

## **МАЛОГАБАРИТНАЯ МИКРОПРОЦЕССОРНАЯ СИСТЕМА ЗАПУСКА НАНОСПУТНИКОВ С ЗАДАНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ОТДЕЛЕНИЯ**

О.В. Филонин, З.И. Гимранов

Самарский государственный аэрокосмический университет им. ак. С.П. Королева  
(Национальный исследовательский университет), Самара, Россия

phylonin@gmail.com, zafargimranov86@gmail.com

Наноспутники (НС), космические аппараты с массами от 1 кг до 10 кг, в настоящее время способны решать серьезные научно-исследовательские задачи:

- исследование магнитного поля Земли,
- анализ солнечного излучения в околоземном пространстве, фотографирование заданных участков на поверхности,
- мобильная связь "5G" на базе наноспутников,
- развитие системы передачи изображений в рамках системы ГЛОБАЛСТАР и т.д.

По мере совершенствования элементной базы наноспутников, а именно, переход на полностью твердотельную конструкцию [1], уровень решаемых научно технических задач значительно повысится. Уже сегодня разработан интересный космический проект, предложенный международной группой физиков, который может помочь выяснить степень воздействия гравитационных сил на запутанные состояния квантовых систем. Другой важной задачей, как в научном плане, так и для прикладного использования является томографический анализ состояния ионосферы, в частности, пространственное распределение электронной плотности [2,3] методами радиозондирования, с помощью колоний наноспутников выведенных на заданную круговую орбиту и равноотстоящих друг от друга. Уже сама постановка задачи радио-, оптической томографии ионосферы требует точного выведения на заданную орбиту группировки наноспутников в количестве от 24 до 36 [4], с определенными начальными скоростями и в заданных направлениях.

Решить такого рода задачи могут активно разрабатываемые в настоящее время автоматизированные системы запуска [5]. Наиболее эффективными, в этом плане, следует признать системы запуска НС магнитоиндукционного типа, т.к. они позволяют с высокой точностью выводить отделяемые аппараты на заданные орбиты, имеют малые габариты, массы и невысокую стоимость. В то же время известные системы отделения, в том числе и магнитоиндукционные, как правило, рассчитаны либо на малое число запусков относительно легких аппаратов с массами порядка 1 кг, либо не способны задать точное направление отделения с точной величиной начальной скорости отделяемого аппарата. Известно, что направление отделяемого аппарата, в простейшем случае, может быть определено относительно системы доставки, либо относительно системы координат, связанной с Землей. Последний вариант, не смотря на его относительную сложность [6] наиболее удобен для выведения группировок на круговую орбиту например для задач томографического исследования ионосферы в радио- и оптическом диапазонах.

Система отделения группировки НС от средства доставки должна решать для каждого аппарата следующие задачи: сориентировать главную ось отделяемого аппарата в зенитном и азимутальном направлениях, произвести раскрутку бортовых гироскопов до необходимого значения момента импульса, произвести отделение НС с заданной скоростью. Наиболее перспективные магнитоиндукционные системы запуска НС содержат механизмы разворота платформы запуска в заданных зенитных и азимутальных направлениях и магнитоиндукционный эжектор, сообщающий отделяемому аппарату требуемый импульс. Авторами разработан микропроцессорный блок управления для

магнитоиндукционных систем отделения (МИСЗ), позволяющий решать указанные задачи.

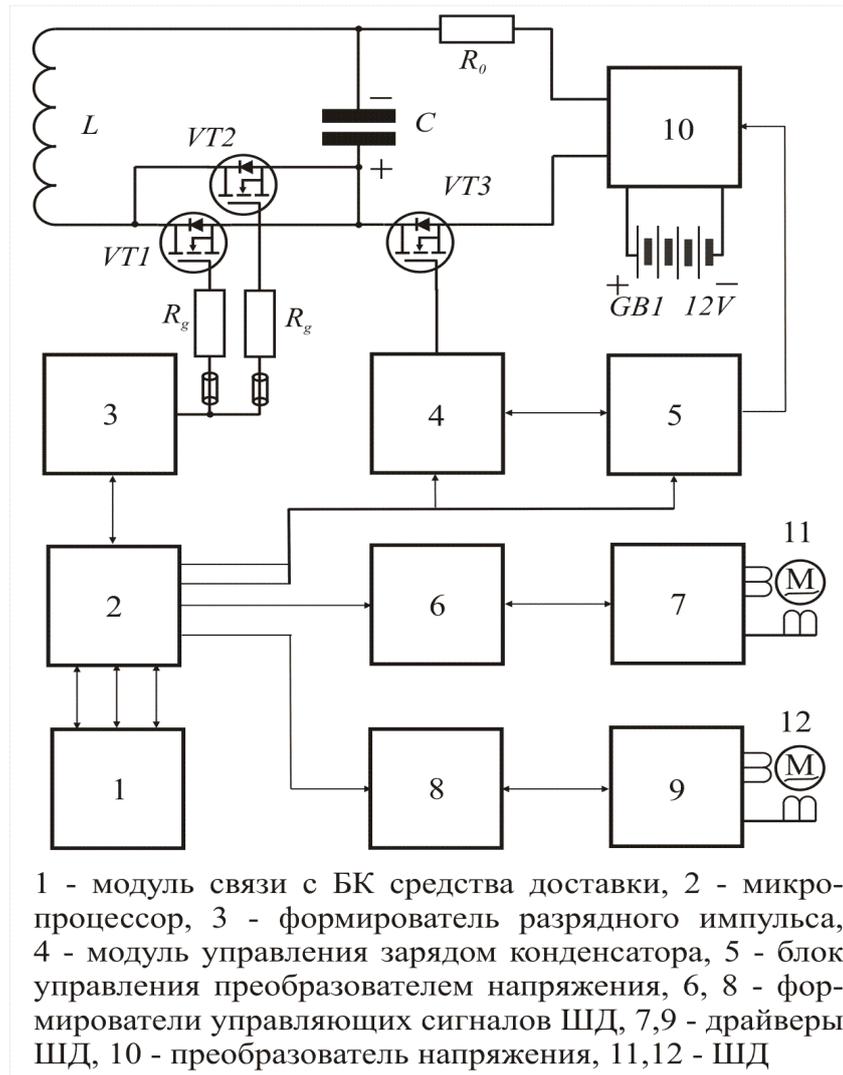


Рисунок 1 Структурная схема блока управления МИСЗ

На рис. 1 изображена структурная схема микропроцессорного блока управления МИСЗ упомянутого типа. Данный блок управления был разработан для системы, в которой импульс запуска формировался за счет импульса механического движения сильноточного соленоида при протекании в нем импульса тока в постоянном магнитном поле неодимовых магнитов. Импульс тока в соленоиде формируется за счет разряда конденсатора (конденсаторной батареи). В разработанном макете МИСЗ для создания магнитного поля в рабочем зазоре были использованы неодимовые магниты – один в виде кольца с размерами:  $(D=95, d=40, h=20)$  мм<sup>3</sup>, другой, цилиндрической формы  $(d=9, h=20)$  мм<sup>3</sup>, он установлен в центре кольцевого магнита. Таким образом, в кольцевом рабочем зазоре создается постоянное магнитное поле, характеризуемое индукцией порядка  $B_0 = 1.5$  Тл. В этом зазоре расположен сильноточный соленоид содержащий 90 витков провода диаметром  $\varnothing=1$  мм, при разряде конденсатора, имеющего емкость 10 000 мкФ и потенциал 100 В (ELZET CD294), в соленоиде возбуждается импульс тока. Параметры разрядного  $RLC$  контура подобраны таким образом, чтобы был реализован быстро затухающий квазипериодический процесс, длительность которого равна  $\Delta t < 0.01$  с, при этом конденсатор 94% своего заряда отдает на формирование разрядного тока в течении

первого полупериода длительность которого составляет  $\Delta t_1 = 0.001$  с. Энергия, накопленная в конденсаторе расходуется на создание энергии магнитного поля индуцируемого соленоидом, на нагрев соленоида и т.д. Импульс тока в соленоиде способный совершить механическую работу по его перемещению в рабочем зазоре эжектора имеет такую же длительность  $\Delta t_1 = 0.001$  с, при максимальной амплитуде  $i_{L_{\max}}(t) = 760$  А, что дает возможность получить 4.365 Дж механической работы. Эта работа расходуется на работу против сил трения в механизме магнитоиндукционного эжектора, на работу по преодолению сил упругости демпферной пружины и на работу по отделению НС, т.е. сообщения ему определенной кинетической энергии. В данном случае максимальное значение кинетической энергии сообщаемой отделяемому аппарату составляет примерно 2.46 Дж, что дает возможность запускать НС с массами до 4 кг со скоростями (1÷ 2) м/с.

Проведенный выше анализ процессов разряда протекающих в магнитоиндукционном эжекторе и проведенное математическое моделирование различных вариантов протекания этих процессов позволило определить основные параметры управляющих сигналов МИСЗ и разработать схемы ключевого устройства, преобразователя напряжения, формирователей сигналов и пр.

В качестве ключа в данном блоке были использованы сильноточные полевые транзисторы MOSFET IRFP4468PBF, включенные параллельно VT1, VT2 (см. рис. 1), каждый такой транзистор способен пропускать ток до 290 А, при напряжении сток – исток 100 В. Управляющий сигнал на ключ подается от ждущего одновибратора – 3, который управляется микропроцессором – 2. Длительность управляющих импульсов выбирается в пределах от 0.0005 с до 0.001 с, что дает возможность задавать необходимую скорость отделения НС. Заряд конденсатора (конденсаторной батареи) осуществляется с помощью преобразователя напряжения – 10, который выполнен по двухтактной схеме на двух драйверах IR2151, которые переключают пары полевых транзисторов IRF3205 с частотой 100 кГц. Как показали проведенные исследования, данная схема генератора оказалась весьма надежной и стабильно работающей в широком диапазоне температур ( $\pm 50^\circ$  С). Выходное напряжение стабилизатора 110 В при токе до 10 А. Время заряда конденсатора составляет 10 с, управление процессом заряда осуществляется с помощью электронного ключа выполненного на полевом транзисторе VT3 IRFP150N, соединенным с модулем управления зарядом – 4. Преобразователь напряжения включается и отключается синхронно с ключом VT3, модулем управления зарядом – 4 по сигналам микропроцессора – 2. Блок управления преобразователем напряжения представляет собой RS – триггер, нагрузкой которого являются электронные ключи, выполненные на полевых транзисторах 2Т3336, которые переключают входы 4, драйверов IR2151 на общий провод, прекращая, таким образом, процесс генерации.

В качестве микроконтроллера в макетном варианте был использован микропроцессор семейства TMS320C2xx. Важными основными свойствами микропроцессоров TMS320C2xx, позволяющими их эффективно использовать в спутниковых системах являются:

- совместимость по программному коду с семействами C1x, C2x;
- расширенная система команд для ускорения алгоритмов ЦОС и поддержки конструкций языков высокого уровня;
- высокая производительность (до 40 MIPS);
- низкое потребление энергии благодаря наличию энергосберегающего режима.

Модифицированная гарвардская архитектура, предусматривающая отдельные шины команд и данных, позволяет одновременно выбирать команды и операнды. Возможность обмена между памятью программ и данных увеличивает гибкость

#### Секция 4. Проекты и миссии малых космических аппаратов

микропроцессора. Так, коэффициенты, расположенные в памяти программ, могут быть переданы в память данных, что приводит к экономии памяти, выделяемой для коэффициентов. Процессор имеет увеличенный, по сравнению с предыдущими семействами, объем внутрикристалльной памяти и перепрограммируемую энергонезависимую flash-память. Наличие 4-этапного конвейера позволяет TMS320C2xx выполнять в среднем одну команду за такт. Микропроцессор TMS320C2xx содержит средства управления прерываниями, повторного выполнения операций, вызова подпрограмм и функций.

Задание соответствующих значений азимутального и зенитного углов относительно ориентации средства доставки осуществляется с помощью шаговых двигателей – 11, 12, которые, через стандартные драйверы – 7, 9, и формирователи сигналов управления – 6, 8, соединены с микропроцессором – 2. В данной МИСЗ использованы миниатюрные шаговые двигатели FL20STH, драйверы SMD – 1.8, блоки управления SMD – 15.

Процедура запуска, сводится к следующим операциям, которыми управляет микропроцессор:

- После достижения определенной высоты, бортовой компьютер средства доставки (БКСД), через модуль связи сообщает микропроцессору МИСЗ координаты своего местоположения и ориентацию в пространстве относительно СК связанной с Землей.

- После этого БКСД выдает команду роботу манипулятору установить НС на платформу запуска МИСЗ.

- На основании данных БКСД микропроцессор МИСЗ вычисляет параметры запуска – зенитный, азимутальный углы, кинетическую энергию отделяемых аппаратов, угловую скорость одноосных гироскопов, время заряда конденсаторной батареи и т.д.

- Производится заряд конденсаторной батареи, уровень заряда контролируется микропроцессором.

- Одновременно с процессом зарядки, производится установка заданного зенитного угла с помощью механизмов привода приводимых в движение ШД – 11.

- Далее осуществляется ориентация НС в азимутальном направлении с помощью ШД – 12, который приводит в движение соответствующий механизм поворота.

- После этого, производится раскрутка, роторов одноосных гироскопов установленных на НС до заданного значения угловой скорости.

- Затем осуществляется запуск НС с заданной скоростью, которая определяется задаваемым интервалом времени разряда конденсатора по соответствующим командам микропроцессора МИСЗ.

- Для запуска следующего НС процедура повторяется с учетом поправок об изменении местоположения СД, информация об этом передается от БКСД к микропроцессору МИСЗ, который пересчитывает соответствующие параметры запуска.

**Вывод:** Разработанный микропроцессорный блок управления МИСЗ дает возможность производить запуски НС в заданных направлениях с необходимыми начальными скоростями. Он отличается простотой реализации, невысокой стоимостью, модульная конструкция позволяет поместить его непосредственно в системе запуска.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 13-08-97015-р\_поволжье\_a.

#### *Список литературы*

1. Селиванов А.С., Урличич Ю.М., Попов Г.А., Лукьяченко В.И. О создании экспериментального малого космического аппарата для отработки микротехнологий.

Секция 4. Проекты и миссии малых космических аппаратов

Труды семинара «Проблемы развития и использования микротехнологий в авиации и космонавтике». С. Петербург, 2002 г.

2. О.В. Филонин, Ю.Б. Талызин Математическое моделирование процессов исследования планетарных атмосфер с помощью колоний малых спутников. Труды III Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники». Самара. 2013. С. 245-248.

3. Смирнов В.М. Решение обратной задачи радиопросвечивания ионосферы Земли градиентными методами // Радиотехника и электроника. 2001. Т.46. №1. С. 47-52.

4. Радиевский А.В., Шагмуратов И.И. GPS/ГЛОНАСС-томографии ионосферы // Вестник БФУ им. И. Канта. 2009. №4. С.96-100.

5. Филонин О.В. Магнито-индукционные эжекторы для запуска микро- и наноспутников. // Сб. трудов "5-th International scientific conference ORT Publishing "European Applied Sciences" 2013, Stuttgart, Germany, p. 88 – 90.

6. Аксенов Е.П. Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977. 360 с.