

## Разработка конструкции стенда трёхосного обезвешивания малого космического аппарата для наземной экспериментальной отработки системы ориентации и стабилизации

77-48211/625361

# 10, октябрь 2013

Кучина Ю. В., Круглов П. В.

УДК 629.7.01, 629.78

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

[julia.kuchina90@gmail.com](mailto:julia.kuchina90@gmail.com)

[cm12@sm.bmstu.ru](mailto:cm12@sm.bmstu.ru)

При изготовлении космического аппарата важной задачей является проверка работоспособности его служебных систем [1, 2]. Для отработки систем ориентации и стабилизации космических аппаратов используются стенды [3], имитирующие определенное положение в пространстве космического аппарата и создающих набор внешних факторов, соответствующих воздействиям на космический аппарат в космосе. Для малых космических аппаратов (МКА) предложена модель стенда [4], в котором обеспечивается обезвешивание космического аппарата, возможность имитации Солнца, магнитного поля Земли при различных положениях МКА. В данной работе описываются основные инженерные расчеты, позволившие разработать конструкцию стенда для испытаний системы ориентации и стабилизации (СОС) МКА на примере спутника «Бауманец-2».

В состав разработанного лабораторного стенда для испытаний СОС МКА входят следующие элементы:

- ✓ технологическая оснастка с балансировочной системой;
- ✓ катушки индуктивности, моделирующие усиленное в четыре раза магнитное поле Земли;
- ✓ имитатор Солнца;

- ✓ аэродинамический подвес;
- ✓ система независимых измерений и пульт управления, позволяющие контролировать работоспособность СОС при испытаниях.

Технологическая оснастка с системой балансировки на аэродинамическом подвесе должна обеспечивать обезвешивание МКА, которое проводится с целью снижения действующих на аппарат гравитационных моментов до значительно меньшего уровня, чем управляющие моменты со стороны исполнительных органов СОС вокруг одной из осей МКА.

В процессе испытаний под действием сил инерции при вращении МКА вокруг любой из осей конструкция технологической оснастки упруго деформируется, при этом центр масс системы МКА и оснастки перемещается в нерасчетную точку. При смещении центра масс системы за пределы допуска произойдет несовпадение оси вращения системы МКА-оснастка с центром вращения подвеса и появление возмущающего момента от гравитационной силы, что неприемлемо. Необходимо спроектировать оснастку настолько жесткой, чтобы при вращении системы МКА-оснастка перемещения центра масс были в пределах допусков. Определены основные требования к геометрическим и массовым характеристикам системы МКА-оснастка.

Скорость вращения МКА и оснастки вокруг оси  $\omega = 6 \text{ град/с} = 0,105 \text{ Рад/с}$ ;

Масса МКА  $m = 50 \text{ кг}$ ;

Масса оснастки и МКА  $M = 120 \text{ кг}$ ;

Допустимое смещение центра масс оснастки с МКА  $\Delta x_{\max} = 10^{-6} \text{ м}$ ;

Высота боковой грани крепления до центра крепления МКА  $H = 0,5 \text{ м}$ ;

Ширина оснастки  $L = 0,5 \text{ м}$ ;

Корпус МКА при расчетах считается абсолютно жестким.

Оснастка состоит из горизонтально расположенного стола, опирающегося на аэродинамический подвес и подвижной рамы, к которой МКА крепится таким образом, чтобы центр масс МКА оказался над аэродинамическим подвесом.

Расчётная схема для определения жесткости системы МКА-оснастка представлена на рис. 1. При расчетах принимаем, что точка приложения центробежных сил системы сосредоточена в центре крепления МКА.

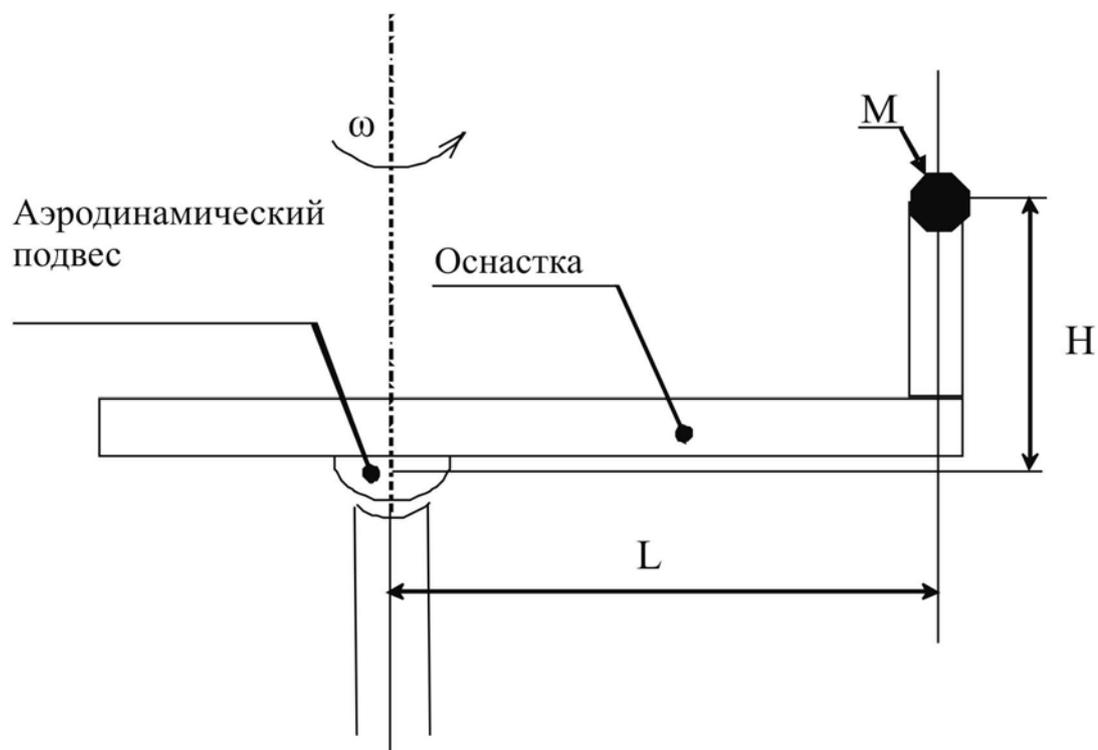


Рис. 1. Схема расчета жёсткости стенда

На рис. 2 представлена расчётная схема определения перемещений системы МКА-оснастка под воздействием сил инерции при вращении МКА с частотой  $\omega$ .

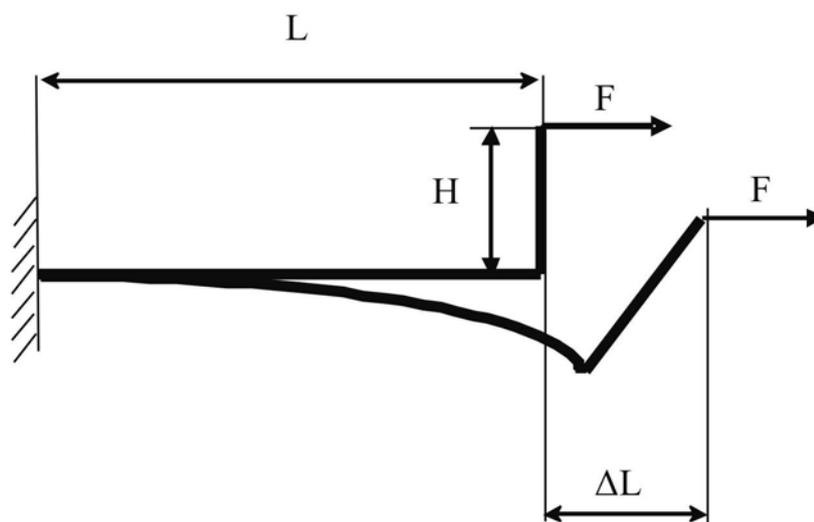


Рис. 2. Расчётная схема определения перемещений

Перемещение центра крепления МКА  $\Delta L$  при вращении определяется по формуле

$$\Delta L \approx \frac{ML^2\omega^2}{EA} + \frac{ML^2H^2\omega^2}{EJ} + \frac{MLH^3\omega^2}{EJ_2},$$

где  $M$  – масса МКА,  $L$  – радиус вращения центра крепления МКА,  $H$  – высота центра крепления МКА относительно аэродинамического подвеса,  $\omega$  – частота вращения системы МКА-оснастка,  $E$  – модуль упругости материала оснастки,  $A$  – площадь поперечного сечения горизонтального основания оснастки,  $J$  – момент инерции сечения горизонтального основания оснастки,  $J_2$  – момент инерции сечения боковой грани оснастки.

С целью минимизации весовых характеристик оснастки, вызванной ограниченными несущими характеристиками подвеса, предложено использовать в качестве профиля тонкостенный прямоугольный профиль из сплава АМг6 толщиной 5 мм и размером 500 x 80 мм.

Основой технологической оснастки является стол с двумя горизонтальными цилиндрическими направляющими (трубами), по наружной поверхности которых на втулках скользит рама, поддерживаемая двумя тягами, к раме присоединены кронштейны для крепления МКА (рис.3). Перемещение рамы проводится вручную с помощью ручки,





Определять положение центра масс МКА при его установках будем в системе координат  $xu$ , имеющей начало на оси вращения левой пары серёг, с осью  $x$ , направленной горизонтально, и осью  $y$ , направленной вертикально. При вертикальном положении МКА координата центра масс МКА по оси  $x$ :

$$x_{ka} = L_2 + a.$$

По оси  $y$ :

$$y_{ka} = h_1 + h_2 + H.$$

При горизонтальном расположении МКА:

$$x_{ka} = \sqrt{L_2^2 + h_1^2 - (a + b + L_1)^2} + h_2 + H$$

и

$$y_{ka} = L_1 + b.$$

Следовательно, имеем систему уравнений относительно  $L_1$ ,  $L_2$ ,  $a$ :

$$\begin{cases} \sqrt{L_2^2 + h_1^2 - (a + b + L_1)^2} + h_2 + H = L_2 + a, \\ L_1 + b = h_1 + h_2 + H. \end{cases}$$

Из второго уравнения системы определяем  $L_1$ :

$$L_1 = h_1 + h_2 + H - b = 272,5 \text{ мм.}$$

Нахождение размера  $L_2$  более сложное и предполагает назначение для  $a$  какого-либо значения. Размер  $a$  позволяет немного уменьшить ход рамы в горизонтальном направлении и обеспечить выполнение требования по габаритным размерам стола и совпадение оси вращения технологической оснастки с центром масс МКА. Выбранный размер  $a = 30$  мм уменьшает горизонтальные перемещения рамы и обеспечивает ход серёг-хомутов в пределах длины цилиндрических направляющих:

$$L_2 = \frac{h_1^2 - (a + b + L_1)^2 - (h_2 + H - a)^2}{2(a - h_2 - H)} = 500 \text{ мм.}$$

Для оценки деформаций системы МКА-оснастка была разработана ее трехмерная конечно-элементная модель в средах SolidWorks и Nastran. Результаты моделирования нагрузки на систему МКА-оснастка в виде собственного веса показывают (рис.6, МКА не отображен), что деформации

конструкции оснастки под действием веса МКА находятся в пределах допусков, что подтверждает верность выбора конструктивных материалов, общей схемы и расчета геометрии оснастки.

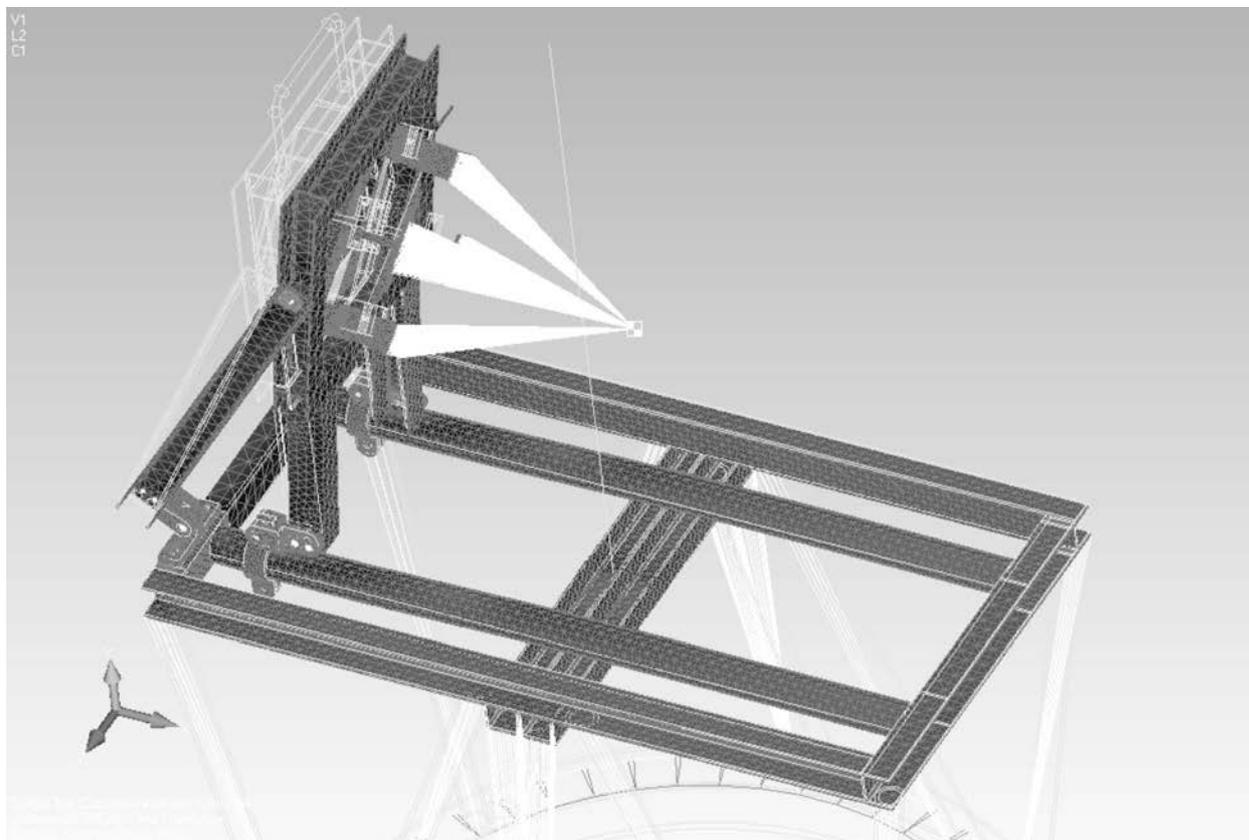


Рис. 6. Моделирование деформации оснастки с МКА при горизонтальном расположении космического аппарата

Для работы данного стенда необходимо воссоздать условия, которые сопровождают МКА на орбите, а также обеспечить работу датчиков ориентации и органов управления. Поэтому стенд оснащается имитаторами магнитного поля в виде катушек и Солнца в виде коллиматора, при этом оснастка с МКА обезвешивается с помощью балансировочных грузов, сохраняя три степени свободы (вращение вокруг трёх осей).

Для обеспечения обезвешивания используется аэродинамический подвес серийного производства фирмы Nelson с грузоподъемностью 144 кг и вращении в диапазоне  $\pm 30^\circ$  по двум осям (горизонтальным) и повороту на  $360^\circ$  вокруг вертикальной оси (рис. 7). Общий вес разработанной системы

МКА-оснастка получается равным 116 кг, что соответствует грузоподъемности подвеса.

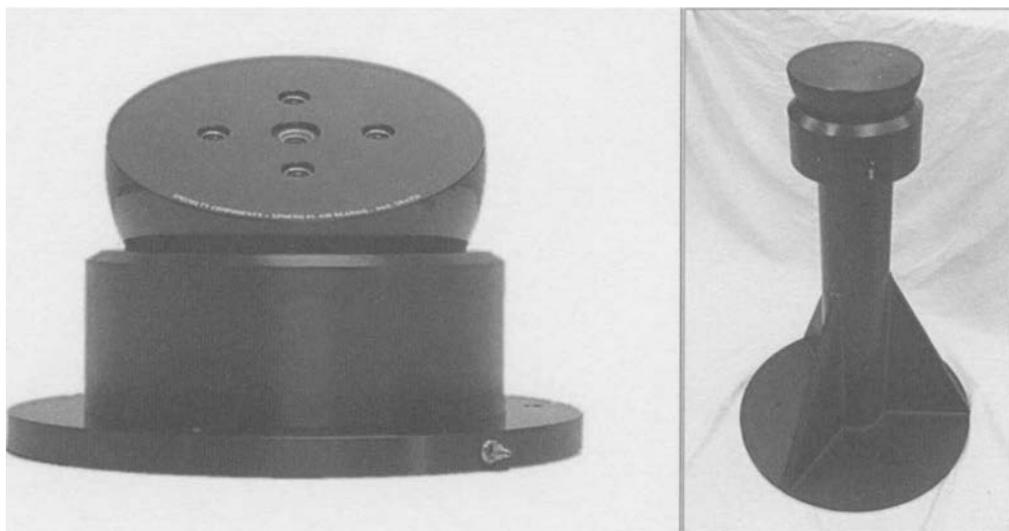


Рис. 7. Аэродинамический подвес фирмы Nelson

Таким образом, разработан стенд для трёхосного обезвешивания малого космического аппарата для наземной экспериментальной отработки системы ориентации и стабилизации, предложена конструкция технологической оснастки, проведены расчеты элементов конструкции и системы МКА-оснастка, выбран аэродинамический подвес.

### Список литературы

1. В.С. Камалов. Производство космических аппаратов. - М.: Машиностроение, - 1982. 280 с.
2. Экспериментальная отработка космических летальных аппаратов/ В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин и др.. Под редакцией Н.В. Холодкова. – М.:Изд-во МАИ, 1994.- 412 с.
3. И.Е. Зараменских, С.О. Карпенко, А.М. Овчинников и др. Лабораторный стенд для отработки способов управления ориентацией малых КА/ Труды Совещания “Управление движением малогабаритных спутников”. Под ред. М.Ю. Овчинникова. Препринт ИПМ им.М.В. Келдыша РАН, Москва, 2006, N 5, с. 13-14.

4. Ю.В. Кучина, П.В. Круглов, М.П. Ананьев и др. Моделирование лабораторного стенда для испытаний системы ориентации и стабилизации МКА /Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVI Академических чтений по космонавтике. Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2012.-с. 516-517.