

УДК 629.7.054.07

Тараканец Евгений Александрович, магистрант кафедры точного приборостроения Института неразрушающего контроля ТПУ.
E-mail: evgtarak@sibmail.com
Область научных интересов: космическое приборостроение.

Дмитриев Виктор Степанович, д-р тех. наук, профессор кафедры точного приборостроения Института неразрушающего контроля ТПУ.
E-mail: dmitriev@tpu.ru
Область научных интересов: космическое приборостроение.

**ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ОРГАН
ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ
МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Е.А. Тараканец, В.С. Дмитриев

Томский политехнический университет
E-mail: evgtarak@sibmail.com

Целью работы является разработка и проектирование исполнительного органа системы ориентации малого космического аппарата. В качестве исполнительного органа был выбран управляемый электродвигатель-маховик. Данная тематика в настоящее время имеет большую актуальность, поскольку в связи с развитием малых космических аппаратов возникла потребность в создании активных систем ориентации и исполнительных органов для таких систем. В ходе работы был проведен обзор существующих типов систем ориентации и их исполнительных органов, анализ существующих технических решений, выполнены расчет и проектирование исполнительного органа системы ориентации малого космического аппарата на базе управляемого по моменту электродвигателя-маховика. Полученный в результате работы прибор обладает малой массой, габаритами и низким энергопотреблением, что позволяет применять его на малых космических аппаратах.

Ключевые слова:

Малый космический аппарат, система ориентации, двигатель-маховик.

Последние десятилетия характеризуются особенно бурным развитием науки и техники, к основным достижениям которых следует отнести и развитие космического приборостроения. Интенсивное освоение околоземного пространства обусловлено прежде всего хозяйственными задачами, которые эффективно решаются с помощью космических аппаратов (спутников).

Многообразие проблем и задач, решаемых с помощью космических аппаратов (КА), способствовало созданию большого их количества с различным функциональным назначением. Составной частью систем ориентации космических аппаратов являются исполнительные органы. Поэтому дальнейшее использование космического пространства непрерывно связано с совершенствованием как систем ориентации в целом, так и их исполнительных органов как одного из основных элементов этих систем.

Достижения последних десяти лет в области микроэлектроники и микроэлектромеханики позволяют создавать малые КА, практически не уступающие своим большим «собратям» по целевым характеристикам. Обобщая данные отечественных и зарубежных публикаций, можно составить следующую классификацию спутников исходя из их массы (табл. 1).

Таблица 1. Классификация спутников

Тип	Масса, кг
пикоспутники	0,1...1,0
наноспутники	1...10
микроспутники	10...100
мини-спутники	100...500
малые спутники	500...1000
средние спутники	1000...1500
большие спутники	> 1500

Анализ наметившихся тенденций развития малых КА показывает, что в ближайшей перспективе микро- и наноспутники займут особое место в космических программах.

Для многих типов космических летательных аппаратов важной задачей является ориентация, при которой обеспечивается заданное направление в пространстве одной или всех трех осей летательного аппарата. Такая задача возникает, например, когда необходимо обеспечить наилучшие условия работы солнечных батарей. Наиболее выгодным положением солнечных батарей будет такое, когда их плоскость перпендикулярна направлению солнечных лучей. Другим примером является ориентация параболической антенны космического аппарата на Землю в сеансах радиосвязи. Как известно, параболические антенны имеют острую направленность и требуют точной ориентации их в сеансах радиосвязи [1].

Практически ориентация летательного аппарата может производиться двумя принципиально различными методами: пассивным и активным (рис. 1).



Рис. 1. Классификация систем ориентации КА

Пассивной ориентацией принято называть ориентацию летательного аппарата, осуществляемую за счет внешних моментов, создаваемых в результате взаимодействия с окружающей средой. Основными видами пассивной ориентации являются: гравитационная, аэродинамическая, аэродинамическая, магнитная ориентация [2].

Пассивные методы ориентации наряду с их существенными достоинствами – простотой и минимальными энергетическими затратами – имеют ряд ограничений. Основная особенность, ограничивающая их применение, состоит в том, что каждый из этих методов может использоваться для ориентации летательного аппарата лишь относительно одной, вполне определенной, системы отсчета и не обеспечивает возможность переориентации.

Активные методы ориентации не имеют недостатков, присущих пассивным методам, хотя и требуют затраты энергии или массы для создания стабилизирующих моментов. При этом в процессе ориентации происходит потребление энергии или расход массы, запасенной на борту космического летательного аппарата (электроэнергии, сжатого газа, химического топлива), или затраты энергии солнечных батарей. Данные методы позволяют обеспечить ориентацию относительно любой базовой системы отсчета и производить переориентацию, т. е. переход от одной ориентации к другой, в тех случаях, когда это необходимо.

Для создания управляющего момента в системах активной ориентации могут применяться реактивные микродвигатели, работающие на сжатом газе или химическом топливе, электрореактивные движители (ионные, плазменные и др.), моментный электропривод, взаимодействующий с магнитным полем Земли, гироскопические устройства или маховики, приводимые в движение электродвигателями.

С помощью маховиков, установленных на борту летательного аппарата, можно управлять его движением вокруг центра масс. Действительно, вращающиеся маховики, не изменяя движения центра масс, создают внутренние моменты, позволяющие изменять угловое положение летательного аппарата относительно базовой системы отсчета. Обычно устанавливают три маховика, оси которых совмещают с главными осями инерции летательного аппарата.

По своей структуре система управления является замкнутой системой автоматического регулирования, поэтому ее функциональная схема должна содержать объект управления, измерительные и усилительно-преобразующие устройства, а также управляющие органы, которые генерируют силы или моменты, обеспечивающие программное движение космического аппарата вокруг его центра масс.

Структурная схема системы ориентации существенно не зависит от задач, решаемых с помощью космического аппарата, хотя они весьма разнообразны. Во многих режимах управления и ориентации используются одни и те же приборы, поэтому к настоящему времени определилась классическая структурная схема, представленная на рис. 2.

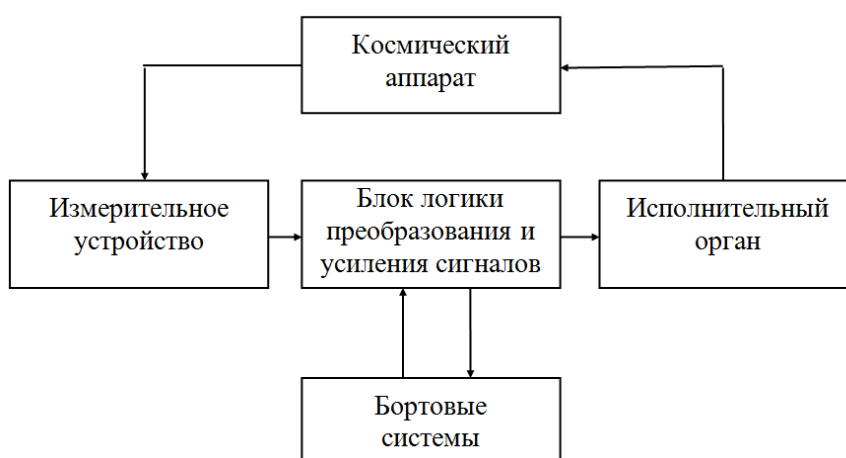


Рис. 2. Структурная схема системы ориентации

Преимуществом активных систем является их гибкость, возможность обеспечить разворот КА в нужном направлении с требуемой угловой скоростью.

В табл. 2 представлен сравнительный анализ систем ориентации различных типов.

Таблица 2. Сравнительный анализ систем ориентации различных типов

Системы ориентации	Вращением	С реактивными соплами	Гравитационная, аэродинамическая, солнечным давлением	Магнитная и электромагнитная
Точность	не менее 1°	до $1'$	5° (до 1° с демпфированием)	до $0,5^\circ$
Область применения			<ul style="list-style-type: none"> гравитационная: $200 < H < 2000$ км; аэродинамическая: $200 < H < 400$ км; солнечным давлением: $H > 2500$ км 	$600 < H < 6000$ км

Существенным недостатком систем ориентации является достаточно большая динамическая ошибка во время стабилизации углового положения космического аппарата. Она возникает из-за автоколебательного режима при использовании в качестве исполнительных органов реактивных сопел. Указанный недостаток отсутствует в системах ориентации, у которых исполнительными органами являются реактивные двигатели-маховики. Генератор управляющего момента такого типа является инерционным, потому что не требует отброса массы, и управ-

ляющие (реактивные) моменты связаны с проявлением инерционных свойств перемещаемых, а точнее вращающихся, тел (маховиков) [1].

Простейшим примером рассматриваемого исполнительного органа (ИО) может быть маховик, установленный на опорах любого типа, работающий в режиме изменения кинетического момента:

$$\frac{d\bar{H}}{dt} = \bar{M}_{уп}$$

При разгоне или торможении маховика в первом приближении управляющий момент равен электромагнитному моменту двигателя [1]:

$$M_{уп} = M_{эм}$$

Ввиду малости момента сопротивления опор им можно пренебречь. Этот ИО довольно широко применяется в активных системах ориентации космических аппаратов. Конструктивно он выполняется в виде электродвигателя с маховой массой, установленной на его валу (рис. 3), и имеет одну степень свободы, связанную с осью вращения вала [1].

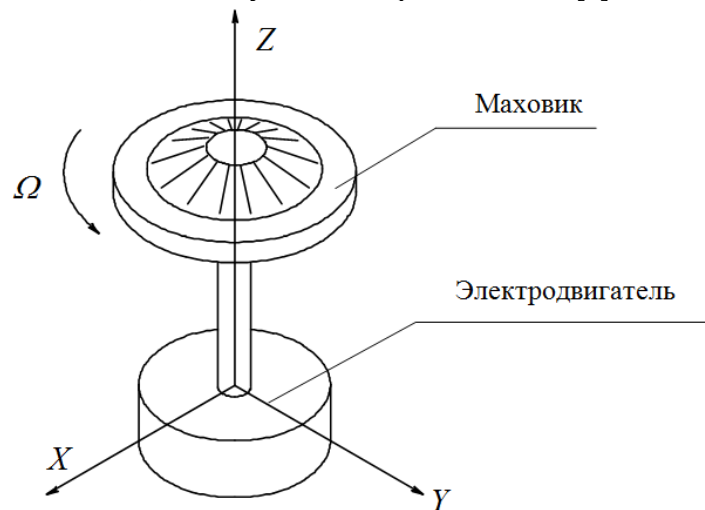


Рис. 3. ИО на базе двигателя-маховика

Вращение маховика в настоящее время осуществляется только электрическими двигателями. Это объясняется простотой получения энергии для двигателя и управления им. Последнее имеет первостепенное значение, т. к. наряду с общеизвестными требованиями (малые габариты и масса, малое потребление энергии, высокая надежность) одним из главных требований является хорошая регулировочная характеристика в широком диапазоне угловых скоростей [1].

Обобщенно параметры двигателя-маховика могут быть представлены в виде взаимосвязанных уравнений:

$$H = \frac{1}{32} \cdot \pi \cdot \gamma \cdot h \cdot \Omega \cdot D^4 \cdot (1 + k^4) - \text{кинетический момент};$$

$$M = \pi \cdot \gamma \cdot h \cdot (1 - k^2) - \text{масса обода маховика};$$

$$D = 2 \cdot \left(\frac{2 \cdot J}{\pi \cdot \gamma \cdot h} \right)^{\frac{1}{4}} - \text{диаметр обода маховика};$$

$$\sigma = \frac{\gamma \cdot \Omega^2 \cdot R^2}{g} - \text{механические напряжения в ободе маховика};$$

$$N = \frac{1}{\Omega} \cdot \left(\frac{C}{Q_p} \right)^3 - \text{ресурс};$$

$P = 1,028 \cdot M_c \cdot \Omega$ – потребляемая энергия;

$M_c = M_{ин} + M_{аэп}$ – управляющий момент;

$M_c = (M_{ин.н.} + M_{мс})$ – момент сопротивления;

$M_{ин.н.} = 1,14K_k \left(1 + \frac{D_e}{d_{ш}} Q_p \right)$ – момент трения шарикоподшипника;

$M_{аэп} = 2\pi\rho C_{л(m)} \Omega^2 \Gamma_\phi$ – момент аэродинамического сопротивления;

$C_{л} = 0,53R_e^{-0,5}$ – аэродинамический коэффициент для ламинарного течения;

$C_{т} = 0,0287 R_e^{-0,2}$ – аэродинамический коэффициент для турбулентного течения;

$R_e = \frac{\Omega \cdot R^2}{\nu}$ – число Рейнольдса;

$\Gamma_\phi = R^4 h + 2/3 R^5$ – для диска;

где R – наружный радиус маховика; r – внутренний радиус маховика; σ – напряжение в ободе маховика; γ – удельная масса материала маховика; J – момент инерции; h – высота обода; $K = r/R$; D – диаметр маховика; Ω – угловая скорость; C – коэффициент работоспособности шарикоподшипника; Q_p – нагрузка; K_k – коэффициент трения качения; D_b – внутренний диаметр наружного кольца шарикоподшипника; $d_{ш}$ – диаметр шарика; ρ – плотность среды, окружающей маховик; Γ_ϕ – геометрический фактор маховика; ν – кинематический коэффициент вязкости среды; $M_{си}$ – момент сопротивления электродвигателя; g – гравитационная постоянная.

Важнейшими эксплуатационными характеристиками двигателей-маховиков являются потребляемая мощность, габариты, масса и срок активного существования.

Общий вид разрабатываемого прибора с указанием позиций представлен на рис. 4.

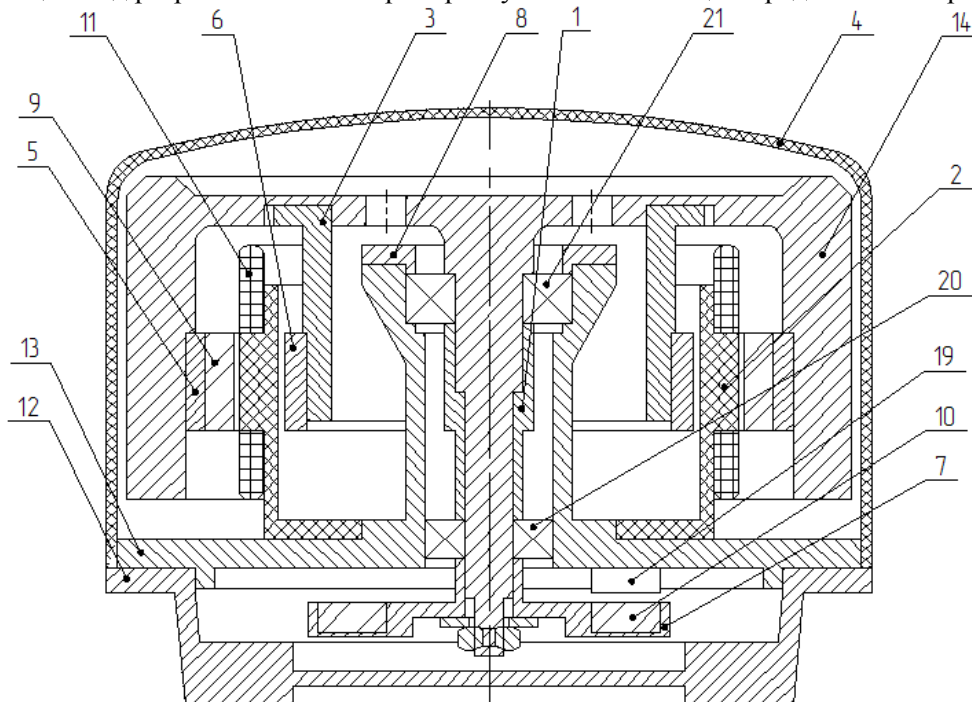


Рис. 4. Общий вид прибора с указанием позиций

Разрабатываемый прибор конструктивно схож с несимметричным гироскопом. Такая форма конструкции выбрана потому, что в данном случае в создании кинетического момента участвует индуктор электродвигателя, что позволяет снизить габариты маховой массы. За основу

разрабатываемой конструкции была взята конструкция электродвигателя-маховика, разрабатываемого на кафедре точного приборостроения в рамках договора с компанией «СПУТНИКС».

Ротор электродвигателя 14 конструктивно выполнен как единое целое с маховой массой из стали марки 40X13. Данная сталь является типовым материалом для изготовления роторов электродвигателей маховиков. На диафрагме ротора установлен индуктор электродвигателя 3, на который посажено кольцо 6, выполненное из электротехнической стали. Это кольцо служит для замыкания магнитного потока электродвигателя и повышения его КПД. На ободе ротора установлено ещё одно кольцо 5, на которое наклеены магниты 9. Индуктор с кольцом и кольцо с магнитами представляют собой ротор электродвигателя. На валу ротора установлено два шарикоподшипника – 20 и 21. Наружное кольцо большего шарикоподшипника 21 жестко закреплено во внутреннем основании 13, а наружное кольцо меньшего шарикоподшипника 20 устанавливается свободно. Такой способ установки дает возможность снизить нагрузку от вибраций на шарикоподшипник. На валу ротора установлен кронштейн 7 с магнитами 10. Эти магниты в связке с датчиком Холла 19 представляют собой датчик скорости вращения ротора [3,4].

Статор двигателя 2 состоит из стакана, выполненного из пластмассы АГ4В, и обмотки 11. Статор крепится на внутреннем основании 13, которое устанавливается на основании 12. Ротор, в свою очередь, закрывается кожухом 4, выполненным из углепластика для уменьшения массы.

Основной прочностной характеристикой маховиков является механическая прочность обода маховика. Она определяется через угловую скорость и размеры маховика и описывается соотношением

$$\sigma = \frac{\gamma \cdot \Omega^2 \cdot R^2}{g}$$

Для проектируемого маховика механическая прочность обода составляет:

$$\sigma = \frac{7800 \times 628^2 \times 0.037^2}{9.8} = 4.3 \times 10^5 \text{ Па}.$$

Для используемого материала маховика (сталь 40X13) предел прочности составляет приблизительно $380 \cdot 10^6$ Па, что значительно превосходит полученный результат.

В результате проделанной работы спроектирован электромеханический исполнительный орган для системы ориентации малого космического аппарата со следующими характеристиками: потребляемая мощность – 12,3 Вт; критическая скорость – 19417,26 об/мин; момент сопротивления – 5,085 г·см; напряжение в ободе – $4,302 \cdot 10^5$ Па; кинетический момент – 0,3 Нмс; управляющий момент – 0,02 Нм; угловая скорость вращения маховика – 6000 об/мин. В дальнейшем планируется провести анализ динамических характеристик спроектированного двигателя-маховика.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Электромеханические исполнительные органы систем ориентации космических аппаратов. Часть I: учеб. пособие / В.С. Дмитриев, Т.Г. Костюченко, Г.Н. Гладышев. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2013. – 212 с.
2. Гуцин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов. – Москва, Машиностроение, 2003. – 272 с.: ил.
3. Соломахо В.Л. Справочник конструктора-приборостроителя. Детали и механизмы приборов. – Мн.: Выш. шк., 1990. – 440 с.: ил.
4. Соломахо В.Л. Справочник конструктора-приборостроителя. Проектирование. Основные нормы. – Мн.: Выш. шк., 1988. – 272 с.

Поступила 22.01.2014 г.