

2. Вибрация в технике. Справочник в 6 томах. – Т.3 Колебания машин, конструкций и их элементов. – М.: Машиностроение, 1980.

3. Все о T-FLEX CAD (<http://www.tflexcad.ru/t-flex-cad/functionality>).

КОМБИНИРОВАННАЯ ГРАВИТАЦИОННАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Бекасова А.Г., Фролов Р.А.

Томский политехнический университет, г. Томск

*Научный руководитель: Дмитриев В.С., к. т. н., профессор
кафедры точного приборостроения*

Принцип гравитационной стабилизации объекта, вызванный градиентом гравитационного поля Земли, стал известен после выхода в 1780 г. работы Лагранжа о либрациях Луны. В этой работе были определены условия устойчивых колебаний тела при вертикальной ориентации его продольной оси.

Таким образом, стабилизация искусственного спутника Земли относительно местной вертикали может осуществляться путём использования свойств градиента гравитационного поля Земли с одновременным демпфированием либраций космического аппарата без использования активных управляющих технических систем.

В общем виде гравитационные системы ориентации состоят из гравитационной штанги, на конце которой закреплен груз. Форму такого МКА можно приближенно считать гантелеобразной (штанга, на концах которой закреплены КА и груз). Такой КА при орбитальном полете установится осью минимального момента инерции по нормали к центру Земли (рисунок 1). Однако такой способ позволяет стабилизировать этот КА лишь по двум осям – тангажа и крена. По оси рыскания МКА остается свободным, имея возможность самопроизвольного поворота вокруг этой оси на любые углы. Это ограничивает в некоторых случаях выполнение целевых задач КА, например, ориентирование солнечных батарей по нормали к направлению солнечных лучей.

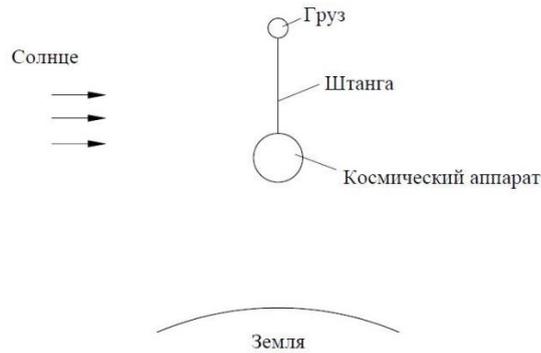


Рисунок 1 - Принцип гравитационной стабилизации.

Основной принципиальный недостаток всех пассивных гравитационных систем ориентации заключается в том, что они по определению являются стабилизирующими системами углового положения КА, а не управляющими.

В настоящей статье рассматривается комбинированная ГСО, где на конце гравитационной штанги МКА в качестве груза закреплен двухстепенный гироскоп (гиродин), кинетический момент которого направлен по нормали к плоскости орбиты, а ось подвеса находится в плоскости орбиты, как указано на рисунке 2. Данное усовершенствование превращает ГСО в управляющую систему по трём осям ориентации: крена, рыскания и тангажа.

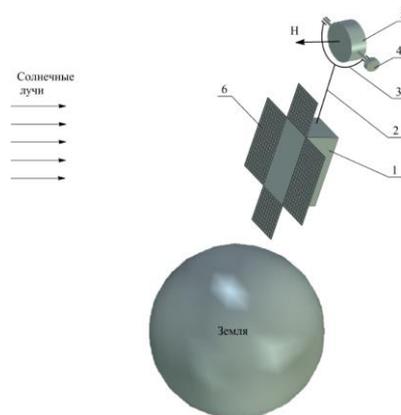


Рисунок 2 - Кинематическая схема механической системы «КА – штанга – гиродин».

К корпусу 1 КА (рисунок 2) крепится разворачивающаяся из транспортного положения в рабочую штанга 2, на конце которой установлен гиродин, состоящий из гиродвигателя 5, рамки 3 и датчика момента 4.

Сам гиродин (рисунок 3) состоит из прикрепленного к штанге 1 корпуса 2, в котором при помощи полуосей 4 крепится гиродвигатель 3, вектор кинетического момента которого в общем случае направлен

перпендикулярно плоскости орбиты. Полуоси 4 имеют возможность вращения в корпусе 2 через шарикоподшипниковые опоры 6. На полуосях подвеса гиродвигателя установлен датчик момента 5.

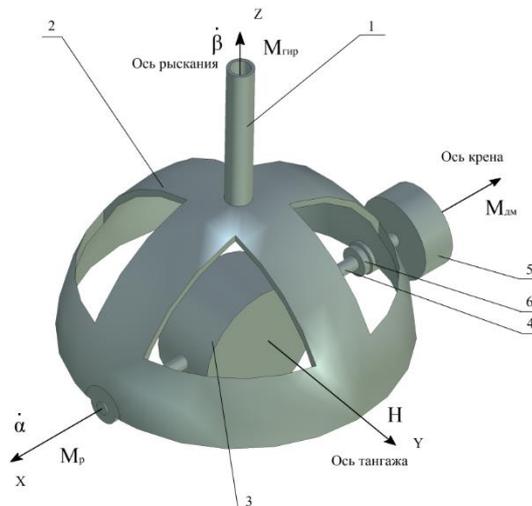


Рисунок 3 - Общий вид гиродина.

При подаче питания на обмотку статора датчика по закону прецессии гироскопа относительно оси гравитационной штанги возникает гироскопический момент $M_{г}$ и, соответственно, происходит угловое движение механической системы «гиродвигатель – штанга - КА» относительно оси штанги с угловой скоростью $\dot{\beta}$.

Наличие угловой скорости $\dot{\beta}$ относительно оси штанги вызывает появление момента M_p , равного по величине моменту M_{dm} , создаваемому датчиком момента, и направленному противоположно, т. е. $M_{dm} = -M_p$.

Отключение электропитания от датчика момента по команде с блока управления прекращает механическое воздействие на КА ($\dot{\beta} = 0$), и стабилизация углового положения спутника осуществляется гравитационным моментом, создаваемым штангой, и кинетическим моментом H гироскопа. Таким образом осуществляется управление угловым положением КА по оси рыскания.

На рисунке 4 показана условно разделенная на четыре квадранта некоторая площадь земной поверхности, содержащая объекты, которые необходимо просканировать с МКА. Они расположены в точках 1 и 2. Аппарат сканирования, находящийся на МКА, с учетом точности гравитационной системы ориентации нацелен на точку 0.

Для нацеливания в точку 1 подключается датчик момента 5, который поворачивает МКА вокруг оси гравитационной штанги таким образом, что вектор кинетического момента H гиродина из положения

H_0 переводится в положение H_{I-III} . Таким образом, точка 1 оказывается на линии, перпендикулярной вектору кинетического момента, а далее включается управляемый по скорости двигатель-маховик, посредством изменения электромеханического момента которого аппаратура МКА нацеливается на положение, обозначенное точкой 1, либо на другую точку, находящуюся в квадрантах I и III.

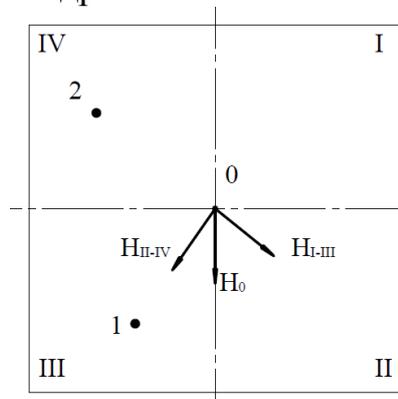


Рисунок 4 – Условно-графическое представление перемещения проекции оси гравитационной штанги по земной поверхности.

Аналогично производится и нацеливание МКА на точку 2 (вектор H_0 , соответственно, переводится в положение H_{II-IV}).

Такая гравитационная система ориентации существенно расширяет функциональные возможности гравитационной системы ориентации. Являясь активно-пассивной, она совмещает в себе достоинство пассивной в части минимизации потребления энергии во время пауз в работе целевой аппаратуры, и при этом остается постоянно нацелена на поверхность Земли.

В период штатной работы аппаратуры данная система ориентации имеет возможность программного наведения КА на заданную цель с требуемой точностью. Точность гравитационной системы ориентации составляет $(5 - 10)^\circ$, а комбинированная система ориентации в активном режиме в принципе может обеспечить точность до десятков угловых минут.

Ввиду того, что активная фаза штатной работы аппаратуры занимает какую-то часть общего времени эксплуатации КА, имеет место определенная экономия потребления электроэнергии, что является особенно актуальным для малых космических аппаратов.

Список информационных источников

1. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. - М., «Машиностроение», 1986. - 184 с.

2.Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. - М., «Машиностроение», 1974. - 342 с.

3.Дмитриев В.С., Костюченко Т.Г., Гладышев Г.Н. Электромеханические исполнительные органы систем ориентации космических аппаратов. - Томск: изд-во Томского политехнического университета, 2013. – 208 с.

ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ DC-DC ДЛЯ ПЕРЕДАЮЩЕГО УСТРОЙСТВА СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Берёзкина Ю. А.

Томский политехнический университет, г. Томск

*Научный руководитель: Мартенюк Д. В., заведующий лабораторией
101/1 АО «НИИПП»*

Современная аппаратура характеризуется достаточно высокой сложностью, и часто для питания её отдельных узлов требуются различные напряжения. В случае наличия одного источника питания для получения разных уровней необходимо использовать специальные преобразователи (регуляторы). Особенно остро проблема получения различных питающих напряжений стоит в портативной аппаратуре. Если в устройствах, питающихся от сети, можно построить блок питания с необходимыми напряжениями, то в портативных приборах, работающих от автономных источников энергии, требуемые уровни напряжений можно получить только с использованием DC/DC (direct current - direct current/ постоянный ток) преобразователей [1].

В настоящий момент на платформе АО «НИИПП» идет разработка передающего трехканального устройства. В этой статье описаны основные положения по разработке неотъемлемой части этого устройства - платы питания DC-DC. Важнейшим аспектом является выполнение технических требований, предъявленных заказчиком ОКР (опытной конструкторской работы).

1. Соответствие платы масштабам корпуса
2. Входное напряжение: 12 ± 0.5 В
3. Выходное напряжение: 5 В; 4.25 В
4. Высокий КПД
5. Диапазон рабочих температур от -60°C до $+80^{\circ}\text{C}$
6. Устойчивость к воздействию синусоидальной вибрации частотой 20-30 Гц.

На рисунке 1а показана верхняя и нижняя часть корпуса устройства передающего. Плата питания должна располагаться в