

УДК 629.78, 534.1

DOI 10.18698/0536-1044-2016-2-76-84

# Моделирование и анализ динамических характеристик конструкции крупногабаритных теплозащитных экранов космического телескопа

Е.С. Голубев<sup>1</sup>, А.Л. Галиновский<sup>1</sup>, М.Ю. Архипов<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

<sup>2</sup> ФИАН им. П.Н.Лебедева, 117997, Москва, Российская Федерация, ГСП-7, Профсоюзная ул., 84/32

## Simulation and Analysis of Structural Dynamic Characteristics of Large Thermal Shields of the Space Telescope

E.S. Golubev<sup>1</sup>, A.L. Galinovsky<sup>1</sup>, M.U. Arkhipov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

<sup>2</sup> Astro Space Center of P.N. Lebedev Physics Institute (ASC LPI), 117997, Moscow, Russian Federation, GSP-7, Profsoyuznaya St., 84/32



e-mail: evgenijgolubev@rambler.ru, galcomputer@mail.ru, rusengineer@mail.ru



При разработке крупногабаритных трансформируемых теплозащитных экранов применительно к перспективным космическим телескопам одной из важных задач является определение динамических характеристик конструкции в рабочей конфигурации и оценка ее отклика в условиях космического пространства и воздействия эксплуатационных нагрузок. В предлагаемой статье эта задача рассмотрена с дополнительными приближениями, позволившими применить существующие методы нелинейного анализа переходных динамических процессов. Разработаны математические модели, основанные на двух разных принципах формирования и решения уравнений движения системы упругих тел. Выполнено сравнение результатов моделирования.

**Ключевые слова:** космический телескоп, теплозащитные экраны, крупногабаритные космические конструкции, динамические характеристики конструкции, математическое моделирование.



The characterization of dynamic performance and dynamic response of the unfolded thermal shield structure in response to operational loads in the space environment is very important when developing large deployable thermal shields for future space telescopes. The authors of the article study this problem through additional approximations that allow them to use traditional modelling techniques for nonlinear analysis of transient dynamic processes. Simulation models based on two different approaches to the formulation and solution of motion equations for elastic body systems are developed. The simulation results are compared.

**Keywords:** space telescope, thermal shields, large space structures, dynamic performance, mathematic simulation.

Перспективные крупногабаритные космические телескопы — например, такие, как в проекте «Миллиметрон» (рис. 1), для достижения сверхвысокой чувствительности требуют пассивного радиационного охлаждения до сверхнизких криогенных температур [1]. Наиболее эффективным средством обеспечения теплового режима космического телескопа являются радиационные теплозащитные экраны (ТЭ) на основе полиимидных пленок с двусторонним металлизированным покрытием или многослойной экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) [2].

При современных размерах антенн (до 10 м) такие ТЭ будут представлять собой крупногабаритные трансформируемые конструкции малой жесткости, состоящие из несущего каркаса и закрепленных на нем нескольких слоев пленок. Ввиду строгих требований к массе, объему размещения в транспортном положении, контролируемому раскрытию, сроку службы материалов и тепловым характеристикам в рабочей конфигурации ТЭ их разработка является сложной научно-технической задачей. При этом динамические характеристики конструкции ТЭ в раскрытом положении — собственные частоты, формы колебаний и коэффициенты демпфирования упругих колебаний — также необходимо учитывать, поскольку они могут повлиять на функционирование обсерватории: динамику управления космическим аппаратом и эффективность работы ТЭ. Несмотря на то что общая масса системы ТЭ может достигать ~20 % от массы обсерватории, моменты инерции раскрытых ТЭ вследствие больших габаритных размеров будут составлять более 50 % от центральных моментов инерции космического аппарата. Поэтому динамические характеристики конструкции ТЭ будут оказывать существенное влияние на устойчивость системы ориентации и стабилизации космической обсерватории, а следовательно, и на погрешность наведения оптической оси телескопа [3].

Несмотря на значительные достижения в области проектирования и отработки крупногабаритных трансформируемых космических конструкций, таких как солнечные батареи, антенны ферменного, лепесткового и зонтичного типов [4–6], задача по определению динамических характеристик конструкции ТЭ остается актуальной. Это связано с тем, что при наземной отработке конструкции ТЭ с крупногабаритными пленочными полотнами трудно с достаточной

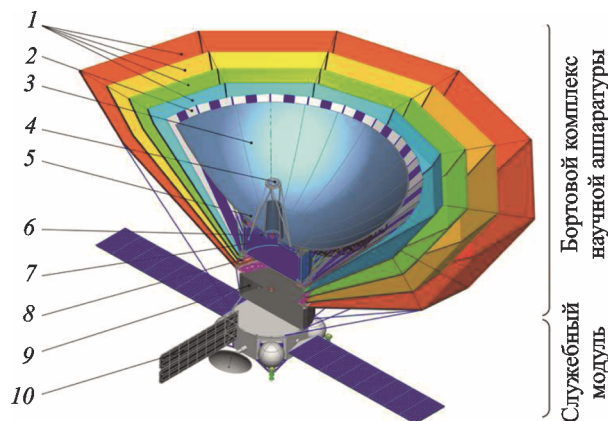


Рис. 1. Общий вид космической обсерватории «Миллиметрон»:

- 1 — ТЭ; 2 — криоэкран; 3 — лепесток главного экрана;
- 4 — контррефлектор; 5 — центральная часть главного экрана;
- 6 — оптическая скамья; 7 — криоконтейнер;
- 8 — опорная ферма ТЭ; 9 — неохлаждаемый контейнер;
- 10 — радиатор

точностью воспроизвести граничные условия, соответствующие эксплуатационным. В ходе наземных испытаний должно быть учтено действующее на конструкцию гравитационное поле. Современные решения этой проблемы основаны, как правило, на подвесных системах, обеспечивающих разгрузку исследуемых объектов. Однако такие системы требуют минимизации собственного влияния на динамические свойства объектов [7].

Другим фактором, искажающим результаты испытаний, является наличие воздушной среды. Ее влияние можно исключить либо за счет помещения объекта испытаний в вакуумную камеру, либо за счет применения специальных методов учета воздействия атмосферы на колебания конструкции [8]. Следует отметить, что не всегда можно использовать вакуумные камеры, особенно для крупногабаритных конструкций, что связано со значительными материальными затратами, техническими сложностями и отсутствием вакуумных камер больших размеров. Последний фактор является существенным ограничением для наземной отработки ТЭ с большой площадью пленочных полотен. Следовательно, необходима разработка математических моделей крупногабаритных ТЭ, адекватно описывающих механические свойства и поведение конструкции.

Цель работы — разработка методов моделирования динамики конструкции ТЭ в рабочей конфигурации в условиях космического пространства и воздействия эксплуатационных нагрузок.

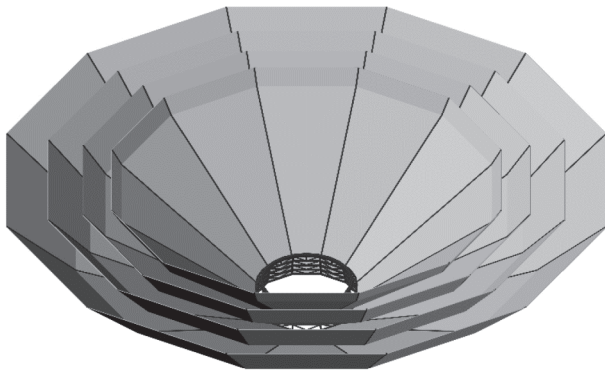


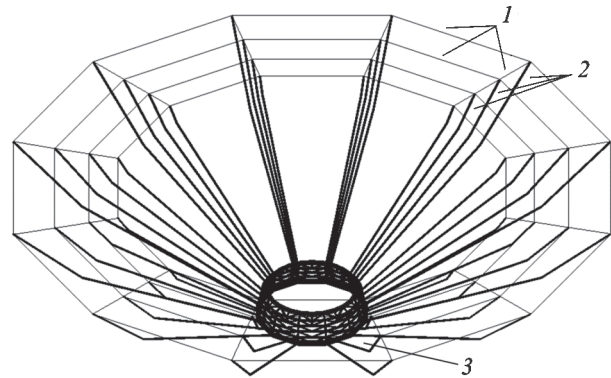
Рис. 2. ТЭ в рабочей конфигурации

Рассмотрена конструкция ТЭ, представленная набором из четырех экранов зонтичной формы (рис. 2). При высоте около 5 м диаметр внешнего ТЭ составляет 20 м, а внутреннего — 11,5 м. Каркас каждого ТЭ образован 12 несущими спицами, установленными на опорную ферму, и набором предварительно натянутых по концам спиц тросов (рис. 3). На каркас первого внешнего ТЭ крепятся маты многослойной ЭВТИ, на последующие три ТЭ — два слоя полиимидной пленки с двусторонней металлизацией.

Наличие в силовой схеме каркаса тросов, связывающих спицы между собой в радиальном и окружном направлениях, а также полотен ЭВТИ и металлизированных пленок усложняет моделирование динамического поведения ТЭ. Для точного моделирования требуются новые методы нелинейного анализа, поскольку упрощенных представлений или традиционных методов недостаточно. Например, в более ранних исследованиях [9, 10] тонкопленочные слои экранов представлены в динамической модели как масса, распределенная вдоль поддерживающих спиц. Такой подход не опишет низкочастотные моды, связанные с пленочными полотнами, а также более высокочастотные моды, вызванные взаимодействием пленки со спицами. Однако он позволит оценить динамическую жесткость силовой конструкции ТЭ и максимальный ее отклик на внешние возмущающие факторы, а также внести в нее коррективы на начальном этапе проектирования.

В связи с этим приняты допущения, позволяющие провести оценку отклика каркаса ТЭ на динамические возбуждения:

- полотна пленок и ЭВТИ между спицами каркаса не преднатяжены, поэтому не подвергаются упругим деформациям;

Рис. 3. Основные элементы каркаса ТЭ:  
1 — тросы; 2 — спицы; 3 — опорная ферма

- масса пленок и ЭВТИ учитывается приложением точечных масс вдоль спицы, величины которых пропорциональны прилегающей площади сектора пленочного экрана.

Для моделирования тросов использовали два подхода, базирующиеся на двух разных принципах формирования и решения уравнений движения системы упругих тел. При первом подходе учитывали замкнутость силовой схемы каркаса ТЭ и утверждали, что два троса, прикрепленных к концу спицы, которые в процессе ее колебаний попеременно растягиваются и выключаются из работы, эквивалентны двум стержням, работающим на растяжение–сжатие, с жесткостью в два раза меньшей, чем у реального троса. При втором подходе нелинейное поведение тросового элемента смоделировано нелинейной силой, зависящей от расстояния между узлами крепления троса:

$$F_{\text{трос}} = \begin{cases} EA \frac{\Delta l}{l_0}, & \Delta l > 0; \\ 0, & \Delta l \leq 0, \end{cases}$$

где  $\Delta l = l - l_0$  — изменение длины троса;  $l_0$  — начальная длина троса;  $EA$  — жесткость на растяжение.

**Первый подход к моделированию тросовых связей для определения динамических характеристик механической системы** позволяет использовать метод конечных элементов, реализованный в программном комплексе (ПК) MSC Nastran. Конечно-элементная модель (КЭМ) включает в себя набор спиц всех четырех экранов, расположенных в одной плоскости. Визуализация продольного сечения КЭМ представлена на рис. 4. На ее основе ниже проведены расчеты.

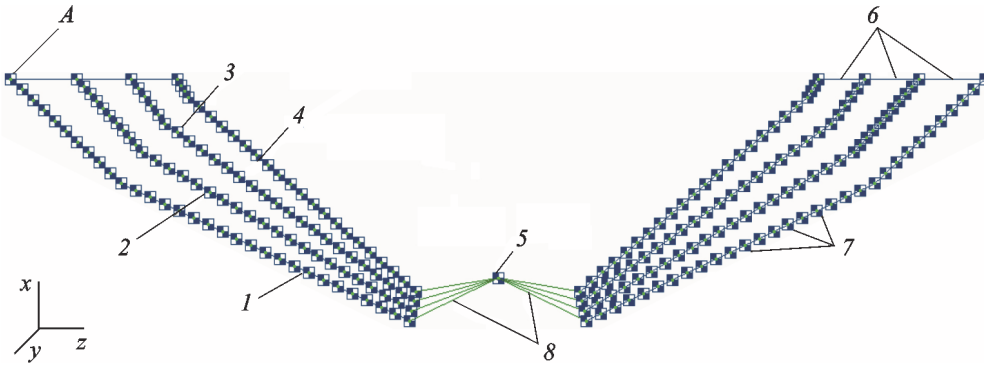


Рис. 4. КЭМ набора спиц ТЭ:

1–4 — спицы экранов № 1–4; 5 — центр масс космического аппарата; 6 — тросы; 7 — точечные массы; 8 — жесткие элементы

При проектировании каркаса ТЭ важен анализ отклика на возможные факторы динамического возбуждения в процессе эксплуатации обсерватории. К таким факторам относятся: работа комплекта управляющих двигателей-маховиков (КУДМ) в процессе переориентации обсерватории, разгрузка КУДМ с помощью двигателей малой тяги (ДМТ) системы стабилизации, а также работа двигателей коррекции (ДК) и ДМТ в момент коррекции орбиты. На рис. 5 и 6 приведены типовые циклограммы режимов работы ДМТ и ДК, а также соответствующие им уровни максимальных возмущающих моментов вокруг оси, перпендикулярной к продольной оси космической обсерватории. На этих рисунках показаны значения  $\tau_b$  — длительность включения ДМТ и  $\tau_n$  — период паузы между включениями.

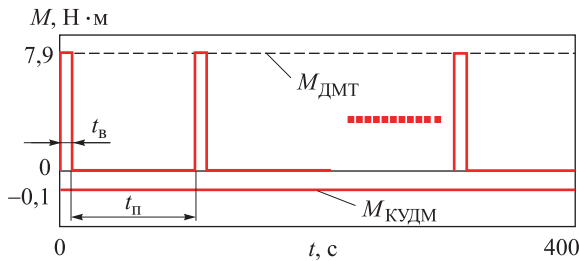


Рис. 5. Типовая циклограмма режима разгрузки КУДМ с помощью ДМТ ( $\tau_b = 0,1$  с;  $\tau_n = 6...8$  с)

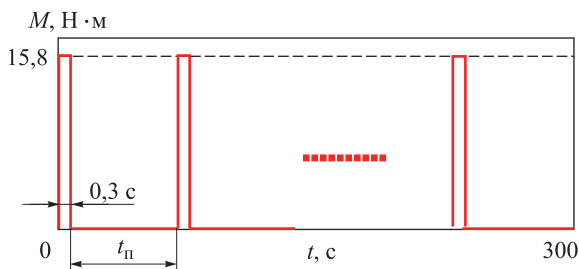


Рис. 6. Типовые циклограммы работы ДК и ДМТ в режиме коррекции орбиты ( $\tau_n = 1...20$  с)

Для исследования влияния динамического воздействия на ТЭ и выявления наиболее опасных режимов работы ДК и ДМТ проведен гармонический анализ. В качестве граничных условий использовали синусоидальный момент с амплитудой 1 Н·м, приложенный к элементу в центре масс аппарата вокруг оси, перпендикулярной к продольной оси обсерватории. Для приложения кинематического возбуждения к каркасу использован метод «большой массы». В центре масс аппарата размещен конечный элемент точечной массы с моментом инерции в  $10^6$  раз бóльшим, чем у конструкции ТЭ. Основания спиц связаны с ним жесткими элементами. Величина прикладываемого углового ускорения соответствовала отношению амплитуды момента в циклограмме внешней нагрузки к теоретической величине центрального момента инерции космического аппарата. Решение проводили в диапазоне частот 0,01...5 Гц.

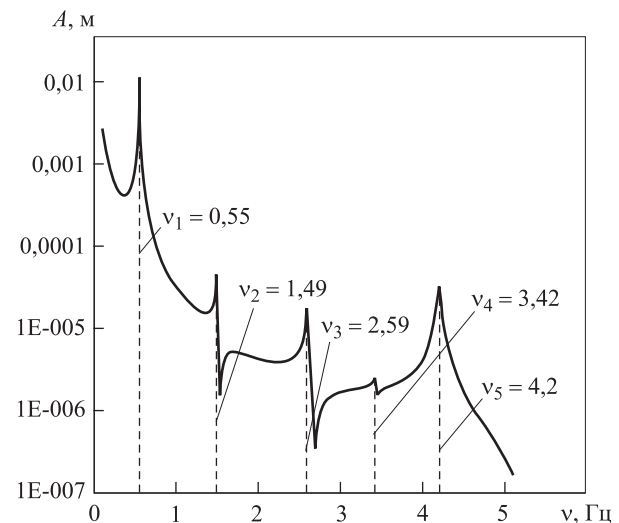


Рис. 7. АЧХ отклонения конца спицы в узле А (см. рис. 4)

На рис. 7 приведена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) отклонения конца спицы в узле А (см. рис. 4), в котором зафиксирован максимум отклонений при уровне структурного демпфирования, составляющем 1 % от критического. Следует отметить, что в настоящее время отсутствуют необходимые данные по вибропоглощающим характеристикам материалов в диапазоне температур эксплуатации конструкции ТЭ (50...400 К).

Из приведенной диаграммы следует, что наиболее неблагоприятными режимами работы ДК и ДМТ являются те, на которых период паузы между включениями двигателей  $\tau_{\text{п}}$  наиболее

близок к периоду первого тона собственных колебаний каркаса ТЭ:

$$\tau_{\text{п}} \approx nT_1 = n \frac{1}{\nu_1} = n \frac{1}{0,55} = n \cdot 1,82 \text{ с},$$

где  $n$  — целое число;  $T_1$  и  $\nu_1$  — соответственно период и частота первого тона собственных колебаний каркаса ТЭ.

Например, для случая работы ДК и ДМТ в режиме коррекции орбиты с уровнем максимального возмущающего момента  $M_y = 15,8 \text{ Н}\cdot\text{м}$  и периодом паузы между включениями двигателей  $\tau_{\text{п}} = 3 \cdot 1,82 = 5,46 \text{ с}$  максимальный отклик каркаса ТЭ в рамках решения задачи ди-

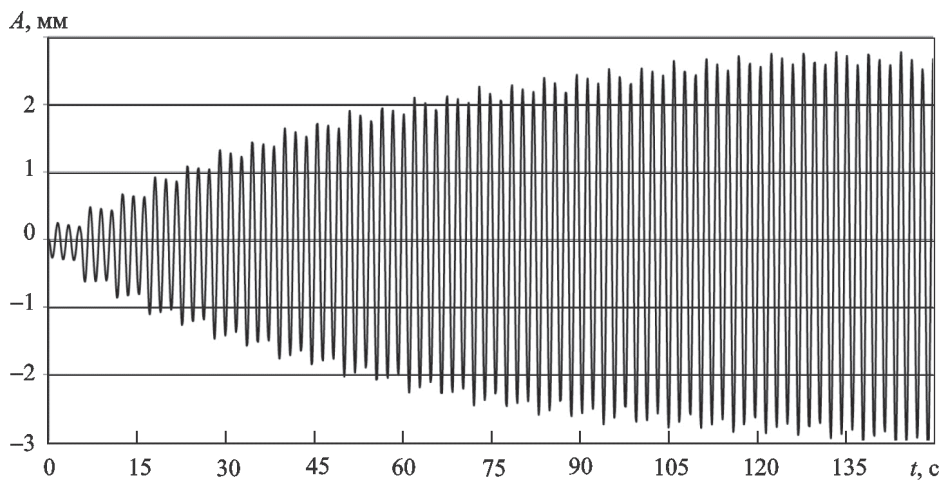


Рис. 8. Амплитуда колебаний конца спицы в узле А (см. рис. 4)

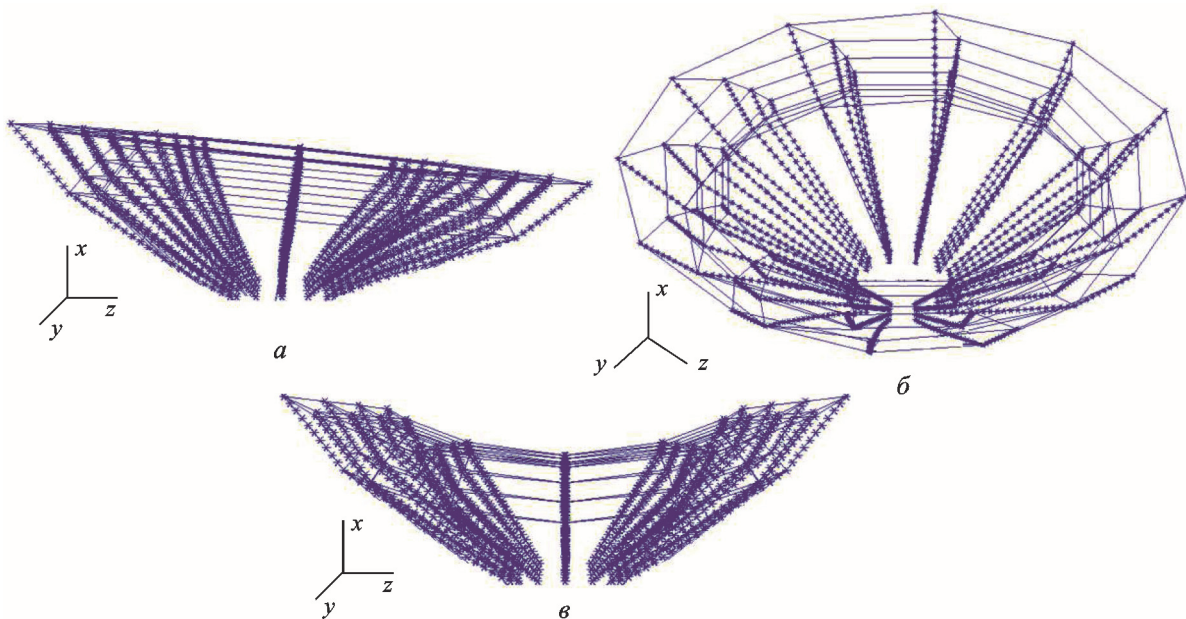


Рис. 9. Формы собственных колебаний ТЭ:  
а — тон 1 ( $\nu = 0,55 \text{ Гц}$ ); б — тон 3 ( $\nu = 0,79 \text{ Гц}$ ); в — тон 5 ( $\nu = 1,49 \text{ Гц}$ )

намического переходного процесса с уровнем структурного демпфирования 1 % от критического составил 3 мм (рис. 8). Начиная со 130-й секунды работы ДК и ДМТ наблюдается выход на установившийся режим вынужденных колебаний.

На рис. 9 приведены первые три характерные формы собственных колебаний каркаса ТЭ (за вычетом шести тонов колебаний как свободного тела), определенных в рамках модального анализа.

**Второй подход к моделированию тросовых связей для определения динамических характеристик механической системы** реализован в ПК MSC Adams. Методика моделирования динамики упругих тел построена на основе метода Крейга–Бемптона, базирующегося на модальным подходе и позволяющего, по сравнению с анализом динамики упругого тела посредством МКЭ, уменьшить размер матриц масс и жесткости модели [11]. Малые упругие перемещения вследствие деформаций приближенно представляются в локальной системе координат множеством форм упругого тела [12]:

$$u = \sum_{j=1}^J h_j w_j = Hw,$$

где  $u$  — матрица-столбец узловых степеней свободы;  $h_j$  — матрица-столбец формы упругого тела;  $w_j$  — модальная координата, соответствующая  $j$ -й форме;  $H$  — модальная матрица;  $w$  — матрица-столбец модальных координат. Таким образом, число  $N$  степеней свободы полной КЭМ сокращается до числа  $J$  модальных координат.

Число  $J$  зависит от требуемой точности моделирования и вида форм упругого тела. Например, в качестве  $h_j$  могут использоваться собственные формы незакрепленного тела. Однако это число требуемых форм значительно, поэтому для увеличения эффективности в методе Крейга–Бемптона совмещены статическая конденсация и собственные формы, рассчитанные при закреплении в некоторых узлах. Статическая форма соответствует конфигурации упругого тела с закрепленными интерфейсными узлами при условии, что в одной из степеней свободы такого узла задано единичное смещение (сдвиг или поворот). Собственная форма упругого тела описывает его конфигурацию в процессе свободных колебаний с некоторой собственной частотой.

Подготовку исходных данных для моделирования упругих элементов, таких как разработка полных КЭМ спиц, расчет статических форм при единичных смещениях по всем степеням свободы интерфейсных узлов, расчет собственных форм колебаний и построение модальной матрицы, редуцированных матриц масс и жесткости, выполняли в ПК MSC Nastran посредством вспомогательных пользовательских макросов, после чего данные импортировали в ПК MSC Adams. Таким образом обеспечивал соответствие массовых и жесткостных характеристик для упругих элементов конструкции ТЭ в обоих подходах.

**Сравнение подходов к моделированию тросовых связей** проводили в рамках нелинейного анализа переходного динамического процесса. В качестве начального возмущающего воздействия использовали импульс вращательного момента  $M_y = 1$  Н·м длительностью 0,3 с, возбуждающий первый тон собственных колебаний. На рис. 10, а приведены амплитуды колебаний (модули вектора упругих перемещений) конца внешней спицы в зависимости от времени для каркаса ТЭ без тросовых связей для двух подходов. Совпадение периода колебаний и уровня динамического отклика для одиночной спицы подтверждает идентич-

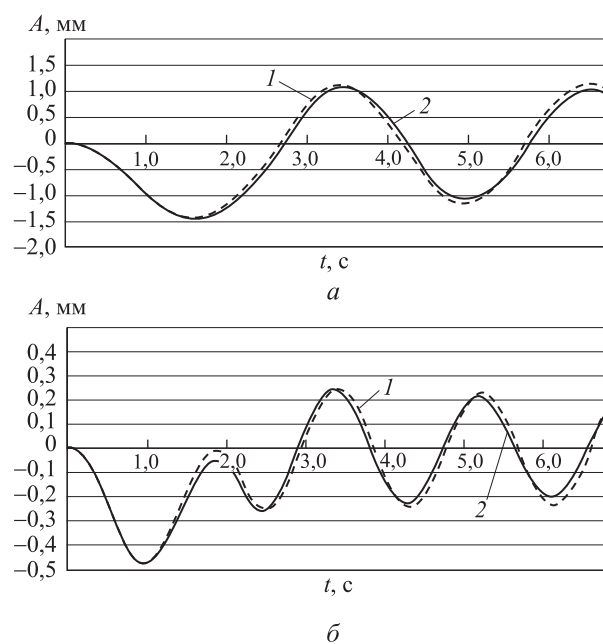


Рис. 10. Амплитуды колебаний конца спицы в точке А (см. рис. 4) при первом (1) и втором (2) подходе: а — одиночной спицы; б — набора связанных тросами спиц

ность массовых и жесткостных характеристик для упругих элементов конструкции ТЭ и при первом, и при втором подходе. На рис. 10, б приведены аналогичные зависимости для каркаса ТЭ с применением элементов, моделирующих тросы. Расхождение по частоте затухающих колебаний составило 6,2 % ( $\nu_1 = 0,546$  Гц,  $\nu_2 = 0,549$  Гц).

Таким образом, получено удовлетворительное совпадение динамических характеристик для обоих подходов и подтверждена возможность применения первого упрощенного метода моделирования нелинейных тросовых элементов в конструкции ТЭ.

## Выводы

1. Разработаны методики моделирования динамики конструкции каркаса ТЭ в рабочем положении, базирующиеся на двух разных принципах формирования и решения уравнений движения системы упругих тел. Сравнение результатов показало удовлетворительное совпадение для обоих подходов.

2. Получены динамические характеристики каркаса ТЭ и величины его максимального отклика на основные возмущающие факторы в процессе эксплуатации космической обсерватории. Результаты были использованы при оптимизации элементов конструкции ТЭ.

## Литература

- [1] Smirnov A.V., Baryshev A.M., Pilipenko S.V., Myshonkova N.V., Bulanov V.B., Arkhipov M.Y., Vinogradov I.S., Likhachev S.F., Kardashev N.S., Lebedev P.N. Space mission Millimetron for terahertz astronomy. *Proceeding of SPIE*, 2012, vol. 8442.
- [2] Виноградов И.С. Сравнительный анализ возможных схем радиационного охлаждения крупногабаритного криогенного телескопа космической обсерватории «Спектр-М». *Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXIV Академических чтений по космонавтике*, Москва, 2010, с. 220–221.
- [3] Баничук Н.В., Карпов Н.И., Климов Д.М., Маркеев А.П., Соколов Б.Н., Шаранюк А.В. *Механика больших космических конструкций*. Москва, Факториал, 1997, 302 с.
- [4] Зимин В.Н. *Разработка методов анализа динамики и оценки работоспособности раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций ферменного типа*. Дис. ... д-ра техн. наук. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008, 309.
- [5] Архипов М. Ю., Телепнев П. П. Комплекс работ по численному моделированию динамики конструкции космического радиотелескопа проекта «Радиастрон». *Космические исследования*, 2014, т. 52, № 5, с. 418–422.
- [6] Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов. *Вестник Томского государственного университета*, 2011, № 4 (16), с. 110–118.
- [7] Зимин В.Н., Колосков И.М., Мешковский В.Е. Динамические испытания раскрывающейся зеркальной космической антенны. *Проблемы машиностроения и надежности машин*, 2000, № 2, с. 120–124.
- [8] Микишев Г.Н. *Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1978, 248 с.
- [9] Johnson J., Ross B., Blandino J., Lawrence J., Perrygo C. Development of Sunshield Structures for Large Space Telescopes. *Proceedings of SPIE*, 2002, vol. 4850, iss. 1, pp. 209–220
- [10] Johnston J., Lienard S., Ross B., Smith J. Dynamic Testing of a One-Tenth Scale NGST Sunshield in a Vacuum Environment. *Test Report NASA Goddard Space Flight Center*, 2001. URL: <http://ngst.gsfc.nasa.gov>.
- [11] Craig R.R., Bampton M.C. Coupling of substructures for dynamic analysis. *AIAA Journal*, 1968, vol. 6 (7), pp. 1313–1319.
- [12] Юдаков А.А. Принципы построения общих уравнений динамики упругих тел на основе модели Крейга-Бемптона и их практически значимых приближений. *Вестник Удмуртского университета*, 2012, № 3, с. 126–140.

## References

- [1] Smirnov A.V., Baryshev A.M., Pilipenko S.V., Myshonkova N.V., Bulanov V.B., Arkhipov M.Y., Vinogradov I.S., Likhachev S.F., Kardashev N.S. Space mission Millimetron for terahertz astronomy. *Proceeding of SPIE*, 2012, vol. 8442.
- [2] Vinogradov I.S. Sravnitel'nyi analiz vozmozhnykh skhem radiatsionnogo okhlazhdeniia krupnogabaritnogo kriogennogo teleskopa kosmicheskoi observatorii «Spektr-M» [Comparative analysis of the possible schemes for radiative cooling of large-sized cryogenic telescope space observatory «Spektr-M»]. *Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavtiki: Trudy 34 akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* [Actual problems of Russian cosmonautics: Proceedings of the 34 Academic Conference on Astronautics]. Moscow, 2010, pp. 220–221.
- [3] Banichuk N.V., Karpov N.I., Klimov D.M., Markeev A.P., Sokolov B.N., Sharaniuk A.V. *Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh konstruktssii* [The mechanics of large space structures]. Moscow, Faktorial publ., 1997. 302 p.
- [4] Zimin V.N. *Razrabotka metodov analiza dinamiki i otsenki rabotosposobnosti raskryvaiushchikhsia krupnogabaritnykh kosmicheskikh konstruktssii fermennogo tipa*. Diss. dokt. tekhn. nauk [Development of methods for the analysis of the dynamics and assess performance drop large space structures truss-type. Dr. tech. sci. diss.]. Moscow, Bauman Press, 2008.
- [5] Arkhipov M.Iu., Telepnev P.P. Kompleks rabot po chislennomu modelirovaniu dinamiki konstruktssii kosmicheskogo radioteleskopa proekta «Radioastron» [The complex of the numerical simulation of the dynamics of the design space radio telescope project Radioastron]. *Kosmicheskie issledovaniia* [Cosmic Research]. 2014, vol. 52, no. 5, pp. 418–422.
- [6] Ponomarev S.V. Transformiruemye reflektory antenn kosmicheskikh apparatov [Transformable reflectors of spacecraft antennas]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 2011, no. 4(16), pp. 110–119.
- [7] Zimin V.N., Koloskov I.M., Meshkovskii V.E. Dinamicheskie ispytaniia raskryvaiushcheisia zerkal'noi kosmicheskoi anteny [Dynamic tests unfolding mirror Space Antenna]. *Problemy mashinostroeniia i nadezhnosti mashin* [Journal of Machinery Manufacture and Reliability]. 2000, no. 2, pp. 120–124.
- [8] Mikishev G.N. *Eksperimental'nye metody v dinamike kosmicheskikh apparatov* [Experimental methods in dynamics of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1978. 248 p.
- [9] Johnson J., Ross B., Blandino J., Lawrence J., Perrygo C. Development of Sunshield Structures for Large Space Telescopes. *Proceedings of SPIE*, 2002, vol. 4850, iss. 1, pp. 209–220
- [10] Johnston J., Lienard S., Ross B., Smith J. Dynamic Testing of a One-Tenth Scale NGST Sunshield in a Vacuum Environment. *Test Report NASA Goddard Space Flight Center*, 2001. Available at: <http://ngst.gsfc.nasa.gov>.
- [11] Craig R.R., Bampton M.C. Coupling of substructures for dynamic analysis. *AIAA Journal*, 1968, vol. 6, no. 7, pp. 1313–1319.
- [12] Iudakov A.A. Printsipy postroeniia obshchikh uravnenii dinamiki uprugikh tel na osnove modeli Kreiga-Bemptona i ikh prakticheski znachimykh priblizhenii [Principles of flexible body general dynamic equations derivation based on the Craig-Bampton model and of their practically significant approximations]. *Vestnik Udmurtskogo universiteta Matematika. Mekhanika. Komp'iuternye nauki* [Bulletin of Udmurt University. Mathematics. Mechanics. Computer science]. 2012, no. 3, pp. 126–140.

Статья поступила в редакцию 17.11.2015



## Информация об авторах

**ГОЛУБЕВ Евгений Сергеевич** (Москва) — аспирант кафедры «Технологии ракетно-космического машиностроения». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: evgenijgolubev@rambler.ru).

**ГАЛИНОВСКИЙ Андрей Леонидович** (Москва) — доктор технических наук, доктор педагогических наук, профессор кафедры «Технологии ракетно-космического машиностроения». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: galcomputer@mail.ru).

**АРХИПОВ Михаил Юрьевич** (Москва) — кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела космических конструкций. АКЦ ФИАН им. П.Н. Лебедева (117997, Москва, Российская Федерация, ГСП-7, Профсоюзная ул., 84/32, e-mail: rusengineer@mail.ru).

## Information about the authors

**GOLUBEV Evgeniy Sergeevich** (Moscow) — Postgraduate, Department of Technologies of Space-Rocket Mechanical Engineering. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: evgenijgolubev@rambler.ru).

**GALINOVSKIY Andrey Leonidovich** (Moscow) — Doctor of Science (Eng.), Professor of «Technology of Rocket-and-Space Engineering» Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: galcomputer@mail.ru).

**ARKHIPOV Mikhail Yurievich** (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher, Department of Space Structures. Astro Space Center of P.N. Lebedev Physics Institute (ASC LPI) (117997, Moscow, Russian Federation, GSP-7, Profsoyuznaya St., 84/32, e-mail: rusengineer@mail.ru).



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет 2-е издание учебника  
под общей редакцией  
**А.М. Архарова и И.К. Буткевича**

### «Машин низкотемпературной техники. Криогенные машины и инструменты»

Во втором издании (первое — 2010 г.) приведены методы расчета и конструирования криогенных машин, безмашинных криогенераторов и криоинструментов, наиболее широко применяемых в низкотемпературной технике. Рассмотрены поршневые и лопастные машины, предназначенные для криогенерации (детандеры, криогенные газовые машины) и для циркуляции криоагента (насосы), а также криогенные аппараты, реализующие струйный, вихревой, пульсационный, волновой и магнитокалорический эффекты при получении холода. Даны расчеты и конструкции специфических криогенераторов и криоинструментов, используемых в криохирургии. Описаны процессы, которые происходят в машинах и аппаратах, работающих в двухфазной области параметров состояния криоагентов.

Содержание учебника соответствует курсу лекций, который авторы читают в МГТУ им. Н. Э. Баумана.

Для студентов, инженеров, магистров, аспирантов и специалистов.

**По вопросам приобретения обращайтесь:**

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;  
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru