

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ПОДВЕС ДЛЯ СИСТЕМЫ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ СТУДЕНЧЕСКОГО СПУТНИКА

М. А. Горбунов, С. В. Лешкевич, В. А. Саечников

Белорусский государственный университет

Минск, Беларусь

e-mail: leshkevichs@bsu.by

Представлена информация о планах по изготовлению стенда для проведения испытаний системы ориентации и стабилизации студенческого спутника, разработке методик измерения ее динамических и точностных характеристик, наземной отработке алгоритмов стабилизации. Результаты работы будут использованы при создании центра управления студенческим наноспутником БГУ, который предполагается создать в рамках «Национальной программы исследования и использования космического пространства в мирных целях на 2013–2017 годы».

Ключевые слова: студенческий спутник; система ориентации и стабилизации.

AEROSTATIC BEARING FOR THE STUDENT SATELLITE TESTING SYSTEM

M. A. Gorbunov, S. V. Liashkevich, V. A. Saechnikov

Belarusian State University

Minsk, Belarus

Hardware for the complete simulation and validation testing of student satellite in the lab environment is developed. Aerostatic bearing is used for measurement of dynamic accuracy of attitude control system. The results will be used at the BSU student nano-satellite control center, created within the framework of «National program of exploration and use of outer space for peaceful purposes for the 2013–2017 years».

Keywords: student satellite; system of orientation and stabilization.

ОПИСАНИЕ РАБОТЫ

Предполагается, что стенд для проведения испытаний системы ориентации и стабилизации студенческого спутника должен включать аэродинамический подвес, программное и аппаратное обеспечение для имитации излучения звезд и Солнца, а также магнитную систему, которая обеспечит моделирование вращения магнитного поля Земли, окружающего спутник, и компенсацию статического магнитного поля. Существенными при разработке являются вопросы унификации. Поскольку узлы и блоки космического аппарата не производятся крупными сериями, использование

универсальных узлов и блоков, которые способны выполнять различные функции, позволит значительно снизить затраты и ускорить цикл разработки.

В состав лабораторного стенда для испытаний МКА будут входить:

- технологическая оснастка с балансировочной системой;
- катушки индуктивности, моделирующие усиленное магнитное поле Земли;
- имитатор Солнца;
- система независимых измерений и пульт управления, позволяющие контролировать работоспособность при испытаниях.

Основой стенда является аэродинамический подвес. Он состоит из пьедестала и подшипника в виде полусферы. Радиус кривизны подшипника составляет 7 см. При таких размерах центр тяжести космического аппарата в формате CubeSat (размер 10×10×20 см) практически совпадает (в действительности он находится несколько ниже) с центром кривизны подшипника, что позволяет обрабатывать небольшие развороты по горизонтали. Статор подшипника установлен на штативе. На подвижную часть подшипника помещается макет МКА (рис. 1) .

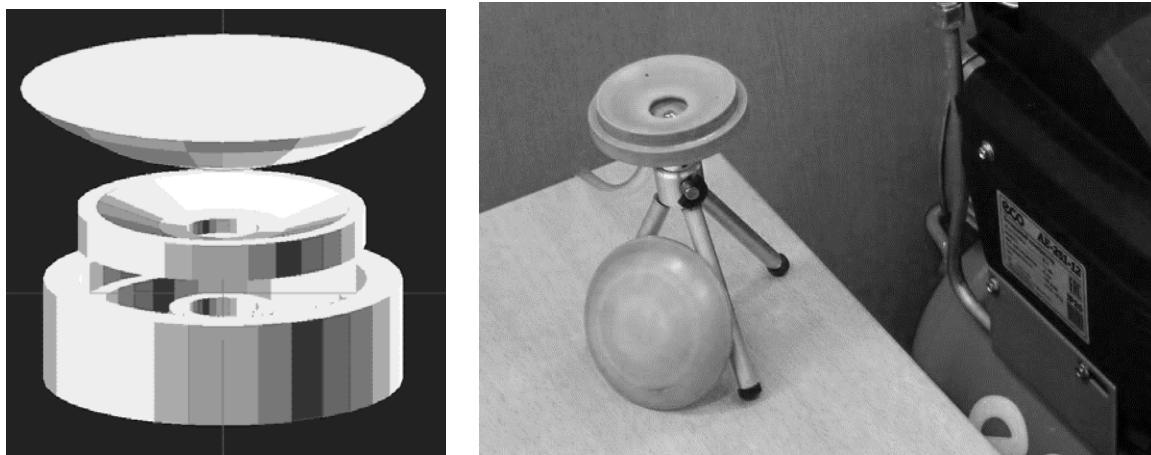


Рис. 1. Сборочный чертеж аэродинамического подвеса и фото установки в сборе

Аэродинамический подвес обеспечивает три степени свободы движения макета спутника, а именно:

- ничем не ограниченное вращение по вертикальной оси;
- вращение по двум горизонтальным осям на $\pm 30^\circ$.

Вращение происходит с минимальным трением, которое определяется вязкостью воздуха и толщиной воздушного зазора. Грузоподъемность подвеса превышает 3 кг.

Воздух в зазор подшипника подается через три сопла компрессором, присоединенным к нижней части подвеса. Временная диаграмма работы компрессора приведена на рис. 2.

Диаграмма позволяет оценить расход воздуха исходя из скважности цикла работы компрессора. Расход воздуха составил около 40 л в минуту, при этом избыточное давление не превышало 1 атм.

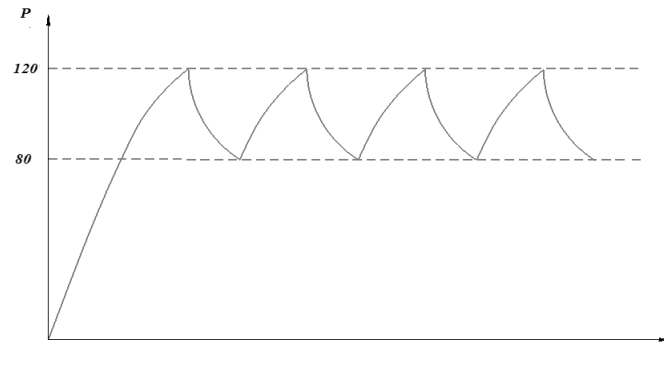


Рис. 2. Временная диаграмма работы компрессора

Расчет подшипника сделаем исходя из предположения линейности распределения скорости потока по вертикали. Рассмотрим часть воздушного зазора подшипника шириной dy и длиной dx .

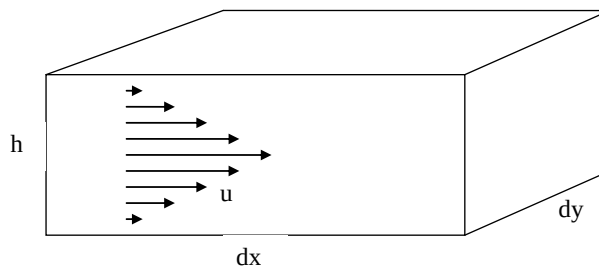


Рис. 3. Модель движения воздуха в зазоре

Тормозящая сила dF , действующая горизонтально на воздух в слое выражается формулой

$$dF = \eta \cdot \frac{u}{h} \cdot dx \cdot dy,$$

где u – средняя скорость потока воздуха; η – вязкость воздуха; h – толщина воздушного слоя. Из предположения стационарности заключаем, что разность давлений между левым и правым торцами рассматриваемой области должна компенсировать торможение, следовательно,

$$dP \cdot h \cdot dy = dF.$$

Откуда заключаем, что

$$u = \frac{h^2}{\eta} \frac{dP}{dx},$$

или

$$\vec{u} = \frac{h^2}{\eta} \cdot \text{grad}(P)$$

для трехмерного случая.

Для расчета толщины воздушной прослойки оценим скорость потока воздуха, основываясь на величине расхода. Оценка для толщины зазора h дает величину

$$h = \sqrt[3]{\frac{l \cdot \eta \cdot V}{P \cdot w}} = 90 \mu m,$$

где P – избыточное давление; V – объемный расход воздуха; w и l – характерный размер подшипника в ширину и длину соответственно; η – вязкость.

Моделирование потока может быть выполнено сеточными методами, если дополнить выведенные соотношения законом сохранения массы, который для данного случая может быть записан в виде

$$\operatorname{div}(\rho \cdot \vec{u}) = 0,$$

где ρ – плотность воздуха, которую в данной задаче можно считать постоянной. В результате получаем эллиптическую задачу

$$\operatorname{div}\left(\rho \cdot \frac{h^2}{\eta} \cdot \operatorname{grad}(P)\right) = 0.$$

Решение представлено на рисунке в виде контурного графика, изображающего распределение давления воздуха в зазоре подшипника и направление скорости потока стрелками.

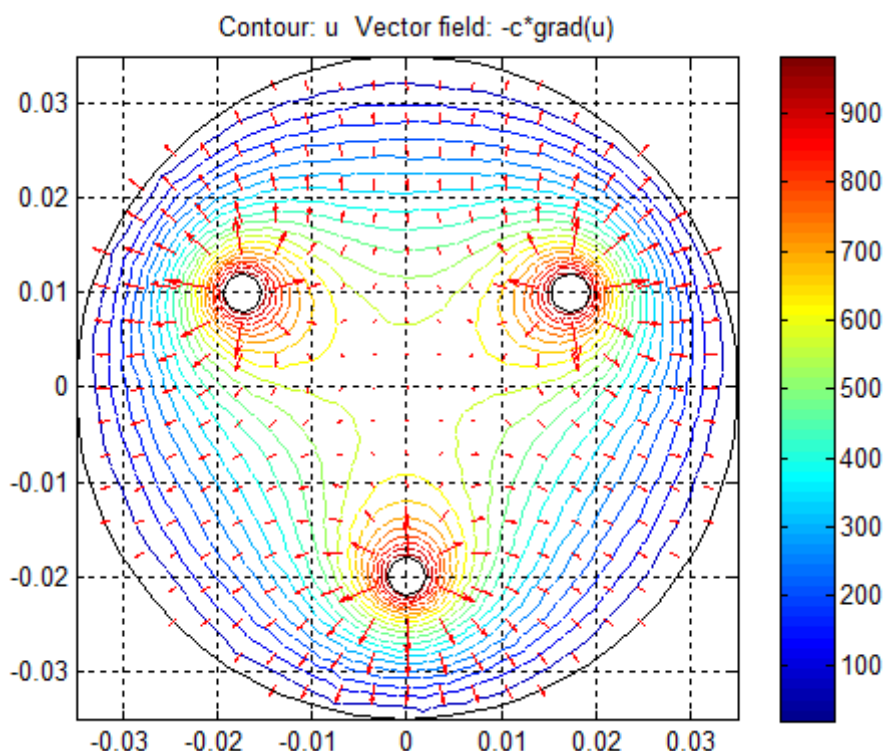


Рис. 4. Распределение воздуха в зазоре аэродинамического подвеса

Оценки позволяют определить точность изготовления подвеса. Она должна быть на порядок меньше величины зазора, что не превышает нескольких микрон.