

А. В. Крылов, С. А. Чурилин

**МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗВЕРТЫВАНИЯ
МНОГОЗВЕННЫХ ЗАМКНУТЫХ
КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ**

Рассмотрено моделирование процесса развертывания многозвенных замкнутых космических конструкций с применением программных комплексов EULER и Adams на примере складного антенного контура и фрагмента космического отражателя. Приведены общие подходы к построению моделей таких конструкций.

E-mail: sm11@sm.bmstu.ru

Ключевые слова: трансформируемые космические конструкции, моделирование развертывания космических конструкций, складные космические антенны, напряженно-деформированное состояние.

По мере увеличения размеров и сложности отражателей космических антенных систем серьезным конструктивным ограничением становится необходимость их размещения под обтекателями ракет-носителей. Возможность удовлетворения этого ограничения заключается в создании трансформируемых антенн, имеющих различные габаритные размеры в транспортном и рабочем положениях [1]. Существует много разных концепций построения каркасов таких антенн, одной из которых является концепция каркаса, состоящего из множества однотипных элементов, связанных между собой шарнирными соединениями, образующих плоскую или пространственную конструкцию отражателя в развернутом состоянии [2].

От характера протекания процесса развертывания отражателя на орбите Земли зависит возможность дальнейшего использования его по назначению, поэтому к конструкции отражателя предъявляются жесткие требования. Среди них можно выделить следующие:

- процесс развертывания конструкции отражателя должен быть упорядоченным, каркас при развертывании не должен принимать произвольных случайных или устойчивых промежуточных форм;
- в процессе развертывания должно обеспечиваться отсутствие резких рывков элементов каркаса и значительных ударных нагрузок в шарнирных соединениях;
- в процессе развертывания должны быть исключены соударения элементов каркаса между собой и с элементами конструкции космического аппарата.

Основными показателями трансформируемых отражателей являются точность воспроизведения требуемого профиля отражающей поверхности после развертывания, высокая эффективность и надежность

складной конструкции и геометрическая стабильность в течение достаточно длительного срока в условиях эксплуатации. Следует отметить, что раскрытие трансформируемого отражателя возможно экспериментально отработать только на Земле в условиях, значительно отличающихся от космических, в то же время наземные испытания трудоемки. В ходе их проведения не удастся в достаточной мере воспроизвести реальные условия процесса развертывания и подтвердить надежность и работоспособность системы развертывания, отказ или нештатное функционирование которой практически всегда ведет к возникновению аварийных ситуаций [3]. Правильность заложенных в конструкцию технических решений на стадии проектирования изделия позволяет оценить математическое моделирование этапов развертывания конструкции. Такое моделирование дает возможность рассмотреть различные схемы раскрытия и выявить их преимущества и недостатки. Построенная модель должна обеспечивать как эффективное выполнение расчетов параметров конструкций, так и анализ различных вариантов их укладки в транспортное состояние и дальнейшее развертывание в рабочее положение на орбите.

Приведение отражателя в рабочее положение может состоять из нескольких этапов, для численного анализа которых можно использовать современные пакеты моделирования динамики многокомпонентных механических систем, такие как EULER и Adams. В результате расчетов с использованием построенных моделей должны быть определены следующие характеристики: скорость и время развертывания; формы промежуточных положений; динамические нагрузки на элементы конструкции.

Моделирование развертывания многозвенных замкнутых космических конструкций было рассмотрено на примере складного антенного контура диаметром 5 м и фрагмента космического отражателя диаметром 3 м в раскрытом состоянии. Оба объекта представляют собой многозвенные конструкции, состоящие из однотипных элементов (прямоугольных панелей и трубчатых стержней), связанных упругими шарнирами, содержащими упоры, обеспечивающими развертывание отражателей из транспортного положения в рабочее, образование и поддержание требуемых форм контура или отражающей поверхности.

В качестве фрагмента отражателя использовалась замкнутая конструкция из двух наборов трубчатых стержней, связанных в определенном порядке шарнирами, ориентированных вдоль меридианов сферической поверхности. Меридиональные наборы связаны между собой вдоль экватора сферической поверхности складывающимся стержнем. Окончания меридиональных наборов стержней (меридиональных ребер) шарнирно соединены с двумя полюсными шарнирами, закрепленными на окончаниях телескопической штанги. Развертывание

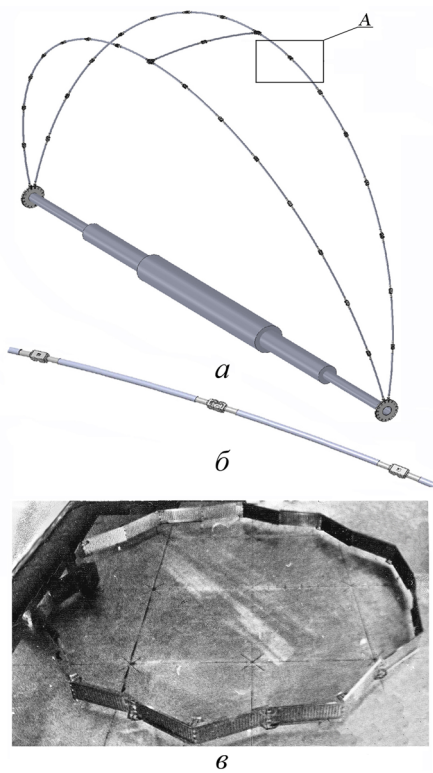


Рис. 1. Многозвенные замкнутые космические конструкции:

a — фрагмент космического отражателя; *б* — вид А (рис. 1, *a*); *в* — складной антенный контур

не менее, можно определить общий подход к построению моделей их разворачивания. Для расчетов принимается простая достаточно хорошо учитывающая особенности конструкций расчетная схема в виде системы абсолютно твердых тел, связанных между собой шарнирными узлами (рис. 2). Массы и моменты инерции твердых тел принимаются равными массам и моментам инерции реальных звеньев каркаса. При определенном относительном положении смежных звеньев во время раскрытия на них накладываются связи, ограничивающие их взаимное угловое смещение. Технически связи выполняются в виде различного рода упоров, которые моделируются упругими и демпфирующими элементами (рис. 3) с соответствующими характеристиками [4].

Пружины кручения, расположенные в шарнирах, также моделируются упругими и демпфирующими элементами. Силовая характеристика каждого упругодемпфирующего элемента определяется следующим соотношением:

$$M_i(\varphi_i, \omega_i) = c_i(\varphi_{\text{закр}_i} - \varphi_i) - \mu_i \omega_i,$$

конструкции происходит за счет первоначально накопленной потенциальной энергии в упругих элементах (пружинах) конструкции при приведении ее в транспортное состояние. Пружины расположены в шарнирах, соединяющих стержни (жесткость этих пружин одинакова), и в телескопической штанге.

Складной антенный контур состоит из двух пакетов профилированных прямоугольных панелей $615 \times 230 \times 0,8$ мм (по 13 панелей в пакете), шарнирно связанных с одной стороны через жесткое основание, а с другой стороны короткой замыкающей панелью. Разворачивание также происходит за счет первоначально накопленной потенциальной энергии в пружинах, расположенных в шарнирных соединениях, связывающих соседние панели (рис. 1).

Процесс разворачивания трансформируемых конструкций индивидуален для каждого изделия, тем

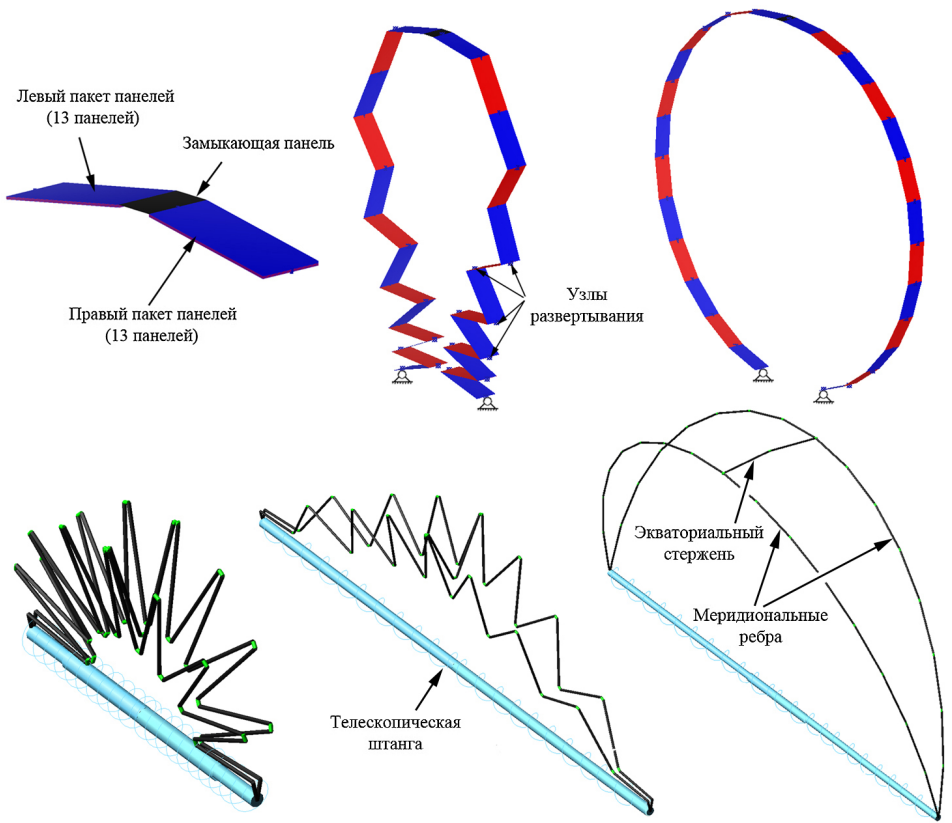


Рис. 2. Кинематические схемы раскрытия многозвенных замкнутых космических конструкций

где c_i — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; φ_i — текущий угол разворачивания; $\varphi_{закр_i}$ — предварительный угол закрутки i -го упругого элемента; μ_i — коэффициент вязкого трения i -го демпфирующего элемента; ω_i — относительная угловая скорость смежных звеньев.

Когда угол раскрытия смежных звеньев достигает определенного значения $\varphi_{упор_i}$, соответствующего их рабочему положению, происходит постановка звеньев на упоры. Постановка на упор моделируется упругим и демпфирующим элементами с нелинейной зависимостью момента от угла разворачивания и описывается как

$$M_{упор_i}(\varphi_i, \omega_i) = \begin{cases} 0, & \text{если } \varphi_i < \varphi_{упор_i}; \\ -c_{упор_i}(\varphi_i - \varphi_{упор_i}) - \mu_i\omega_i, & \text{если } \varphi_i \geq \varphi_{упор_i}, \end{cases}$$

где $c_{упор_i}$ — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; $\varphi_{упор_i}$ — значение угла разворачивания, при котором происходит постановка на упор.

В процессе движения смежные звенья модели могут совершать вращение навстречу друг другу и соприкоснуться. В модели предусмотрены упоры, препятствующие контакту звеньев. Они представлены

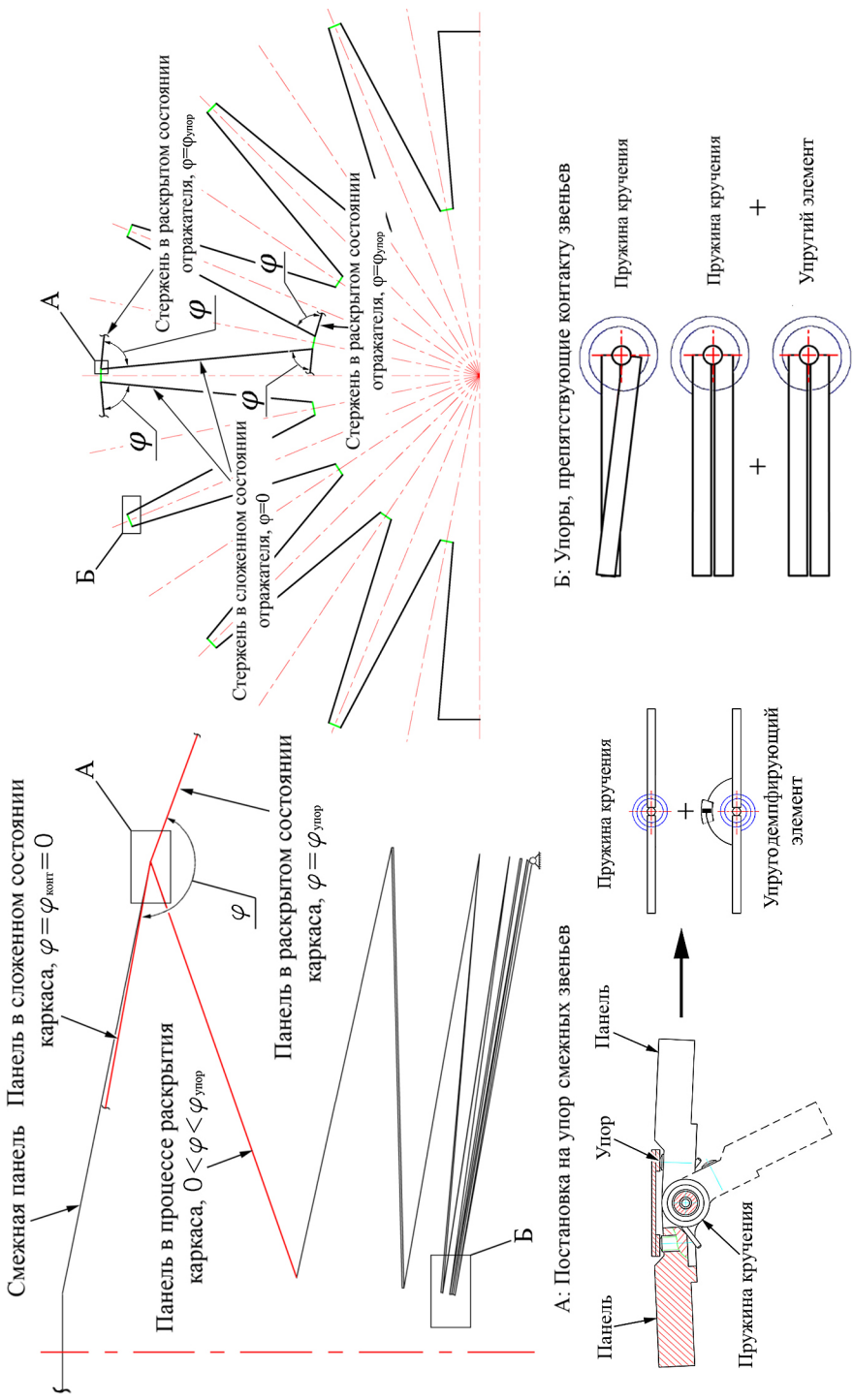


Рис. 3. Моделирование упоров

упругими элементами с нелинейной зависимостью момента от угла развертывания:

$$M_{\text{конт}_i}(\varphi_i) = \begin{cases} 0, & \text{если } \varphi_i > \varphi_{\text{конт}_i}; \\ -c_{\text{конт}_i}(\varphi_i - \varphi_{\text{конт}_i}), & \text{если } \varphi_i \leq \varphi_{\text{конт}_i}, \end{cases}$$

где $c_{\text{конт}_i}$ — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; $\varphi_{\text{конт}_i}$ — значение i -го угла развертывания, при котором происходит контактное взаимодействие между смежными звеньями.

Напряженно-деформированное состояние (НДС) элементов трансформируемого каркаса при развертывании определяется ударными нагрузками при установке соседних звеньев каркаса на упоры. Ударные нагрузки определяются из анализа кинематики развертывания каркаса. Расчеты показывают, что звенья каркасов складного антенного контура и фрагмента отражателя встают на упоры в разные моменты времени. В качестве расчетной схемы для определения НДС элементов каркаса при развертывании принимается его форма в определенный момент развертывания, когда относительные скорости соседних звеньев максимальны. Тогда каркас представляет собой кинематически неизменяемую систему, что необходимо для проведения расчета на прочность. Такой подход идет в запас прочности, так как некоторая подвижность отдельных звеньев каркаса относительно друг друга в рассматриваемые моменты времени приводит к снижению значений напряжений, что обусловлено потерями кинетической энергии в шарнирных соединениях.

Поскольку методики определения НДС звеньев трансформируемого каркаса для складного антенного контура и для фрагмента отражателя не различаются, последовательность действий приводится на примере моделирования фрагмента отражателя.

Развертывание двух меридиональных ребер отражателя происходит практически одновременно, и их скорости и ускорения в эти моменты времени отличаются друг от друга незначительно. Такая кинематика развертывания позволяет при расчете НДС элементов каркаса рассмотреть только одно меридиональное ребро, которое, будучи закрепленным в полюсных шарнирах, динамически ведет себя подобно совокупности меридиональных ребер, собранных в силовой каркас. При значительной жесткости пружины телескопической штанги в расчетной схеме концы меридионального ребра в момент его полного раскрытия принимаются заземленными.

В результате расчета в EULER и Adams с шагом по времени $\Delta t = 10^{-3}$ с получены координаты, скорости и ускорения центров масс звеньев, а также их угловые скорости и ускорения. Для определения напряжений, возникающих в меридиональном ребре при постановке

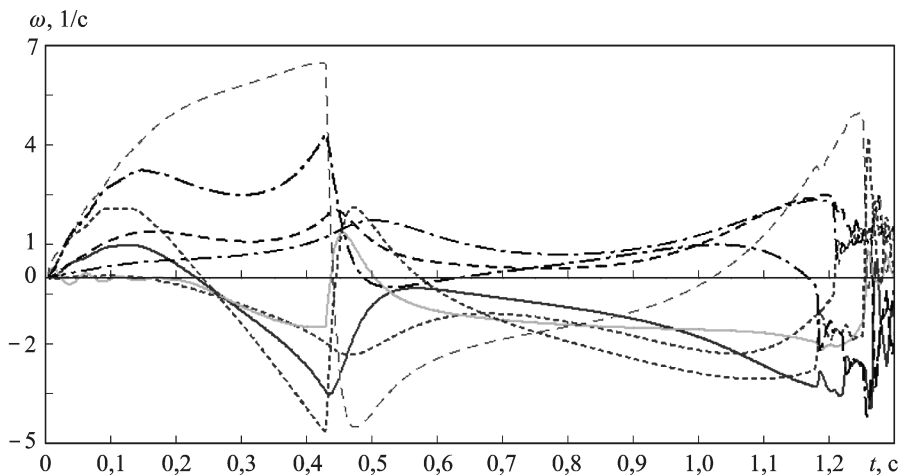


Рис. 4. Зависимости угловых скоростей стержней от времени

звеньев на упоры, необходимо определить моменты времени, в которые относительные скорости стержней ребра максимальны. Для этого строятся графики зависимостей угловых скоростей стержней от времени (рис. 4) и выбираются несколько моментов времени, в которые угловые скорости максимальны.

На основе изображенных на рис. 4 графиков выбраны пять моментов времени: 1,248; 1,26; 1,269; 1,277 и 1,287 с, для которых вычисляется поле скоростей. Положения стержней меридионального ребра в каждый из этих моментов времени показаны на рис. 5. На рис. 4 видны пиковые значения угловых скоростей между 0,4 и 0,5 с, однако, как следует из рис. 5, а, в этот момент времени продолжается раскрытие меридионального ребра без постановки петель шарниров на упоры.

Для определения НДС меридионального ребра фрагмента отражателя в программном комплексе MSC.Patran-Nastran построена его конечно-элементная модель (рис. 6). Каждый стержень смоделирован десятью балочными конечными элементами типа beam, каждый шарнир — двумя балочными элементами beam и одним точечным элементом типа “сосредоточенная масса”. Каждый полюсный шарнир моделируется одним балочным элементом beam с прямоугольным сечением и одной “сосредоточенной массой” со значением полной массы шарнира. Соединения конечных элементов, моделирующих шарниры и стержни, жесткие. По всем степеням свободы закреплены два крайних узла, принадлежащих полюсным шарнирам (см. рис. 6).

По известным значениям скоростей полюсных шарниров в выбранный момент времени и значениям угловых скоростей стержней определяется поле скоростей в узлах каждого стержня по формуле $\vec{v}_n = \vec{v}_P + \vec{\omega} \times \vec{r}$, где \vec{v}_P — скорости полюсов, за которые последовательно принимаются шарниры при обходе меридионального ребра от полюсного шарнира к пересечению его с экваториальным складыва-

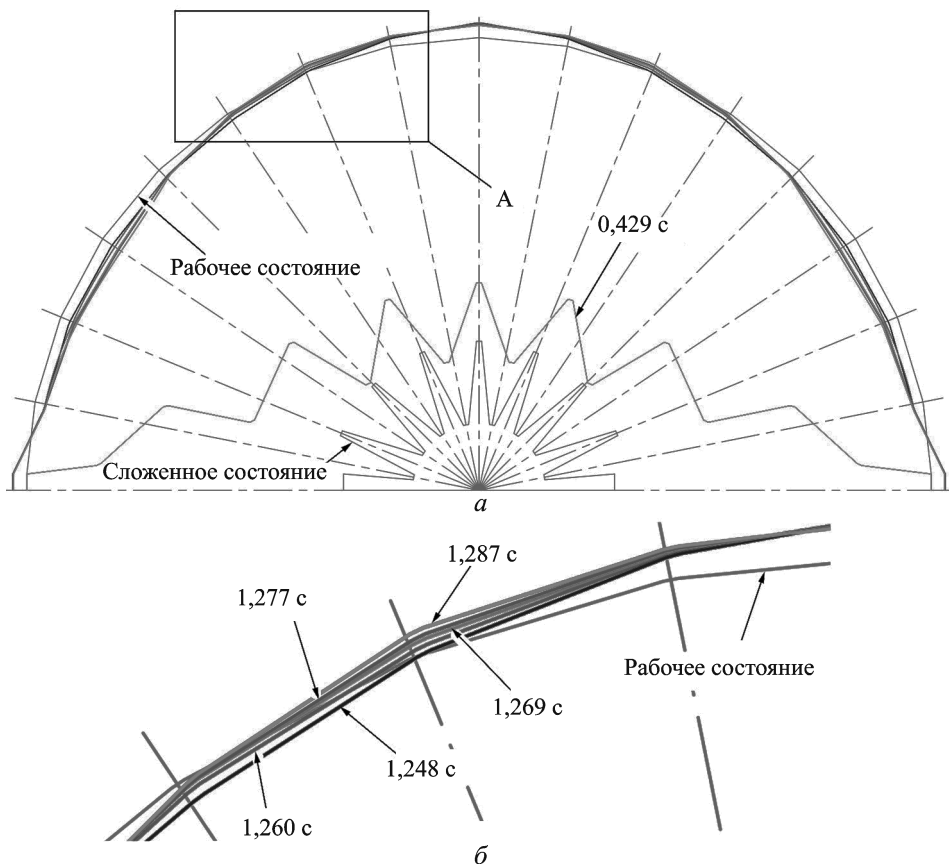


Рис. 5. Положение стержней меридионального ребра в процессе развертывания:

а – общий вид; *б* – вид А (рис. 5, *а*)

ющимся стержнем; $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости соответствующего стержня; $\vec{r} = \vec{r}_n - \vec{r}_P$, \vec{r}_P – радиус-вектор полюса, \vec{r}_n – радиус-вектор узла, в котором определяется скорость (рис. 7). Радиусы-векторы задаются в инерциальной системе отсчета, начало которой находится в середине отрезка, связывающего полюсные шарниры.

Значения скоростей полюсных шарниров и угловых скоростей стержней меридионального ребра, а также значения скоростей центров масс стержней (в дальнейшем используемые для проверки вычисления скоростей узлов модели), полученные для каждого временного шага расчета раскрытия, экспортируются в отдельный файл в виде таблицы. Для определения скоростей узлов модели в каждый момент времени разработана программа на языке FORTRAN. Входной файл для работы программы содержит значения скоростей полюсных шарниров и угловых скоростей стержней в один из пяти рассматриваемых моментов времени. По известным входным значениям скоростей для каждого из пяти моментов времени в результате работы программы, разработанной на языке FORTRAN, получается текстовый файл,

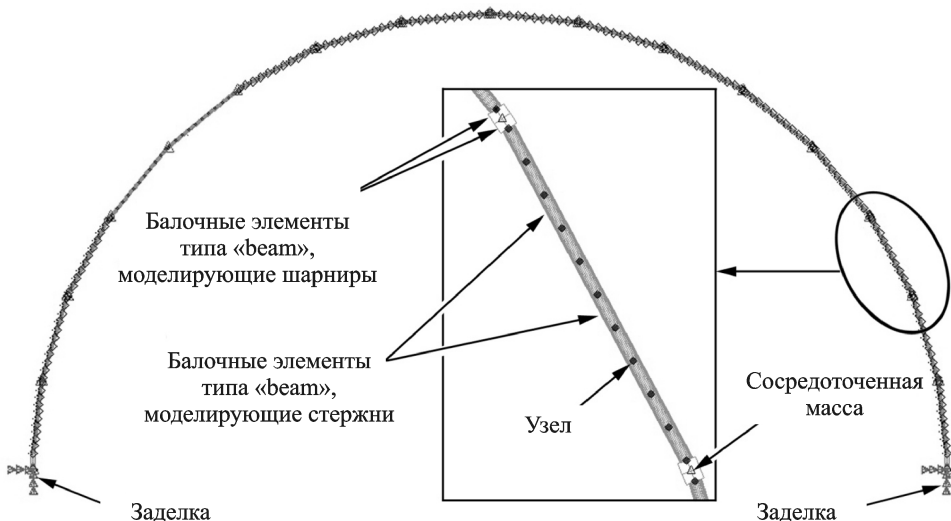


Рис. 6. Конечно-элементная модель меридионального ребра

содержащий исполняемые команды внутреннего языка Patran (pcl), задающие нагрузки для каждого узла модели на языке Patran в виде компонент вектора его начальной скорости.

Расчет НДС одного меридионального ребра в MSC.Nastran. В качестве динамической модели меридионального ребра отражателя принимается конечно-элементная модель

$$[M] \{\ddot{u}(t)\} + [B] \{\dot{u}(t)\} + [K] \{u(t)\} = P(t),$$

где $[M]$, $[B]$, $[K]$ – матрицы масс, демпфирования и жесткости соответственно; $P(t)$ – вектор внешних нагрузок; $u(t)$ – вектор узловых перемещений. В нашем случае $P(t) = 0$.

Вычисленные значения скоростей в заданных точках модели меридионального ребра принимаются в качестве начальных условий для расчета переходного процесса в программном комплексе MSC.Nastran, т.е. при $t = 0$ $u(t) = 0$, $\dot{u}(t) = \dot{u}_0(t)$, где $\dot{u}_0(t)$ – вектор начальных узловых скоростей. Построенная в среде препроцессора MSC.Patran конечно-элементная модель показана на рис. 6. При расчете введено следующее допущение: в каждый рассматриваемый момент времени петли шарниров стоят на упорах и меридиональное ребро ведет себя как упругий стержень с заданными характеристиками.

Расчет НДС приводится только для одного момента времени $t = 1,26$ с, так как анализ напряжений для каждого выбранного ранее расчетного случая показал, что максимальные эквивалентные напряжения возникают в расчетном случае, соответствующем именно этому моменту времени. Поле скоростей, соответствующее данному моменту времени, приведено на рис. 7.

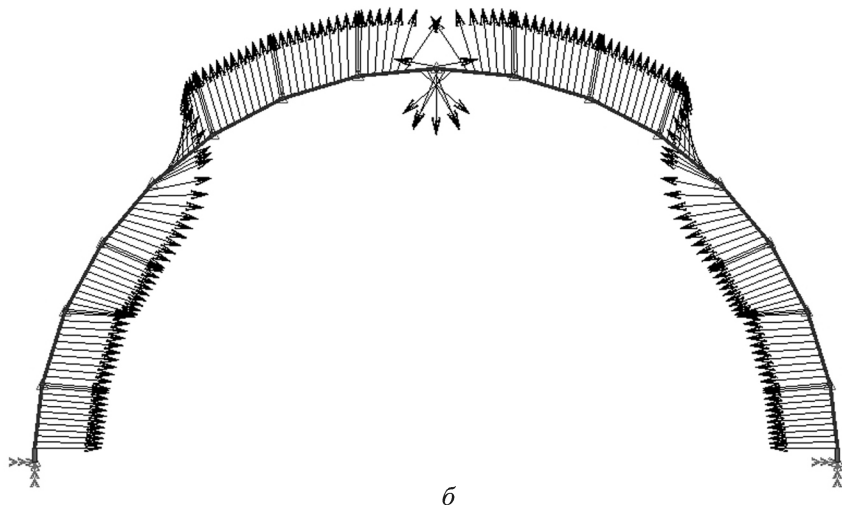
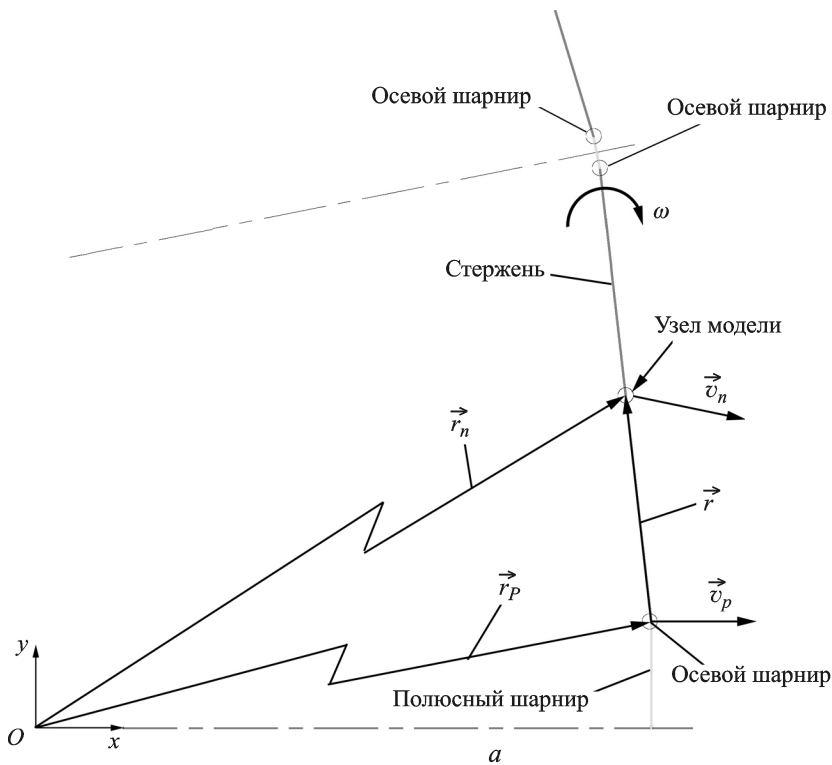


Рис. 7. Начальные условия в узлах конечно-элементной модели:
a — определение скоростей узлов конечно-элементной модели; *б* — компоненты $\dot{u}_0(t)$ в момент времени $t = 1,260$ с

Численный анализ НДС проводился с использованием метода Direct Transient Response (SOL 109, исследование переходного процесса) без учета демпфирования.

В соответствии с рекомендациями, представленными в руководствах к MSC.Nastran, шаг интегрирования должен выбираться из сле-

дующего условия: минимум 10 временных шагов на период отклика для максимальной интересующей частоты. С помощью построенной конечно-элементной модели получены значения первых двадцати частот собственных колебаний одного меридионального пояса. Колебания на этих частотах происходят попеременно в плоскости и из плоскости развертывания меридионального ребра. Экваториальный складывающийся стержень, влияние которого не учитывается в случае расчета модели одного меридионального ребра, снижает частоты собственных колебаний за счет введения дополнительной массы в модель. Однако разница в частотах невелика, что позволяет допустить рассмотрение одного меридионального ребра и дает возможность на основе результатов, полученных в ходе расчетов с использованием его конечно-элементной модели, делать выводы о поведении конструкции, набранной из меридиональных ребер.

Тогда, если учитывать первые десять частот собственных колебаний в плоскости раскрытия меридионального ребра (т.е. ищем отклик на частоте $f_{20} = 108,24$ Гц — максимальной найденной собственной частоте, соответствующей десятой форме колебаний в плоскости раскрытия ребра), получается значение для шага интегрирования:

$$\Delta t = \frac{T_{20}}{10} = \frac{1}{10 f_{20}} = \frac{1}{1082,4} = 0,0009 \text{ с.}$$

Расчет спектральной плотности напряжений показывает наличие откликов на частотах выше $f_{20} = 108,24$ Гц, что требует уменьшения шага интегрирования по времени для уменьшения погрешностей при расчете напряжений. Поэтому в расчетах шаг интегрирования Δt был принят равным 10^{-4} с.

В результате расчета НДС меридионального ребра (без учета демпфирования) получены значения эквивалентных напряжений, возникающих в его узлах в рассматриваемый момент времени. На рис. 8 показано изменение напряжений по времени в узле меридионального ребра, соответствующем петле шарнира, связывающего стержни меридионального ребра и экваториальный стержень, в котором напряжения максимальны.

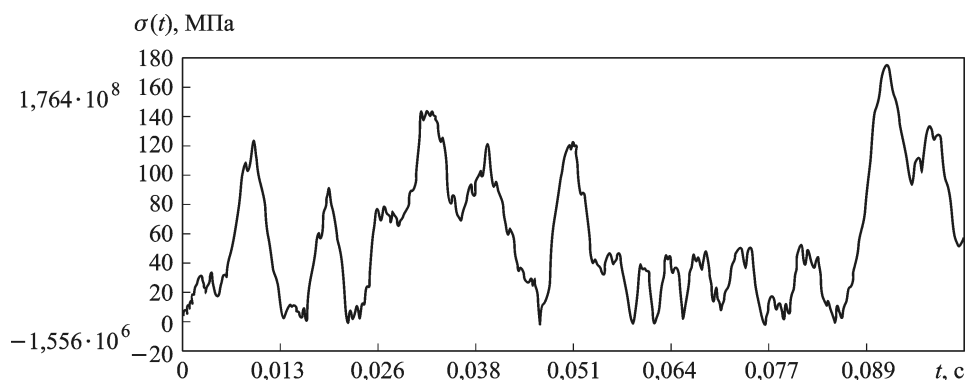


Рис. 8. Изменение напряжений в одном узле меридионального ребра по времени

Следует отметить, что данное значение эквивалентного напряжения в указанной зоне меридионального ребра характеризует напряженное состояние, которое существует в течение весьма малого промежутка времени и определяется динамическим характером нагружения. При учете демпфирования реальное значение максимального эквивалентного напряжения в конструкции может быть меньше.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. У а й Б., Ф у р а м о т о Н., Б э н е р д ж и Э. К., Б а р б е П. М. Моделирование и расчет динамики развертывания панелей солнечных батарей космического аппарата // *Аэрокосмическая техника*. – 1987. – № 5. – С. 161–168.
2. Б е й Н. А., В е ч т о м о в В. А., З и м и н В. Н. Антенны систем спутниковой связи и навигации: Учеб. пособие. / Под. ред. Н.А. Бея. – М.: Изд-во “Рудомино”, 2010. – 220 с.
3. Б о р з ы х С. В., О с о с о в Н. С., Щ и б л е в Ю. Н. Моделирование процесса раскрытия крупногабаритных солнечных батарей // *Изв. РАН. Математическое моделирование*. – 2004. – № 6. – С. 88–92.
4. К р ы л о в А. В., Ч у р и л и н С. А. Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, Сер. Машиностроение*. – 2011. – № 1. – С. 106–112.

Статья поступила в редакцию 15.06.2012