

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ  
КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ  
ПРИ КОМПЛЕКСНЫХ ПРОВЕРКАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НА ЭТАПЕ НЭО**

И. В. Романенко, В. В. Двирный, В. А. Куклин, М. Д. Перминов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: ivrmail@mail.ru

*Рассматривается один из этапов проектирования космического аппарата – моделирование функционирования трансформируемых механических устройств в условиях имитации невесомости на этапах наземной экспериментальной отработки. Описан процесс создания расчетной модели испытываемых механических устройств космического аппарата, а также расчетной модели испытательного оборудования для проведения наземной экспериментальной отработки. Приведены результаты расчета параметров функционирования крыла солнечной батареи при раскрытии в условиях невесомости и при раскрытии на этапе испытаний. Проведена оценка степени влияния системы обезвешивания на параметры функционирования крыла батареи солнечной. Описаны способы минимизации сопротивления системы обезвешивания раскрытию крыла батареи солнечной. Сделан вывод о дальнейшем применении созданных расчетных моделей для последующих расчетов динамики раскрытия крупногабаритных трансформируемых механических систем.*

*Ключевые слова: космический аппарат, крупногабаритные трансформируемые механические системы, наземная экспериментальная отработка, моделирование.*

**DEPLOYMENT DYNAMICS MATHEMATICAL MODELS USED FOR THE OVERSIZED  
TRANSFORMABLE MECHANICAL SYSTEMS DURING ON-GROUND  
COMPLEX FUNCTIONAL TESTS**

I. V. Romanenko, V. V. Dvirnyy, V. A. Kuklin, M. D. Perminov

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: ivrmail@mail.ru

*The article describes one of the satellite design stages, i.e. modeling of the transformable mechanisms functionality during on-ground tests under zero-gravity conditions and contains a description of the modeling process used to calculate satellite mechanisms under test and test equipments used for the on-ground tests. The results of solar array functioning parameters calculation during opening in zero-gravity conditions and on test stage are presented. The evaluation degree of zero-gravity system impact on solar array functioning parameters is made. The ways of zero-gravity system resistance minimization are described and the conclusion about further use of the created calculation models for following calculations of opening dynamics of oversized transformable mechanical systems is made.*

*Keywords: spacecraft, oversized transformable mechanical systems, on-ground test, modeling.*

Механические системы космического аппарата, такие как трансформируемый рефлектор, либо крыло солнечной батареи являются одним из важнейших элементов спутника. Для успешного раскрытия механических систем спутника на орбите в условиях невесомости необходимо на стадии наземной отработки провести ряд испытаний, одним из которых является проверка функционирования механических устройств [1].

Задача этих испытаний в том, чтобы проверить правильность заложенных конструкторских решений:

- соблюдение логики раскрытия;
- зачековку устройств в рабочем положении;
- превышение движущих сил над силами сопротивления в шарнирных узлах (ШУ) устройств гарантирующее раскрытие.

Для имитации условий невесомости во время проверки функционирования механических систем используется система обезвешивания.

Для обеспечения качества проводимых испытаний возникает необходимость в их предварительном анализе, оценке степени влияния испытательного оборудования на процесс раскрытия проверяемой механической системы до начала самих испытаний.

Задачи анализа:

- проверить соблюдение логики раскрытия механической системы на стенде обезвешивания;
- определить параметры движения звеньев механической системы, такие как время раскрытия в рабочее положение, угловые скорости при раскрытии на стенде обезвешивания и сравнить их с параметрами, рассчитанными при раскрытии в невесомости;

– определить перечень параметров стенда, которые существенно влияют на процесс раскрытия механической системы;

– выбрать способы уменьшения влияния испытательного оборудования на процесс раскрытия механической системы;

– обосновать применимость выбранной схемы обезвешивания для решения задач НЭО.

В данной работе рассмотрены вопросы создания математической модели крыла батареи солнечной (БС) спутника Глонасс-К2 на универсальном стенде обезвешивания ОАО «ИСС».

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

Стенд обезвешивания состоит из силового основания и двухступенных кареток, которые движутся по направляющим. При помощи тросов звенья механической системы подвешиваются к кареткам. Поддержание усилия обезвешивания в процессе развертывания механической системы на стенде с требуемой точностью обеспечивается пружинами, установлен-

ными в составе вывесок. Крыло БС «Глонасс-К2» на стенде обезвешивания показано на рис. 1.

Потенциальная энергия пружинных приводов крыла БС во время наземных испытаний частично затрачивается на преодоление сил трения в механизмах стенда обезвешивания, на приведение в движение элементов стенда обезвешивания и на преодоление аэродинамического сопротивления движению панелей БС.

Оценить потери энергии аналитическими методами можно лишь в первом приближении, поскольку достаточно сложно учесть влияние всех факторов, оказывающих сопротивление раскрытию крыла БС, в их взаимосвязи. В реальной механической системе также существуют такие факторы сопротивления как инерционность подвижных объектов стенда, их «запаздывание» за движением обезвешиваемого звена; колебания подвижных объектов стенда; изменения обезвешивающего усилия в пружинах из-за неvertиальности троса, на котором подвешены звенья механической системы и другие.

Определить влияние этих факторов на параметры развертывания крыла БС на испытательном стенде можно, смоделировав процесс при помощи современного программного комплекса для проведения динамических расчетов многокомпонентных механических систем. В настоящей работе был использован программный комплекс Эйлер 8.

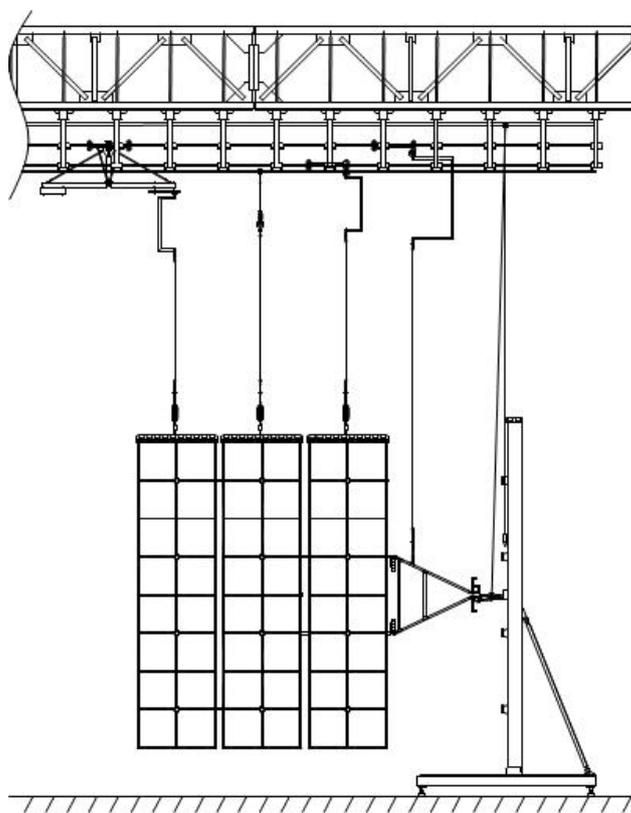


Рис. 1. Крыло БС «Глонасс-К2» на стенде обезвешивания

Процесс моделирования был выполнен в следующей последовательности:

- исследование исходной механической системы (крыла БС и испытательного стенда);
- формирование геометрической модели в программном комплексе;
- задание массово-инерционных характеристик объектов модели;
- задание взаимосвязей между объектами модели;
- задание всех активных сил.

Модель крыла БС представлена абсолютно жесткими телами, соединенными кинематически шарнирами с одной вращательной степенью свободы. Модель стендового оборудования представлена абсолютно жесткими телами, соединенными кинематически шарнирами с одной линейной степенью свободы.

Основные проблемы, усложняющие моделирование раскрытия крыла БС на стенде:

- моделирование работы системы синхронизации штанги и рамы крыла БС;
- моделирование процесса трения между подвижными объектами стенда;
- расчет потери энергии крыла БС на преодоление трения в объектах стенда и преодоление аэродинамического сопротивления на протяжении всего этапа раскрытия.

Система синхронизации раскрытия смоделирована при помощи двух стандартных силовых элементов ПК Эйлер 8 типа «момент по датчикам на две точки». Один момент прикладывается в ШУ штанги БС, второй с противоположным знаком прикладывается в ШУ рамы БС. Для определения значения момента в программном комплексе создана функция, которая описывается следующим законом:

$$M_{cc} = C_{cc} \cdot R_1 (\varphi_1 \cdot R_1 - \varphi_2 \cdot R_2),$$

где  $C_{cc}$  – жесткость каната системы синхронизации;  $\varphi_1, \varphi_2$  – углы раскрытия ШУ штанги и ШУ рамы соответственно;  $R_1, R_2$  – радиусы роликов системы синхронизации в ШУ штанги и ШУ рамы соответственно. Значения углов  $\varphi_1, \varphi_2$  определяются в программном комплексе в каждый момент времени раскрытия крыла БС.

Во встроенном в программный комплекс силовом элементе, описывающем процесс трения, сила трения зависит только от линейной скорости объектов и заданного коэффициента сопротивления. Данный силовой элемент в полной мере не описывает процесс трения. Поэтому в настоящей работе в программный комплекс была заведена функция, в которой сила трения зависит от нормальной составляющей реакции между объектами и коэффициента трения. Реакция в разработанной модели определяется в каждый момент времени раскрытия крыла БС при помощи датчика типа «силовой фактор от шарнира».

В процессе раскрытия крыла БС на стенде обезвешивания в воздушной среде энергетика, заложенная в пружинных приводах, теряется на преодоление трения в каретках стенда, на приведение их в движение и на преодоление аэродинамического сопротивления. В программный комплекс были созданы функции для определения этих потерь энергии.

Силы аэродинамического сопротивления в программном комплексе задаются при помощи стандартного силового элемента. Аэродинамическая сила в нем считается по известным законам.

В программном комплексе были созданы функции для определения дополнительного момента сопротивления в ШУ крыла БС от сил трения в каретках стенда обезвешивания.

После создания всех необходимых геометрических тел, задания их массово-инерционных характеристик, силовых элементов и взаимосвязей между ними проведен динамический расчет. Расчет проведен с использованием встроенного в программный комплекс численного метода интегрирования Рунге-Кутты шагом интегрирования 0,0001 с. Готовая к началу расчета модель крыла БС на стенде обезвешивания представлена на рис. 2.

Проведенный расчет раскрытия крыла БС на стенде обезвешивания показал, что все ШУ крыла БС зачековываются, логика раскрытия не нарушается. Таким образом, одна из задач расчета выполняется. В табл. 1 приведено время зачековки каждого ШУ крыла БС при раскрытии в условиях невесомости и при раскрытии на испытательном стенде.

По результатам расчета получены графики угловых скоростей раскрытия каждого звена крыла БС. Из графиков можно сделать вывод, что раскрытие крыла БС замедлилось в 2 раза по сравнению с расчетом раскрытия крыла БС в условиях невесомости. Это произошло за счет потерь энергии раскрытия на преодоление сил трения в каретках стенда обезвешивания, на приведение в движение кареток стенда, имеющих определенную массу, и потерь на преодоление сил аэродинамического сопротивления.

По результатам расчета были получены графики момента сопротивления в каждом ШУ крыла БС от сил трения в каретках стенда обезвешивания. Разница между движущим моментом в пружинном приводе и моментом сопротивления в ШУ крыла БС является остаточным движущим моментом. В табл. 2 приведены максимальные значения момента сопротивления от сил трения в каретках и движущего момента в пружинном приводе для каждого ШУ.

Наибольший момент сопротивления от сил трения в каретках (1,7 Нм) действует в ШУ рамы БС. Основной вклад в величину момента вносят усилия трения, возникающие при движении кареток в продольном направлении.

Уменьшить величину момента сопротивления в ШУ рамы БС можно применив компенсационные грузы. Грузы крепятся к кареткам при помощи нити и в процессе раскрытия создают усилие противоположное силе трения. При помощи грузов компенсируется 90 % от усилия трения в продольном направлении.

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

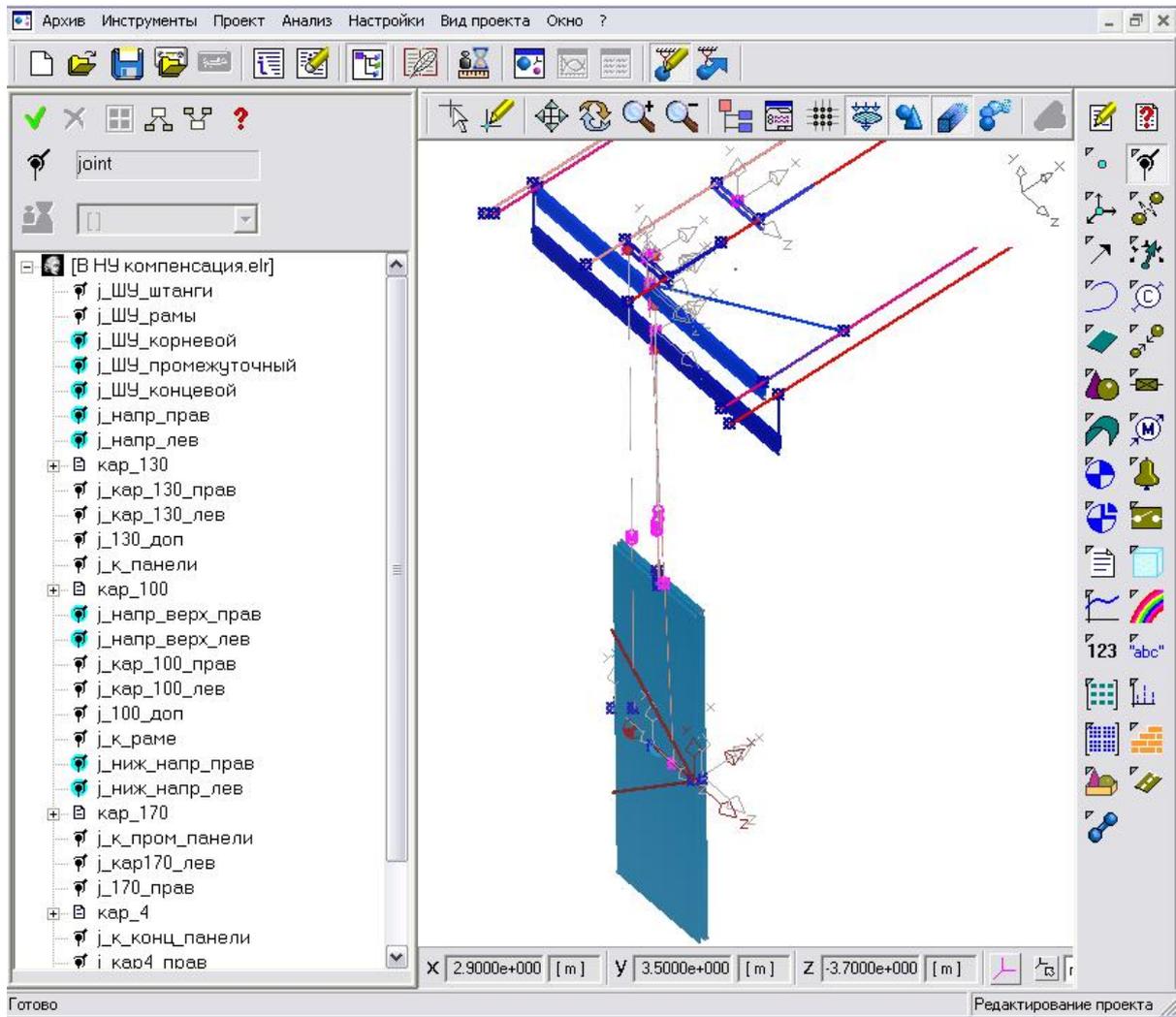


Рис. 2. Модель крыла БС на стене обезвешивания в программном комплексе Эйлер 8

Таблица 1

### Время зачековки ШУ крыла БС по результатам моделирования

Шарнирный узел	Раскрытие в невесомости, с	Раскрытие на стене, с
Штанги БС	3,2	6,0
Рама БС	3,2	6,0
Корневой панели	6,1	12,0
Промежуточной панели	8,6	19,6
Концевой панели	10,8	24,5

Таблица 2

### Максимальные значения моментов в ШУ крыла БС по результатам расчета

Шарнирный узел	Момент сопротивления от сил трения в каретках, Нм	Движущий момент в пружинном приводе, Нм
Штанги БС	0,7	3,8
Рама БС	1,7	5,3
Корневой панели	0,7	3,5
Промежуточной панели	0,4	3,0
Концевой панели	0,2	3,0

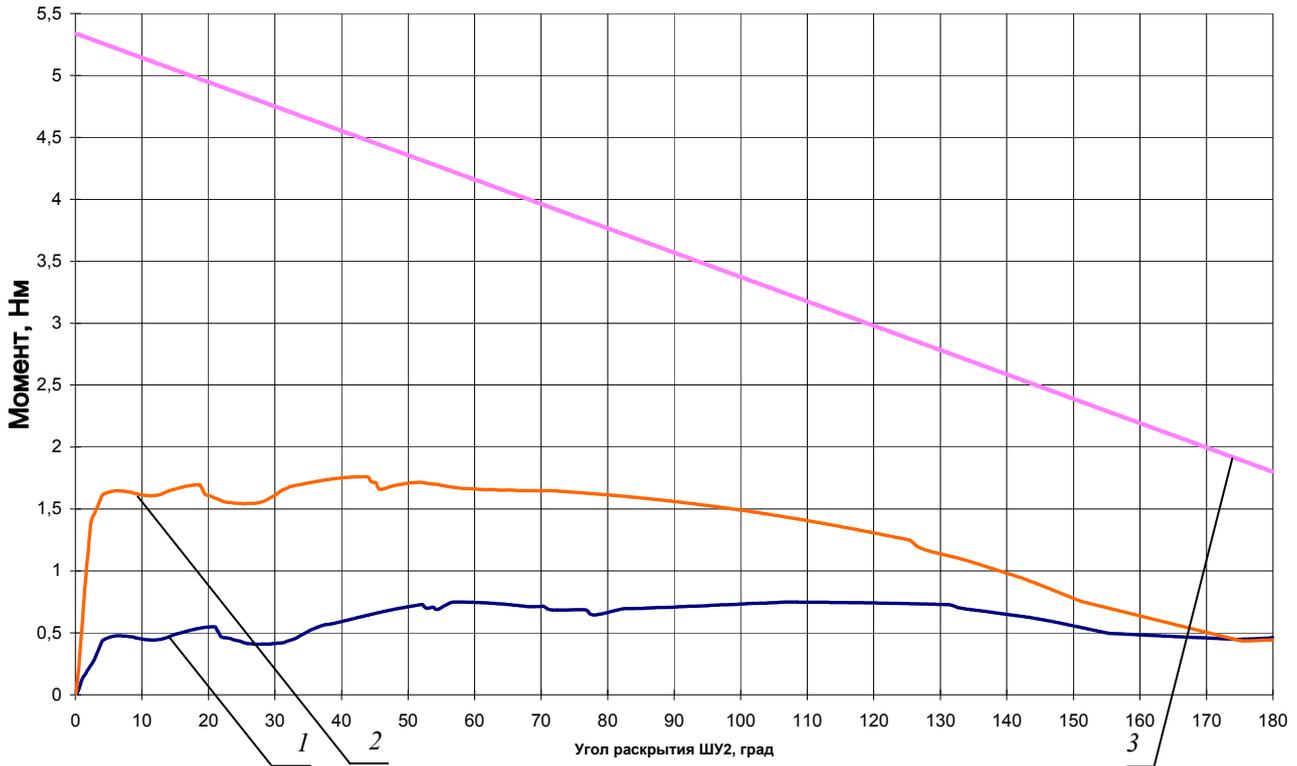


Рис. 3. Моменты в ШУ рамы БС по результатам расчета:

- 1 – момент сопротивления от сил трения в каретках стэнда при раскрытии с применением компенсационных грузов;  
 2 – момент сопротивления от сил трения в каретках стэнда при раскрытии без применения компенсационных грузов;  
 3 – движущий момент в ШУ

На рис. 3 представлен график движущего момента в пружинном приводе и момента сопротивления от сил трения в каретках стэнда при раскрытии с применением и без применения компенсационных грузов. Как видно из графика применение компенсационных грузов позволило уменьшить момент сопротивления от сил трения в каретках стэнда более чем в 2 раза. Наибольший момент сопротивления от сил трения в каретках составил 0,7 Нм.

По результатам расчета определены потери энергии раскрытия крыла БС. Суммарные потери энергии составляют порядка 70 % от энергии раскрытия в каждом ШУ крыла БС, из них 45 % приходится на инерционность кареток, 16 % приходится на преодоление сил аэродинамического сопротивления раскрытию панелей крыла БС и 9 % приходится на преодоление сил трения в каретках стэнда. Большие потери энергии на инерционность кареток стэнда обезвешивания обусловлены высокой скоростью движения звеньев крыла БС и, как следствие, высокой скоростью движения кареток. Таким образом, большие потери энергии на инерционность кареток стэнда обезвешивания обусловлены кинематикой раскрытия крыла БС, значительно их снизить не представляется возможным.

В задачи испытаний по проверке функционирования механических устройств не входит достижение максимальных угловых скоростей звеньев или максимальной кинетической энергии раскрытия крыла БС.

Поэтому частичной потерей энергии движения крыла БС при проведении данного вида испытаний можно пренебречь.

По результатам моделирования процесса раскрытия крыла БС «Глонасс-К2» на универсальном стэнде обезвешивания определено, что логика раскрытия подтверждается и зачековка всех ШУ выполняется. По результатам расчета моменты сопротивления от сил трения в каретках составляет порядка 10–18 % от движущего момента в пружинных приводах крыла БС. Движущие моменты во всех ШУ превышают силы сопротивления на протяжении всего раскрытия. Значит, задачи испытаний по проверке функционирования механических устройств крыла БС «Глонасс-К2» с использованием выбранного стэндового оборудования будут выполнены.

Созданная в программном комплексе Эйлер 8 модель крыла БС «Глонасс-К2» и универсального стэнда обезвешивания должна пройти полную верификацию на испытаниях по проверке функционирования механических устройств данного крыла БС. Однако, модель универсального стэнда обезвешивания и функции, описывающие процессы трения были верифицированы при испытаниях по проверке функционирования механических устройств крыла БС КА «Экспресс-АМ5». Погрешность расчета по определению времени и угловой скорости раскрытия элементов крыла БС составила 7 %. Погрешность расчета по определению энергии сил сопротивления стэндового оборудования

составила 3 %. Достигнутая сходимость результатов расчета и испытаний позволяет использовать созданную модель для расчетов раскрытия крыла БС «Гло-насс-К2» и других аналогичных крыльев БС на универсальном стенде обезвешивания.

Использование программного комплекса позволило получить численные величины влияния универсального стенда обезвешивания на процесс раскрытия в каждый момент времени раскрытия крыла БС. При этом все заданные условия испытаний были учтены в их взаимосвязи, что позволило получить более точный результат по сравнению с аналитическими методами расчета.

Созданная в программном комплексе Эйлер 8 расчетная модель универсального стенда, а также созданные пользовательские функции являются основой для моделирования процесса раскрытия различных

трансформируемых механических систем и также могут быть использованы для расчета процесса раскрытия крыльев БС различной конфигурации и массово-габаритными характеристиками.

#### Библиографические ссылки

1. Тестоедов Н. А. Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2008. 152 с.

#### References

1. Testoedov N. A. *Jeksperimental'naja otrabotka kosmicheskikh apparatov na mehanicheskie vozdejstviya* (Experimental method of spacecrafts for mechanical actions). Siberian State Aerospace University, Krasnoyarsk, 2008. 152 p.

© Романенко И. В., Двирный В. В., Куклин В. А., Перминов М. Д., 2013

УДК 621.396.67

### НАСТРОЙКА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ РЕФЛЕКТОРОВ ЗОНТИЧНОГО ТИПА В ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

А. Н. Климов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: Klimoff@inbox.ru

*Разработана методика настройки крупногабаритного трансформируемого рефлектора зонтичного типа в динамической системе координат отслеживающей поведение всего силового каркаса рефлектора и подстраивающейся под его геометрию.*

*Данная методика позволяет получить радиотражающую поверхность и конфигурацию силового каркаса наиболее приближенных к номиналу.*

*Ключевые слова: динамическая система координат.*

### TUNING OF OVERSIZED TRANSFORMABLE UMBRELLA-TYPE REFLECTORS IN DYNAMIC COORDINATE SYSTEM

A. N. Klimov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: Klimoff@inbox.ru

*The paper describes an innovative method of oversized transformable umbrella-type reflectors tuning in dynamic coordinate system tracing the reflector bearing structure behavior and adjusting to its geometry.*

*The method enables to create a radio reflecting surface and a structure configuration closest to nominal value.*

*Keywords: dynamic coordinate system.*

Постоянно растущая потребность в космических аппаратах спутников связи, навигации и геодезии, все актуальнее ставит проблему создания сетчатых трансформируемых рефлекторов работающих на больших частотах. Разработка технологии производства крупногабаритных трансформируемых сетчатых рефлекторов активно развивается на предприятии

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева.

Поскольку габариты рефлектора диаметром 12 м и более велики по сравнению с длиной волны (S-диапазон), то отражающую поверхность сетчатого рефлектора можно считать оптической поверхностью. Поэтому на практике можно использовать законы