

4. Гутин Л.Я. О звуковом поле поршневых излучателей / Л.Я. Гутин // ЖТФ. – 1937. – Т. У2. – Вып. 10. – С. 1096–1106.
5. Иванников А.И. Метод исследования структуры звукового поля в малых замкнутых объемах воздуха : дис. канд. физ.-мат. наук / Анатолий Иванович Иванников. – М. : МГУ, 1983. – 140 с.
6. Иоффе В.К. Справочник по акустике / В.К. Иоффе, М.А. Сапожков, В.Г. Корольков. – М. : Связь, 1979. – 312 с.
7. Крендалл И.Б. Акустика / И.Б. Крендалл. – Л. : ЭТА, 1934. – 171 с.
8. Морз Ф. Колебания и звук / Ф. Морз. – М. : Гостехиздат, 1937. – 465 с.
9. Павловская В.И. Акустика и электроакустическая аппаратура / В.И. Павловская, А.К. Качерович, А.П. Лукьянов. – М. : Искусство, 1977. – 255 с.
10. Рэлей (Стретт Дж.). Теория звука / (Стретт Дж.) Рэлей. – М. : ГИТТЛ, 1955. – Т. 1, 2. – 476 с.
11. Сапожков М.А. Электроакустика / М.А. Сапожков. – М. : Связь, 1979. – 279 с.
12. Сокол Г.И. Особенности инфразвуковых процессов в инфразвуковом диапазоне частот / Г.И. Сокол. – Д. : Промінь, 2000. – 136 с.
13. Сокол Г.И. Двигательные установки летательных аппаратов как генераторы инфразвуковых волн: дис. канд. техн. наук / Галина Ивановна Сокол. – Д., 1986. – 167 с.
14. Фурдуев В.В. Электроакустика / В.В. Фурдуев. – М. : ГТТИ, 1948. – 256 с.
15. Webster A. G. Prok. Nat. Acad. Sci. – 1919. – 275 p.
16. Song Zhi-Yung, Lu Yan. Characteristics of the uneform pipe array and its application to the infrasonic reception. – Шэнсю сюэбао, Acta Acus. – 1982. – V. 7. – № 2. – P. 99–109.

Надійшла до редколегії 02.06.2016

УДК 629.78

**А. В. Тищенко, О. Г. Клочков, А. М. Кулабухов, В. А. Масальский**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ СТЕНД СИСТЕМЫ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

**Предложен испытательный стенд для отработки алгоритмов системы угловой ориентации и стабилизации в наземных условиях.**

*Ключевые слова:* стенд, воздушная подушка, система, угловая ориентация, стабилизация, космический аппарат, спутник.

**Запропоновано випробувальний стенд для відпрацювання алгоритмів системи кутової орієнтації та стабілізації у наземних умовах.**

*Ключові слова:* стенд, повітряна подушка, система, кутова орієнтація, стабілізація, космічний апарат, супутник.

**A test stand for angular orientation and stabilization algorithms testing in ground conditions is proposed.**

*Keywords:* test stand, airbag system, the angular orientation, stabilization, spacecraft, satellite.

**Введение.** С развитием нанотехнологий и микроэлектромеханических систем (МЭМС) возможность создания малого космического аппарата (КА) резко выросла. МЭМС технологии, при своих габаритах, дают с каждым годом лучше точность определения ориентации, превосходя этим оптоволоконные аналоги. Крупногабаритные спутники и их функционал уже можно заменить несколькими спутниками малого размера с меньшими затратами средств. Примером такого подхода является компания PlanetLab, которая запустила около 100 относительно дешевых малых спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), получив возможность широкого охвата поверхности Земли. Однако, как показывает практика, надежность таких аппаратов низкая. Так, например, из 92 запущенных спутников PlanetLab, по данным самой компании, работоспособными остались только 22. Одной из причин низкой надежности таких КА является отсутствие полного цикла испытаний этих аппаратов для целевой работы в космическом пространстве из-за дороговизны испытательных стендов и длительности самого процесса.

Чтобы оценить качественные характеристики работы алгоритмов системы угловой ориентации и стабилизации (СУОС) необходимо имитировать вращательное движение аппарата в невесомости. На данный момент для решения этой задачи самым известным и используемым является испытательный стенд на воздушном подвесе.

В конструкцию такого стенда входят следующие компоненты: основание со сферической впадиной и отверстиями, через которые подаётся сжатый воздух, и полусфера, с кривизной как у впадины основания, на которую крепится стол со всем испытуемым оборудованием, вместе с центровочными грузиками.

Примером могут служить подвесы на воздушной подушке компаний NELSON AIR и SPECIALTY COMPONENTS (рис. 1). Стоимость таких изделий составляет порядка 3000\$.



**Рис. 1. Сферические воздушные подвесы компаний NELSON AIR и SPECIALTY COMPONENTS соответственно**

В стенде на воздушном подвесе поворот макета спутника ограничен конструкцией по горизонтальным осям вращения. Для устранения этого недостатка рассмотрен вариант использования сферы с полостью внутри вместо полусферы, где можно расположить стол со всем оборудованием. Примером данного решения является робот-шар, созданный в Удмуртском государственном университете (рис. 2). Однако из-за проблем изготовления сферы с высокой точностью кривизны, её центровки, которая должна производиться внутри её, и ограниченности пространства внутри оболочки, было отложено данное решение.

Так как стенд на воздушном подвесе является дорогостоящим, и существует трудность его заказа и доставки от зарубежных производителей (аналогов на Украине не найденно), рассмотрен вариант карданного подвеса, который обеспечивает свободное вращения тела по трём осям. Простота его конструкции и низкая стоимость изготовления очень привлекательны. Однако ограниченное пространство для монтажа оборудования, трение в подшипниках и износ конструкции со временем являются важными недостатками.

**Постановка задачи.** Рассмотрим задачу создания относительно дешевого стенда на воздушном подвесе для отработки процессов СУОС спутника с габаритами до 24 U в наземных условиях.

**Решение задачи.** Для отработки алгоритмов СУОС важно, чтобы момент, создаваемый управляющими органами, превышал на порядок и более моменты от возмущающих сил. Следовательно, одна из главных задач испытательного стенда – обеспечить минимальный возмущающий момент среды, аналогичный космическому пространству.

Поставлены следующие требования к разрабатываемому стенду:

1. Испытательный стол с макетом спутника должен крепиться на полусферу, которая обеспечивает вращение в пространстве с помощью воздушного подвеса с минимальной возмущающей силой окружающей среды.
2. Угол поворота полусферы вокруг вертикальной оси должен быть неограничен, вокруг горизонтальных осей – повороты на углы  $\pm 45$  градусов.
3. Возможность монтажа всего испытательного оборудования массой до 5 кг, включая центровку с помощью грузиков.

Согласно второму закону Ньютона для вращательного движения тела:

$$M_{upr} + \sum M_{tr.i} = I \cdot \dot{\omega} \quad (1)$$

где  $M_{upr}$  – момент от управляющих органов;  $\sum M_{tr.i}$  – сумма всех моментов сопротивления среды;  $I$  – момент инерции тела;  $\dot{\omega}$  – угловое ускорение тела.

В качестве управляющих органов были выбраны двигатели-маховики (ДМ) с моментом 0,002 Нм. Так как испытания СУОС спутника планируется проводить на небольших угловых скоростях, до 10 град/с, то возникающая сила трения воздуха пренебрежительно мала по сравнению с моментом от ДМ. Следовательно, из возмущающих моментов остается только возможный момент от трения полусферы с основанием. Чтобы устранить его, необходимо создать зазор между основанием и полусферой такой величины, чтобы не возникло соприкосновения (рис. 3).

Найдём формулу высоты подъема полусферы над основанием в зависимости от параметров используемого компрессора и испытываемого объекта.

Расход воздуха  $Q$  компрессора запишем как:

$$Q = S V \rho, \quad (2)$$

где  $\rho$  – плотность воздуха;  $S$  – площадь истечения воздуха из зазора между основанием и полусферой;  $V$  – скорость истечения воздуха из зазора.



Рис. 2. Робот-шар

Площадь истечения воздуха выражается как:

$$S = \pi \cdot d_n \cdot h \quad (3)$$

где  $d_n$  – диаметр основания;  $h$  – высота зазора, которую требуется найти.

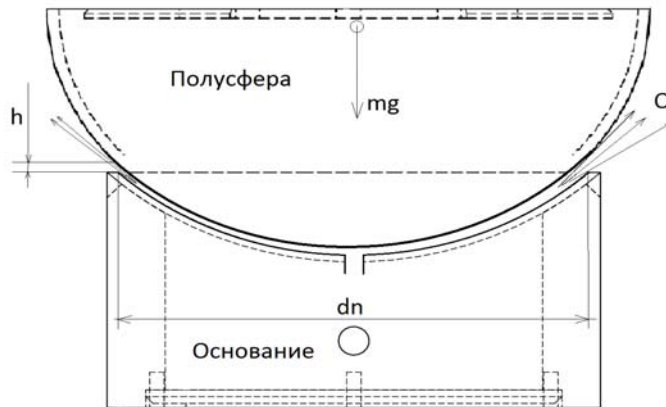


Рис. 3. Стенд на воздушном подвесе

Принимая истечение воздуха из отверстий основания ламинарным, согласно закону Бернулли можно записать, что скорость истечения  $V$  из зазора между основанием и полусферой равна:

$$V = \sqrt{2P \left( \frac{1}{\rho} \right)}, \quad (4)$$

$$P = \frac{m \cdot g}{S}, \quad (5)$$

где  $P$  – давление воздушной подушки;  $m$  – масса испытуемого макета.

Используя формулы (2), (3), (4), получим:

$$h = \frac{Q}{\pi \cdot d_n \cdot \sqrt{2P \cdot \rho}}. \quad (6)$$

Учитывая, что

$$S = \frac{\pi d_n^2}{4}, \quad (7)$$

и используя (5), получим:

$$h = \frac{Q}{\left( 2\sqrt{2\pi \cdot \rho \cdot m \cdot g} \right)}. \quad (8)$$

Подставив значения  $\rho = 1,2$  и  $g = 9,81$ , выведем окончательное выражение зависимости высоты зазора  $h$  между полусферой и основанием от расхода воздуха компрессора и массы испытуемого макета:

$$h = 0,058 \cdot \left( \frac{Q}{\sqrt{m}} \right). \quad (9)$$

Для экономии средств на разработку полусферы и основание были изготовлены методом холодного прессования с относительно невысокой точностью кривизны 0,1 мм. Чтобы обеспечить свободное вращение полусферы в основании при невысокой точности её изготовления, с учётом возможного несимметричного

зазора, требуемая высота зазора была принята равной 0,3 мм. Учитывая это, согласно формуле (9) компрессор должен обеспечить расход воздуха в 694 л / мин для массы 5 кг. Для этого была выбрана модель компрессора Werk BM-50 с входной производительностью 200 л / мин, ресивером 50 литров и максимальным давлением в 8 бар.

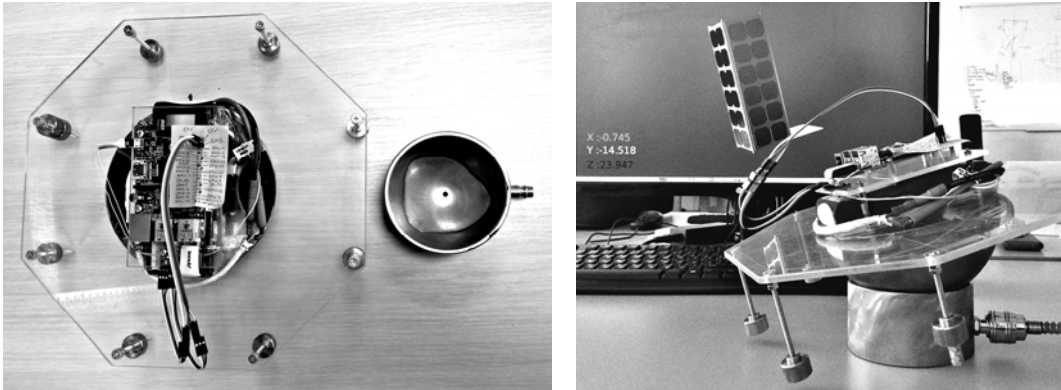


Рис. 4. Испытание СУО на разработанном стенде

**Результаты.** На испытательном стенде проверена система определения угловой ориентации (СУО) массой 3кг, которая включает в себя плату MPU-6000 с датчиками угловой скорости, акселерометром и магнитометром, плату управления Raspberry Pi, аккумулятор, средство радиосвязи по Wi-Fi, лазер определения фактического углового положения в одной плоскости с помощью юстировочной разметки для сравнения с определенной ориентацией в СУО, экран визуализации поворота с его величиной в градусах и центровочные грузики (рис. 4).

В результате на разработанном испытательном стенде обеспечено свободное вращения макета согласно поставленным требованиям, оценена точность СУО в 0,1 градуса при использовании указанных датчиков, и проверены алгоритмы определения ориентации и фильтрации данных. Был получен требуемый зазор для свободного вращения полусферы в основании.

**Выводы.** Разработан относительно недорогой стенд на воздушном подвесе для испытаний системы СУОС в наземных условиях.

Получена формула зависимости высоты зазора между полусферой и основанием стенда от расхода воздуха и массы испытательного стола. Был обеспечен требуемый зазор, величина которого близка к рассчитанному.

Проведены испытания стенда и СУО на нём. В результате расчётные данные оказались близкими к практическим данным. Получена точность СУО с помощью созданного стенда. Данная разработка может быть запущена в массовое производство.

## Библиографические ссылки

1. **Richard Boynton.** Using A Spherical Air Bearing To Simulate Weightlessness [Electronic resource] // Berlin, Space Electronics, Inc., 3–5 June 1996, 16 pages. URL: [http://www.space-electronics.com/contentAssets/Literature/SAWE\\_Papers/Spherical\\_Gas\\_Bearing\\_Weightlessness.pdf](http://www.space-electronics.com/contentAssets/Literature/SAWE_Papers/Spherical_Gas_Bearing_Weightlessness.pdf) (accessed 23.05.2016).
2. **Rees Fullmer.** The Development of a Small Satellite Attitude Control Simulator [Electronic resource] / R. Fullmer, G. Peterson, W. Holmans etc. // Utah State University, Logan UT, Departments of Mechanical and Aerospace Engineering and Electrical Engineering, 14 pages. URL: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2726&context=smallsat> (accessed 23.05.2016)
3. **Corey Whitcomb Crowell, Prof. David W. Miller.** Development and Analysis of a Small Satellite Attitude Determination and Control System Testbed [Electronic resource] // Department of Aeronautics and Astronautics, June 2011, 269 pages. URL: <http://ssl.mit.edu/publications/theses/SM-2011-CrowellCorey.pdf> (accessed 23.05.2016).
4. Презентація робота-шара в УДГУ [Електронний ресурс]. – Режим доступа: <http://lab.ics.org.ru/news/24-02-2012/prezentaciya-robota-shara-v-udgu/>

Надійшла до редколегії 23.05.2016

УДК 629.76. (0.75.8)

**Ю. Д. Шептун, Т. О. Коваленко**

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

## АНАЛІЗ ВИТРАТ ЕНЕРГІЇ НА КЕРУВАННЯ КОСМІЧНИМ СТУПЕНЕМ РАКЕТИ

Представлено результати досліджень проблем динаміки та рекомендації щодо удосконалення органів керування космічним ступенем (КС) ракети за критерієм мінімізації енерговитрат. Проналізовано кількість енергії, що витрачається на обнуління збурень параметрів кутового руху КС, обумовлених короткочасно діючими збурюючими силами та моментами. З використанням діаграм кореневих годографів характеристичних рівнянь ракети, методів класичного варіаційного обчислення, можливостей пакета програм Mathcad досліджено причинно-наслідкові зв'язки, відповідності між параметрами КС і зазначеними витратами енергії. Враховано інерційність і постійні часу виконуючих органів системи керування. У відомих науково-технічних публікаціях з проблем динаміки і керування ступенями ракет-носіїв зазначені причинно-наслідкові відповідності не описано і не використано. Висловлено рекомендації з вибору доцільної, в розумінні витрат енергії, ефективності виконуючих органів системи керування ступенів ракет-носіїв.

*Ключові слова:* удосконалення, космічний ступінь, динаміка, збурення, параметр, витрати енергії, кореневий годограф, виконуючий двигун, кількість енергії, інерційність, постійні часу.

---

© Ю.Д. Шептун, Т.О. Коваленко, 2016