

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ РАСКРЫТИЯ ФЕРМЕННОГО КАРКАСА ТРАНСФОРМИРУЕМОГО РЕФЛЕКТОРА АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ



**Гутовский Илья Евгеньевич**, ведущий инженер, к.т.н.  
ООО «Научно-техническое предприятие «ДИП»  
Будапештский пр., 38/2, Санкт-Петербург, 192071, Россия.  
Тел.: (812)709 7076, E-mail: [dip\\_zenit@mail.ru](mailto:dip_zenit@mail.ru)



**Золин Анатолий Владимирович**, м.н.с  
ОАО «Особое конструкторское бюро Московского  
энергетического института»  
ул. Красноказарменная, 14, Москва, 111250, Россия.  
Тел.: (495)362 5652, E-mail: [panteleev@okbmei.ru](mailto:panteleev@okbmei.ru)



**Курков Сергей Викторович**, генеральный директор, к.т.н.  
ООО «Научно-техническое предприятие «ДИП»  
Будапештский пр., 38/2, Санкт-Петербург, 192071, Россия.  
Тел.: (812)709 7076, E-mail: [dip\\_zenit@mail.ru](mailto:dip_zenit@mail.ru)



**Пантелеев Валерий Анатольевич**, начальник центра  
ОАО «Особое конструкторское бюро Московского  
энергетического института»  
ул. Красноказарменная, 14, Москва, 111250, Россия.  
Тел.: (495) 362 5652, E-mail: [panteleev@okbmei.ru](mailto:panteleev@okbmei.ru)



**Хлебников Денис Александрович**, инж.-констр. 1 кат.  
ОАО «Особое конструкторское бюро Московского  
энергетического института»  
ул. Красноказарменная, 14, Москва, 111250, Россия.  
Тел.: (495) 362 5652, E-mail: [panteleev@okbmei.ru](mailto:panteleev@okbmei.ru)

### Аннотация

Рассматривается методика моделирования динамического процесса раскрытия ферменного каркаса трансформируемого рефлектора антенны космического базирования с использованием программного комплекса конечно-элементного моделирования «Зенит-95». Особенностью задачи

является учёт деформируемости всех элементов конструкции при значительном изменении её конфигурации.

*Ключевые слова:* метод конечных элементов, раскрывающиеся антенны, ферменный каркас, динамика раскрытия ...

I.E. Gutovsky, A.V. Zolin, S.V. Kurkov, V.A. Panteleev, D.A. Khlebnikov

## **FEA SIMULATION OF DEPLOYING DYNAMICS OF SPACE SELF-DEPLOYABLE ANTENNA TRUSS FRAMEWORK**

Dr. Sergey V. Kurkov, director general,

Dr. Ilya E. Gutovskiy, chief engineer

«Research and Technical Enterprise «DIP», Budapest Ave, 38/2, St.-Petersburg,  
192071, Russia

Phone: 812-709-7076

Valery A. Panteleyev, head of the scientific and technical center,

Anatoly V. Zolin, junior researcher,

Denis A. Khlebnikov, design engineer category 1

JSC «Special research bureau of Moscow power engineering institute»,

14, Krasnokazarmennaya st. , Moscow,

111250, Russia

Phone: 495-362-5652

### **Abstract**

Method of FEA Simulation of deploying dynamics of space self-deployable antenna truss framework with FEM Software «Zenit-95» are considered. The distinctive feature of this simulation is performance with due regard of components flexibility and significant configuration changes.

*Key words:* FEM, self-deployable antenna, truss framework, deploying dynamics ...

Антенны космического базирования являются важнейшими элементами современных космических систем информационного обеспечения. Предъявляемые в настоящее время требования к космическим аппаратам (КА) заставляют предусматривать значительные габариты антенных систем. Данные требования выполняются с использованием трансформируемых (раскрывающихся) рефлекторов. На данный момент применяется множество типов подобных раскрывающихся конструкций. Антенные системы, разрабатываемые в ОАО «ОКБ МЭИ» с 1972 года, имеют ферменную структуру, основанную на складывающихся стержневых элементах.

Ферменные рефлекторы ОАО «ОКБ МЭИ» представляют из себя сложный трансформируемый механизм с большим количеством элементов и связей. Основу фермы составляют складывающиеся тетраэдрические ячейки, состоящие из стержней и пружинно-шарнирных элементов. Антенные системы с такой конструкцией зеркал продемонстрировали хорошую устойчивость к воздействиям, характерным для орбитального полёта. Несколько образцов таких систем успешно прошли лётные испытания в составе КА «Ресурс-01», а также модуля «Природа» обитаемой космической станции «Мир». Накопленный опыт в области проектирования раскрывающихся антенн космического базирования позволяет ОАО «ОКБ МЭИ» занимать в России одну из лидирующих позиций в этой области.

Требования к массе конструкций КА заставляют разработчиков использовать лёгкие сплавы и композитные материалы, а также не позволяют иметь большой запас по прочности. Эти обстоятельства приводят к возрастанию роли вопросов расчётного и экспериментального определения прочности элементов конструкции.

Традиционно для расчёта прочности применяется метод конечных элементов (МКЭ). Данный метод хорошо себя зарекомендовал во многих отраслях мировой промышленности и является основой для подавляющего большинства современных программных комплексов.

Для раскрывающихся космических рефлекторов среди расчётных случаев особое место занимает расчёт динамики и прочности конструкции в процессе её раскрытия. В случае, если этот процесс протекает достаточно скоротечно и неуправляемо, возникающие напряжения могут оказаться определяющими для конструктивных параметров рефлектора. Высокие напряжения в элементах конструкции возникают в результате высоких значений их кинематических параметров, ударных взаимодействий при фиксации конструкции в развёрнутом положении и колебаний, возникающих после окончания процесса раскрытия. Сложность моделирования данного процесса заключается в том, что для этого непригодны программные комплексы, работающие на МКЭ в классической его постановке. Большинство комплексов конечно-элементного моделирования требуют соблюдения принципа неизменности начальных размеров и не могут быть использованы для расчёта механических систем, изменяющих свою конфигурацию (то есть механизмов).

Как правило, такая задача решается с помощью разделения расчёта динамики и прочности. Для создания кинематической модели используются программные комплексы анализа многокомпонентных систем (Multibody dynamics analysis), работающие на основе уравнений Лагранжа II рода. Результатами расчёта по такой методике являются кинематические параметры элементов конструкции и силы в их соединениях. Недостатком данной методики является невозможность

прямого учёта упругости элементов системы. Далее по полученным значениям формируются нагрузки, которые затем используются в конечно-элементном моделировании какого-либо положения системы. Применение разделения расчётов динамики и прочности связано с большой трудоёмкостью подобных работ из-за необходимости построения большого количества моделей и обменом данными между ними.

Программный комплекс «Зенит-95» разработки ООО «Научно-техническое предприятие «ДИП» позволяет решить данную задачу прямым использованием МКЭ с применением динамических матриц. Для такой методики не является обязательным соблюдение принципа неизменности начальных размеров, и нет необходимости разделения расчётов на динамику и прочность. С помощью комплекса «Зенит-95» возможно создание универсальной модели, которая позволяет определять кинематические, динамические и прочностные характеристики в процессе одного расчёта.

В данной статье рассматриваются конструктивные особенности самораскрывающихся космических антенн, разрабатываемых в ОАО «ОКБ МЭИ», а также особенности моделирования динамического процесса их раскрытия на примере рефлектора, разработанного в ОАО «ОКБ МЭИ».

Рефлектор состоит из ферменного каркаса (ФК) зеркала, центральной стойки, узлов крепления зеркала на центральной стойке (устройство опорное, центральный шарнир, опора каркаса), устройств фиксации рефлектора в зачеканном положении, а также электрооборудования и различных вспомогательных узлов и деталей, расположенных на центральной опоре.

Формируемая рефлектором отражающая поверхность является аппроксимацией параболоида вращения с фокусным расстоянием 5000 мм. Данная поверхность образуется из треугольных ячеек ферменного каркаса рефлектора.

Ферменный каркас рефлектора состоит из двух поверхностей (лицевой и тыльной), образованных унифицированными элементами, близким к равносторонним треугольникам (рис. 1).

В узловых точках лицевой и тыльной сторон ферменного каркаса находятся шарнирные устройства (далее – узловые шарниры). К узловым шарнирам присоединены стержни, образующие поверхность, имеющие возможность складывания (далее - складывающиеся стержни), а также стержни, соединяющие лицевую и тыльную стороны ФК (далее – диагональные стержни). Фрагмент ферменного каркаса представлен на рис. 2.

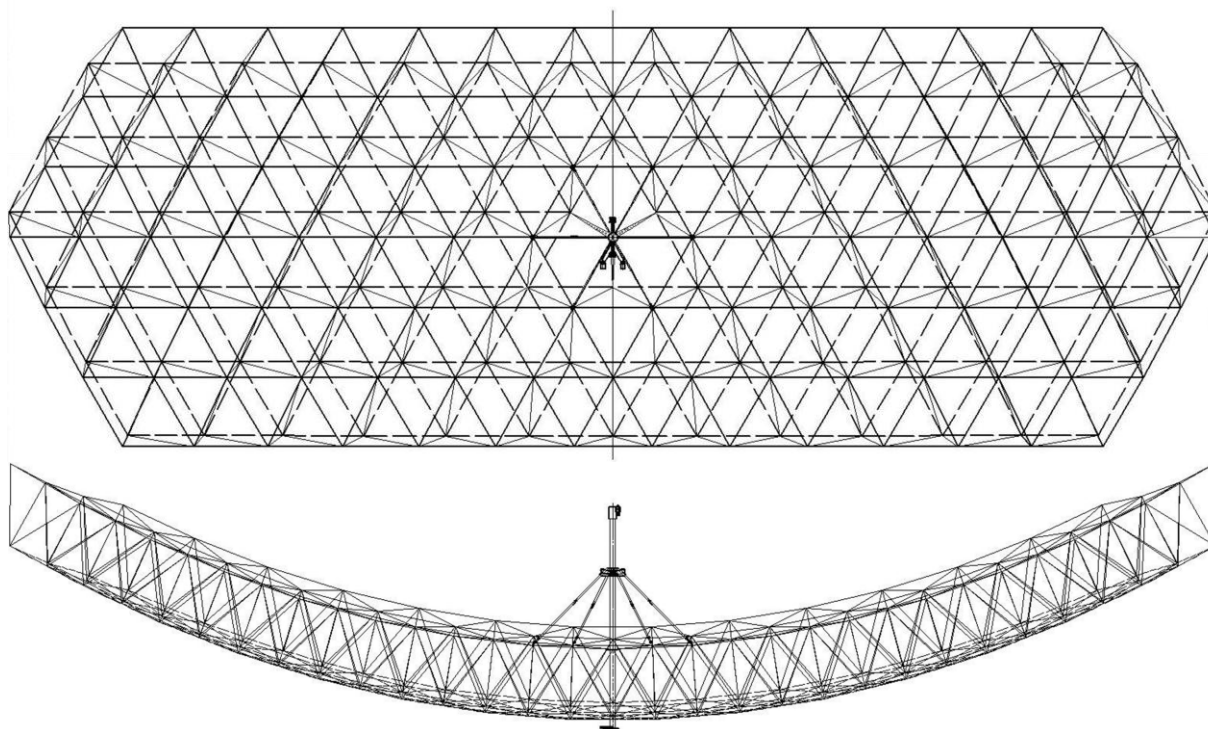


Рис. 1. Общий вид рефлектора

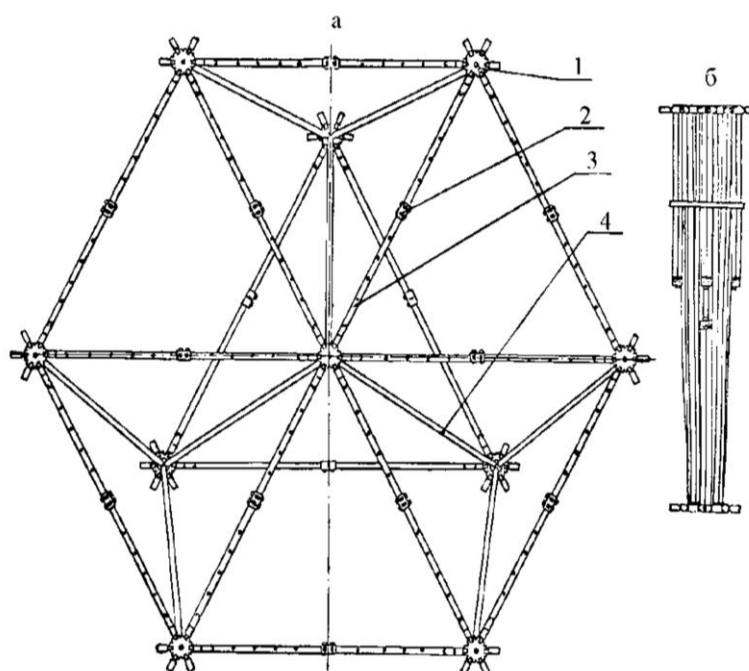


Рис. 2. Фрагмент ферменного каркаса

В развернутом состоянии (рис. 2, а) стержни ферменной конструкции сходятся в узловых шарнирах 1, которые расположены на двух криволинейных поверхностях. В каждом узловом соединении сходятся по 3 диагональных стержня 4, обеспечивающих связь узловых точек вогнутой и выпуклой поверхностей каркаса, а также по 6 складывающихся стержней 3, которые непосредственно образуют

поверхности каркаса. К складывающимся стержням лицевой стороны прикреплена отражающая поверхность в виде трикотажного сетеполотна из микропроволоки. Складывающиеся стержни имеют в середине шарниры с пружинами 2. Базовая ячейка лицевой и тыльной поверхностей – треугольник, образованный тремя складывающимися стержнями, а базовая ячейка фермы каркаса – тетраэдр, образованный тремя диагональными стержнями и тремя складывающимися стержнями. Вся ферма каркаса образуется повторением этих базовых ячеек. Необходимая по радиотехническим соображениям форма поверхности вогнутой сети образуется за счет разной длины складывающихся стержней лицевой и тыльной сетей. Длина всех диагональных стержней одинакова.

Конечно-элементная модель (КЭМ) для расчета приведения рефлектора в рабочее положение представлена на рис. 3.

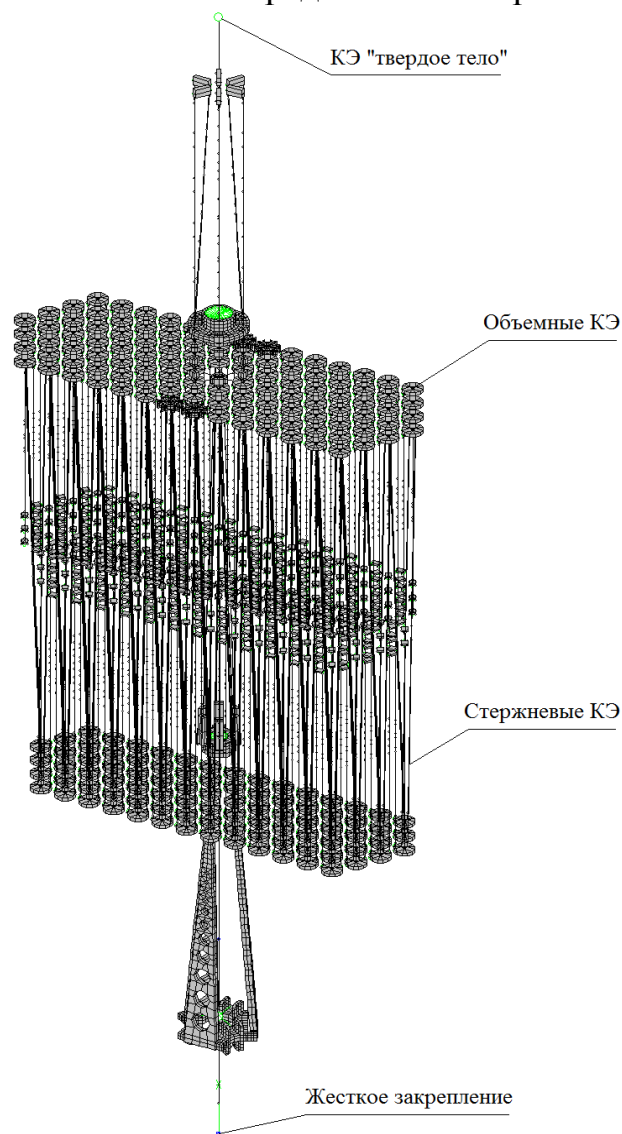


Рис. 3. КЭМ для расчета приведения рефлектора в рабочее положение

При построении КЭМ рефлектора для расчета динамических параметров при приведении в рабочее положение были использованы объемные конечные элементы (КЭ), стержневые КЭ, элементы «твердое тело», КЭ «сферический шарнир», КЭ «кулиса-направляющая», КЭ «связь конечной жесткости», КЭ «стержень с поворотом узлов», КЭ «фиксатор».

Объемными элементами моделируются корпусные детали опорного устройства, стержни и корпус опоры каркаса.

Стержневыми КЭ, с соответствующими геометрическими характеристиками сечений, моделируются вилки, петли и все трубчатые сечения элементов конструкции рефлектора.

Инерционные характеристики массы сетеполотна учитываются путем ввода дополнительных характеристик (погонная масса) трубчатых стержней лицевой поверхности рефлектора.

Элементы «твердое тело» используются для моделирования сосредоточенных масс и для соединения корпусов из объемных элементов со стержнями, моделирующими центральную стойку рефлектора.

КЭ «сферический шарнир» моделирует шарнирные соединения элементов конструкции рефлектора. Данный элемент позволяет учитывать при расчетах трение в шарнирах.

КЭ «кулиса-направляющая» используется для моделирования шпоночного соединения опоры каркаса с центральной стойкой рефлектора (в части направления движения опоры каркаса вдоль центральной стойки рефлектора).

КЭ «связь конечной жесткости» используется для моделирования шпоночного соединения опоры каркаса с центральной стойкой рефлектора (в части передачи крутящего момента на центральную стойку).

КЭ «стержень с поворотом узлов» обеспечивает передачу крутящего момента заданного в глобальной системе координат КЭМ в локальную систему координат связанную с осью шарнирного соединения, совершающего большие пространственные перемещения.

Для ограничения углового относительного движения складывающихся стержней рефлектора после приведения их в рабочее положение используется КЭ «фиксатор». Этот же элемент используется для моделирования пружин кручения, установленных в узловых и стержневых шарнирах каркаса (вводится в третьем узле КЭ «стержень с поворотом узлов»).

Построение данной КЭМ происходило поэтапно - наиболее нагруженные жесткостные модели элементов конструкции рефлектора заменялись более подробными расчетными моделями.

В результате расчетов динамических параметров при раскрытии рефлектора были получены параметры движения, усилия и напряжения в элементах КЭМ на каждом шаге расчета.

На рис. 4 представлена КЭМ рефлектора в процессе раскрытия в различные моменты времени.

На рис. 5 представлен график зависимости от времени реакции в закреплении центральной стойки рефлектора. Направление реакции - ось центральной стойки рефлектора (OZ).

На рис. 6 представлен график зависимости от времени напряжений изгиба в углепластовой трубке  $\varnothing 14 \times 0,85$ .

На рис. 7 представлен график зависимости от времени эквивалентных напряжений в узловом шарнире.

На рис. 8 представлено напряженное состояние узлового шарнира в момент возникновения максимальных эквивалентных напряжений.

При расчете контролировалось время полного раскрытия рефлектора (самая поздняя постановка на упор стержня в стержневом шарнире). На рис. 9 представлен график зависимости от времени углового перемещения последнего раскрытого стержня относительно оси его стержневого шарнира.

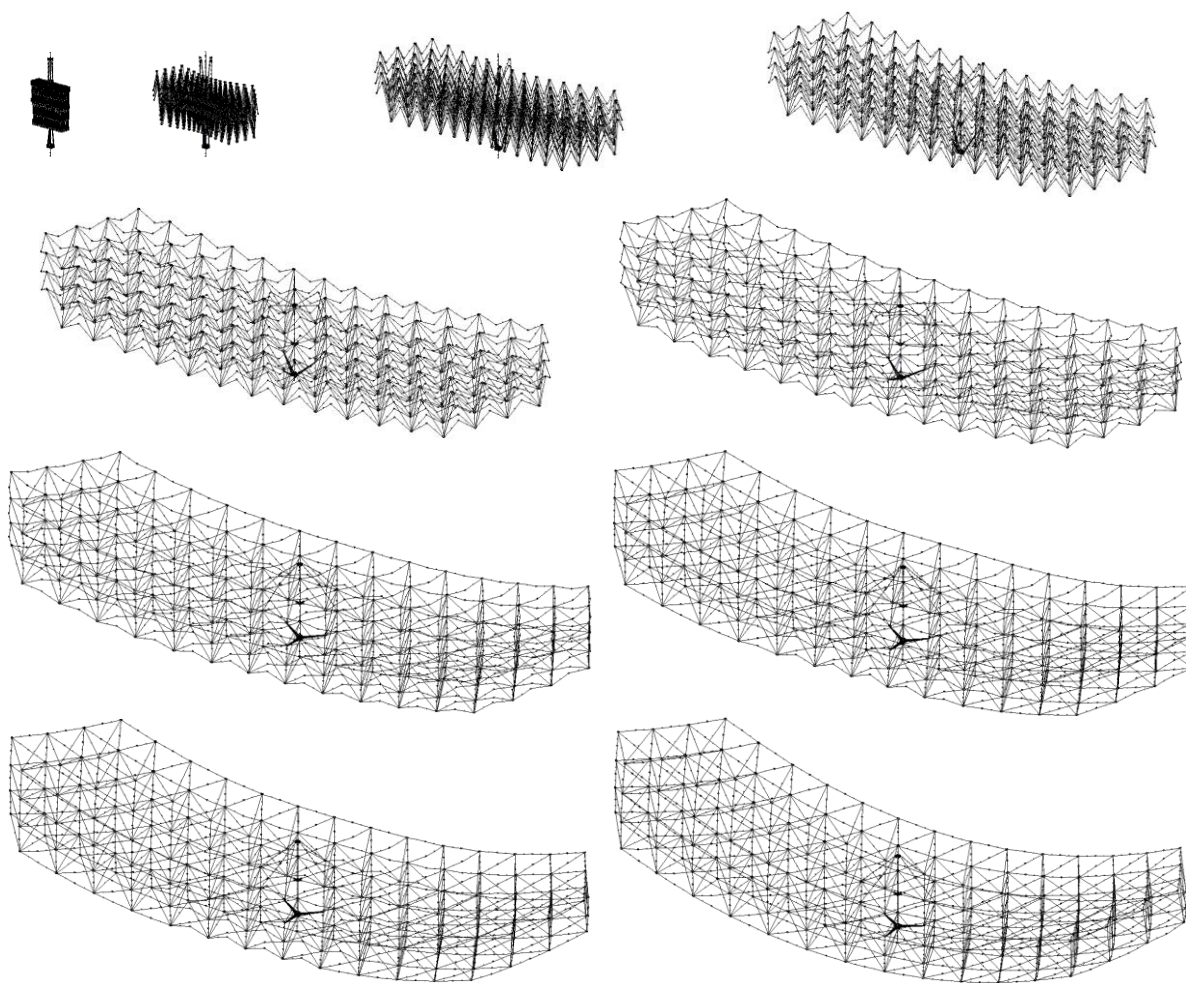


Рис. 4. Положение КЭМ рефлектора в процессе раскрытия в различные моменты времени



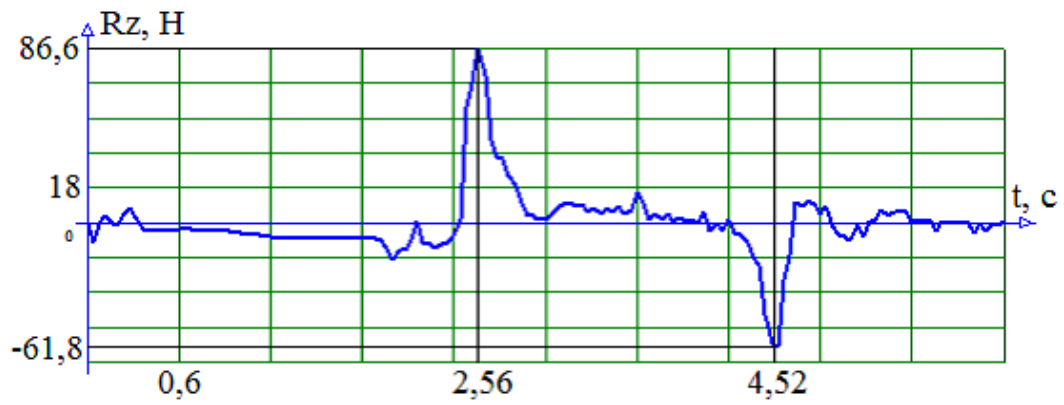


Рис. 5. График зависимости от времени реакции в закреплении центральной стойки рефлектора

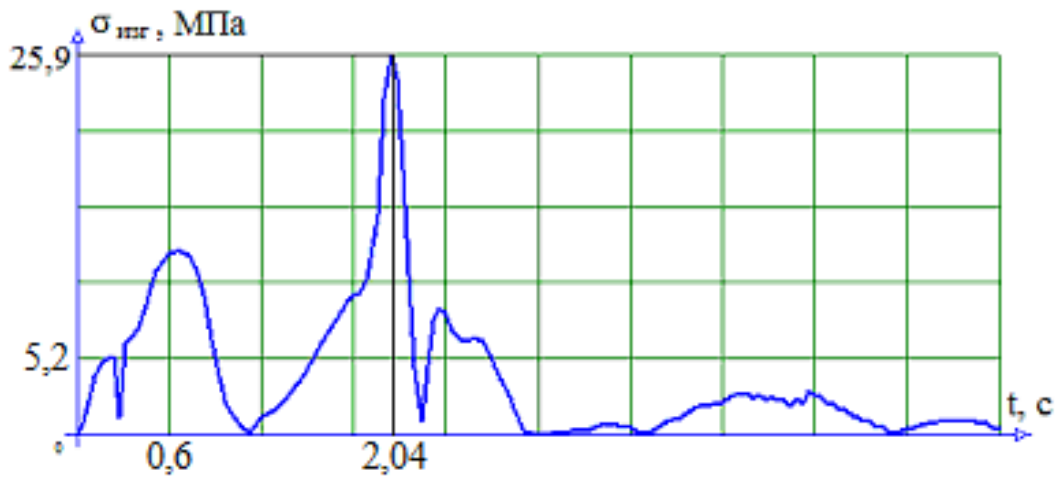


Рис. 6. График зависимости от времени напряжений изгиба в углепластовой трубке

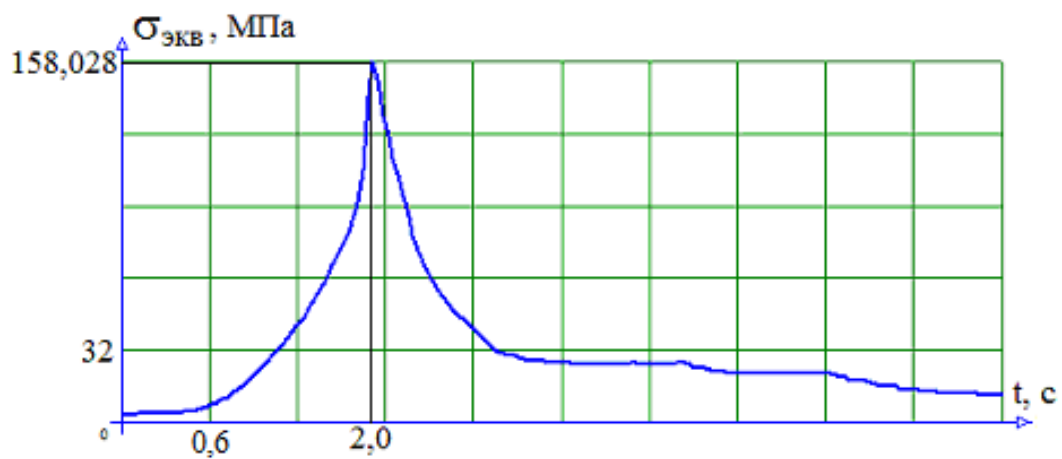


Рис. 7. График зависимости от времени эквивалентных напряжений в узлом шарнире

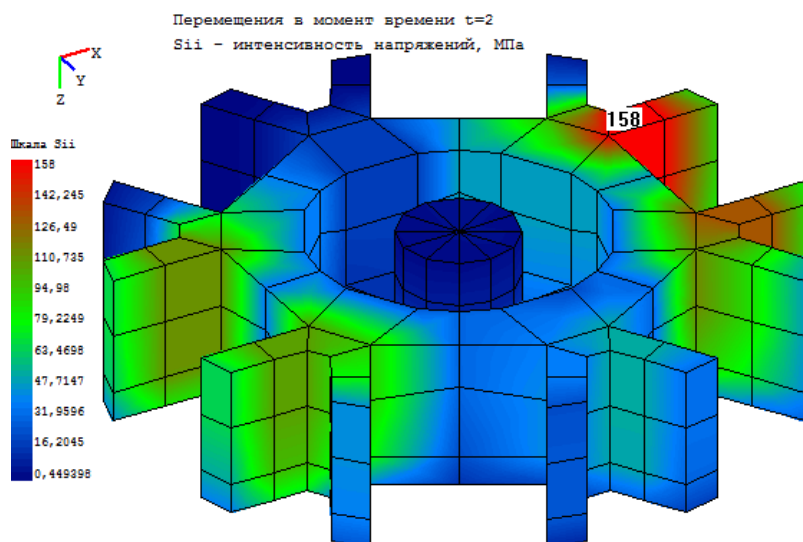


Рис. 8. Напряженное состояние узлового шарнира в момент возникновения максимальных эквивалентных напряжений

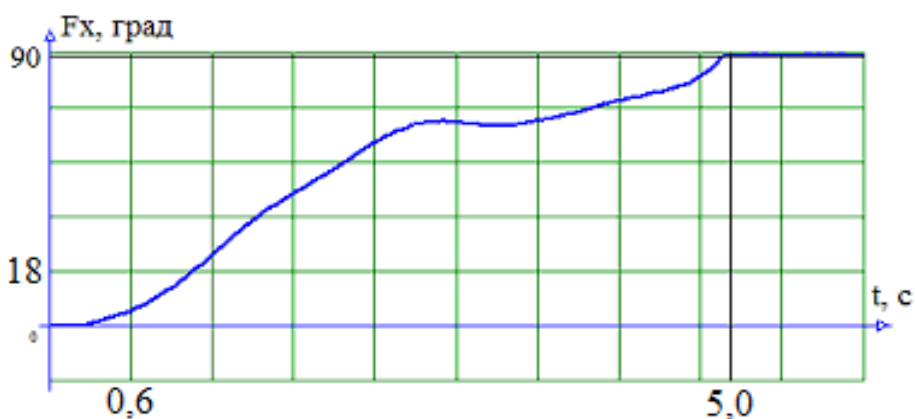


Рис. 9. График зависимости от времени углового перемещения последнего приведенного в рабочее положение стержня относительно оси стержневого шарнира

Полученные результаты расчёта позволяют сделать вывод о соблюдении условий прочности всех элементов конструкции и дать положительное заключение о правильности принятых технических решений с точки зрения расчётной прочности, жесткости и надежной фиксации рефлектора в рабочем положении.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Курков С.В. Метод конечных элементов в задачах динамики механизмов и приводов. – СПб.: Политехника, 1991.
2. Крагельский И.В. Трение, изнашивание и смазка. Справочник. Книга 1. – М.: Машиностроение, 1978.
3. Баничук Н.В. и др. Механика больших космических конструкций. – М.: Факториал Пресс, 1997.