

С. В. Борзых, И. Р. Ильясова

**МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ
ОТРАБОТКА ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ
КРУПНОГАБАРИТНЫХ МНОГОЗВЕННЫХ
СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ**

Приведены результаты экспериментального и теоретического моделирования динамики раскрытия солнечных батарей различных кинематических схем, схемы экспериментальных установок. Выполнено сравнение результатов расчетов с экспериментально зафиксированными параметрами процесса. Отмечена хорошая сходимость, позволяющая сделать вывод о достоверности метода расчета.

E-mail: elenanik7@mail.ru; irina014@gmail.com

Ключевые слова: эксперимент, наземная отработка, раскрытие, солнечные батареи, космический аппарат, моделирование.

Процесс раскрытия солнечных батарей (СБ) — одна из ключевых динамических операций функционирования космических аппаратов (КА), непосредственно влияющая на выполнение общих задач полета [1–4]. Это диктует высокие требования к надежности срабатывания системы раскрытия СБ. В связи с этим процесс раскрытия СБ проходит обязательную стендовую отработку, хотя при наземных экспериментах не удастся в полной мере воспроизвести реальные условия процесса (например, угловую скорость аппарата, которую он имеет в момент начала раскрытия) и тем самым полностью подтвердить надежность и работоспособность системы раскрытия. Еще более проблематично воспроизвести на стенде случаи аварийного (нештатного) раскрытия СБ.

Тем не менее при стендовой экспериментальной отработке может быть проверена надежность и безотказность механических средств раскрытия СБ, демпферов, устройств синхронизации движения элементов СБ, механизмов фиксации, а также логика выдачи команд, электрические цепи и т.д. Динамику раскрытия в реальных начальных условиях, во всем их возможном многообразии, можно анализировать только методами математического моделирования.

Поэтому основной целью наземной экспериментальной отработки является верификация расчетных методов, используемых для подтверждения правильности принятых технических решений и обоснованности конкретных параметров системы раскрытия путем сравнения результатов, полученных на стенде, с параметрами, рассчитанными теоретическими методами.

Авторами статьи развивается подход, который включает в себя универсальное формирование расчетной модели на базе парциальных жесткостных, массовых и инерционных характеристик каждого тела системы [5–8], состоящей из космического аппарата, панелей СБ и штанг, соединяющих КА и СБ. Механическая модель построена таким образом, что КА принят в качестве базового тела, а элементы каждого крыла СБ расположены по типу цепочки и последовательно соединены кинематическими связями с переменным числом степеней свободы. Тип связей и число степеней свободы соответствует конкретной кинематической схеме раскрытия.

Методически подход основан на использовании общих теорем динамики, записываемых для каждого тела механической системы, и специальных уравнений связи, отражающих возможности относительных линейных и угловых перемещений каждой пары контактирующих тел. Подход имеет хорошие адаптационные возможности практически для любых существующих и перспективных кинематических схем раскрытия СБ, включая многофазные схемы раскрытия, позволяет определять параметры абсолютного и относительного движения любого фрагмента системы, возмущения КА, вызванные процессом раскрытия, сосредоточенные и распределенные нагрузки, обеспечивает анализ нештатных ситуаций раскрытия. Были проведены расчеты раскрытия СБ типа “гармошка”, а также двухфазной схемы.

При разработке любого расчетного метода возникает очевидный вопрос оценки его достоверности. Эта проблема имеет два аспекта. Во-первых, метод и созданные на его основе прикладные расчетные средства не должны содержать принципиальных (теоретических) ошибок. Проверить это можно, используя некоторые общие принципы механики. Применительно к задаче раскрытия СБ для этой цели можно использовать законы сохранения количества движения и кинетического момента всей системы, которые получаются суммированием этих величин для всех тел системы. В процессе раскрытия количество движения и кинетический момент каждого тела может менять значение и даже знак, но суммарное значение для системы должно оставаться неизменным и равным начальному значению соответствующей величины, поскольку с точки зрения механики данная система – свободная, т.е. на нее не наложено никаких внешних связей.

Однако даже если модель механически корректна, т.е. соответствует общим принципам механики, возникает вопрос ее полноты и достоверности, т.е. соответствия реальному космическому аппарату. Ответ на этот вопрос может дать только сравнительный анализ расчетных и экспериментальных данных.

Далее рассмотрены результаты, полученные при наземной экспериментальной обработке процесса раскрытия СБ на наземных

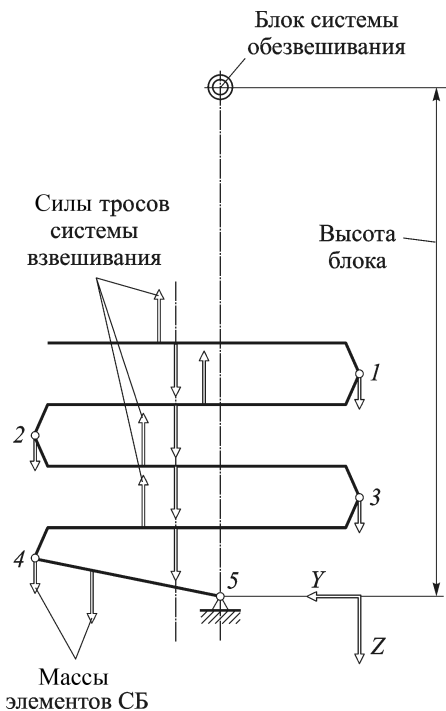


Рис. 1. Схема ЭУ для отработки раскрытия СБ типа “гармошка”

В ряде точек панелей были установлены тензодатчики, определяющие уровень деформации в процессе раскрытия. Процесс снимали на высокоскоростную видеокамеру.

На рис. 2 приведена запись уровня деформации узла 5 (см. схему ЭУ на рис. 1). Начало процесса раскрытия соответствует значению времени 6,15 с. Время фиксации элементов СБ определяли по показаниям тензодатчиков уровней деформации в процессе их раскрытия.

экспериментальных установках (ЭУ) для двух космических аппаратов с однофазной и двухфазной схемами раскрытия СБ.

Процесс наземной экспериментальной отработки раскрытия СБ однофазной схемы типа “гармошка” осуществлялся на вертикальном стенде, схема которого изображена на рис. 1. В целях максимального приближения условий эксперимента к условиям полета предусмотрена система обезвешивания элементов СБ (за исключением штанги, которая крепится к неподвижному основанию). Все механические устройства — толкатели и пружины кручения, установленные в осях разворота каждой пары панелей, фиксаторы и т.д. — являлись штатными.

В 5-6 ** DATE1: 12.SB.DAT;49 11:48:41 MO 28-10-96
E-6 nISP.SB EMAL N1 300GK 7100-0 RASKRITIE VERTIK.

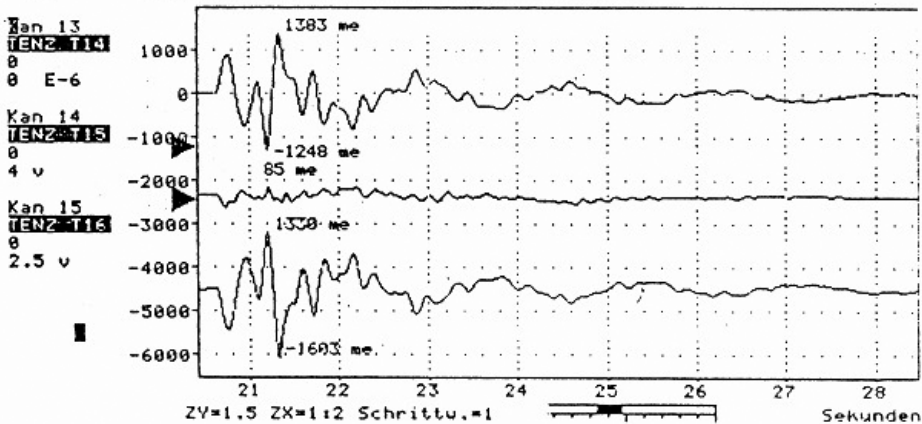


Рис. 2. Деформация узла 5

Момент фиксации определяется отклонением графика деформаций от исходной (горизонтальной) линии. Эта же запись позволяет найти значение частоты p_2 второго низшего тона собственных колебаний.

В ходе эксперимента были также получены уровни деформаций при испытаниях по определению низших частот колебаний импульсным методом, которые дают возможность определить значение низшей собственной частоты p_1 .

Скоростной кинокамерой фиксировалась последовательность фиксации отдельных узлов.

Эти же параметры процесса раскрытия (последовательность и время фиксации узлов, а также две низшие собственные частоты) могут быть получены расчетным путем при теоретическом моделировании процесса. Из зависимости относительных углов раскрытия от времени (рис. 3) может быть определено время фиксации каждого узла по моменту пересечения соответствующей зависимостью значений 180° (для узлов 1–4) или 90° (для узла 5).

Две низшие частоты колебаний СБ в раскрытом положении могут быть определены из расчета поперечных перемещений периферийной точки СБ и узлов соединения ее элементов.

В табл. 1 приведены результаты сравнения указанных параметров, где t_i — соответствует моменту времени фиксации i -го узла, p_1 — значение частоты первого тона собственных колебаний СБ, p_2 — второго тона.

Приведенные результаты свидетельствуют о хорошем совпадении значений параметров, характеризующих процесс раскрытия СБ. Следует отметить, что математическая модель, отражающая условия на-

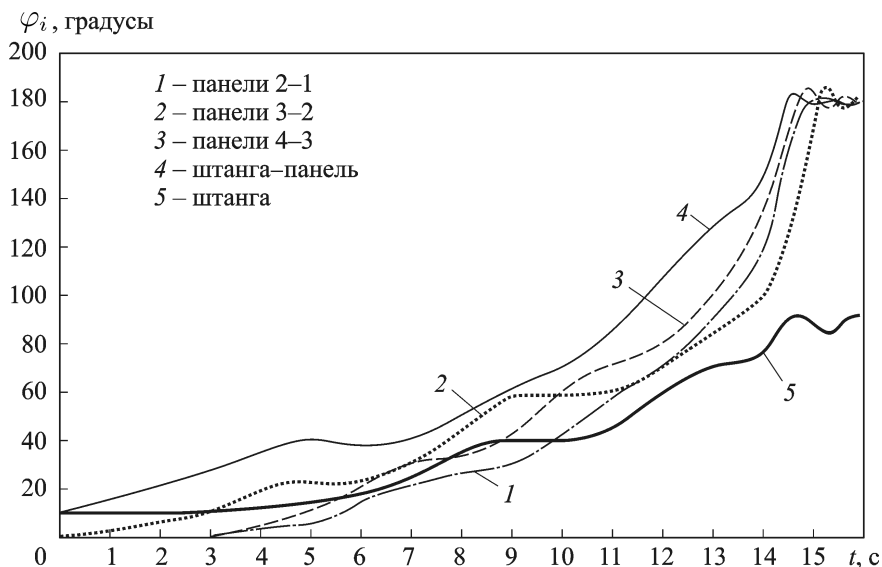


Рис. 3. Зависимость относительных углов раскрытия от времени

| Параметр | ЭУ | Расчет |
|------------------|-------------|--------|
| $t_1, \text{с}$ | 15,31 | 15,10 |
| $t_2, \text{с}$ | 14,91 | 14,99 |
| $t_3, \text{с}$ | 14,85 | 14,81 |
| $t_4, \text{с}$ | 14,83 | 14,63 |
| $t_5, \text{с}$ | 14,42 | 14,51 |
| $p_1, \text{Гц}$ | 0,149–0,182 | 0,167 |
| $p_2, \text{Гц}$ | 0,562 | 0,581 |

земной отработки механизма раскрытия СБ, более громоздка, чем используемая при космическом полете, в силу того, что содержит дополнительные элементы, моделирующие систему обезвешивания и аэродинамическое воздействие окружающей среды.

Раскрытие СБ двухфазной схемы в наземных условиях осуществлялось как на горизонтальном, так и на вертикальном (рис. 4) стендах. Система измерения этих ЭУ обеспечивала регистрацию текущих значений относительных углов разворота панелей СБ, а также виброускорений панелей в процессе раскрытия.

Для сравнительного анализа по относительным углам раскрытия панелей φ_1 и φ_2 были проанализированы данные по 16 реализациям раскрытия СБ, осуществленным в относительно короткий интервал

Блоки системы
обезвешивания

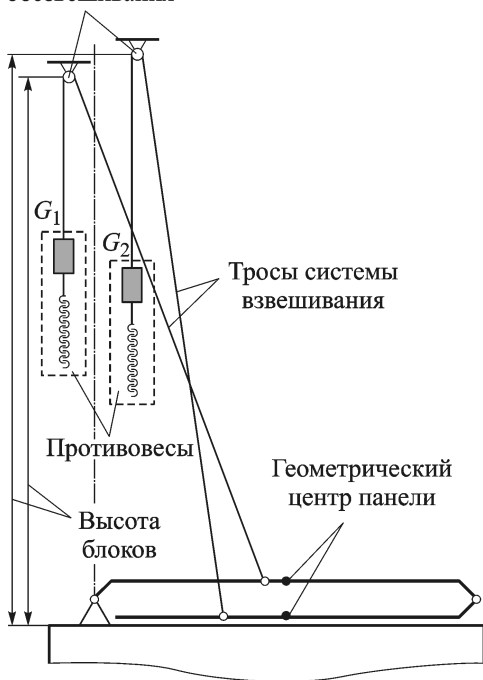


Рис. 4. Принципиальная схема ЭУ

времени ($\sim 1,5$ ч), что обеспечило общую стабильность условий проведения испытаний, основное отличие которых заключалось только в случайных вариациях начальных условий раскрытия и динамического состояния аэростатов. Диапазон значений времени фиксации t_1 первой панели СБ составил от 14,71 до 18,24 с при среднем значении 16,1 с, а диапазон второй фиксации t_2 — от 36,47 до 42,94 с при среднем значении 40,1 с (табл. 2). Расчетные значения времени фиксации панелей СБ при номинальных начальных условиях (неподвижные аэростаты и отсутствие ветрового воздействия) составляют: $t_1 = 16,4$ с и $t_2 = 41,03$ с, более того, в слу-

чае наличия ветрового воздействия в пределах 0,2 м/с расчетные значения t_1 и t_2 вписываются в интервалы, полученные опытным путем.

Наиболее наглядно адекватность математической модели реальному процессу раскрытия СБ в составе ЭУ проявляется при графическом отображении расчетных и опытных параметров $\varphi_1(t)$ и $\varphi_2(t)$, приведенном на рис. 5, а. Опытные данные соответствуют первому испытанию (по нумерации табл. 2), при реализации которого начальные условия раскрытия СБ были наиболее близкими к номинальным. На этом же рисунке изображены интервалы значений t_1 и t_2 в виде зон фиксации панелей.

Таблица 2

| Номер испытания | t_1 | t_2 |
|-----------------|-------|-------|
| 1 | 16,47 | 41,18 |
| 2 | 17,65 | 41,76 |
| 3 | 15,29 | 40,00 |
| 4 | 15,00 | 40,00 |
| 5 | 14,71 | 39,41 |
| 6 | 18,24 | 42,94 |
| 7 | 16,47 | 41,18 |
| 8 | 15,29 | 39,41 |
| 9 | 16,47 | 40,59 |
| 10 | 15,29 | 37,06 |
| 11 | 14,71 | 36,47 |
| 12 | 18,24 | 40,59 |
| 13 | 16,47 | 40,59 |
| 14 | 17,65 | 41,18 |
| 15 | 14,71 | 38,82 |
| 16 | 14,71 | 40,59 |

В табл. 3 приведены значения частоты нижнего тона изгибных колебаний крыла (панели), определенные в результате обработки виброускорений четырех точек, условно названных B_1 – B_4 , соответствующие третьему испытанию.

Таблица 3

| Параметр | B_1 | B_2 | B_3 | B_4 |
|-------------|-------|-------|-------|-------|
| Частота, Гц | 1,24 | 1,32 | 1,31 | 1,28 |

Расчетная частота основного тона изгибных колебаний крыла (панели) составляет $f_1 = 1,25$ Гц. Можно говорить о хорошей сходимости расчетных и опытных частотных характеристик (незначительная нелинейность, вызванная сопротивлением аэростатов, свойственна и расчетным данным).

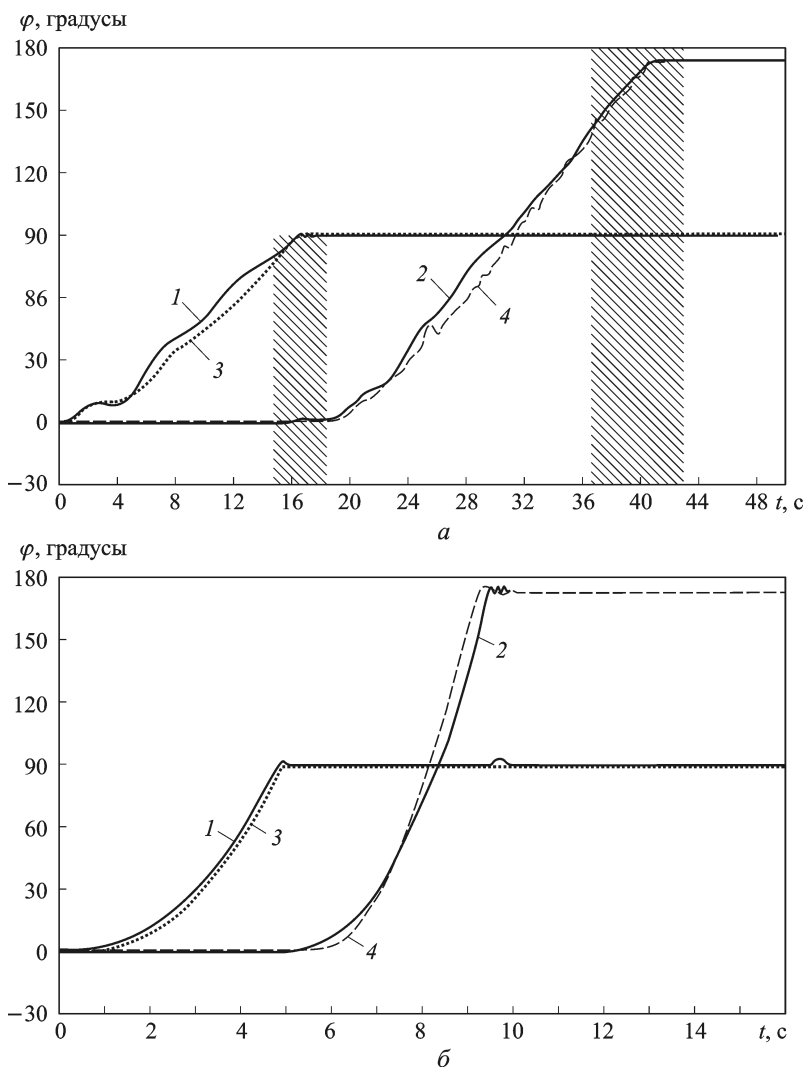


Рис. 5. Относительные углы разворота панелей:
 расчетные кривые: 1 – панель 1; 2 – панель 1–2; экспериментальные кривые: 3 – панель 1; 4 – панель 1–2 (заштрихованные области – зоны фиксации)

На ЭУ с вертикальным раскрытием батареи для крепления тросов системы обезвешивания каждая панель снабжена двумя жестко закрепленными на ней штангами. На рис. 5, б продемонстрирована практически полная идентичность изменения опытных и расчетных интегральных параметров $\varphi_1(t)$ и $\varphi_2(t)$, характеризующих процесс раскрытия СБ в целом.

Для сравнения частотных характеристик были использованы данные измерений виброускорений датчика, установленного в центре крайней кромки второй панели (параметр, условно названный A_1).

На рис. 7 приведены опытная и расчетная функции изменения $A_1(t)$, это позволяет наглядно убедиться в том, что расчетные данные

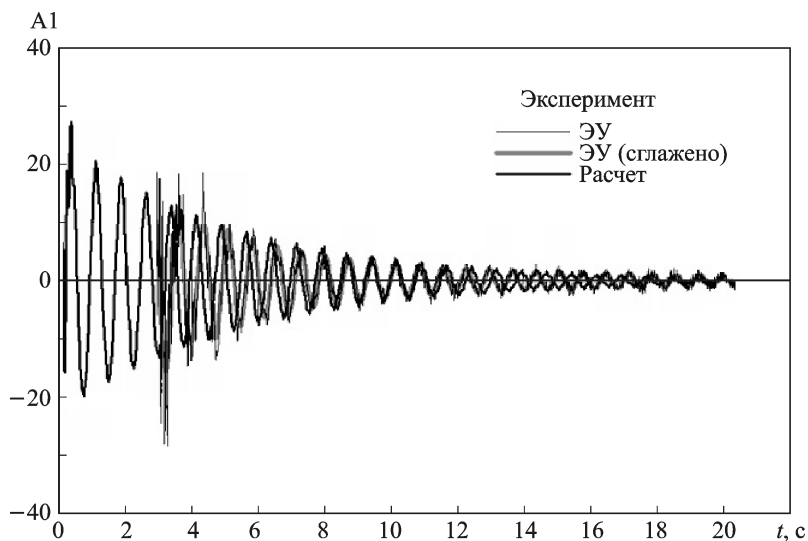


Рис. 6. Виброускорения крыла в точке A_1

не противоречат опытным по частоте колебаний, и по декременту их затухания. Действительно, частота колебаний, полученная опытным путем, изменяется в диапазоне от 1,21 до 1,44 Гц, а расчетное значение составляет 1,33 Гц. Несущественное расхождение кривых объясняется тем, что используемая математическая модель не предусматривает наличие люфтов в конструкции узлов разворота панелей и не учитывает демпфирующие составляющие аэродинамического воздействия, поэтому расчетная частотная характеристика является практически линейной в отличие от опытной.

Заключение. В настоящей статье рассмотрена задача экспериментального и теоретического моделирования процесса раскрытия крупногабаритных солнечных батарей. Анализ данных, полученных экспериментально, и их сравнение с результатами, полученными расчетным путем, показал, что разработанный авторами теоретический подход, изложенный ими в ряде работ [5–7], адекватно отражает реальную картину процесса раскрытия и учитывает его основные качественные особенности.

Подход может служить рабочим инструментом для решения целого ряда конкретных инженерных задач, возникающих при проектировании системы раскрытия: определения энергетических характеристик средств раскрытия, анализа необходимости введения механизма тормоза штанги и оптимизации его параметров, выбора материала тросов, определения нагрузок на привод и т.д. Быстродействие разработанного прикладного пакета позволяет решать трудоемкие оптимизационные задачи. Например, оптимизация характеристик пружин кручения в механизме раскрытия позволила снизить динамические нагрузки в узлах на 40 %.

Следует также отметить, что теоретическая модель является единственным способом анализа раскрытия СБ при нештатных ситуациях, например, таких как отказ режима предварительного гашения угловых скоростей, задержка (или даже нераскрытие) одного из крыльев СБ и т.д.

В качестве перспективы задач подобного рода можно, вероятно, указать задачи моделирования динамики трансформирования сверхбольших по размерам и площади батарей (сотни метров в линейных размерах), которые предусматриваются конструкцией ряда проектов электрореактивных межпланетных аппаратов. Вероятно, кинематические схемы раскрытия и конструктивное выполнение устройств, осуществляющих раскрытие, будут отличаться от существующих, что может потребовать значительной доработки модели. Кроме того, для таких сверхлегких и сверхтонких конструкций, возможно, придется учитывать нелинейные эффекты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Д о к у ч а е в Л. В. Нелинейная динамика летательных аппаратов с деформируемыми элементами. – М.: Машиностроение, 1987. – 261 с.
2. Н и к о л ь с к и й В. В. Проектирование космических аппаратов. – СПб.: Изд-во БГУ “Военмех”, 2003. – 121 с.
3. У а й Б., Фурумото Н., Бенерджи Э. К. Моделирование и расчет динамики развертывания панелей солнечных батарей космического аппарата // Аэрокосмическая техника. – 1987. – № 5. – С. 161–169.
4. П а н и ч к и н В. И. Математическое моделирование динамики деформирования многостворчатой солнечной батареи в процессе раскрытия // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. – 1992. – № 4. – С. 183–190.
5. Щ и б л е в Ю. Н., О с о с о в Н. С., Б о р з ы х С. В. Моделирование динамики раскрытия солнечных батарей // Авиакосмическая техника и технология. – 1999. – № 1. – С. 35–41.
6. Д и н а м и ч е с к о е моделирование процесса раскрытия крупногабаритной трансформируемой орбитальной конструкции / С.В. Борзых, Ю.Н. Щиблев, Н.С. Ососов и др. // Труды 8-й Междунар. конф. “Системный анализ и управление”. – Евпатория: Изд-во МАИ, 2003. – С. 117–118.
7. Б о р з ы х С. В., Щ и б л е в Ю. Н., Б а к у л и н В. Н., И л ь я с о в а И. Р. Система уравнений минимальной размерности для описания процесса раскрытия солнечных батарей // Труды 10-й Всеросс. конф. “Краевые задачи и математическое моделирование”. Изд-во НФИ КемГУ, 2010. – Т. 2. – С. 138–142.
8. Б о р з ы х С. В., Б а к у л и н В. Н., И л ь я с о в а И. Р. Математическое моделирование процесса раскрытия многостворчатых солнечных батарей // Вестник МАИ. – 2011. – Т. 18. № 3. – С. 266–273.

Статья поступила в редакцию 15.05.2012