

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БЛОКОМ МАНЕВРИРОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА

Введение. Современные тенденции в области космических исследований и технологий подтверждают растущий интерес к малым космическим аппаратам, среди которых аппараты формата CubeSat занимают особое место благодаря своей компактной конструкции, низкой в сравнении с более крупными аппаратами стоимости [1]. Эти малые космические аппараты все чаще становятся основой для образовательных проектов, научных исследований и технологических экспериментов[2].

Двигатель в рамках аппарата формата CubeSat позволяет корректировать орбиту для сведения с орбиты отработавшего свой ресурс аппарата или выполнения группового полёта.

Методика исследования. Целью данной работы является разработка системы управления электротермической двигательной установкой. В рамках работы необходимо выполнить следующие задачи:

Разработка и испытания системы контролируемого разряда батареи суперконденсаторов на нагревательный элемент

Разработка и испытания системы заряда батареи суперконденсаторов

Разработка системы балансировки батареи суперконденсаторов

Разработка системы управления блоком маневрирования наноспутника на основе разработанных систем

Суперконденсаторы, которые используются в работе, имеют рабочее напряжение от 0 В до 3 В и ёмкость 100 Ф. В систему встроено 8 суперконденсаторов, соединённых последовательно. Таким образом максимальное напряжение сборки – 24 В.

Описываемый в работе двигатель относится к электротермическому двигателю (resisojet) – нагрев рабочего тела осуществляется благодаря нагревателю под действием протекающего через него электрического тока. Предельный ток нагревателя составляет порядка 71 А. Высокие значения силы тока накладывают ограничения на подбор компонентов системы.

На рис. 1 представлена общая структурная схема управления блоком маневрирования наноспутником:

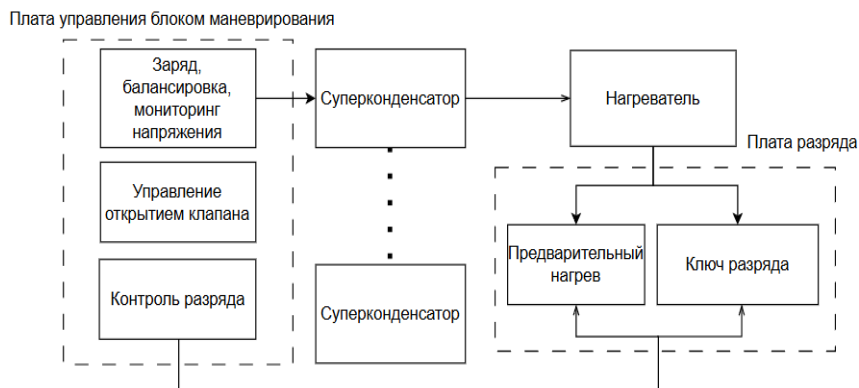


Рис. 1. Общая структурная схема системы управления блоком маневрирования наноспутником

Система управляется микроконтроллером ATxmega128A4U-AU, который взаимодействует с бортовым компьютером спутника по интерфейсу I2C. Микроконтроллер управляет открытием клапана, процессом заряда батареи суперконденсаторов, измерением напряжения на каждой из отдельных ячеек батареи и разрядом батареи на нагреватель в режиме предварительного нагрева и быстрого разряда. При этом каждый из суперконденсаторов обладает индивидуальной системой активной балансировки с контролем напряжения и возможностью отключения конденсатора от зарядной цепи с участием и без участия микроконтроллера.

Управление предварительным нагревом и полным разрядом реализованы как отдельная печатная плата, которая монтируется непосредственно на боковой стороне бака с рабочим телом двигателя.

На рис. 2 представлена плата управления предварительным нагревом и полным разрядом.

На плате решена задача по размещению токопроводящих дорожек повышенной ширины для высокотокковых соединений в компактном исполнении, удовлетворяющем ограничения на доступное на боковой поверхности бака пространство.

На рис. 3 представлен вид спроектированной платы системы управления блоком управления двигателем.

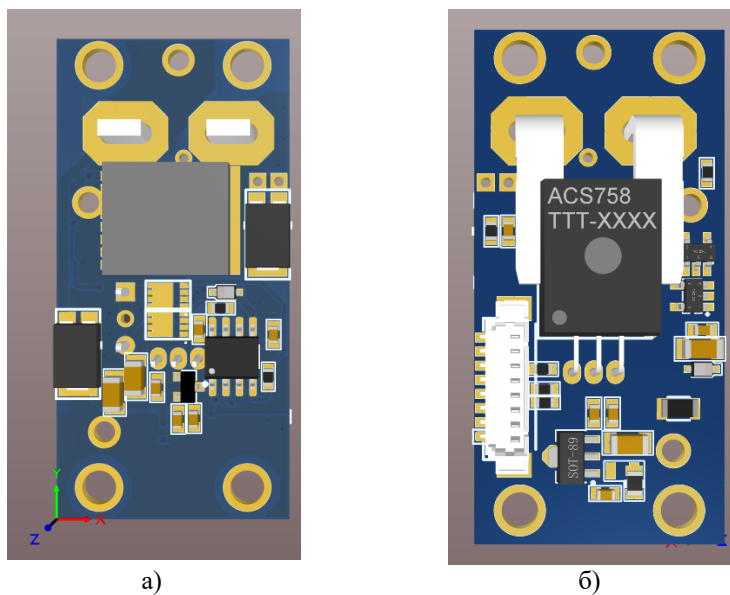


Рис. 2. Плата управления предварительном нагревом и полным разрядом:
а) вид сверху, б) вид снизу

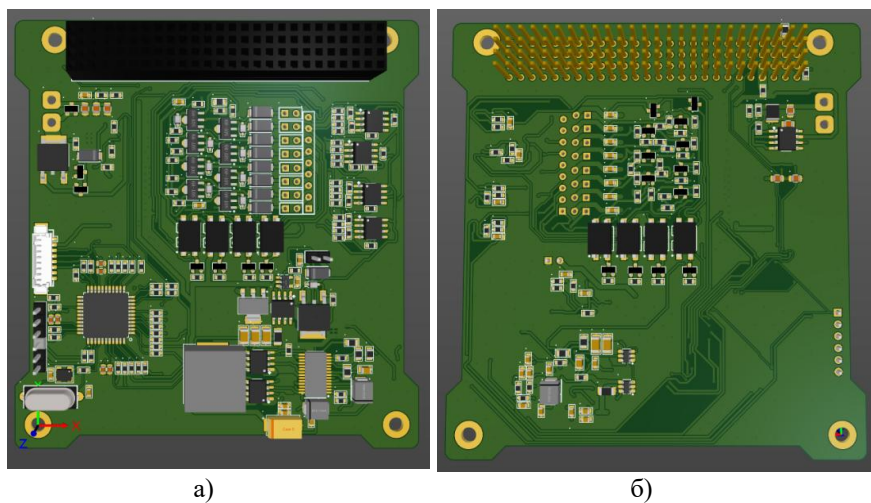


Рис. 3. Плата системы управления блоком маневрирования:
а) вид сверху, б) вид снизу

На данной плате реализованы все структурные составляющие, описанные выше. Плата разработана в формате PC/104, совместимой с бортовой шиной спутниковой платформы SamSat.

Заключение. В рамках работы была проведена разработка системы заряда батареи суперконденсаторов, система разряда батареи на нагревательный элемент, системы балансировки батареи. Системы были объединены в единую систему управления. Система после испытаний и возможных доработок может быть применена в перспективном космическом аппарате с двигательной установкой.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>

Список использованных источников

1. CalPoly. Cubesat design specification // CubeSat Program, Calif. Polytech. State. – 2004. – Vol. 8651, № June – P. 22.
2. Kulu E. CubeSats & Nanosatellites – 2024 Statistics , Forecast and Reliability. – 2024. – Vol. c, № October. – P. 14–18.

УДК 629.7.01:519.688

П.С. Яковлева, А.А. Кумарин

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СОЛНЕЧНОГО ДАВЛЕНИЯ НА УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ НАОСПУТНИКА

Введение. Согласно статистике [1] за последние 10 лет количество запусков наноспутников увеличилось более чем вдвое, что показывает активный рост интереса ракетно-космической отрасли к этому направлению. Наиболее популярными форматами наноспутников являются форматы CubeSat 6U и 3U, размеры которых не превышают 20x10x30 сантиметров и 10x10x30 сантиметров соответственно [1]. Одними из наиболее перспективных для реализации различных научных миссий являются наноспутники формата CubeSat 6U, так как их размеры позволяют разместить уже более серьёзную научную аппаратуру чем, например, CubeSat 3U. Но при активно развивающемся интересе математическая база в этом направлении развивается медленнее, чем техническая, и не может описать все значимые особенности движения этих космических