

УДК 629.786.2:629.784

ПОДХОД ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

© 2021 г. В. Н. Бакулин^{1,*}, С. В. Борзых^{2,**}

Представлено академиком РАН А.М. Липановым 08.04.2021 г.

Поступило 17.04.2021 г.

После доработки 17.04.2021 г.

Принято к публикации 22.04.2021 г.

Предложен универсальный подход к созданию динамических моделей раскрытия космических конструкций, позволяющий на единой методологической основе исследовать актуальные и перспективные схемы раскрытия. Подход предполагает рассмотрение пространственного движения структурно-сложной механической системы, включающей корпус аппарата и структурные элементы раскрываемой конструкции и находящейся под действием специфических силовых факторов, создаваемых средствами раскрытия. Предлагаемый подход рассмотрен на примере процесса раскрытия солнечных батарей — одной из ключевых операций функционирования космических аппаратов, надежностью выполнения которой напрямую определяется успешность выполнения миссии. Для определения сил и моментов в узлах сочленения раскрываемой конструкции получена специальная система уравнений связей. Предложенный подход значительно расширяет круг моделируемых процессов трансформации космических конструкций и позволяет провести анализ не только кинематики и динамики раскрываемой конструкции, но и определить возмущения космического аппарата, вызванные процессом раскрытия. Он может использоваться не только для практических задач выбора характеристик системы раскрытия, но и для моделирования ситуаций, принципиально не воспроизводимых в условиях наземной экспериментальной отработки.

Ключевые слова: универсальный подход, динамические модели, раскрываемые космические конструкции, структурно-сложная механическая система, солнечные батареи, уравнения связей

DOI: 10.31857/S2686740021040040

ВВЕДЕНИЕ

Создание современных летательных аппаратов (ЛА) требует решения многих актуальных проблем [1, 2]. В настоящее время существует устойчивая тенденция постоянного расширения области применения размещенных в космосе объектов — орбитальных станций, спутников, спутниковых группировок и т.д. Кроме ставших традиционными прикладных направлений — связи, мониторинга земной поверхности, космической биологии и медицины, космического материаловедения [3] и ряда других, появляются новые направления, нацеленные на решение перспективных научных и прикладных задач, та-

ких как исследования дальнего космоса [4], глобальная энергетика и экология [5, 6], освоение внеземных ресурсов. Космические аппараты (КА) или целые комплексы (рис. 1) в связи с этим приобретают все более сложную структуру, для которой характерным является наличие крупногабаритных космических трансформируемых конструкций — различного типа антенн, выдвигаемых штанг, солнечных батарей и т.д. [7–9].

Такого рода трансформируемые или раскрываемые конструкции на этапе выведения ракетой-носителем, межорбитальным буксиром или разгонным блоком должны находиться в компактном сложенном транспортировочном состоянии и трансформироваться в рабочее конечное положение после окончания выведения, на целевой орбите.

Перспективные схемы раскрытия трансформируемых космических конструкций, проблемы математического моделирования динамики процесса их раскрытия рассмотрены в работе [7], моделирование безопасного отделения пилотируемых транспортных кораблей от орбитальной

¹ Институт прикладной механики
Российской академии наук, Москва, Россия

² ПАО Ракетно-космическая корпорация “Энергия”
им. С.П. Королева, Королев, Московская область, Россия

*E-mail: vbak@yandex.ru

**E-mail: rigidbor@gmail.com

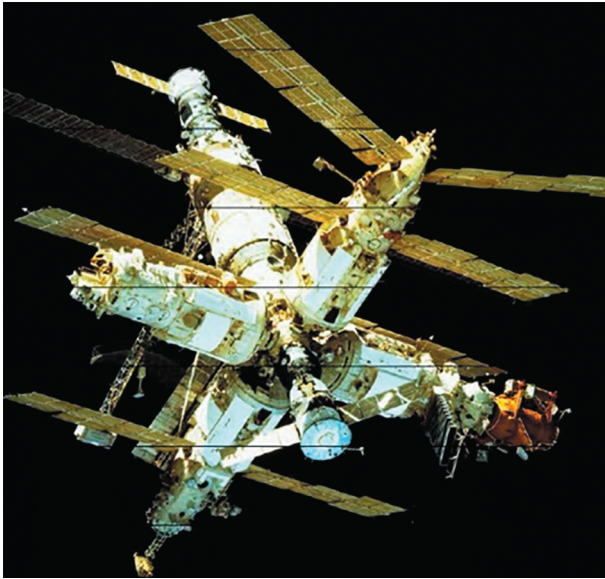


Рис. 1. Международная космическая станция.

станции – в работе [10], исследование процессов отделения малых космических аппаратов от транспортно-пускового контейнера, установленного на грузовом корабле “Прогресс МС”, как во время автономного полета корабля, так и в период его пребывания в составе Международной космической станции, – в [11], алгоритмы отделения космического корабля “Союз МС” от нестабилизированной Международной космической станции – в [12].

Совершенно очевидно, что отказ системы раскрытия по какой-либо причине (непрохождение команды на раскрытие, отказ пиротехники, отказ механизмов и т.д.) практически неизбежно означает невыполнение целевой задачи миссии.

В связи с этим к надежности системы раскрытия, правильности выбора характеристик ее элементов предъявляются чрезвычайно высокие требования. Далеко не всегда при наземной экспериментальной отработке системы раскрытия удается в достаточной мере воспроизвести реальные условия на орбите, поэтому на этапе проектирования основным средством подтверждения обоснованности принятых технических решений является математическое моделирование с максимальным учетом особенностей процесса трансформации и условий его протекания.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Наиболее распространенным подходом при моделировании движения сложных механических систем, который применялся, в том числе и авторами, является использование динамических уравнений, основанных на классических формах Эйлера, Лагранжа и Аппеля. Это позволяет огра-

ничить размерность системы линейных уравнений, решаемых на каждом шаге интегрирования, числом обобщенных координат механической системы [13]. Однако при таком подходе неизбежен весьма трудоемкий этап составления для механической системы в целом сложных исходных выражений для момента количества движения (метод Эйлера), кинетической энергии (метод Лагранжа) и “энергии ускорений” (метод Аппеля), которые жестко привязаны к структуре механической системы, что исключает возможность оперативного формирования расчетной модели системы с меняющейся структурой и использование ранее составленных исходных выражений даже для систем с незначительно измененной структурой.

В то же время процесс раскрытия крупногабаритных трансформируемых конструкций может осуществляться в несколько последовательных фаз, и для моделирования раскрытия такого рода конструкций применение описанных выше подходов представляется нецелесообразным.

Принципиальным недостатком такого подхода также является и то, что использование классических форм динамических уравнений возможно только при отсутствии трения в механической системе. Кроме того, например, при использовании уравнений Лагранжа 2-го рода невозможно напрямую определить реакции в узлах сочленения элементов трансформируемой конструкции, а это является одной из основных целей анализа процесса.

В связи с этим представляется целесообразной разработка предлагаемого в данном сообщении подхода, который включал бы универсальное формирование расчетных моделей на базе парциальных геометрических, инерционных и жесткостных характеристик каждого тела системы, удобного для разработки эффективных численных алгоритмов и высокоскоростных программных реализаций. Этот подход значительно расширяет круг моделируемых процессов трансформации космических конструкций и позволяет провести анализ не только кинематики и динамики раскрываемой конструкции, но и определить возмущения космических аппаратов, вызванные процессом раскрытия. Он может использоваться не только для практических задач выбора характеристик системы раскрытия, но и для моделирования ситуаций, принципиально не воспроизводимых в условиях наземной экспериментальной отработки.

Предлагаемый подход рассмотрен на примере расчета процесса раскрытия солнечных батарей – одной из ключевых операций функционирования космических аппаратов, надежностью выполнения которой напрямую определяется успешность выполнения миссии.

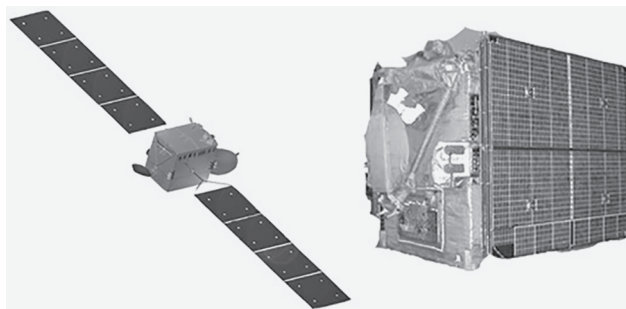


Рис. 2. Пример общего вида космического аппарата с солнечными батареями: слева – рабочее положение; справа – транспортировочное положение.

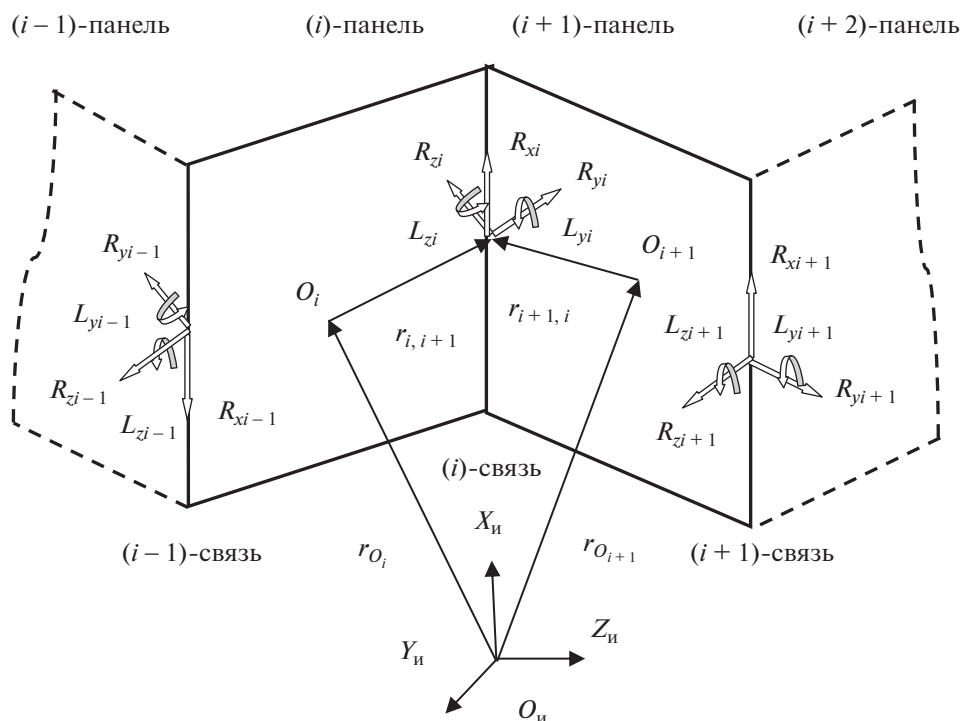


Рис. 3. Расчетная схема.

ПОДХОД ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

Рассматривается механическая система, включающая корпус КА, штанги и панели солнечных батарей (СБ) (рис. 2). Для каждого из тел системы записываются уравнения движения центра масс и уравнения вращения относительно него на основании законов изменения количества движения и кинетического момента, а для определения силовых факторов, обусловленных взаимодействием отдельного тела с соседними телами, записываются специальные уравнения связей, сводимые в

конечном итоге к системе линейных уравнений с переменными по времени коэффициентами.

Поскольку связь между отдельными элементами СБ выполнена в виде оси вращения, то действие на данную панель соседних “отброшенных” элементов учитывается в виде сил реакций (три компоненты вектора сил) и моментов (две компоненты, поскольку связь допускает разворот относительно общей оси x) (рис. 3).

Уравнения поступательного перемещения центра масс каждого тела в инерциальных осях и уравнения вращательного движения относительно центра масс в связанных осях соответственно будут иметь вид

$$m_i \mathbf{a}_{oi} = \mathbf{F}_{oi} + \mathbf{R}_i,$$

$$[I_{oi}] \frac{d\tilde{\omega}_i}{dt} + \omega_i \times ([I_{oi}] \omega_i) = \mathbf{L}_{oi} + \mathbf{L}_i + \mathbf{L}_{ci},$$

где \mathbf{a}_{oi} , $\boldsymbol{\varepsilon}_i = \frac{d\tilde{\omega}_i}{dt}$ – соответственно ускорение центра масс и угловое ускорение i -го тела системы, локальная производная $\frac{d\tilde{\omega}_i}{dt}$ берется в его связанной системе координат, m_i , $[I_{oi}]$ – соответственно масса и тензор инерции i -го тела, \mathbf{F}_{oi} – главный вектор внешних сил, включая силы, создаваемые средствами раскрытия батарей, \mathbf{R}_i – главный вектор сил реакций связей, действующих на i -е тело, \mathbf{L}_{oi} – главный момент внешних сил, \mathbf{L}_i – главный момент сил реакций связей, \mathbf{L}_{ci} – главный реактивный момент.

Отсюда можно выразить \mathbf{a}_{oi} и $\boldsymbol{\varepsilon}_i$:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{oi} &= m_i^{-1} (\mathbf{F}_{oi} + \mathbf{R}_i), \\ \boldsymbol{\varepsilon}_i &= [I_{oi}]^{-1} \{-\omega_i \times ([I_{oi}] \omega_i) + \mathbf{L}_{oi} + \mathbf{L}_i + \mathbf{L}_{ci}\}. \end{aligned} \quad (1)$$

Результатом интегрирования уравнений (1) будут скорости центров масс тел \mathbf{V}_{oi} , координаты центров масс \mathbf{r}_{oi} в инерциальной системе координат и угловые скорости ω_i тел.

Для определения реакций связей необходимо записать дополнительно уравнения связи, вид которых определяется конкретным характером связи. Поскольку два последовательно соединенных тела имеют общие точки связи (рис. 3), то радиусы-векторы в инерциальной системе координат и полные скорости этих точек, принадлежащих двум разным телам, должны быть одинаковы. Кроме того, одинаковыми должны быть проекции угловой скорости на оси Y_{ci} , Z_{ci} системы координат связи.

С учетом изложенного можно записать

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{i,i+1} - \mathbf{a}_{i+1,i} &= 0 \\ \boldsymbol{\varepsilon}_i - \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} + \omega \times \omega_{i+1} &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\mathbf{a}_{i,i+1}$, $\mathbf{a}_{i+1,i}$ – значения ускорений некоторой связи, расположенной на оси вращения и принадлежащей i -му и $(i+1)$ -му телам (рис. 3). Первый индекс в индексации ускорений точек связи означает принадлежность к данному телу (звену СБ), а второй – индекс того тела, с которым связано данное тело.

Появление последнего слагаемого во втором из выражений (2) обусловлено вращением системы координат связи $O_{ci}X_{ci}Y_{ci}Z_{ci}$ относительно систем координат i -го и $(i+1)$ -го тел.

В выражениях (2) полные ускорения точек связи i -го и $(i+1)$ -го тел запишутся следующим образом:

$$\mathbf{a}_{i,i+1} = \mathbf{a}_{oi} + \omega_i \times (\omega_i \times \mathbf{r}_{i,i+1}) + \boldsymbol{\varepsilon}_i \times \mathbf{r}_{i,i+1},$$

$$\mathbf{a}_{i+1,i} = \mathbf{a}_{oi+1} + \omega_{i+1} \times (\omega_{i+1} \times \mathbf{r}_{i+1,i}) + \boldsymbol{\varepsilon}_{i+1} \times \mathbf{r}_{i+1,i}.$$

Индексация радиус-векторов (рис. 3) такая же, как индексация ускорений точек связи в выражении (2).

В последнее выражение входят линейные ускорения центров масс тел и угловые ускорения их вращения относительно центра масс. Они определены выражениями (1). Входящие в (1) главные вектора реакций связей \mathbf{R}_i , моментов реакций связей \mathbf{L}_i и реактивных моментов \mathbf{L}_{ci} i -го тела (рис. 3) определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_i &= [M_{ci \rightarrow i}] \cdot \mathbf{R}_i^c - [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \mathbf{R}_{i-1}^c, \\ \mathbf{L}_{ci} &= [M_{ci \rightarrow i}] \cdot \mathbf{L}_i^c - [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \mathbf{L}_{i-1}^c, \\ \mathbf{L}_i &= -[\Phi_{i,i+1}] \cdot \mathbf{R}_i^c + [\Phi_{i,i-1}] \cdot \mathbf{R}_{i-1}^c, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{i+1} &= -[M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{R}_i^c + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{R}_{i+1}^c, \\ \mathbf{L}_{ci} &= -[M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{L}_i^c + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{L}_{i+1}^c, \\ \mathbf{L}_{i+1} &= [\Phi_{i+1,i}] \cdot \mathbf{R}_i^c - [\Phi_{i+1,i+2}] \cdot \mathbf{R}_{i+1}^c, \end{aligned}$$

в которых компоненты тензоров $[\Phi]$ определяются из выражений

$$\begin{aligned} [M_{ci \rightarrow i}] \cdot \mathbf{R}_i^c \times \mathbf{r}_{i,i+1} &= [\Phi_{i,i+1}] \cdot \mathbf{R}_i^c, \\ [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \mathbf{R}_{i-1}^c \times \mathbf{r}_{i,i-1} &= [\Phi_{i,i-1}] \cdot \mathbf{R}_{i-1}^c, \\ [M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{R}_i^c \times \mathbf{r}_{i+1,i} &= [\Phi_{i+1,i}] \cdot \mathbf{R}_i^c, \\ [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{R}_{i+1}^c \times \mathbf{r}_{i+1,i+2} &= [\Phi_{i+1,i+2}] \cdot \mathbf{R}_{i+1}^c, \end{aligned}$$

где необходимые матрицы перехода между системами координат определяются известными методами [13–15].

Подстановки (3) в (2) дают окончательное выражение полного линейного ускорения i -й точки i -го тела. Выражение ускорения i -й точки $(i+1)$ -го тела получается аналогично. Тогда первое из уравнений связи (2) запишется следующим образом:

$$\begin{aligned} & m_i^{-1} (\mathbf{F}_{oi} + [M_{ci \rightarrow i}] \cdot \mathbf{R}_i^c - [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \mathbf{R}_{i-1}^c) + \\ & + \omega_i \times (\omega_i \times \mathbf{r}_{i,i+1}) + [I_{oi}]^{-1} \{-\omega_i \times ([I_{oi}] \omega_i) + \\ & + \mathbf{L}_{oi} - [\Phi_{i,i+1}] \cdot \mathbf{R}_i^c + [\Phi_{i,i-1}] \cdot \mathbf{R}_{i-1}^c + [M_{ci \rightarrow i}] \cdot \mathbf{L}_i^c - [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot \mathbf{L}_{i-1}^c\} \times \mathbf{r}_{i,i+1} = \\ & = m_{i+1}^{-1} (\mathbf{F}_{oi+1} + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{R}_{i+1}^c - [M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{R}_i^c + \\ & + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{R}_{i+1}^c) + \omega_{i+1} \times (\omega_{i+1} \times \mathbf{r}_{i+1,i}) + \\ & + [I_{oi+1}]^{-1} \{-\omega_{i+1} \times ([I_{oi+1}] \omega_{i+1}) + \mathbf{L}_{oi+1} + [\Phi_{i+1,i}] \cdot \mathbf{R}_i^c - \\ & - [\Phi_{i+1,i+2}] \cdot \mathbf{R}_{i+1}^c - [M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{L}_i^c + \\ & + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot \mathbf{L}_{i+1}^c\} \times \mathbf{r}_{i+1,i}. \end{aligned}$$

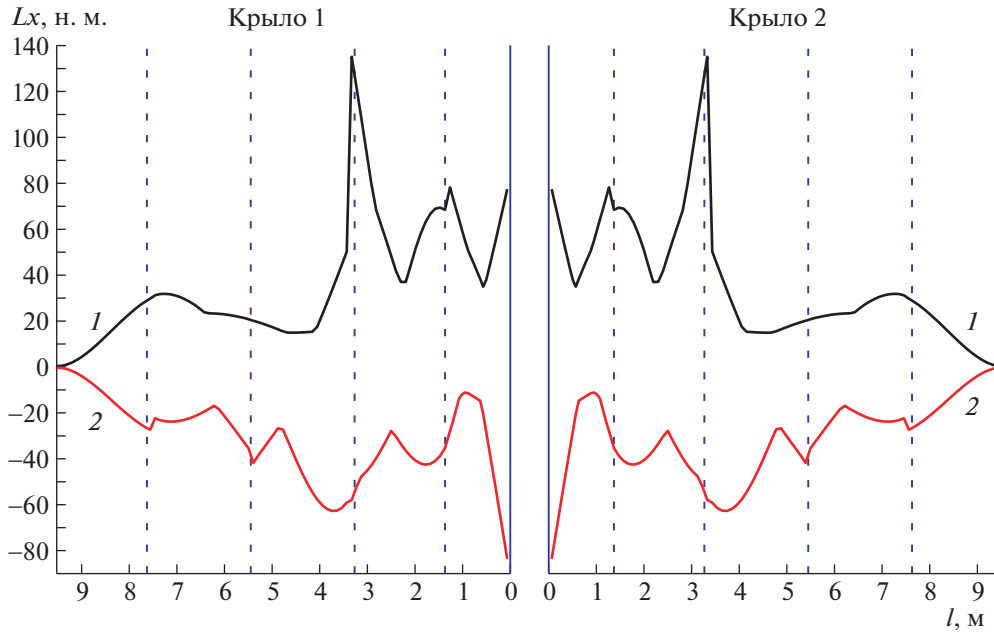


Рис. 4. Огибающая эпюра изгибающего момента.

Второе из уравнений связи (2) путем аналогичных подстановок примет вид

$$\begin{aligned}
 & [I_{oi}]^{-1} \{-\omega_i \times ([I_{oi}] \omega_i) + L_{oi} - [\Phi_{i,i+1}] \cdot R_i^c + \\
 & + [\Phi_{i,i-1}] \cdot R_{i-1}^c + [M_{ci \rightarrow i}] \cdot L_i^c - [M_{ci-1 \rightarrow i}] \cdot L_{i-1}^c\} - \\
 & - [I_{oi+1}]^{-1} \{-\omega_{i+1} \times ([I_{oi+1}] \omega_{i+1}) + L_{oi+1} + [\Phi_{i+1,i}] \times \\
 & \times R_i^c - [\Phi_{i+1,i+2}] \cdot R_{i+1}^c - [M_{ci \rightarrow i+1}] \cdot L_i^c + \\
 & + [M_{ci+1 \rightarrow i+1}] \cdot L_{i+1}^c\} + \omega_i \times \omega_{i+1} = 0.
 \end{aligned}$$

В общем виде полученные уравнения связи можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned}
 & [A_{i-1}^R] R_{i-1}^c + [A_i^R] R_i^c + [A_{i+1}^R] R_{i+1}^c + \\
 & + [A_{i-1}^L] L_{i-1}^c + [A_i^L] L_i^c + [A_{i+1}^L] L_{i+1}^c = B_i, \\
 & [C_{i-1}^R] R_{i-1}^c + [A_i^R] R_i^c + [A_{i+1}^R] R_{i+1}^c + \\
 & + [A_{i-1}^L] L_{i-1}^c + [A_i^L] L_i^c + [A_{i+1}^L] L_{i+1}^c = D_i.
 \end{aligned} \quad (4)$$

Таким образом, определение реакций связи, как это видно из структуры соотношений (4), сводится к решению системы линейных уравнений относительно неизвестных компонент векторов реакций связи R_i^c и реактивных моментов L_i^c , которые затем подставляются в (1).

Уравнения связи в виде (4) справедливы для всех связей в “к”-й панели (крыле) (рис. 3), за исключением первой ($i = 1$) и последней ($i = I_k$).

$$\text{Для } i = I_k \quad R_{k,i+1}^c = 0, \quad L_{k,i+1}^c = 0.$$

Для первого тела (корпуса) главный вектор и главный момент первой связи (со штангами) по-

лучается суммированием по числу крыльев, т.е. для k -го крыла при индексе связи $i = 1$ уравнения связи будут иметь вид

$$\begin{aligned}
 & \sum_{k=1}^k [A_{k,1}^R] R_{k,1}^c + [A_{k,2}^R] R_{k,2}^c + \\
 & + \sum_{k=1}^k [A_{k,1}^L] L_{k,1}^c + [A_{k,2}^L] L_{k,2}^c = B_{k,1}, \\
 & \sum_{k=1}^k [C_{k,1}^R] R_{k,1}^c + [C_{k,2}^R] R_{k,2}^c + \\
 & + \sum_{k=1}^k [C_{k,1}^L] L_{k,1}^c + [C_{k,2}^L] L_{k,2}^c = D_{k,1}
 \end{aligned}$$

В качестве иллюстрации на рис. 4 приведены эпюры изгибающего момента для аппарата, изображенного на рис. 2 (область положительных значений – 1, отрицательных – 2). Эпюры получены выборкой по времени максимальных значений в период процесса раскрытия. Они позволяют определить моментную нагрузку на вал привода раскрытия аппарата (значения, соответствующие нулевой координате), а также пиковые значения момента в “крыльях” солнечной батареи.

Отметим особенности моделирования многофазных схем раскрытия солнечных батарей. В процессе раскрытия общее число степеней свободы системы меняется (увеличивается), так как для каждой новой фазы характерно снятие дополнительных связей.

При предложенном подходе появление каждой новой степени свободы означает снятие ограничений по соответствующей этой степени свободы координате и обнуление проекции силы или момента реакции связи. Применительно к расчетной схеме потребуется всего лишь вычеркнуть из итоговой матрицы коэффициентов нужную строку и столбец, что лишь уменьшит размерность системы уравнений связей.

ВЫВОДЫ

Предложенный подход имеет следующие преимущества:

1. Универсальность подхода. Уравнения движения всех тел (свободных или нет) записаны одинаково. Отличие состоит в структуре главных векторов сил и моментов реакций связей, определяемой конкретным типом связей.

2. Подход дает возможность гибко формировать расчетную схему любой пространственной конфигурации. Подход легко поддается формализации и алгоритмизации.

3. Часто одной из основных целей расчета является определение реакций связей. В рамках данного подхода определение реакций связей — неотъемлемая процедура.

4. Определяется как абсолютное, так и относительное движение любого элемента рассматриваемой механической системы.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы удостоены премии имени К.Э. Циолковского Российской академии наук за 2020 год в области космонавтики.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена в рамках государственного задания, номер государственной регистрации темы АААА-А19-119012290177-0.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Липанов А.М., Алиев А.В.* Проектирование РДТТ. М.: Машиностроение, 1995. 397 с.
2. *Бакулин В.Н., Острик А.В.* Комплексное действие излучений и частиц на тонкостенные конструкции с гетерогенными покрытиями. М.: Физматлит, 2015. 280 с.
3. *Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В.* Целевое использование Российского сегмента Международной космической станции: значимые научные результаты и перспективы // *Космическая техника и технологии*. 2013. № 2. С. 3–18.
4. *Рулев Д.Н., Рулев Н.Д.* Планирование наблюдений астрономических объектов с космического аппарата с учетом ограничений на моменты выполнения наблюдений // *Космическая техника и технологии*. 2019. № 1 (24). С. 58–67.
5. *Израэль Ю.А., Лиознов Г.Л., Расновский А.А.* Возможности космических и ядерных технологий в реформировании мировой энергетики XXI века // *Известия РАН. Энергетика*. 2008. № 3. С. 3–19.
6. *Коротеев А.С., Семенов В.Ф., Семенов Ю.П., Сизенцев Г.А. и др.* Космическая техника и космонавтика в решении экологических проблем мировой энергетики XXI века // *Известия РАН. Энергетика*. 2006. № 1. С. 142–155.
7. *Бакулин В.Н., Борзых С.В., Щиблев Ю.Н.* Перспективные схемы раскрытия трансформируемых космических конструкций и проблемы моделирования динамики процесса их раскрытия // *Материалы XIII Междунар. конф. по Прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2020), посвященной 90-летию МАИ и 100-летию со дня рождения академика И.Ф. Образцова, сентябрь 2020. Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2020. С. 405–407.*
8. *Зимин В.Н., Бей Н.А.* Трансформируемые антенны больших размеров для геостационарных космических аппаратов // *Антенны*. 2005. № 10. С. 24–27.
9. *Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурьлов Л.С., Медведев Н.Г.* Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов // *Космическая техника и технологии*. 2016. № 2 (13). С. 23–33.
10. *Bakulin V.N., Borzykh S.V.* Modeling of the Deployment Process Dynamics for Large-Sized Transformable Space Structures. *Russian Aeronautics*. 2020. V. 63. P. 610–617.
11. *Бакулин Д.В. и др.* Моделирование процесса раскрытия солнечных батарей // *Математическое моделирование*. 2004. № 6. С. 88–92.
12. *Бакулин В.Н., Борзых С.В., Щиблев Ю.Н., Ильясова И.Р.* Система уравнений минимальной размерности для описания процесса раскрытия солнечных батарей // *Краевые задачи и математическое моделирование. Труды 10-й Всероссийской конференции*. Новокузнецк: Изд-во НФИ КемГУ, 2010. Т. 2. С. 138–142.
13. *Ильясова И.Р.* Динамика процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // *Вестник Самарского гос. аэрокосмического ун-та им. С.П. Королева*. 2012. Т. 35. № 4. С. 88–93.
14. *Бакулин В.Н., Борзых С.В., Ильясова И.Р.* Математическое моделирование процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // *Вестник МАИ*. 2011. № 3. С. 295–302.
15. *Bakulin V.N., Bogomolov N.V., Borzykh S.V.* Separation Algorithm of the Soyuz MS Spacecraft from Nonstabilized International Space Station. *Russian Aeronautics*. 2019. V. 62. № 4. P. 577–584.

AN APPROACH FOR BUILDING DYNAMIC MODELS OF THE PROCESS OF DISCLOSURE OF TRANSFORMABLE SPACE STRUCTURES

V. N. Bakulin^a and S. V. Borzykh^b

^a *Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

^b *S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russia*

Presented by Academician of the RAS A.M. Lipanov

A universal approach to the creation of dynamic models for the disclosure of space structures is proposed, which makes it possible to study current and promising disclosure schemes on a single methodological basis. The approach involves consideration of the spatial motion of a structurally complex mechanical system that includes the spacecraft body and the structural elements of the disclosed structure and is under the influence of specific force factors created by the means of disclosure. The proposed approach is considered on the example of the process of opening solar panels – one of the key operations of the functioning of spacecraft, the reliability of which is directly determined by the success of the mission. To determine the forces and moments in the joints of the disclosed structure, a special system of coupling equations is obtained. The proposed approach significantly expands the range of simulated processes of transformation of space structures and allows us to analyze not only the kinematics and dynamics of the disclosed structure, but also to determine the spacecraft perturbations caused by the disclosure process. It can be used not only for practical tasks of selecting the characteristics of the disclosure system, but also for modeling situations that are fundamentally not reproducible in the conditions of ground-based experimental testing.

Keywords: universal approach, dynamic models, disclosure space structures, structurally complex mechanical system, solar panels, coupling equations