

На правах рукописи

ГУТОВСКИЙ Илья Евгеньевич

**МЕТОД РЕШЕНИЯ ОСНОВНЫХ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
РАСКРЫВАЮЩИХСЯ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НА БАЗЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

Специальность 05.02.02 – Машиноведение, системы приводов и детали машин

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Санкт-Петербург - 2006

Работа выполнена в Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» и Федеральном государственном унитарном предприятии «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М.В. Фрунзе».

Научный руководитель: - доктор технических наук, доцент
Чулкин Сергей Георгиевич

Официальные оппоненты: - доктор технических наук, профессор
Ражиков Владимир Николаевич
- кандидат технических наук, доцент
Кипятков Сергей Трудославович

Ведущая организация: ФГУП «Особое конструкторское бюро
Московского энергетического института»

Защита состоится « 5 » декабря 2006 г. в 16 часов на заседании диссертационного совета Д 212.229.12 в ГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» по адресу: 195251, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29, 1 учебный корпус, ауд. 412.

С диссертацией можно ознакомиться в фундаментальной библиотеке ГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет».

Автореферат разослан « 26 » октября 2006 г.

Ученый секретарь диссертационного совета,
кандидат технических наук, профессор

Евграфов А. Н.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации. Особый класс космических конструкций образуют так называемые раскрывающиеся конструкции (РК), т. е. конструкции, схема которых допускает автоматическое изменение конфигурации. Возрастающие требования к космическим аппаратам (КА) с раскрывающимися конструкциями выдвигают на передний план вопросы обеспечения их необходимой жесткости, прочности и надежного приведения в рабочее положение.

Проектирование и создание раскрывающихся конструкций порождает ряд задач, связанных с особенностями эксплуатации КА. К традиционным задачам механики, которые решаются при создании новых образцов космической техники, добавляются проблемы, связанные с относительно низкой жесткостью и большими размерами РК. Энергетические платформы, космические радиоантенны, космические телескопы, панели солнечных батарей (ПСБ) установленные на КА характеризуются большими размерами и относительно малой массой, лимитируемой стоимостными ограничениями, связанными с расходами по доставке конструкции на заданную орбиту. Поэтому данные конструкции и оказываются весьма гибкими. В то же время, к конструкциям указанного типа, испытывающим разнообразные внешние и внутренние нагрузки, предъявляются высокие требования по жесткости, обусловленные необходимостью точной ориентации конструкции и обеспечением точности функциональных поверхностей, а также требования к выбору конструкционных материалов.

Описание пространственных движений, при которых упругие деформации раскрывающихся конструкций приводят к изменению динамических параметров аппарата, таких, как положение центра масс, главных моментов инерции, ориентации главных осей, требует разработки специальных подходов к решению совместных задач динамики пространственного движения конструкции и её упругих деформаций.

Проведение научно-исследовательских, проектных и конструкторских работ в перспективных областях развития космической техники требуют развития новых инженерных подходов, разработку ключевых технологий и методов.

Цель работы и задачи исследований. Целью диссертационной работы является повышение надежности раскрывающихся конструкций космических аппаратов путем создания метода решения основных задач проектирования этих конструкций, базирующегося на математическом моделировании объектов проектирования.

Для достижения поставленной цели в работе решаются следующие основные задачи:

- систематизация знаний обо всех этапах эксплуатации, условиях функционирования, особенностях конструкций и требованиях предъявляемых к раскрывающимся конструкциям космических аппаратов;

- обоснование выбора метода решения задач динамики исследуемых конструкции;

- разработка рекомендаций для моделирования РК с применением метода конечных элементов (МКЭ);

- решение основных задач проектирования конкретных РК: панелей солнечных батарей КА «Е4», ПСБ малого космического аппарата (МКА) «Нева-ОЭ», трансформируемой фермы для размещения приборного контейнера с научной аппаратурой проекта «Нуклон» и штанги электромагнита 14Ф138 0057;

- подтверждение достоверности результатов расчетов по результатам лабораторных и натурных испытаний полноразмерных образцов исследуемых конструкций.

Научная новизна работы состоит в следующем:

- Создан метод проектирования РК КА, отличающийся от существующих тем, что структура математической модели взаимодействия элементов проектируемой конструкции формируется на начальном этапе проектирования, а не по результатам проектирования отдельных подсистем. Анализ и синтез проектируемой системы, а также эвристические приемы, применяемые для поиска более рациональных и новых конструктивных решений, выполняются с помощью единой математической модели проектируемой конструкции, что позволяет одновременно контролировать все необходимые проектные параметры и критерии работоспособности разрабатываемой конструкции на всех этапах ее проектирования с учетом всех наиболее существенных факторов.

- Ранее при проектировании РК КА в достаточной мере не учитывались следующие факторы: совместное действие внешних нагрузок на РК при функционировании КА на орбите, действие центробежных нагрузок на РК при их приведении в рабочее положение и учет больших кинематических перемещений и колебаний конструкции в целом, а также малых упругих деформаций ее отдельных элементов.

Практическая ценность работы состоит в том, что использование разработанного метода проектирования РК КА, интегрированного с программным

обеспечением для анализа нагрузок, прочности и жесткости позволяет:

- увеличить точность расчетов РК;
- полностью и оперативно контролировать все основные проектные параметры и критерии работоспособности РК;
- установить четкую связь между конструкторскими, технологическими и расчетными подразделениями КБ, взаимодействующими в процессе проектирования РК;
- минимизировать сроки и материальные затраты за весь цикл разработки КА в целом.

Реализация и внедрение результатов исследований. С помощью разработанного метода:

- выбраны энергетические характеристики электромеханического привода (ЭМП) 14Ф138 0058, что позволило сократить сроки и материальные затраты при проектировании.
- подтверждена возможность замены ЭМП на торсион в системе раскрытия штанги 14Ф138 0057, что позволяет повысить надежность системы и снизить материальные затраты на ее изготовление.

Достоверность полученных результатов подтверждена сходимостью результатов численных конечно-элементных решений с результатами лабораторных и натурных экспериментов на полноразмерных образцах исследуемых конструкций.

Апробация работы. Основные положения работы докладывались и обсуждались на семинарах кафедры «Машиноведение, системы приводов и детали машин», на конференциях «Окуневские чтения», «BEM&FEM' 2003», «Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в изделиях РКТ разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», V-й международной конференции «Системы проектирования, технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта», а также на XXV Российской школе по проблемам науки и технологий.

Публикации. По результатам выполненных исследований опубликовано 7 печатных работ.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы и приложения.

Общий объем диссертационной работы 156 страниц, включает 36 рисунков, 11 таблиц и список литературы из 60 наименований.

Основные положения, выносимые на защиту:

- метод решения основных задач проектирования раскрывающихся конструкций космических аппаратов, служащий для повышения надежности раскрывающихся конструкций и базирующийся на математическом моделировании объектов проектирования;

- обоснование выбора метода решения задач динамики исследуемых конструкции;

- результаты проектирования и расчетов, показывающие эффективность разработанного метода: увеличение точности расчетов, полный и оперативный контроль всех необходимых проектных параметров и критериев работоспособности РК, минимизация сроков и материальных затрат за весь цикл разработки КА.

Автор благодарит к.т.н. С.В. Куркова, В. А. Пантелеева и коллектив ФГУП «КБ «Арсенал» за консультации при выполнении работы. Особая благодарность выражается д.т.н., проф. С.О. Лазареву.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы, отмечена научная новизна и практическая значимость результатов работы, выделены цели и задачи исследования, описаны объекты исследования и сформулированы защищаемые положения.

Первая глава содержит подробное описание условий функционирования и технических требований, предъявляемых к раскрывающимся конструкциям. Дан обзор работ, посвященных проектированию раскрывающихся конструкций и математическому моделированию механических систем, описаны существующие способы нахождения их оптимальных параметров. Выделены основные задачи проектирования РК и несколько факторов, которые ранее в достаточной мере не учитывались при проектировании раскрывающихся конструкций.

Основы проектирования КА изложены в работах В.П. Мишина, В.Н. Кобелева, Д.Н. Щеворова, В.С. Авдеевского, Д.И. Козлова, Н.И. Паничкина, В.В. Никольского, М.В. Келдыша, а также в работах многих других авторов. Обзор литературы показал, что в существующих методах проектирования КА не уделяется должного внимания проектированию РК. Фундаментальных исследований посвященных проектированию РК КА немного и основными из них можно назвать работы Н.В. Баничука и Г.Е. Круглова.

Рассмотренные научные работы, связанные с проектированием РК ограничиваются либо теоретическим рассмотрением конкретных этапов проектирования этих конструкций, либо вопросами расчетов отдельных узлов и механизмов РК. Имеющиеся методы проектирования не охватывают все случаи нагружения РК и четко не указывают последовательность действий разработчика при проектировании.

В настоящее время проектирование раскрывающихся конструкций, как правило, является заключительным этапом проектирования КА, когда его конструктивно-компоновочная схема уже выбрана и рассчитана на все случаи нагружения, кроме случая работы этих систем. При этом компоновка, структурная схема раскрытия и места установки раскрывающихся конструкций определяются без проведения предварительных расчетов. Проектирование РК разделяется на два независимых этапа: проектирование несущей конструкции и проектирование системы раскрытия. Причем на начальном этапе проектирования несущей конструкции вопросы прочности при приведении РК в рабочее положение не рассматриваются. Проектирование системы раскрытия РК проводится на заключительном этапе проектирования РК. В тоже время между проектными параметрами и критериями работоспособности, полученными на этих этапах, существует двухсторонняя связь (рис. 1).

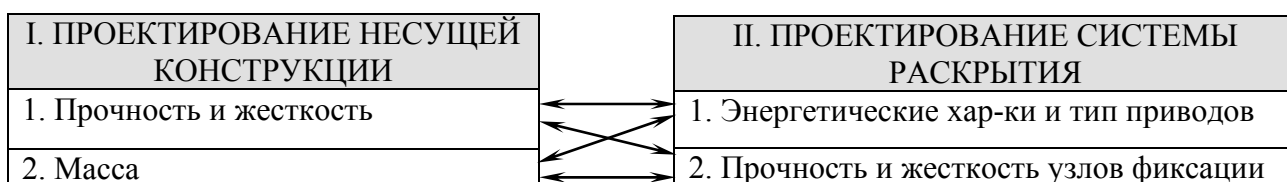


Рис. 1 Схема взаимозависимости проектных параметров и критериев работоспособности при раздельном проектировании

В связи с этим, зачастую на последних этапах разработки КА, возникают трудности, ведущие к необходимости внесения значительных изменений в разрабатываемую конструкцию и, как следствие, к увеличению сроков проектирования и материальных затрат.

Наличие связей, и как следствие, действие инерционных сил, возникающих из-за влияния переносного движения составных частей РК, существенно образом оказывает влияние на кинематические характеристики процесса раскрытия, фиксацию этих частей в своем рабочем положении (время раскрытия, последовательность фиксации створок, зона движения и т.д.), а также на напряженно-деформированное состояние всей проектируемой конструкции.

Необходимо установить, безусловно, существующую связь между теоретическими вопросами проектирования РК, вопросами проектирования отдельных узлов и механизмов РК, и вопросами, возникающими при определении динамических характеристик РК и решении задач прочности этих конструкций.

Несмотря на относительную малость величин сил и моментов, создаваемых аэродинамическими нагрузками, градиентами гравитационных сил, световым давлением и магнитным моментом, эти нагрузки оказывают существенное влияние на внутреннее напряженное состояние и деформативность РК, т. е. на их функциональную пригодность. Современные тенденции к увеличению размеров РК обуславливают увеличение этого влияния.

Величина аэродинамического момента M_x^a , действующего на конструкцию, может быть вычислена по приближенной формуле $M_x^a = C_m^a \cdot q \cdot S$, где C_m^a - коэффициент аэродинамического момента; q - величина скоростного напора; S - эффективная площадь сечения конструкции в плоскости, перпендикулярной направлению вектора скорости.

Величина силы солнечного давления вычисляется по формуле $F_c = k_c p_c S$, где k_c - коэффициент, характеризующий отражательную способность поверхности РК; p_c - величина солнечного давления. Величина момента солнечного давления вычисляется по формуле $M_c = F_c y_c$, где y_c - расстояние от центра масс до центра светового давления.

Величина гравитационного момента, действующего на КА, для малых угловых отклонений может быть вычислена по приближенной формуле

$$M_g = -\frac{3 \cdot \eta}{r^3} [(J_3 - J_2) \theta_1 i_1 - (J_1 - J_3) \theta_2 i_2 - (J_2 - J_1) \theta_3 i_3],$$

где $\eta = 3,98602 \text{ м}^3/\text{с}^2$ - геоцентрическая гравитационная постоянная; r - расстояние до центра масс Земли; J_1, J_2, J_3 - диагональные члены тензора инерции конструкции J ; $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ - углы Эйлера; i_1, i_2, i_3 - единичные векторы, направленные вдоль осей связанной системы координат.

Оценить величину возникающего вращающего магнитного момента можно по следующей формуле $M_h = d_h \times B$, где d_h - вектор эквивалентного магнитного диполя КА, B - вектор индукции геомагнитного поля.

Из формул приведенных выше видно, что нагрузки на конструкцию КА находятся в прямой зависимости от размеров и площади РК.

Практика эксплуатации КА показывает, что при разделении его угловая

скорость может превысить допустимую. Например, это может произойти при отказе одного из толкателей, осуществляющих отделение КА от РБ. Подобная ситуация является нештатной и может повлиять на работу различных систем КА, в том числе и на работу систем раскрытия.

Применяемый в настоящее время анализ и декомпозиция связанной проблемы на задачу динамики твердого тела с учетом упругости, и на задачу о колебаниях сложной конструкции, совершающей заданное орбитальное движение, являются в известной степени условными и не во всех случаях приводят к исчерпывающим результатам. Необходимо моделирование связанной динамики упругого деформирования конструкции и ее движения на орбите. В общем случае произвольных орбитальных движений РК для получения на основе динамического анализа адекватной информации необходимо учитывать такие факторы, как большие кинематические перемещения и колебания конструкции в целом, а также малые упругие деформации ее отдельных элементов.

На основании проведенного анализа состояния вопроса, поставленные во введении основные задачи, разделяются на ряд частных задач, которые необходимо учесть при разработке метода решения основных задач проектировании РК. В традиционных методах проектирования в достаточной мере не учитываются следующие факторы: совместное действие внешних нагрузок на РК при функционировании КА на орбите; действие центробежных нагрузок на РК при их приведении в рабочее положение; совместное рассмотрение больших кинематических перемещений и малых упругих деформаций РК.

Как следствие поставленных задач **во второй главе** разработаны общие положения и структурная схема метода решения основных задач проектирования РК КА. К структурной схеме метода даны пояснения и рекомендации для выполнения этапов проектирования.

Общие положения метода заключаются: в точной постановке цели проектирования; в выделении факторов влияющих на общую надежность проектируемой конструкции; в выделении основных задач проектирования; в поэтапном решении задач проектирования РК; в использовании управляемых переменных, при помощи которых можно влиять на поведение проектируемой системы; в выбранном способе нахождения оптимальных параметров проектируемой конструкций; в применении единой математической модели разрабатываемой конструкции уже на начальном этапе проектирования.

Структурная схема, представленная на рис. 2, отражает сущность

разработанного метода решения основных задач проектирования РК КА в виде последовательности действий разработчика при проектировании с применением математической модели разрабатываемой конструкции. Она служит для наглядного представления о взаимосвязи различных этапов проектирования с управляемыми переменными, нагрузками и техническими требованиями, влияющими на проектные параметры и критерии работоспособности разрабатываемой конструкции.

В результате выполнения этапов проектирования по разработанному методу кроме выполнения требований технического задания должны быть получены: конструктивно-компоновочная схема проектируемой конструкции, циклограмма раскрытия проектируемой конструкции, нагрузки на КА при раскрытии, а также окончательные значения величин управляемых переменных.

Отличительными особенностями разработанного метода проектирования от существующих являются: четкая взаимосвязь между этапами проектирования и факторами, необходимыми при выполнении этих этапов; использование единой математической модели проектируемой конструкции уже на начальном этапе проектирования.

В этой же главе обоснован выбор для проведения проектных расчетов МКЭ и программного обеспечения, в котором реализован этот метод. Программа «Зенит-95» (версия 6.5.1) в которой реализован МКЭ обеспечивает совместное рассмотрение больших кинематических перемещений и малых упругих деформаций конечных элементов, а также изменения структуры модели.

Уравнение движения конечно-элементной модели механической системы записывается в виде $|\mathbf{M}|\{\ddot{\mathbf{Q}}\} + |\mathbf{C}|\{\dot{\mathbf{Q}}\} + |\mathbf{K}|\{\mathbf{Q}\} = \{\mathbf{F}_B\} + \{\mathbf{F}_0\} + \{\mathbf{G}\} + \{\mathbf{J}\}$, где $|\mathbf{M}| = \sum_{\ell=1}^L |\mathbf{M}_n^{(\ell)}|$ - глобальная матрица масс системы; $|\mathbf{C}| = \sum_{\ell=1}^L |\mathbf{C}_n^{(\ell)}|$ - глобальная матрица демпфирования системы; $|\mathbf{K}| = \sum_{\ell=1}^L |\mathbf{K}_n^{(\ell)}|$ - глобальная матрица жесткости системы; $\{\mathbf{F}_B\} = \sum_{\ell=1}^L \{\mathbf{F}_{B_n}^{(\ell)}\}$ - глобальный вектор внешних сил системы; $\{\mathbf{F}_0\} = \sum_{\ell=1}^L \{\mathbf{F}_{0_n}^{(\ell)}\}$ - глобальный вектор узловых усилий начальных деформаций элементов; $\{\mathbf{J}\} = \sum_{\ell=1}^L \{\mathbf{J}_n^{(\ell)}\}$ - глобальный вектор связанных узловых сил инерции; $\{\mathbf{G}\} = \sum_{\ell=1}^L \{\mathbf{G}_n^{(\ell)}\}$ - глобальный вектор дополнительных узловых усилий; $|\mathbf{M}_n^{(\ell)}|$, $|\mathbf{C}_n^{(\ell)}|$, $|\mathbf{K}_n^{(\ell)}|$ - полные матрицы масс, демпфирования и жесткости ℓ -го КЭ, соответственно; $\{\mathbf{F}_{B_n}^{(\ell)}\}$, $\{\mathbf{F}_{0_n}^{(\ell)}\}$, $\{\mathbf{J}_n^{(\ell)}\}$, $\{\mathbf{G}_n^{(\ell)}\}$ - полные вектора внешних узловых

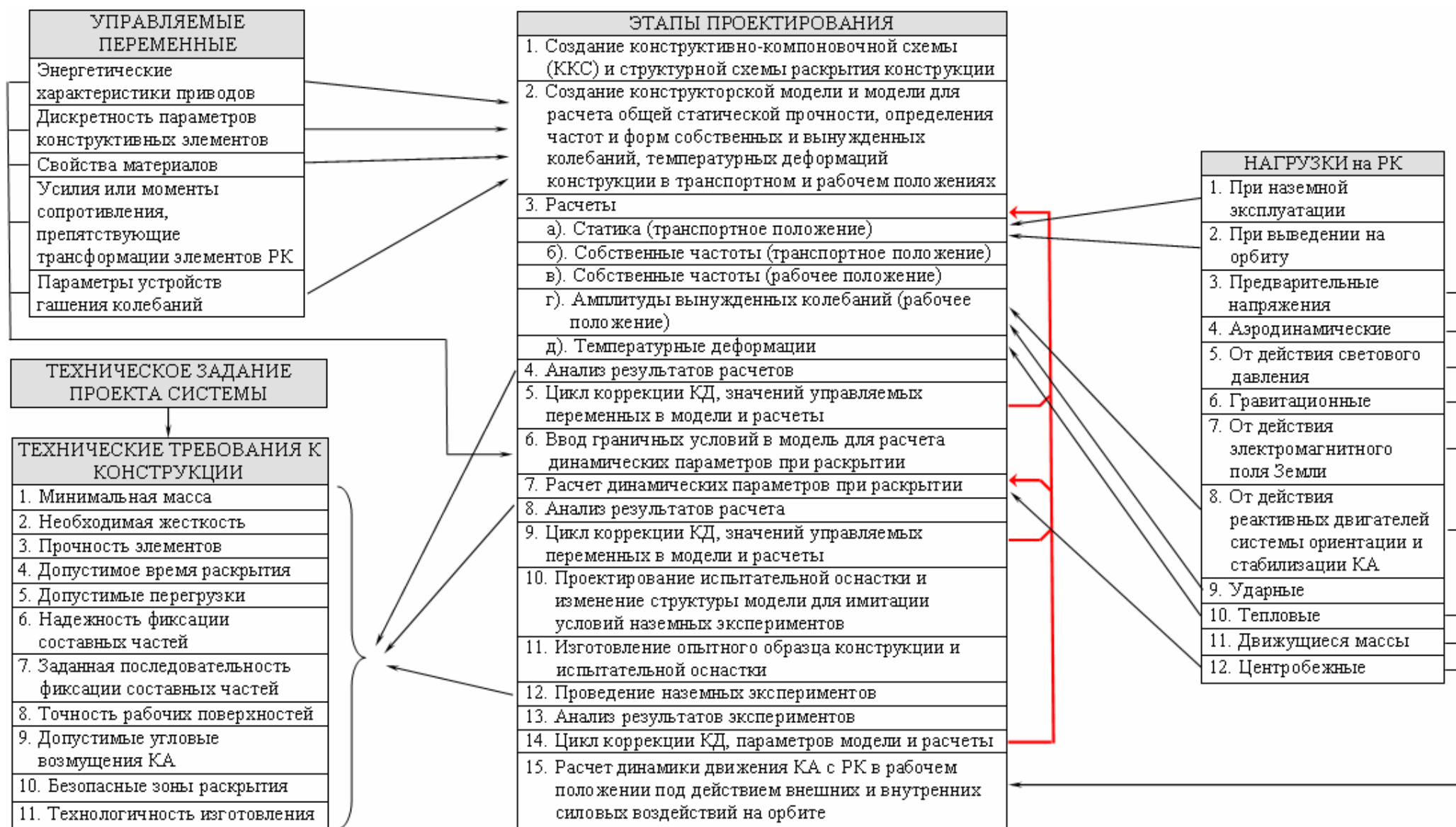


Рис. 2 Структурная схема метода решения основных задач проектирования РК КА

сил, усилий начальных деформаций, связанных сил инерции и дополнительных узловых усилий ℓ -го КЭ.

При моделировании подавляющего большинства РК необходимо иметь элемент, обеспечивающий относительный поворот звеньев. Такой элемент имеется в библиотеке элементов программы «Зенит-95». Кинематическая схема элемента представлена на рис. 3.

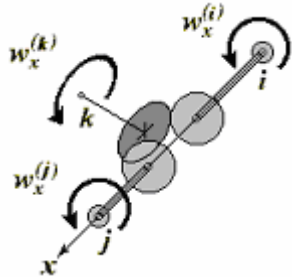


Рис. 3 Кинематическая схема элемента «стержень с поворотом узлов»

Элемент связывает три узловые точки - i, j, k и описывает только кинематическую связь между угловыми перемещениями. Элемент накладывает на связываемые им перемещения кинематическую связь вида $w_x^{(j)} - w_x^{(i)} = w_x^{(k)}$, где $w_x^{(j)}, w_x^{(i)}, w_x^{(k)}$ - угловые перемещения в узлах i, j, k соответственно вокруг оси ox локальной системы координат элемента. Однако, вследствие упругой деформации элемента, это уравнение нарушается и, приняв в качестве обобщённой деформации невязку этого уравнения, приведенную к узлу k , можно записать $\Delta w_x^{(k)} = w_x^{(k)} - w_x^{(j)} + w_x^{(i)}$, или в матричной форме $\Delta w_x^{(k)} = |B| \cdot \{q^{(e)}\}$, где $|B|$ - матрица связи деформаций и перемещений элемента, $\{q^{(e)}\} = |w_x^{(j)}, w_x^{(i)}, w_x^{(k)}|^T$ - вектор перемещений элемента в локальной системе координат. Переход к глобальной системе координат осуществляется с использованием известной матрицы перехода

$$|\alpha^{(e)}| = \begin{vmatrix} \alpha & & \\ & \alpha & \\ & & 1 \end{vmatrix}, \quad \text{где} \quad |\alpha| = \begin{vmatrix} e_x & m_x & n_x \\ e_y & m_y & n_y \\ e_z & m_z & n_z \end{vmatrix} - \text{матрица направляющих косинусов}$$

локальной системы координат элемента, соответствующая рассматриваемому положению элемента. Тогда, выражения для рассмотренных матриц и векторов элемента в глобальной системе координат запишутся в виде $\{Q^{(e)}\} = |\alpha^{[e]}|^T \cdot \{q^{(e)}\}$,

$\{K^{(e)}\} = |\alpha|^T \cdot |k_x^{(e)}| \cdot |\alpha|$, а вектор кинематических перемещений в глобальной

системе координат определится как разность проекций вектора $\{q_k^{(e)}\}^T$ на оси глобальной системы координат в текущем и исходном положениях

$\{G^{(e)}\} = (|\alpha^{[e]}| - |\alpha_0^{[e]}|) \cdot \{q_k^{(e)}\}$. Таким образом получены все компоненты, необходимые

для описания элемента в общем уравнении движения.

Возможности программы «Зенит-95» и типы задач, решение которых она обеспечивает, соответствуют всем необходимым требованиям, предъявляемым к проектным расчетам РК.

В заключение второй главы рассматриваются особенности моделирования раскрывающихся конструкций и возникающие при этом трудности. Даны некоторые рекомендации по построению моделей раскрывающихся конструкций.

В третьей главе приводятся результаты проектирования и расчетов, проведенных с помощью разработанного метода решения основных задач проектирования РК КА. Конструкции, рассмотренные в данном разделе, разрабатываются ФГУП «КБ «Арсенал» имени М.В. Фрунзе.

Составление циклограммы раскрытия панелей солнечных батарей КА.

Составление циклограммы раскрытия ПСБ является очень важной задачей при проектировании, так как в условиях ограниченного и строго нормируемого энергопотребления, необходимо обеспечить их приведение в рабочее положение за минимальное время. Циклограмма раскрытия ПСБ КА «Е4», составленная на начальных этапах проектирования и основанная на циклограмме раскрытия прототипа разрабатываемой конструкции, предполагала раскрытие ПСБ за $T_{\Sigma} = 490$ секунд. T_{Σ} - суммарное расчетное время срабатывания всех элементов системы раскрытия с учетом перерывов между раскрытием второго, третьего и четвертого блоков, введенных в циклограмму из-за незнания точных параметров движения раскрывающихся элементов.

Использование динамической модели позволило сократить время раскрытия ПСБ до 260 секунд. Сокращение циклограммы происходит за счет точного расчета параметров движения РК и времени затухания колебаний конструкции после фиксации ее составных частей с одновременным контролем напряжений, действующих в конструкции ПСБ при раскрытии. На рис. 4 показано положение конечно-элементной (КЭМ) КА после раскрытия ПСБ.

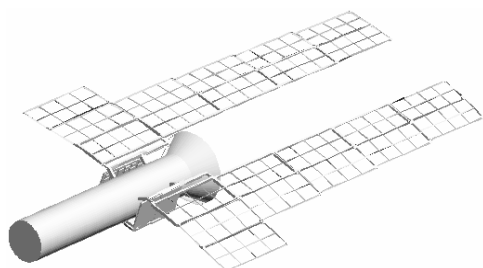


Рис. 4 Положение КЭМ КА после раскрытия ПСБ

Результаты расчетных исследований, полученные при помощи разработанного метода проектирования, доказывают необходимость применения моделей РК на самых ранних этапах проектирования КА.

Оценка работоспособности раскрывающихся элементов КА при возникновении нештатных ситуаций связанных с отказами системы отделения от разгонного блока (РБ).

Выявление случаев нагружения приводящих к отказам и принятие мер по их устранению повышает надежность проектируемой конструкции. Центробежные силы, возникающие при различных вариантах отказа системы отделения, могут повлиять на работу ряда систем КА, в том числе и на работу систем раскрытия. Для правильной оценки работоспособности КА при возникновении вышеописанных нештатных ситуаций предлагается метод, основанный на математическом моделировании процессов разделения РБ и КА с последующим приведением в рабочее положение его РК. Отработка метода оценки работоспособности КА с РК проводилась на примере отделения от РБ и последующего раскрытия ПСБ малого космического аппарата (МКА) «Нева-ОЭ».

В результате расчетных исследований основанных на разработанном методе проектирования были определены параметры движения МКА при различных вариантах отказа системы отделения, получены напряжения в элементах конструкции ПСБ МКА при раскрытии и сделан вывод об их конструктивной прочности с определением варианта нештатной ситуации, последствия которой приведут к нарушению работоспособности МКА.

На рис. 5 показана КЭМ отделения МКА от РБ при отказе одного толкателя. На рис. 6 показано выведенное программой изображение КЭМ МКА в процессе раскрытия ПСБ для одного из вариантов расчета.

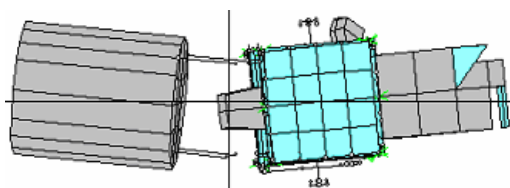


Рис. 5 КЭМ отделения МКА от РБ при отказе одного толкателя

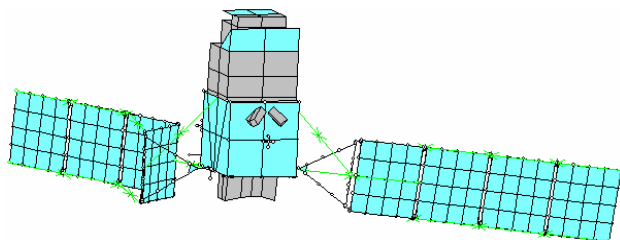


Рис. 6 КЭМ МКА в процессе раскрытия ПСБ

Проектирование системы раскрытия трансформируемой фермы.

Задача проектирования состояла в обеспечении прочности конструкции фермы, гарантированной фиксации всех ее раскладывающихся элементов, а также в обеспечении заданных зон раскрытия фермы.

Главной проблемой при проектировании данной фермы являлось то, что

вызванные несимметричностью компоновки инерционные моменты, действующие на конструкцию раскрывающейся фермы, вызывают значительные отклонения продольной оси фермы от оси ее раскрытия. При этом происходит перекрытие зон раскрытия обусловленных безопасным функционированием КА. На рис. 7 показана КЭМ фермы в исходном состоянии и в процессе неуправляемого раскрытия.

Были предложены два варианта предотвращения перекрытия зон раскрытия.

В результате исследований и расчетов, проведенных с помощью разработанного метода проектирования, была выбрана одна из рассматриваемых схем раскрытия. Эта схема обеспечивает безопасное функционирование КА, минимальное время раскрытия, сохранение прочности конструкции фермы и надежную фиксацию всех ее элементов.

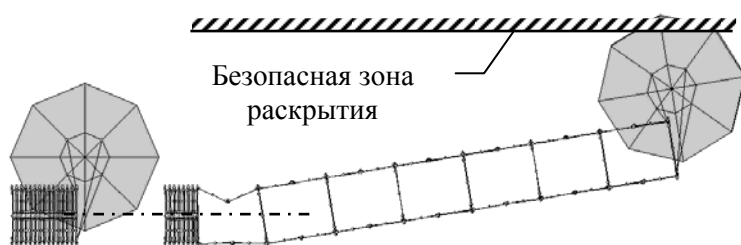


Рис. 7 КЭМ фермы в исходном состоянии и в процессе неуправляемого раскрытия

Проектирование системы раскрытия штанги электромагнита.

Задача проектирования состояла в совершенствовании системы раскрытия штанги для установки электромагнита, размещенной на специальной панели (СП) КА, путем использования более дешевого и надежного привода для ее раскрытия. Приводятся результаты исследований и расчетов динамического нагружения штанги при ее раскрытии с помощью торсиона. Ранее штанга приводилась в рабочее положение при помощи электромеханического привода (ЭМП).

На рис. 8 представлена схема раскрытия системы «штанга-СП».

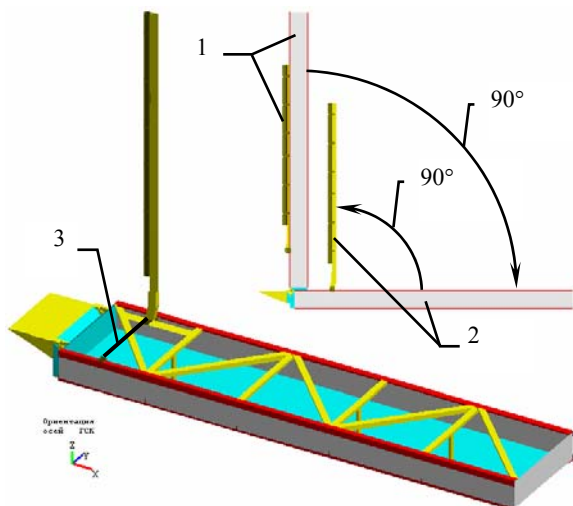


Рис. 8 Схема раскрытия системы «штанга-СП»: 1 – начальное положение; 2 – конечное положение; 3 – торсион

В результате проведенных расчетных исследований по разработанному

методу: - Подтверждено, что выбранной энергии торсиона, достаточно для поворота штанги на заданный угол и преодоления при этом момента сопротивления от жесткости кабелей, трения и сопротивления фиксирующего механизма. При этом напряжения в профиле штанги не превышают допустимых значений. - Расчеты траекторий движения компонентов системы показали, что зоны раскрытия системы обеспечивают безопасное функционирование КА.

Четвертая глава посвящена сравнению результатов экспериментальных исследований с расчетными данными, полученными при помощи МКЭ.

В первой части этой главы сравниваются результаты испытаний антенны «ТКСА-5», проведенных на КА «Космос - 1689» с результатами расчетов с использованием программы «Зенит-95». Описана построенная КЭМ антенны и приведены варианты результатов расчета. При расчетах контролировались время развертывания, кинематическая точность (размер апертуры рефлектора) и напряжения в конструкции рефлектора. На рис. 9 представлена КЭМ антенны ТКСА-5 в исходном и развернутом положениях.

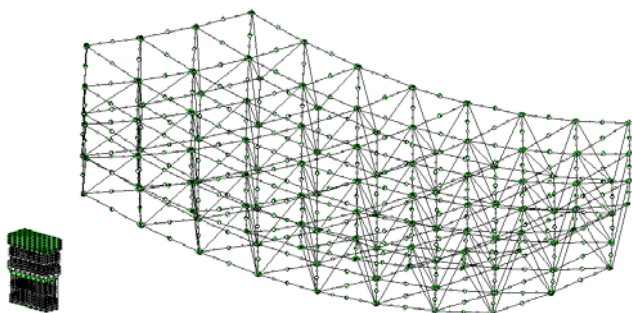


Рис. 9 КЭМ рефлектора антенны

Погрешности, полученные при сравнении данных натурального эксперимента и результатов различных вариантов расчета с применением КЭМ, составляют не более 5,8 %. Напряжения не превышают допустимых. При проведении расчетных исследований доказано, что данный расчет необходимо выполнять с учетом реальных жесткостных характеристик конструкции. Таким образом, полученные результаты моделирования раскрытия конструкции антенны ТКСА-5 доказывают необходимость применения МКЭ при проектировании РК.

Во второй части четвертой главы проводится сравнение результатов расчета и экспериментально полученной величины момента механического сопротивления развороту специальной панели от жесткости петли кабелей в условиях воздействия низких температур. Погрешность, полученная при сравнении данных эксперимента и результатов расчета, составляет 14,6 % и в основном определяется неопределенностью механических характеристик покрытий кабелей, а также формой петли кабелей. Результаты моделирования системы «кабели-СП» подтверждают необходимость применения МКЭ при проектировании РК. Этот

метод, в данном случае, позволяет определить изменяющиеся во времени нагрузки с учетом жесткостных и пластических свойств материалов при наличии больших кинематических перемещений в элементах конструкции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Создан метод решения основных задач проектирования раскрывающихся конструкций космических аппаратов, служащий для повышения надежности раскрывающихся конструкций. Задачи проектирования решаются с помощью единой математической модели проектируемой конструкции сформированной на начальном этапе проектирования, что позволяет одновременно контролировать все необходимые проектные параметры и критерии работоспособности разрабатываемой конструкции на всех этапах ее проектирования.

2. На основе систематизации знаний обо всех этапах эксплуатации, условиях функционирования, особенностях конструкций и требованиях, предъявляемых к РК КА, выделены факторы, которые ранее в достаточной мере не учитывались при проектировании РК КА: совместное действие внешних нагрузок на РК при функционировании КА на орбите; действие центробежных нагрузок на РК при их приведении в рабочее положение; большие кинематические перемещения и колебания конструкции в целом, а также малые упругие деформации ее отдельных элементов.

3. Обоснован выбор МКЭ, учитывающего при динамических расчетах большие кинематические перемещения и колебания РК, а также малые упругие деформации их отдельных элементов.

4. Разработаны рекомендации для моделирования РК с применением МКЭ.

5. Разработанный метод решения основных задач проектирования РК КА применен при проектировании ПСБ КА «Е4», ПСБ МКА «Нева-ОЭ», трансформируемой фермы для размещения приборного контейнера с научной аппаратурой проекта «Нуклон» и штанги электромагнита 14Ф138 0057.

6. Доказана необходимость учета угловой скорости КА при проведении проектных расчетов РК. Предложен метод оценки работоспособности МКА «Нева-ОЭ» при возникновении нештатных ситуаций, связанных с недопустимыми скоростями его вращения.

7. Достоверность результатов расчетов подтверждена результатами лабораторных и натурных испытаний на полноразмерных образцах исследуемых конструкций.

8. Показаны преимущества использования МКЭ при проектировании РК КА.

9. Разработанный метод решения основных задач проектирования РК КА реализован при проектировании изделий 14Ф138 0057 и 14Ф138 0058.

Содержание диссертации опубликовано в следующих работах:

1. Готовский И.Е. Метод оценки работоспособности космического аппарата при возникновении нештатных ситуаций, связанных с недопустимыми скоростями вращения. – С-Пб.: Журнал «Научно-Технические Ведомости Санкт-Петербургского технического университета», № 4, 2006. – С. 49-53.

2. Курков С.В., Готовский И.Е. Моделирование динамики процесса раскрытия космического аппарата методом конечных элементов // Труды XX международной конференции «ВЕМ&FEM». – СПб., 2003. – С. 41-48.

3. Курков С.В., Готовский И.Е. Моделирование процесса раскрытия космического аппарата с учетом упруго-инерционных характеристик элементов конструкции // Тезисы докладов третьей научно-технической конференции «Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в изделиях ракетно-космической техники разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». – М.: ИПУ РАН, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 2003. – С. 176-179.

4. Лянной Е.Г., Курков С.В., Готовский И.Е. Влияние разброса характеристик приводов раскрывающихся конструкций на угловое положение аппарата // Труды XXXIV Уральского семинара «Механика и процессы управления». – Екатеринбург: Уральское отделение РАН, 2004. – С. 54-64.

5. Лянной Е.Г., Курков С.В., Готовский И.Е. Применение метода конечных элементов для оценки величины и влияния угловой скорости космического аппарата на динамику его раскрытия после отделения от разгонного блока // Краткие сообщения XXIV Российской школы по проблемам науки и технологий. – Екатеринбург: Уральское отделение РАН, 2004. – С. 377-380.

6. Лянной Е.Г., Курков С.В., Готовский И.Е. Использование математических моделей для оценки и обеспечения безопасных зон раскрытия трансформируемой фермы // Труды XXV Российской школы и XXXV Уральского семинара по проблемам науки и технологий. – М.: РАН, Министерство образования и науки РФ, ВАК РФ, Межрегиональный совет по науке и технологиям, 2005. – С. 78-87.

7. Курков С.В., Лянной Е.Г., Готовский И.Е. Универсальная программа расчета конструкций методом конечных элементов «ЗЕНИТ-95». Опыт использования // Тезисы V-й международной конференции «Системы проектирования, технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта». – М.: ИПУ РАН им. В. А.Трапезникова, 2005. – 79 с.