

УДК 629.78.01.018

Л. П. НАЗАРОВА, И. В. РОМАНЕНКО

*Сибирский государственный аэрокосмический университет
им. акад. М. Ф. Решетнева, Красноярск*

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ В УСЛОВИЯХ ИМИТАЦИИ НЕВЕСОМОСТИ И НА ЭТАПАХ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

В статье рассматриваются особенности моделирования функционирования трансформируемых механических устройств космических аппаратов в условиях имитации невесомости. Описан процесс создания расчетной модели испытываемых механических устройств космического аппарата, а также расчетной модели испытательного оборудования для проведения наземной экспериментальной отработки.

Космический аппарат является основным элементом космической системы и состоит из большого числа приборов, агрегатов, элементов, т. е. является сложной технической системой. Поэтому его проектирование должно осуществляться с использованием методов математического моделирования. Наиболее существенную роль эти методы играют на начальных этапах разработки, когда разрабатываются принципы построения и функционирования космического аппарата.

Космический аппарат располагается под головным обтекателем ракеты-носителя и занимает ограниченный объем, поэтому все его основные устройства (солнечные батареи, крупногабаритные рефлекторы антенн) должны находиться в сложенном и зачеканном состоянии. Трансформируемые устройства раскрываются при достижении космическим аппаратом заданной точки на орбите в условиях невесомости.

Основное требование к трансформируемым механическим устройствам – высокая надежность, малая масса и минимальное время раскрытия в рабочее положение при минимальных затратах энергии.

Разработка и внедрение математических средств создания и тестирования конструкции позволяет проводить полное моделирование системы задолго до создания физического прототипа. В связи с повышением требований к функционированию космических аппаратов в целом и значительным увеличением размеров его отдельных конструктивных элементов (панели солнечной батареи, трансформируемые рефлекторы антенн), возникает необходимость применения средств динамического анализа многозвенной механической системы. Определяющим моментом в решении этой задачи является

создание расчетной модели, описывающей взаимодействие движущихся звеньев исследуемой механической системы.

Математическая модель формируется на основании технического описания исследуемой механической системы. Объектом проектирования является многокомпонентная механическая система, которая представляется как совокупность многосвязных пространственных механизмов, состоящих из определенного количества тел – звеньев, связанных кинематическими связями (шарнирными соединениями), упругодемпфирующими элементами (формообразующая структура, сетеполотно, конструктивные жесткости) и приводами, а также элементов контроля и управления (датчики зачеховок).

Результаты анализа в первую очередь зависят от детализации описания модели исходной механической системы, степени влияния различных факторов на поведение исходной механической системы, от компромиссного выбора между точностью создаваемой модели и сложностью ее описания.

Прежде всего необходимо определить из каких звеньев состоит модель исходной механической системы и какими шарнирами эти звенья соединяются. Типы шарниров в модели выбираются таким образом, чтобы они обеспечивали все необходимые виды движения тел в исходной системе. Для сокращения времени расчета максимально сокращается количество звеньев и шарниров при оптимальной представительности модели.

При формировании идеализированной модели выделяются все активные силы, влияющие на движение исходной системы. Они описываются в модели в виде силовых элементов с соответствующими исходными данными. К активным силам, действующим в исследуемых механических устройствах, относятся:

- усилие привода механизма раскрытия;
- упругие силы формообразующей системы и сетеполотна (рефлектора антенн);
- силы трения в шарнирных соединениях;
- сопротивление кабельной сети;
- усилия в тросах системы синхронизации звеньев.

По результатам расчета работы механических систем проводится оценка их основных характеристик, таких как время раскрытия системы в рабочее положение, качество работы системы, выполнение заданной логики раскрытия системы.

Для успешного раскрытия механических устройств на орбите в условиях невесомости необходимо на стадии наземной отработки провести ряд испытаний, одним из которых является проверка функционирования механических устройств. Задача этих испытаний состоит в том, чтобы проверить правильность заложенных конструкторских решений: соблюдение логики раскрытия; зачеховка устройств в рабочем положении; превышение движущих

сил над силами сопротивления с гарантированием раскрытия. В рамках данных испытаний не определяются прочностные, жесткостные, радиотехнические (для рефлекторов) или электрические характеристики (для солнечных батарей). Для решения таких задач предназначены другие виды испытаний.

Испытания должны проводиться в условиях максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации механических устройств на орбите. Одним из важных факторов является исключение влияния силы тяжести на процесс раскрытия. Для имитации невесомости при наземных испытаниях используется система обезвешивания, основное требование к которой состоит в том, что она не должна помогать раскрытию механического устройства. В механизмах системы обезвешивания действует сила трения, т. е. часть энергии, заложенной в привод раскрытия, расходуется на движение элементов конструкции стенда обезвешивания.

Задачи расчета раскрытия механических систем на стенде обезвешивания:

- определить параметры раскрытия объекта испытаний (время раскрытия, дополнительные нагрузки на конструкцию от стенда) в условиях наземной экспериментальной отработки и сравнить их с параметрами, рассчитанными для невесомости;
- проверить соблюдение логики раскрытия объекта на стенде обезвешивания;
- установить требования к проектированию и настройке системы имитации невесомости;
- определить перечень параметров стенда, которые влияют на процесс раскрытия;
- определить допустимые значения параметров стенда, при которых он оказывает максимальное влияние на процесс раскрытия;
- определить требования к параметрам стенда, при которых он оказывает минимальное влияние на процесс раскрытия.

В качестве примера рассмотрим моделирование раскрытия крыла солнечной батареи навигационного космического аппарата с использованием системы обезвешивания.

Крыло солнечной батареи состоит из пяти звеньев: трех панелей, рамы и штанги. Раскрытие происходит при помощи пружинных приводов, установленных в шарнирных узлах. Основной характеристикой надежности раскрытия крыла является остаточный движущий момент в пружинном приводе, т. е. момент в пружинном приводе за вычетом всех моментов сопротивления движению.

Стенд системы обезвешивания состоит из силового основания и двухступенчатых кареток, которые движутся по направляющим. При помощи тросов звенья механической системы подвешиваются к кареткам. Поддержание усилия обезвешивания в процессе развертывания механической системы на

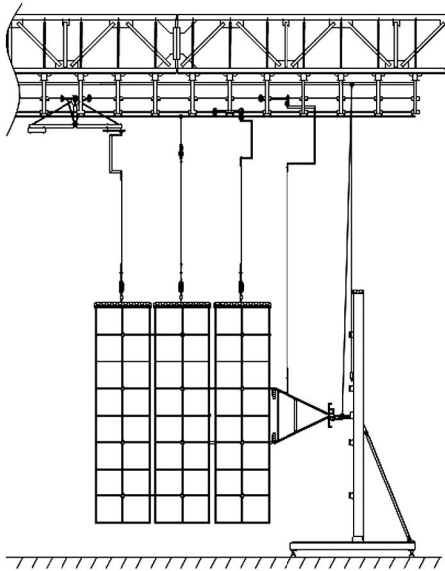


Рисунок 1 – Крыло солнечной батареи спутника на стенде системы обезвешивания

После определения геометрических размеров элементов конструкции, задания им массово-инерционных характеристик и механических взаимосвязей между телами проведен динамический анализ в программном комплексе Эйлер 8.16 ЗАО «АвтоМеханика». Расчеты проведены с использованием встроенного в программный комплекс численного метода интегрирования Рунге-Кутта с шагом интегрирования 0,001 с. Графическое изображение модели представлено на рисунке 2.

Проведенный расчет раскрытия крыла солнечной батареи на стенде системы обезвешивания показал, что все шарнирные устройства крыла зачековываются и логика раскрытия не нарушается. В таблице 1 приведено время зачековки каждого шарнирного узла крыла солнечной батареи при раскрытии в условиях невесомости и при раскрытии на испытательном стенде.

стенде обеспечивается пружинами, установленными в составе вывесок. Крыло солнечной батареи спутника на стенде системы обезвешивания показано на рисунке 1.

Выделим основные проблемы, усложняющие моделирование раскрытия крыла солнечной батареи на стенде:

- необходимость моделирования работы системы синхронизации штанги и рамы крыла;
- сложность моделирования процесса трения между подвижными объектами стенда;
- необходимость расчета потери энергии механического устройства на преодоление трения в объектах стенда и преодоление аэродинамического сопротивления на протяжении всего этапа раскрытия.

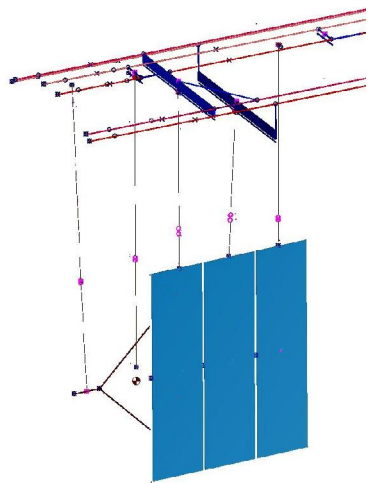


Рисунок 2 – Расчетная модель крыла солнечной батареи на стенде системы обезвешивания

Таблица 1 – Время зачековки шарнирного узла крыла солнечной батареи по результатам моделирования

Шарнирный узел	Штатное раскрытие в условиях невесомости, с	Раскрытие на стенде на этапе наземной экспериментальной отработки, с
Штанги солнечной батареи	3,2	6,0
Рамы солнечной батареи	3,2	6,0
Корневой панели	6,1	12,0
Промежуточной панели	8,6	19,6
Концевой панели	10,8	24,5

По результатам расчета были получены графики дополнительных моментов сопротивления в каждом шарнирном узле крыла солнечной батареи от сил трения в каретках стенда. Разница между движущим моментом в пружинном приводе и моментом сопротивления в шарнирном узле крыла солнечной батареи является остаточным движущим моментом.

Наибольший момент сопротивления от сил трения в каретках (1,7 Н·м) действует в шарнирном устройстве рамы солнечной батареи. Основной вклад в величину момента вносят усилия трения, возникающие при движении кареток в продольном направлении.

Уменьшить величину момента сопротивления в шарнирном устройстве рамы солнечной батареи можно, применив компенсационные грузы, которые прикрепляются к кареткам при помощи нити и в процессе раскрытия создают усилие, противоположное силе трения. Компенсационные грузы компенсируют до 80 % силы трения в продольном направлении.

Грузы для компенсации сил трения в поперечном направлении применять нельзя, потому что в этом направлении каретки совершают во время раскрытия реверсивное движение. Следовательно, грузы компенсируют силу трения только в одном направлении, так как в обратном направлении они оказывают дополнительное сопротивление движению каретки.

На рисунке 3 представлен график движущего момента в пружинном приводе и момента сопротивления от сил трения в каретках стенда при раскрытии с применением и без применения компенсационных грузов. Из графика следует, что применение компенсационных грузов позволило уменьшить момент сопротивления от сил трения в каретках стенда более чем в 2 раза.

Наибольший момент сопротивления от сил трения в каретках составил 0,7 Н·м.

По результатам расчета установлены требования к значениям усилий трения в каретках стенда системы обезвешивания. Данные значения используются в качестве критерия при настройке стенда перед началом испытаний.

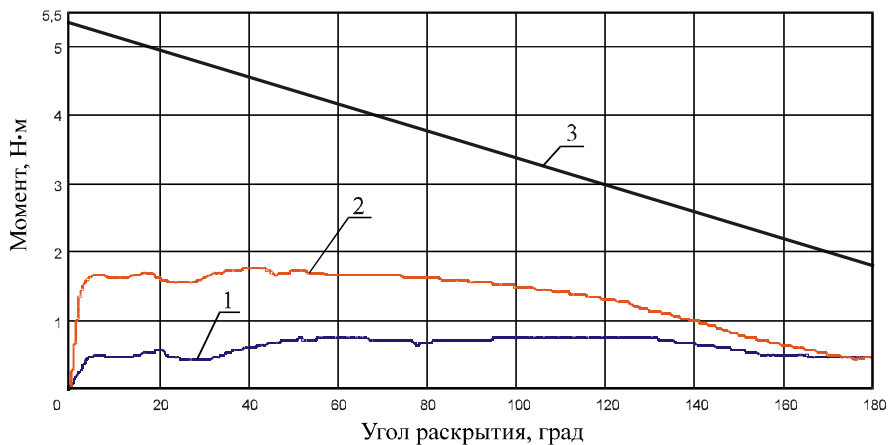


Рисунок 3 – Моменты в шарнирном узле рамы солнечной батареи по результатам расчета:

1 – момент сопротивления от сил трения в каретках стенда при раскрытии с применением компенсационных грузов; 2 – момент сопротивления от сил трения в каретках стенда при раскрытии без применения компенсационных грузов; 3 – движущий момент в шарнирном узле

Разработанная расчетная модель позволила определить влияние системы обезвешивания на параметры функционирования крыла солнечной батареи, а также выработать требования к настройке системы обезвешивания перед началом испытаний с целью минимизации её влияния на процесс раскрытия.

Созданная модель является основой для моделирования процесса раскрытия различных трансформируемых механических систем, а также может быть использована для расчета процесса раскрытия крыльев солнечной батареи сложной конфигурации с различными массово-габаритными характеристиками.

Таким образом, математическое моделирование при проектировании, отработке и испытаниях космической техники позволяет получить достоверную информацию о динамике движения и параметрах функционирования механических устройств космических аппаратов, а также оперативно решать широкий круг задач наземной экспериментальной отработки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 Тестоедов, Н. А. Вопросы моделирования при проектировании механических устройств космических аппаратов / Н. А. Тестоедов, А. В. Машуков // ОАО «ИСС» им. акад. М. Ф. Решетнёва. – Красноярск, 2010. – 161 с.
- 2 Шатров, А. К. Основы конструирования механических устройств космических аппаратов / А. К. Шатров, Л. П. Назарова, А. В. Машуков // Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2009. – 144 с.

3 Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия: учеб. пособие / Н. А. Тестоедов // Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2008. – 152 с.

L. P. NAZAROVA, I. V. ROMANENKO

MODELING OF TRANSFORMABLE MECHANICAL DEVICES OPERATION AT THE WEIGHTLESSNESS SIMULATION AND THE STAGES OF GROUND EXPERIMENTAL TESTING

The modeling peculiarities of spacecraft transformable mechanical devices operation in weightlessness conditions are considered in the article. It was described the process of creating a computational model for the tested spacecraft mechanical devices, the creation of the computational model for test equipment for ground experimental testing.

Получено 15.03.2013

**ISSN 2227-1104. Механика. Научные исследования
и учебно-методические разработки. Вып. 7. Гомель, 2013**

УДК 629.4.023.14

*А. В. ПИГУНОВ¹, С. В. ШЕСТАКОВ², П. М. АФАНАСЬКОВ¹,
В. Г. ГУБАРЕВИЧ¹*

¹*Белорусский государственный университет транспорта, Гомель*

²*Белорусский автомобильный завод, Жодино*

КОНСТРУКТИВНЫЕ РЕШЕНИЯ ПО СНИЖЕНИЮ МЕТАЛЛОЕМКОСТИ КОНСТРУКЦИИ УНИВЕРСАЛЬНОГО КРЫТОГО ВАГОНА С УВЕЛИЧЕННЫМ ОБЪЕМОМ КУЗОВА

На основе сопоставления технико-экономических показателей универсальных крытых вагонов, которые производятся в Российской Федерации, Украине, с отечественной конструкцией определены преимущества и недостатки спроектированной конструкции вагона модели 11-9931. Выполнены прочностные расчеты и произведен анализ уровня напряжений для всех конструктивных групп металлоконструкции кузова вагона. Предложены конструктивные решения, позволяющие снизить массу тары вагона, правильность которых подтверждена результатами прочностных расчетов.

Наиболее распространённые модели универсальных крытых вагонов, эксплуатируемые на железных дорогах стран СНГ, – это 11-217 и 11-280. Конструкции кузовов данных вагонов отличаются прежде всего погрузочными объемами. У вагона модели 11-217 он составляет 120 м³, а у модели 11-280 – 140 м³. Однако на сегодняшний день они не в полной мере соответствуют структуре перевозимых в них грузов, в которой преобладают относительно легковесные. Это приводит к снижению конкурентоспособности железнодорожных перевозок по сравнению с другими видами транспорта и прежде