sp} = \frac{P_0}{\dot{m}}$$

Отсюда получим:

$$\dot{m} = \frac{P_0}{I_{sp}} = \frac{165 \text{ Н}}{300 \frac{\text{м}}{\text{с}}} = 0.55 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Расчет времени работы двигательной установки

Двигатель завершит свою работу в случае полного истощения топливных запасов, следовательно:

$$t_{\text{раб}} = \frac{m_{\text{топ}}}{\dot{m}} = \frac{1.0 \text{ кг}}{0.55 \frac{\text{кг}}{\text{с}}} = 1.82 \text{ с}$$

Расчет объема топлива

При данных массе и плотности топлива становится очевидной задача поиска его объема:

$$V_{\text{топ}} = \frac{m_{\text{топ}}}{\rho_{\text{топ}}} = \frac{1.0 \text{ кг}}{1242 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}} = 8.05 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$$

Расчет объема бака

Зная коэффициент увеличения объёма бака по отношению к топливу, найдем объем бака:

$$V_{\text{бака}} = k_{\text{бака}} \cdot V_{\text{топ}} = 2 \cdot 8.05 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3 = 16.1 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$$

Расчет высоты бака

Рассмотрим цилиндрический топливный бак с плоскими днищами, объем которого:

$$V_{\text{бака}} = h_{\text{бака}} \cdot \frac{\pi d_{\text{рак}}^2}{4},$$

отсюда

$$h_{\text{бака}} = \frac{4V_{\text{бака}}}{\pi d_{\text{рак}}^2}$$

Подставляя значения, получим:

$$h_{\text{бака}} = \frac{4 \cdot 16.1 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3}{\pi \cdot (0.07 \text{ м})^2} = 0.42 \text{ м}$$

Уравнения движения ракеты во время работы двигателя

Спроецировав все силы, действующие на ракету, на направление касательной к траектории и нормали к ней в системе координат XOY (см. Приложение «Задача №1» рис.2 «Расчётная схема для определения параметров траектории»), получим следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{P}{m} \cos \alpha - \frac{X_{\text{аэп}}}{m} - g_0 \sin \Theta \\ \dot{h} = V \sin \Theta \\ \Theta = \Theta(t) \end{cases}$$

Под $X_{\text{аэр}}$ понимаем силу лобового сопротивления, которая в свою очередь описывается следующим соотношением:

$$X_{\text{аэр}} = c_x \frac{\rho_{\text{возд}} V^2 S_{\text{м}}}{2},$$

где $S_{\text{м}}$ – площадь минимального сечения ракеты.

При проведении расчётов на начальном этапе проектирования допустимо использовать следующее приближение:

$$\sin \theta_1 \approx \mu,$$

Где θ_1 – угол наклона вектора скорости к местному горизонту в конце активного участка

Расчет скорости и высоты в момент истощения топлива

Определим коэффициент увеличения удельного импульса в пустоте, для этого возьмем среднее из интервала рекомендованных значений [1.09...1.11]

$$k_p = \frac{k_{p1} + k_{p2}}{2} = \frac{1.11 + 1.09}{2} = 1.1$$

В свою очередь

$$k_p = \frac{I_{\text{п}}}{I_{\text{сп}}},$$

где $I_{\text{п}}$ – удельный импульс тяги в пустоте

Это позволяет нам рассчитать характеристическую скорость в конце активного участка.

$$V_{\text{хар}} = -I_{\text{п}} \cdot \ln \mu = -k_p \cdot I_{\text{сп}} \cdot \ln \mu,$$

где

$$\mu = \frac{m_{\text{сух}}}{m_{\text{сух}} + m_{\text{топ}}}$$

Подставляя значения, получим:

$$V_{\text{хар}} = -1.1 \cdot 300 \frac{\text{м}}{\text{с}} \cdot \ln \left(\frac{3.2 \text{ кг}}{3.2 \text{ кг} + 1.0 \text{ кг}} \right) = 89.7 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Однако для получения истинной скорости в конце активного участка необходимо учесть гравитационные, аэродинамические и прочие потери.

Найдем потери скорости на гравитацию при оговоренном ранее приближении $\sin \Theta_1 \approx \mu$

$$\Delta V_{\text{гр}} = \int_0^{t_{\text{раб}}} g_0 \sin \Theta_1 dt \approx g_0 \sin \Theta_1 t_{\text{раб}} \approx g_0 \mu t_{\text{раб}}$$

Путем приближенных вычислений:

$$\Delta V_{\text{гр}} = 9.8066 \frac{\text{м}}{\text{с}^2} \cdot \left(\frac{3.2 \text{ кг}}{3.2 \text{ кг} + 1.0 \text{ кг}} \right) \cdot 1.82 \text{ с} = 13.6 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Найдем потери скорости на аэродинамическое сопротивление:

$$\Delta V_{\text{аэр}} = \int_0^{t_{\text{раб}}} \frac{c_x \rho_{\text{возд}} V^2 S_{\text{м}}}{m_0 \mu} dt \approx \frac{c_x \rho_{\text{возд}} V_{\text{хар}}^2 S_{\text{м}} t_{\text{раб}}}{m_{\text{сух}}},$$

Получим:

$$\Delta V_{\text{аэр}} = \frac{0.25 \cdot 1.225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot \left(89.7 \frac{\text{м}}{\text{с}} \right)^2 \pi \cdot (0.035 \text{ м})^2 \cdot 1.82 \text{ с}}{3.2 \text{ кг}} = 5.4 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Из прочих потерь учтем потери скорости на управление и противодействие:

$$\Delta V_{\text{упр}} = 0.0035 \cdot V_{\text{хар}} = 0.0035 \cdot 89.7 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 0,31 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$\Delta V_{\text{давл}} = 0.27 \cdot I_{sp} (k_p - 1) = 8.1 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Теперь имеем возможность рассчитать истинную скорость в момент исчерпания топлива

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{хар}} - \Delta V_{\text{гр}} - \Delta V_{\text{аэр}} - \Delta V_{\text{упр}} - \Delta V_{\text{давл}},$$

или численно

$$V_{\text{ист}} = 89.7 \frac{\text{м}}{\text{с}} - 13.6 \frac{\text{м}}{\text{с}} - 5.4 \frac{\text{м}}{\text{с}} - 0,31 \frac{\text{м}}{\text{с}} - 8.1 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 62.29 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Приближенное значение высоты в конце активного участка получим из рекомендованного соотношения:

$$h_1 \approx 0.48 \cdot V_{\text{ист}} \cdot \frac{1 + \mu}{1 + \sin \Theta_1} \cdot \sin \Theta_1 t_{\text{раб}}$$

Получаем:

$$h_1 \approx 0.48 \cdot V_{\text{ист}} \cdot \mu \cdot t_{\text{раб}} = 0.48 \cdot 62.29 \frac{\text{м}}{\text{с}} \cdot \frac{3.2 \text{ кг}}{3.2 \text{ кг} + 1.0 \text{ кг}} \cdot 1.82 \text{ с} = 41.5 \text{ м}$$

Уравнение движения на пассивном участке

После выключения двигателя ракета начинает движение в поле силы тяжести Земли по баллистической траектории с начальной скоростью $V_{\text{ист}}$ и начальной высотой h_1 (см. Приложение «Задача №1», рис. 3 «Схема траектории на пассивном участке»).

$$\begin{cases} x(t) = V_{\text{ист}} \sin \Theta_1 t \\ y(t) = V_{\text{ист}} \sin \Theta_1 t - \frac{g_0 t^2}{2} + h_1 \end{cases}$$

Расчет высоты апогея и времени до него

Из полученной системы уравнений имеем:

$$\Delta h = \frac{V_{\text{ист}}^2 \sin^2 \Theta_1}{2g_0} = \frac{\left(62.29 \frac{\text{м}}{\text{с}}\right)^2 \sin^2(49.63^\circ)}{2 \cdot 9.8066 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}} = 115 \text{ м}$$

Тогда высота апогея:

$$h_2 = h_1 + \Delta h = 41.5 \text{ м} + 115 \text{ м} = 156.5 \text{ м}$$

Время движения ракеты на пассивном участке до апогея:

$$\Delta t = \frac{V_{\text{ист}} \sin \Theta_1}{g_0} = \frac{62.29 \frac{\text{м}}{\text{с}} \sin(49.63^\circ)}{9.8066 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}} = 4.84 \text{ с}$$

Значит время до апогея:

$$t_{\text{ап}} = t_{\text{раб}} + \Delta t = 1.82 \text{ с} + 4.84 \text{ с} = 6.6 \text{ с}$$

Расчет высоты направляющей

Примем потери тяги и изменение ускорения во время движения по направляющей пренебрежимо малыми из эмпирического условия $h_{\text{напр}} \ll h_1$

Ускорение, приобретаемое ракетой при старте:

$$a_0 = \frac{P_0}{m_0} = \frac{165 \text{ Н}}{4.2 \text{ кг}} = 39.3 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$$

Тогда высота направляющей:

$$h_{\text{напр}} = \frac{V_{\text{сх}}^2}{2(a_0 - g_0)} = \frac{\left(15 \frac{\text{м}}{\text{с}}\right)^2}{2\left(39.3 \frac{\text{м}}{\text{с}^2} - 9.8066 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}\right)} = 3.81 \text{ м}$$

Задача 2. Прочностной расчёт

При расчёте и переводе единиц использовать значение технической атмосферы. Заданы следующие параметры топливной системы:

- Объём бака топлива (взять из предыдущего раздела): $V_{\text{бака}}, \text{ м}^3$
- Высота бака топлива (взять из предыдущего раздела): $h_{\text{бака}}, \text{ м}$
- Материал стенок бака: АМГ6
- Давление в баке: $p_{\text{бака}} = 30 \text{ Атм}$
- Давление в камере двигательной установки: $p_{\text{кам}} = 8 \text{ Атм}$
- Коэф. запаса: $k_{\text{зап}} = 2$

1) Используя параметры топливного бака:

- Составить расчётную схему.

(см. Приложение «Задача №2», рис.4 «Топливный бак»)

- Описать силы, действующие на бак.

(см. Приложение «Задача №2», рис. 4 «Топливный бак»)

- Определить толщину стенок бака: $\delta_{\text{бака}}, \text{ мм}$
- Определить массу бака: $m_{\text{бака}}, \text{ кг}$
- Описать процесс изготовления бака.

Крышка камеры сгорания крепится к камере сгорания фланцевым соединением. Изобразите данное соединение перечислите необходимые элементы болтового соединения.

2) Определить оптимальные по массе параметры системы крепления крышки:

- Количество болтов.
- Класс прочности болтов.
- Диаметр болтов.

Найдите все выбранные вами элементы в интернет-магазине по наиболее приемлемой цене. Укажите ссылки.

Расчет толщины стенки бака

Допустимые кольцевые напряжения:

$$\sigma_{\text{доп}} = \frac{\sigma_{\text{max}}}{k_{\text{зап}}} = \frac{340 \text{ МПа}}{2} = 170 \text{ МПа}$$

Тогда толщина стенки бака может быть найдена из следующего соотношения:

$$\delta_{\text{бака}} = \frac{p_{\text{надд}} \cdot d_{\text{рак}}}{2 \cdot \sigma_{\text{доп}} \cdot \varphi_{\text{шва}} - p_{\text{надд}}} = \frac{(p_{\text{бака}} - p_{\text{атм}}) \cdot d_{\text{рак}}}{2 \cdot \sigma_{\text{доп}} \cdot \varphi_{\text{шва}} - (p_{\text{бака}} - p_{\text{атм}})}$$

Подставляя значения, получим:

$$\delta_{\text{бака}} = \frac{(30 \cdot 10^5 \text{ Па} - 0.97 \cdot 10^5 \text{ Па}) \cdot 0.07 \text{ м}}{2 \cdot 170 \text{ МПа} \cdot 0.9 - (30 \cdot 10^5 \text{ Па} - 0.97 \cdot 10^5 \text{ Па})} = 0.7 \text{ мм}$$

Расчет массы бака

Найдем объем обечайки бака как разность объемов внешнего и внутреннего цилиндров (с учетом толщины бака):

$$V_{\text{обечайки}} = \pi h_{\text{бака}} \frac{d_{\text{рак}}^2}{4} - \pi h_{\text{бака}} \left(\frac{d_{\text{рак}}}{2} - \delta_{\text{бака}} \right)^2 = \pi h_{\text{бака}} \left(\frac{d_{\text{рак}}^2}{4} - \left(\frac{d_{\text{рак}}}{2} - \delta_{\text{бака}} \right)^2 \right)$$

Очевидно, что:

$$m_{\text{обечайки}} = \rho_{\text{АМГ6}} \cdot V_{\text{обечайки}} = \rho_{\text{АМГ6}} \cdot \pi h_{\text{бака}} \left(\frac{d_{\text{рак}}^2}{4} - \left(\frac{d_{\text{рак}}}{2} - \delta_{\text{бака}} \right)^2 \right)$$

Подставляя значения:

$$m_{\text{обечайки}} = 2640 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot \pi \cdot 0.42 \text{ м} \cdot \left(\frac{(0.07 \text{ м})^2}{4} - \left(\frac{0.07 \text{ м}}{2} - 0.007 \text{ м} \right)^2 \right) = 1.54 \text{ кг}$$

Процесс изготовления бака

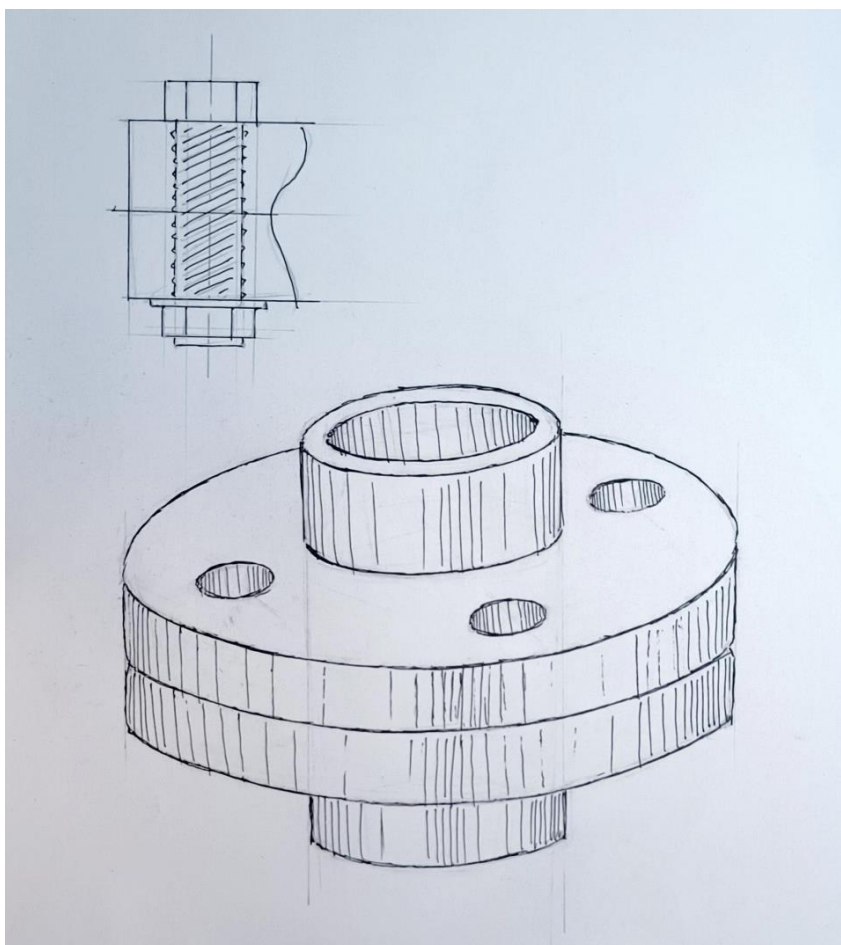
Входной контроль листа → проверка механических свойств → обработка продольных кромок → формовка трубных заготовок → контроль сварочных соединений → сварка наружного и внутреннего швов.

Проектирование фланцевого соединения

Так как диаметр проектируемого фланца должен удовлетворять габаритным размерам конструкции, было принято решение обратиться к ГОСТ 33259 — 2015 (см. Приложение «Задача №2», рис. 5 «Таблица из ГОСТ 33259 — 2015»)

Было выбрано приближенное значение диаметра – 75 мм. Достаточное число болтов при этом – 4 шт. Их размер – М10. Исходя из полученного значения тяги двигателя был определен класс прочности 5.8. Высота соединения не превышает 35 мм.

Ниже приведен эскиз фланцевого соединения (высота одного фланца 12 мм):



Для данного болтового соединения требуется:

[Болт М10х35 DIN933/ГОСТ 7798-70](#)

4 шт.

[Гайки М10×1.5](#)

4 шт.

[Плоская оцинкованная шайба Tech-Krep DIN125a М10](#)

4 шт.

Задача 3. Моделирование и прототипирование

Проектирование детали

Так как бак имеет плоские днища, а корпус ракеты – толщину, наиболее подходящим конструктивным решением для соединения данных элементов является фланец с плоским днищем и стенками, напоминающими по форме стенки стакана. Таким образом, фланец своим плоским днищем крепится к топливному баку посредством болтовых соединений, а корпус ракеты насаживается на стенки «стакана» методом запрессовки и плотно держится на них за счет сил трения.

Из соображений оптимума массы детали и прочности соединения были выбраны следующие параметры детали:

| | |
|--------------------------------------|---------|
| • Диаметр (с учетом толщины корпуса) | 68 мм |
| • Толщина стенки | 1 мм |
| • Диаметр симметричных отверстий | 4,2 мм |
| • Диаметр центрального отверстия | 10,5 мм |
| • Высота | 70 мм |

Материал фланца – дюралюминий, плотностью не более $2500 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$.

Таким образом, масса детали не должна превышать 0,081 кг.

Среди прочих конструктивных особенностей: фаски с внутренней стороны днища детали, длиной 0,5 мм, фаска с внешней стороны стенки длиной 0,5 мм, увеличенные в сравнении с диаметрами болтов отверстия (в целях повышения надежности и удобства монтажа).

Изготовить деталь можно применяя методы обработки давлением, например, с помощью вытяжки. Отверстия и фаски отверстий получают фрезерованием. Выравнивание внешней стороны стенки и снятие фаски на ее конце производится посредством механообработки на токарном станке.

Задача 4. Электроника

Вы разрабатываете бортовую электронику для одноступенчатой ракеты. От электроники требуется:

- Запустить двигательную установку по команде с наземного комплекса управления.
- Собирать, передавать и обрабатывать данные о статусе, высоте и скорости полёта ракеты.
- Определить апогей полёта ракеты, раскрыть парашют после апогея
- Определить координаты точки падения, переслать их на наземную станцию

Приведите:

- Структурную схему бортовой электроники

(см. Приложение «Задача №4», рис. 5 «Структурная схема бортовой электроники», рис. 6 «Система зажигания»)

- Список датчиков (Опишите назначение)
- Алгоритм работы бортовой электроники
- Опишите возможные уязвимости вашей системы, приведите список возможных отказов

Бортовая электроника

Базовым набором электроники для модельной ракеты будем считать следующий набор электроники: плата Arduino Nano, GPS - трекер, трансивер (радиомодуль), источник питания и запал для запуска ДУ. Однако, если имеется необходимость в сборе расширенных данных, например для полного анализа хода полёта ракеты после приземления, потребуется добавить в схему (например) модуль GY-91, содержащий в себе трехосевой гироскоп, трёхосный акселерометр, трёхосный магнитометр, датчик давления и модуль SD card для сохранения данных. По полученным данным можно будет с достаточной точностью определить положение ракеты в пространстве в каждый момент времени.

Алгоритм работы бортовой электроники представлен в виде логической схемы



Возможные уязвимости

На борту могут протекать разнообразные физико-химические процессы, например, повышенные вибрации конструкции и приборов, приводящие к ухудшению эксплуатационных параметров аппаратуры. Воздействие факторов окружающей среды может приводить как к постепенному ухудшению свойств материалов и характеристик бортовых систем, так и к возникновению внезапных отказов. Вероятны отказы основных приборов системы управления, ложные команды или отсутствие заданных команд системы управления, отказ бортового источника мощности.

Список использованной литературы

1. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта Изд. 2-е. – М.: Наука, Главная редакция физика-математической литературы, 1981. – 496 с.
2. Дунаев П. Ф. Конструирование узлов и деталей машин: Учеб. пособие для студ. техн. спец. вузов / П. Ф. Дунаев, О.П. Леликов. – 8-е изд., перераб. И доп. – М.: Издательский центр «Академия», 2004. – 496 с.
3. Мухамедов Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем: учебное пособие / Л.П. Мухамедов. – М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 265, [1] с.

Приложение

Задача №1

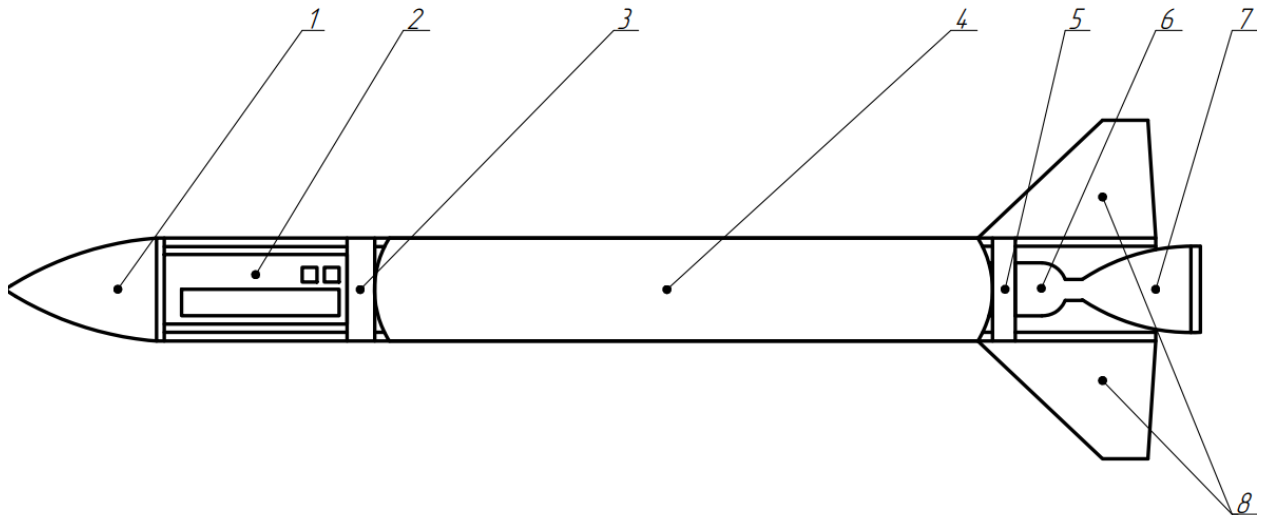


Рис. 1 «Элементы ракеты»

1 – Головной обтекатель; 2 – Приборный отсек; 3 – Фланцевое соединение приборного отсека и топливного бака; 4 – Топливный бак с вытеснительной системой подачи топлива; 5 – Фланцевое соединение топливного бака и камеры сгорания; 6 – Камера сгорания; 7 – Сопло ракеты; 8 – Пассивная система стабилизации.

Головной обтекатель нужен ракете для снижения аэродинамического сопротивления при наборе высоты и защиты полезной нагрузки от высокой температуры при аэродинамическом нагреве, который возникает от высокой скорости прохождения ракеты через плотные слои атмосферы.

Приборный отсек — это сухой отсек корпуса ракеты, предназначенный для размещения приборов системы управления, системы телеметрических измерений и элементов пневмогидросистемы.

Фланцевые соединения в ракете служат для увеличения жёсткости конструкции корпуса ракеты и обеспечения надёжного сопряжения стыкуемых отсеков.

Топливный бак представляют собой часть конструкции ракеты и применяются главным образом для размещения в нем горючего.

В камере сгорания подаваемое специальными насосами горючее смешивается и сгорает.

Сопло используется в ракетном двигателе для расширения и ускорения газов сгорания, образующихся при сжигании топлива, так что выхлопные газы выходят из сопла с гиперзвуковыми скоростями.

Пассивная система стабилизации в ракете обеспечивает устойчивость полёта и предотвращает или минимизирует неустойчивые движения, которые могут привести к отклонению ракеты от запланированного курса.

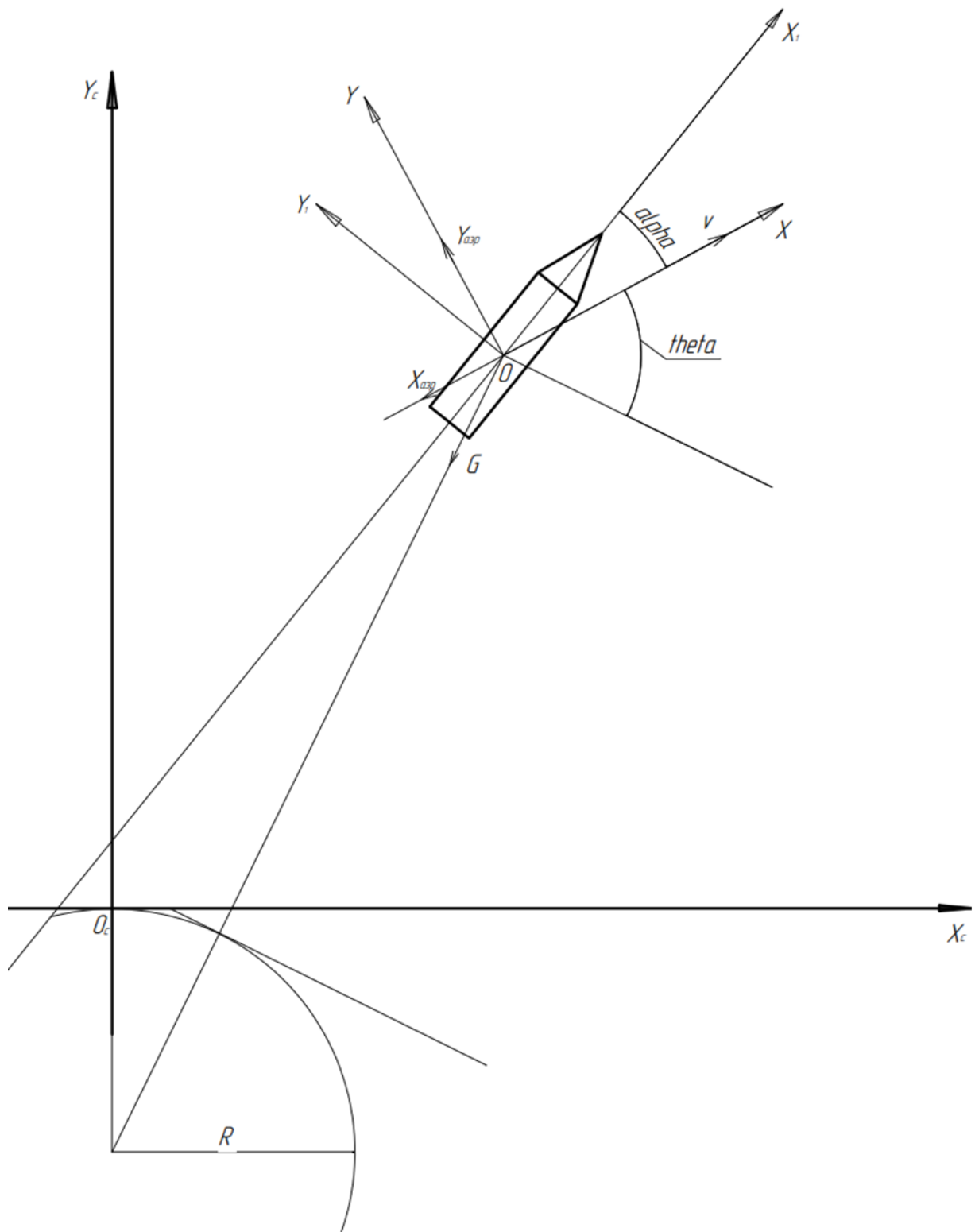


Рис. 2 «Расчетная схема для определения параметров траектории»

Заданные системы координат: $X_c O_c Y_c$ — стартовая система координат; XOY — скоростная система координат; $X_1 O_1 Y_1$ — связанная система координат.

Принятые обозначения: α — угол атаки; θ — угол наклона вектора скорости к местному горизонту; R — средний радиус Земли; G — сила тяжести; $X_{aэp}$ — сила аэродинамического сопротивления; $Y_{aэp}$ — подъемная аэродинамическая сила; V — вектор скорости.

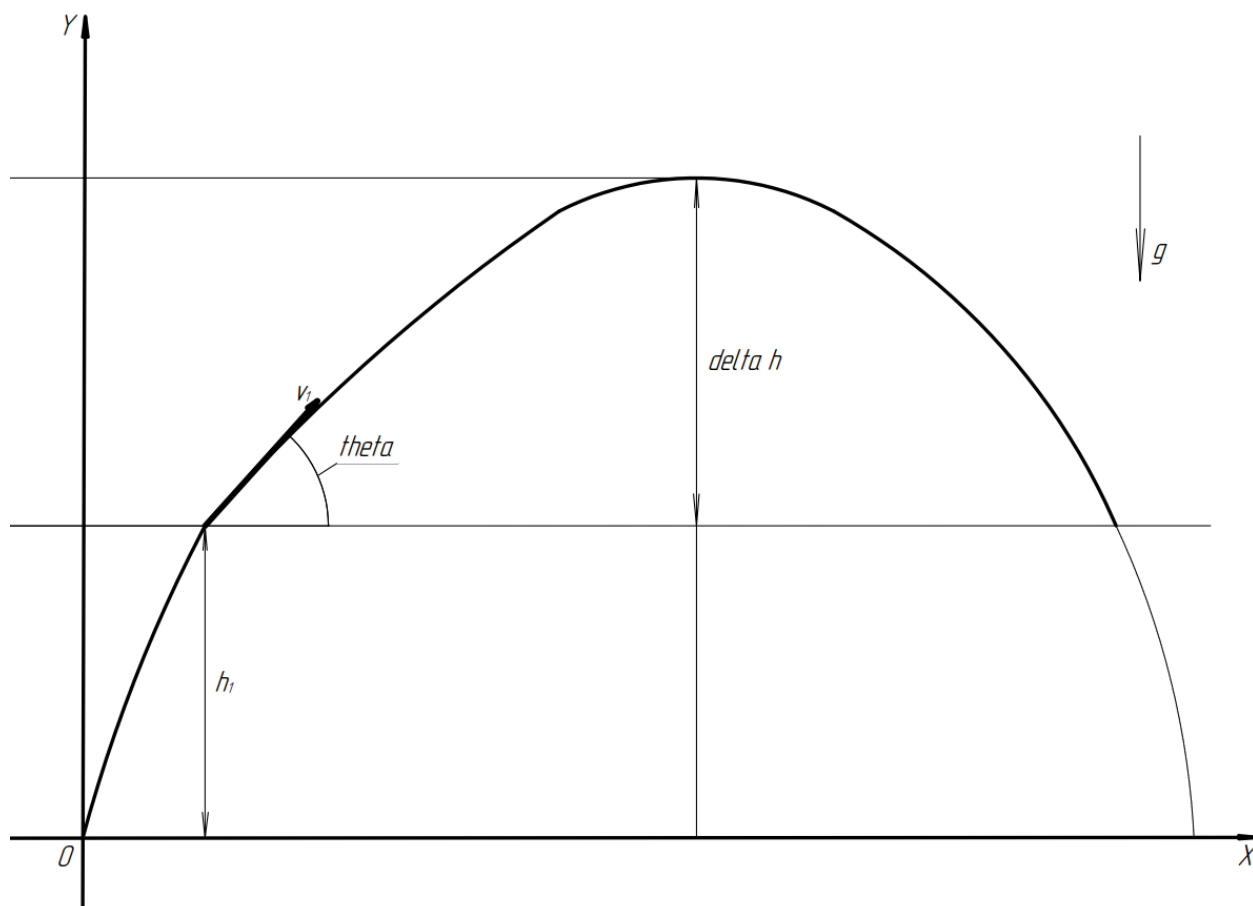


Рис. 3 «Схема траектории на пассивном участке»

h_1 - высота активного участка; Δh - разность высот апогея и активного участка;

$V_1 = V_{\text{ист}}$ - скорость в конце активного участка; Θ - угол наклона вектора скорости к местному горизонту.

Задача №2

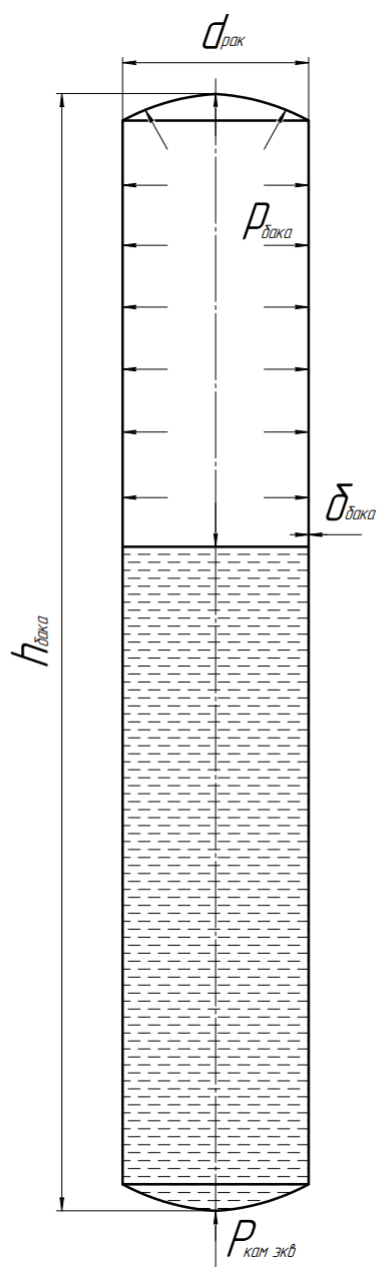


Рис. 4 «Топливный бак»

На бак действуют следующие силы: $P_{бак}$ – внутреннее давление в баке; $P_{кам.экв}$ – эквивалентное давление со стороны камеры сгорания. На схеме также указаны: $\delta_{бак}$ – толщина стенки бака; $h_{бак}$ – высота бака.

| <i>DN</i> | <i>PN</i> , кгс/см ² | <i>D</i> | <i>D</i> ₀ | <i>D</i> ₁ | <i>D</i> ₂ | <i>D</i> _m | <i>D</i> _n | <i>d</i> | <i>d</i> ₁ | <i>b</i> | <i>b</i> ₁ | <i>c</i> | <i>H</i> | <i>H</i> ₁ | <i>n</i> | <i>S</i> | Номинальный диаметр болтов или шпилек |
|--------------|------------------------------------|----------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|----------|-----------------------|----------|-----------------------|----------|----------|-----------------------|----------|----------|---|
| <i>DN 10</i> | <i>PN 2,5</i> <i>PN 6</i> | 75 | 21 | 50 | 35 | — | — | 11 | — | 12 | — | 3 | — | — | 4 | — | M10 |
| | <i>PN 10</i> | 90 | | 60 | 42 | 28 | 17,2 | 14 | 31 | 14 | 12 | | 35 | 6 | | 1,8 | M12 |
| | <i>PN 16</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | <i>PN 25</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| <i>DN 15</i> | <i>PN 2,5</i> <i>PN 6</i> | 80 | 25 | 55 | 40 | — | — | 11 | — | 12 | — | 3 | — | — | 4 | — | M10 |
| | <i>PN 10</i> | 95 | | 65 | 47 | 32 | 21,3 | 14 | 35 | 14 | 12 | | 38 | 6 | | 2,0 | M12 |
| | <i>PN 16</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | <i>PN 25</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| <i>DN 20</i> | <i>PN 2,5</i> <i>PN 6</i> | 90 | 31 | 65 | 50 | — | — | 11 | — | 14 | — | 4 | — | — | 4 | — | M10 |
| | <i>PN 10</i> | 105 | | 75 | 58 | 40 | 26,9 | 14 | 42 | 16 | 14 | | 40 | 6 | | 2,3 | M12 |
| | <i>PN 16</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | <i>PN 25</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| <i>DN 25</i> | <i>PN 2,5</i> <i>PN 6</i> | 100 | 38 | 75 | 60 | — | — | 11 | — | 14 | — | 4 | — | — | 4 | — | M10 |
| | <i>PN 10</i> | 115 | | 85 | 68 | 46 | 33,7 | 14 | 49 | 16 | 14 | | 40 | 6 | | 2,6 | M12 |
| | <i>PN 16</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | <i>PN 25</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| <i>DN 32</i> | <i>PN 2,5</i> <i>PN 6</i> | 120 | 47 | 90 | 70 | — | — | 14 | — | 16 | — | 5 | — | — | 4 | — | M12 |
| | <i>PN 10</i> | 140 | | 100 | 78 | 56 | 42,4 | 18 | 59 | 18 | 14 | | 42 | 6 | | 2,6 | M16 |
| | <i>PN 16</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | <i>PN 25</i> | | | | | | | | | | | | | | | | |

Рис. 5 «Таблица из ГОСТ 33259 — 2015»

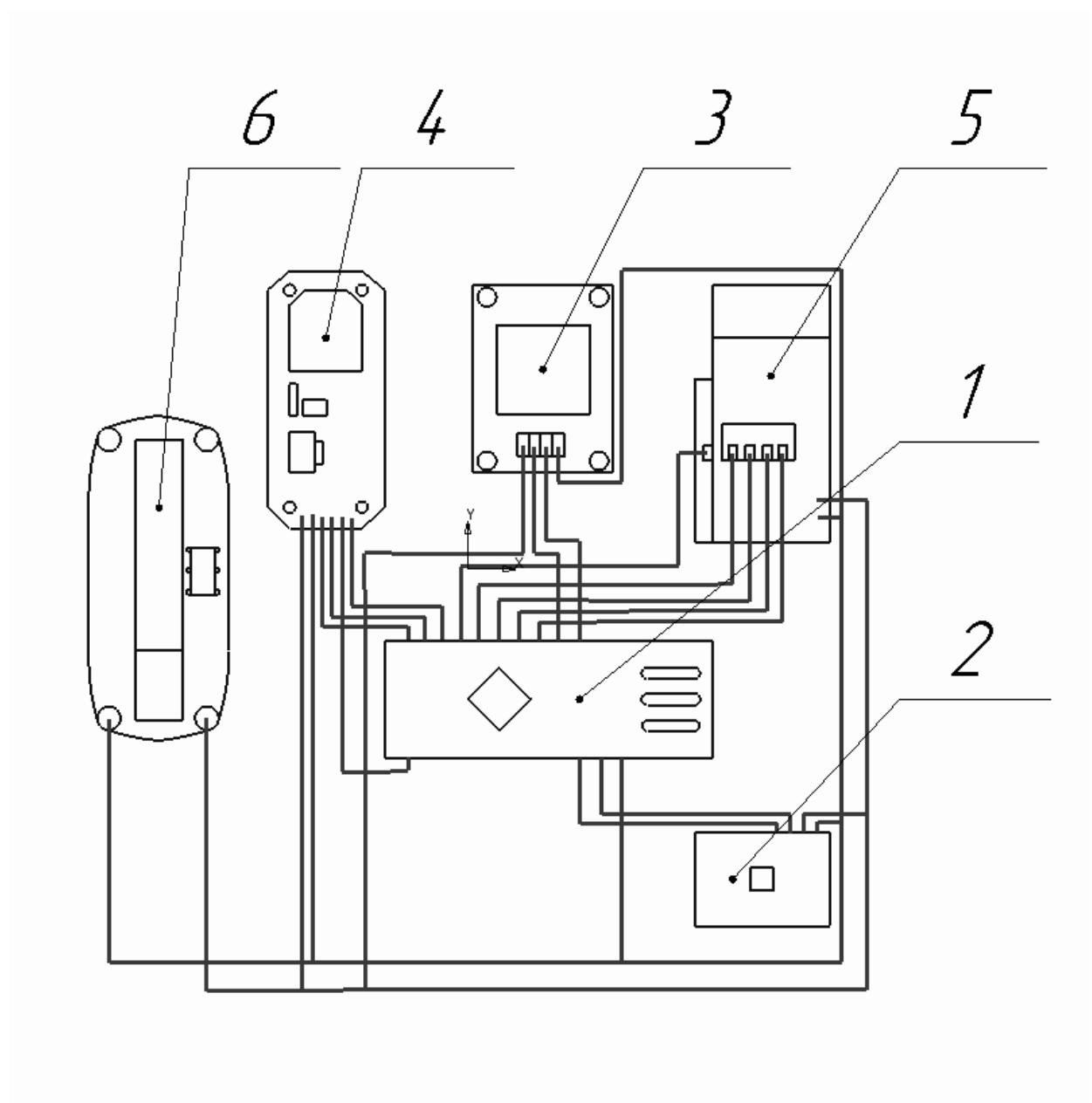


Рис. 5 «Структурная схема бортовой электроники»

1 – Arduino Nano; 2 – Модуль GY-91; 3 – Приемник GPS uBlox Neo 6M; 4 – Sd card модуль;
5 – Трансивер nRF24L01; 6 – Питание схемы.

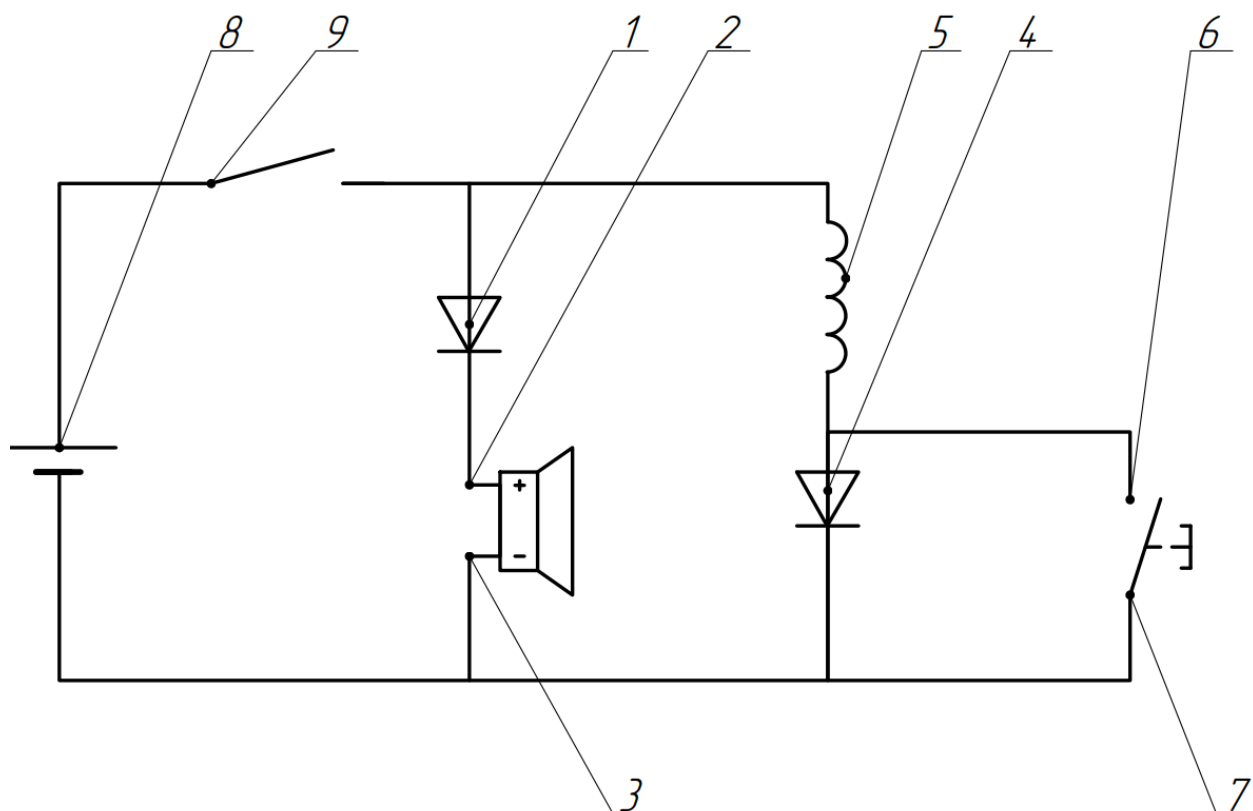


Рис. 6 «Система зажигания»

1 – Светодиод, горящий при подаче питания; 2, 3 – Бuzzer, сигнализирующий о включении питания; 4 – Светодиод, горящий при включении запала; 5 – Запал, реализованный катушкой; 6, 7 – Кнопка включения запала; 8 – Источник питания; 9 – Выключатель.