

ЭЛЕКТРОННЫЙ БЛОК МАЛОЙ РАКЕТЫ С ЭЛЕКТРОТУРБОКОМПРЕССОРНЫМ ПРИВОДОМ

Г.А. Ануфриев¹, П.С. Яковлева¹, А.А. Кумарин¹

¹Самарский университет, г. Самара
e-mail: anufriev.g.a@mail.ru

Аннотация

В данной работе описано устройство электроники малой экспериментальной ракеты, использующей в качестве движителя электротурбокомпрессор (импеллер на электроприводе).

Ключевые слова: бортовая электроника, ракетомоделизм, экспериментальная ракета, импеллер, турбокомпрессор.

Введение

Для развития интереса к аэрокосмической отрасли популярны форматы атмосферных аппаратов, запускаемых на экспериментальных ракетах, проводимые в том числе в рамках различных чемпионатов [1]. Как правило, данные ракеты-носители используют твердотопливные пороховые двигатели, приобретение которых затруднено, а их применение связано с высокой пожароопасностью. В качестве альтернативы возможно использование импеллера на электроприводе, однако для его использования необходима система управления, которая обеспечивает регулирование параметров движителя и своевременно реагирует на нештатные ситуации во время полёта.

1. Требования к электронике

Для управления приводом необходимо подавать сигнал в контроллер бесколлекторного двигателя, осуществлять контроль частоты его вращения и определять тягу импеллера для проверки работоспособности.

Помимо задач по управлению приводом, электроника ракеты должна выполнять свою основную миссию: вывод аппарата формата CanSat (цилиндр 84x220 мм и массой до 1 кг) на высоту не менее 1 км. Также необходимо обеспечить безопасный спуск носителя и быстрый поиск после посадки.

2. Структурная схема

На основе имеющихся требований было решено разделить электронику основной миссии ракеты и управления компрессором на две части.

Основная система управления ракетой основана на базе конструктора MiniSat [2], который включает в себя четыре платы (рисунок 1).

Бортовой компьютер осуществляет взаимодействие со всеми остальными системами и выполнение установленной на него программы. Система сбора используется для определения параметров полёта (высота, кажущееся ускорение, ориентация ракеты). Система связи осуществляет передачу телеметрии на наземную приёмную станцию. Также она способна принимать от неё управляющие команды

(запуск двигателя и его экстренная остановка, инициация системы выброса и резервной системы спасения, повторный запрос координат). Система питания обеспечивает корректное питание всех систем, зарядку аккумулятора и оснащён силовыми каналами для инициации электромеханических систем ракеты.

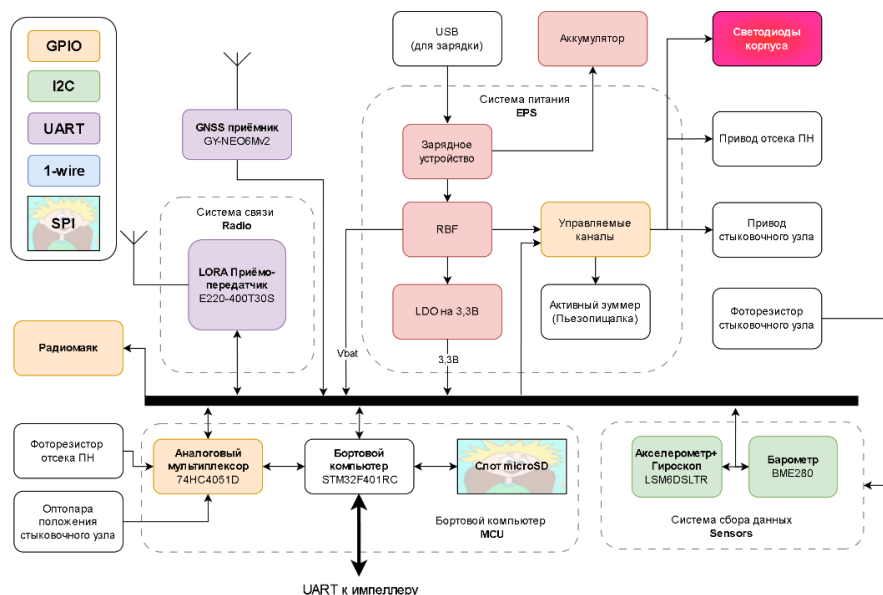


Рисунок 1 – Структурная схема основной электроники

Система управления электротурбокомпрессора основана на базе платформы MiniRocket [3] (рисунок 2).

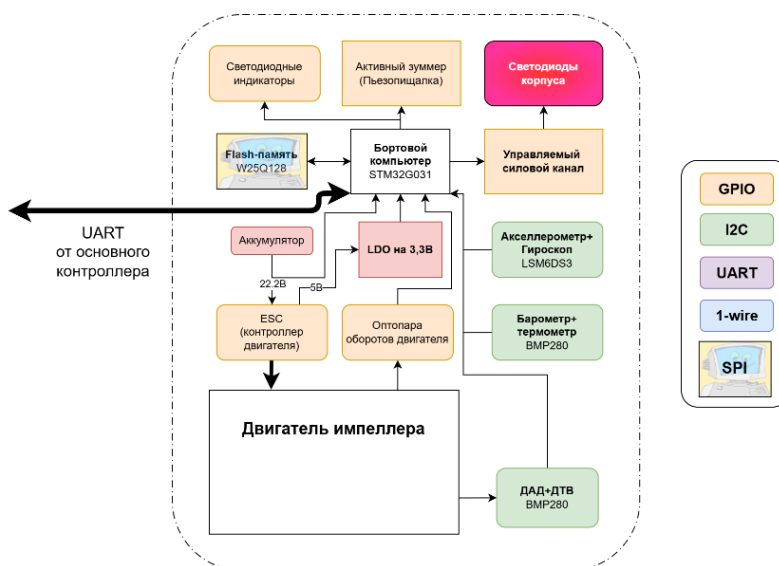


Рисунок 2 – Структурная схема электроники компрессора

Оптический датчик оборотов используется для контроля частоты вращения. Датчик массового расхода воздуха состоит из барометра и термометра и используется для косвенного расчёта тяги двигателя. Акселерометр и гироскоп используются для

определения ориентации ракеты в процессе полёта, что позволяет отключить двигатель при нештатном положении.

Взаимодействие между основной и компрессорной электроникой осуществляется при помощи интерфейса UART. Двигатель работает только при наличии связи с основной электроникой и регулярно опрашивает её.

3. Реализация и испытания

На основе разработанных схем был изготовлен блок электроники двигателя (рисунок 3). На специальном стенде были проведены испытания: в ручном режиме при помощи рычага управления двигателем (РУД) на микроконтроллер передавалось значение его положения, которое передавалось на контроллер двигателя. При помощи датчиков были получены данные для вычисления значений тяги (рисунок 4). Двигатель с электроникой успешно отработали весь цикл испытаний и экспериментальные данные согласуются с расчётными значениями.



Рисунок 3 – Двигатель с электроникой

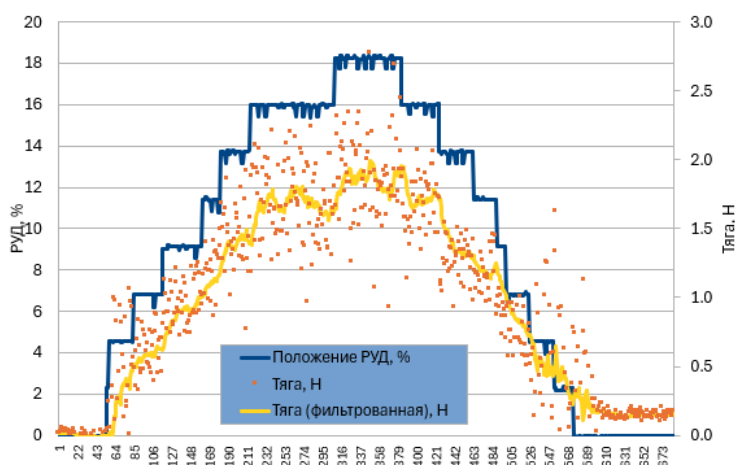


Рисунок 4 – Результаты испытаний двигателя

Заключение

В результате работы была разработана бортовая электроника малой экспериментальной ракеты, использующей в качестве движителя электротурбокомпрессор. На основе имеющихся требований была разработана структурная схема, определена электронно-компонентная база, разработан алгоритм работы, изготовлены тестовые образцы отдельных частей электроники и проведены их автономные испытания. В дальнейшем планируются лётные испытания системы в составе ракеты.

Список использованных источников

1. Радченко, В. В. Проект «Воздушно-инженерная школа» / В. В. Радченко, И. А. Соболев, Н. Н. Веденькин // 40-е академические чтения по космонавтике: материалы конференции. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. – С. 307–308.
2. Кумарин, А. А. Разработка образовательного пикоспутника MiniSat / А. А. Кумарин // Дорога в космос: Первая международная конференция по космическому образованию (Москва, 5–8 октября 2021 г.): материалы конференции. – Москва: ИКИ РАН, 2021. – С. 146–147.
3. Ануфриев, Г. А. Разработка и экспериментальная отработка бортовой электроники для конструктора миниатюрных ракет MINIROCKET / Г. А. Ануфриев, П. С. Яковлева, А. А. Кумарин // XVIII Корольевские чтения: материалы всероссийской молодёжной научной конференции с международным участием, посвящённой 80-й годовщине Победы в Великой Отечественной войне: в 2 т., Самара, 7–9 октября 2025 г. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева, 2025. – С. 225–226.

ELECTRONIC UNIT OF A SMALL ROCKET WITH AN ELECTRIC AXIAL COMPRESSOR DRIVE

G.A. Anufriev¹, P.S. Yakovleva¹, A.A. Kumarin¹

*¹Samara University, Samara
e-mail: anufriev.g.a@mail.ru*

Abstract

This paper describes an electronic unit for an experimental rocket using an electric axial compressor (an electrically driven impeller) as a propulsion device.

Keywords: on-board electronics, rocket modeling, experimental rocket, impeller, axial compressor.