

Разработка и исследование одноосной маховичной системы ориентации и стабилизации для космических аппаратов нанокласса

П.Е. Агеева, А.А. Кумарин

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия

Обоснование. Согласно [1, 2], проблема ориентации и стабилизации космического аппарата по выбранному направлению в пространстве является одной из наиболее важных при планировании миссии. Однако если задача проектирования систем ориентации и стабилизации (СОС) для крупных космических аппаратов имеет достаточно много решений, представленных, например, в [3, 4], то для аппаратов нанокласса решений значительно меньше. Основное ограничение при проектировании СОС для аппаратов нанокласса — это рамки формата, например, описанные в [5].

СОС может быть организована различными способами [1]. В данной работе рассмотрены подробно СОС на основе двигателей-маховиков.

Цель — разработать универсальный маховичный модуль для системы ориентации и стабилизации космического аппарата нанокласса.

Методы. При анализе литературы были выявлены основные преимущества и недостатки маховичных систем ориентации. Основное достоинство маховичных СОС — высокая точность. Этим обосновывается их применение в аппаратах нанокласса, даже несмотря на такие недостатки, как большая масса и энергопотребление и необходимость разгрузки.

На следующем шаге проводится разработка маховичного модуля. Были выбраны размеры модуля 50×50×50 мм, что составляет одну четвертую объема аппарата CubeSat 1U. Выбранные небольшие размеры позволяют уменьшить стоимость модуля, а также обеспечивают универсальность его применения, в том числе на аппаратах формата PocketCube [6].

Для разрабатываемого модуля был выбран бесколлекторный двигатель модели A2212, представленный на рис. 1.

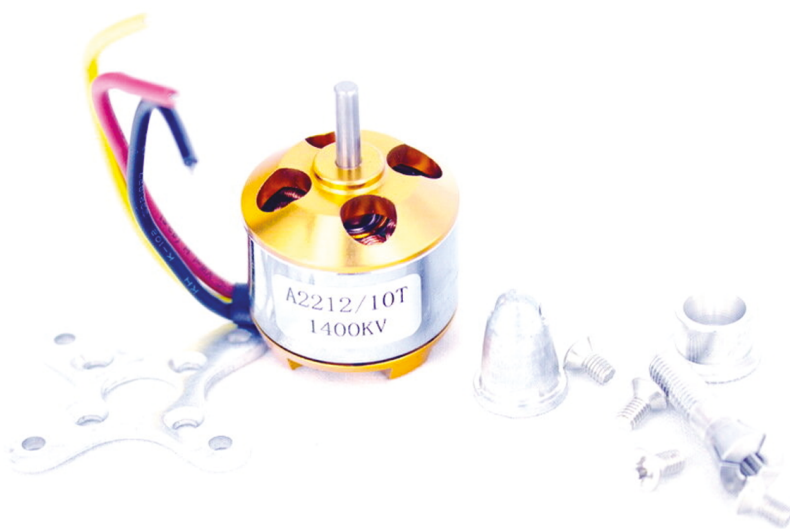


Рис. 1. Двигатель A2212

Характеристики данного двигателя занесены в таблицу 1.

Таблица 1. Характеристики двигателя A2212

| Удельная скорость вращения вала двигателя, об/В | Напряжение | Максимальный ток, А | Размер, мм |
|---|--------------------|---------------------|------------|
| 1400 | 2–3 S (7,4–11,1 В) | 15 | 27,5×27,5 |

Основываясь на ограничениях, заданных размерами двигателя, а также на общих размерах модуля, спроектируем диск двигателя-маховика.

Трехмерная модель сборки диска маховика с двигателем, а также чертеж диска, приведены на рис. 2.

Следующий этап работы — проведение математического моделирования плоского углового движения аппарата на круговой орбите с учетом влияния маховиков. Это необходимо, чтобы определить границы применимости разработанного модуля. Подробный вывод упрощенной математической модели неуправляемого движения представлен в [7], окончательный ее вид представляет собой следующее уравнение:

$$\ddot{\alpha} - a(h) \sin \alpha - c(h) \sin 2\alpha = 0,$$

где α — угол атаки; $a(h)$ — коэффициент аэродинамического момента; $c(h)$ — коэффициент гравитационного момента.

Для моделирования влияния двигателя-маховика на движение аппарата необходимо добавить управляющий момент. Формирование управляющего воздействия может производиться различными способами, описанными в [3]. В данной работе будем формировать управляющее воздействие линейно, тогда управляющий момент двигателя-маховика:

$$M = k_M u,$$

где k_M — крутизна статической характеристики; u — сигнал управления, формируемый как линейная комбинация сигналов угла и угловой скорости:

$$u = -k_1(\alpha - \alpha_p) - k_2\alpha',$$

где k_1, k_2 — коэффициенты пропорциональности; α_p — угол программного поворота.

Дальнейшая работа представляет собой моделирование движения для различных начальных условий и нескольких форматов космических аппаратов.

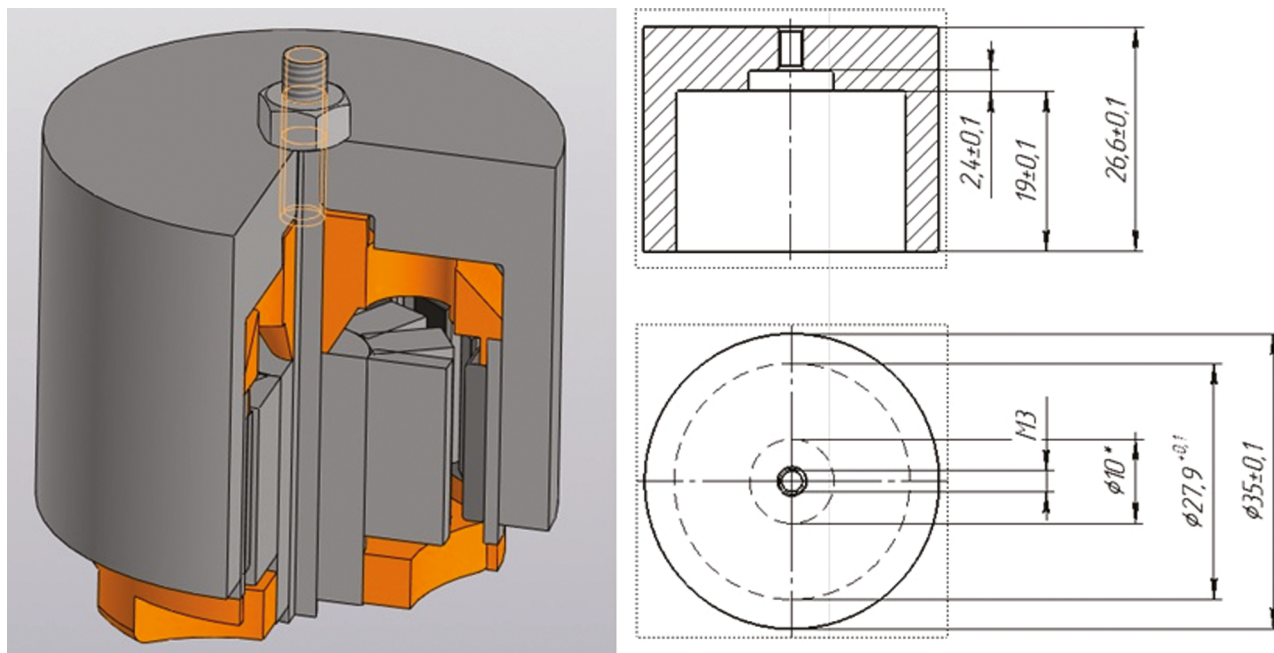


Рис. 2. Двигатель-маховик

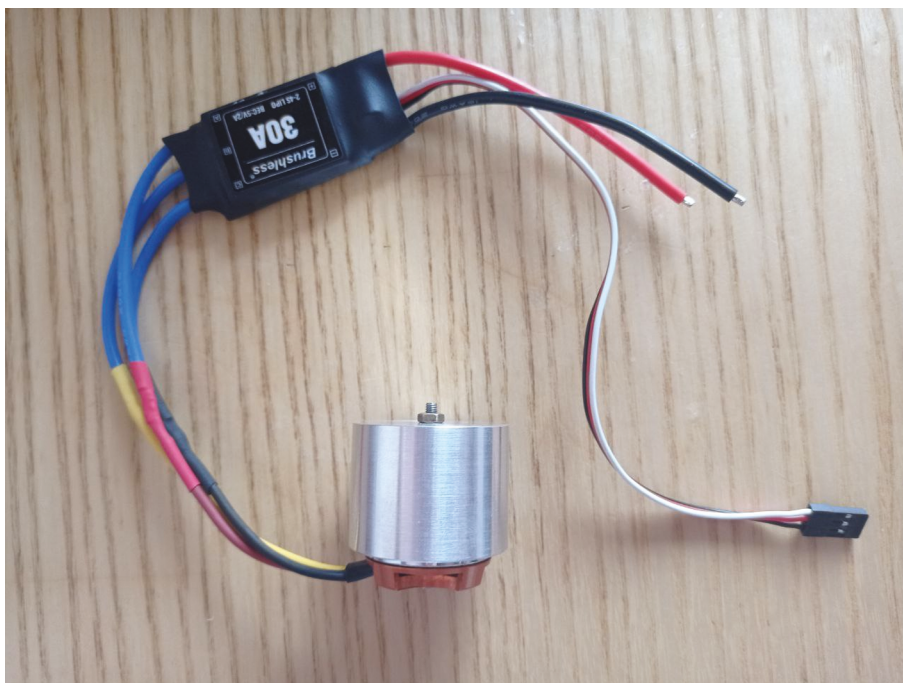


Рис. 3. Образец для наземного тестирования

Результаты. В ходе работы был спроектирован компактный маховичный модуль СОС, а также изготовлен образец для наземного тестирования (рис. 3).

Был экспериментально определен момент двигателя-маховика: $M = 3,7 \cdot 10^{-3}$ Нм.

Было проведено моделирование движения аппаратов формата CubeSat 1U и CubeSat 3U для различных начальных углов атаки и угловых скоростей. В результате оказалось, что разработанный модуль эффективен для стабилизации аппаратов данных форматов даже на больших скоростях.

Выводы. Разработанный модуль подходит для стабилизации форматов CubeSat 1U за время, не превышающее 5 мин, и CubeSat 3U за время, не превышающее 17 мин.

Ключевые слова: наноспутник; система ориентации и стабилизации; маховик; математическая модель; плоское движение.

Список литературы

1. Овчинников М.Ю. Системы ориентации спутников: от Лагранжа до Королева // Соросовский образовательный журнал. 1999. № 12. С. 91–96.
2. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. Москва: Машиностроение, 1980. 172 с.
3. Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов. Москва: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. 310 с.
4. Алексеев К.Б., Каргу К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. Москва: Машиностроение, 1974. 340 с.
5. CubeSat Design specification rev. 14.1. California State Polytechnic University. Доступ по: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf
6. Ravi A., Deepak R., Twiggs R. Thinking out of the box: Space science beyond the CubeSat // JoSS. 2012. Vol. 1, No. 1. P. 3–7.
7. Белоконов И.В., Тимбай И.А. Движение наноспутника относительно центра масс на околоземных орбитах: учебное пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 128 с.

Сведения об авторах:

Полина Евгеньевна Агеева — студентка, группа 1415–240301D, институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: polina.ageeva.z@gmail.com

Алексей Андреевич Кумарин — аспирант, группа А303, институт информатики и кибернетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: alky_samara@mail.ru