

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИИ ЛОКАТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В. Я. Геча, Е. А. Канунникова, А. Ю. Рузаков

Статья посвящена расчетно-экспериментальному исследованию протяженного локатора в составе космического аппарата, развертываемого на орбитальном участке, который оказывает существенное влияние на динамические характеристики космического аппарата в целом, что, в свою очередь, влияет на работу системы ориентации космического аппарата. В рамках исследований создана конечно-элементная модель локатора в орбитальной конфигурации, определены собственные частоты и формы колебаний. Разработана и реализована схема модальных испытаний. Проведена верификация расчетной модели по результатам испытаний.

Ключевые слова: собственные частоты, метод конечных элементов, динамические характеристики протяженных конструкций, модальные испытания.

Введение

Проблема достоверного определения динамических характеристик протяженных конструкций, находящихся в составе космических аппаратов (КА), была сформулирована в научно-технической литературе начиная с 70-х годов XX века и остается актуальной для современных КА [1 – 4]. Это связано с тем, что колебания таких элементов (солнечных батарей, антенн, локаторов) могут оказывать негативное влияние на точность стабилизации КА и, как следствие, на работу целевой аппаратуры, например, на качество съемки [5, 6].

Столь длительно сохраняющаяся актуальность данной задачи объясняется двумя факторами. С одной стороны, это увеличение конструктивной сложности самих выводимых конструкций (наличие множества подвижных механизмов для разворачивания на орбите), что усложняет обеспечение достоверности расчетных моделей. С другой стороны, это значительные протяженность и вес этих конструкций, что существенно ограничивает применение экспериментальных методов [7], так как создание системы обезвешивания, которая бы

не приводила к фатальным искажениям определяемых частот, является нетривиальной задачей.

Все перечисленные обстоятельства имели место при наземной отработке локатора КА «Метеор-М».

Описание конструкции локатора

Локатор представляет собой протяженную плоскую трансформируемую конструкцию из пяти последовательно соединенных секций-панелей, приводимую из транспортного положения (рис. 1, а) в орбитальное (рис. 1, б) с помощью узлов раскрытия и доворота.

Конструкция локатора в сборе имеет существенную массу (более 200 кг) и протяженность (около 15 м), что приводит к значительным нагрузкам в поле сил тяжести и необходимости компенсации этих нагрузок при испытаниях.

Расчетные модели

Для моделирования динамики локатора на орбитальном участке с применением метода конечных элементов [8, 9] строится семейство моделей, приведенных в табл. 1.

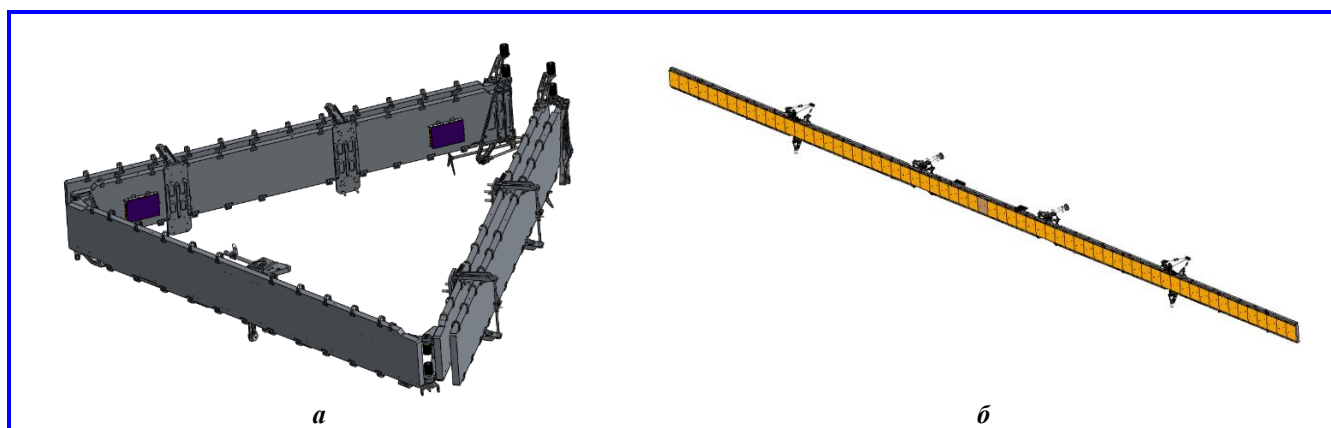


Рис. 1. Локатор в транспортном (а) и орбитальном (б) положении

Таблица 1

Расчетные модели локатора

№	Описание	Цель	Тип расчета
1	Конечно-элементная модель конструкции локатора (рис. 2)	Максимально подробный учет распределения масс и жесткостей с механизмами конструкции локатора	Расчет собственных частот и форм колебаний при штатном закреплении
2	Модель локатора в составе модели КА (рис. 3)	Определение спектра собственных частот и форм КА со всеми протяженными элементами. Расчет динамического отклика при приложении вибрационных воздействий (от приводов и других устройств)	Расчет собственных частот и форм колебаний в составе КА. Расчет вынужденных колебаний при приложении воздействий
3	Модель локатора для отработки системы управления КА	Передача модели в формате, пригодном для отработки системы управления	Расчет инерционных коэффициентов влияния для уравнений системы управления

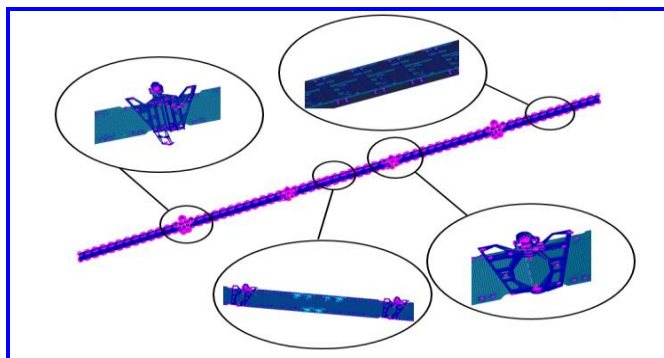


Рис. 2. Конечно-элементная модель локатора с узлами раскрытия

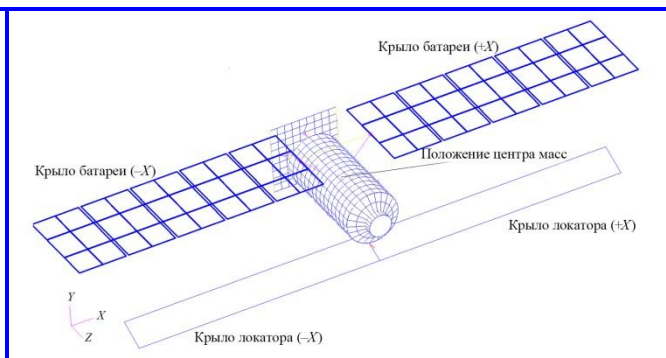


Рис. 3. Конечно-элементная модель космического аппарата на орбитальном участке

Как видно из табл. 1, модель № 1 является основой для построения остальных моделей. Для верификации и уточнения этой модели проводятся модальные испытания, которые позволяют определить влияние люфтов, зазоров и подвижности деталей механизмов раскрытия на динамические характеристики локатора.

После уточнения модели № 1 по результатам испытаний, принятые изменения вносятся в модели № 2 и № 3.

Модальные испытания

Как уже было сказано выше, для проведения испытаний локатора необходимо создание подвеса, который бы обеспечивал прямолинейное положение локатора в поле силы тяжести.

При этом важное значение имеет длина подвеса, она должна быть выбрана таким образом, чтобы частота маятниковых колебаний подвеса была заведомо ниже ожидаемой частоты упругих колебаний конструкции.

Частота маятниковых колебаний определяется по формуле:

$$f_{\tau} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{l}}, \quad (1)$$

где f_{τ} – частота подвеса; l – длина подвеса.

Низшая собственная частота локатора по предварительному расчету составила 0,36 Гц, поэтому частота подвеса ориентировочно должна быть не выше 0,20 Гц, а длина подвеса соответственно должна быть не менее 6 м.

Приведение локатора из транспортного положения в рабочее при наземной отработке производится на специальном стенде раскрытия, который обеспечивает поэтапное безопасное раскрытие локатора.

Стенд раскрытия дает обезвешивание локатора в процессе и после раскрытия, однако высота этого подвеса составляет менее 1 м, что недостаточно для отстройки частоты по формуле (1), поэтому была разработана отдельная система из четырех подвесов высотой 8 м, к которой конструкция присоединялась после раскрытия. Для контроля нагрузки в процессе подготовки и проведения испытаний каждый подвес оснащен тензодатчиком и системой регулировки длины подвеса (рис. 4).

Возбуждение колебаний при испытаниях проводили двумя способами:

1. Малым ударным импульсом измерительным молотком в ряде точек с регистрацией откликов с акселерометра, по которым определяются частоты и строятся формы колебаний.

2. Отклонением локатора от положения равновесия за свободный конец с регистрацией затухающих колебаний локатора.

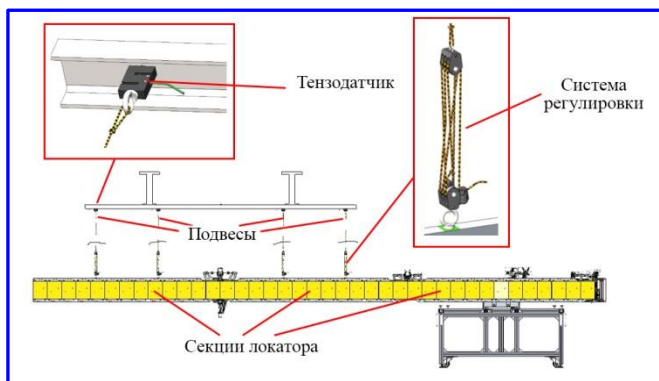


Рис. 4. Схема модальных испытаний

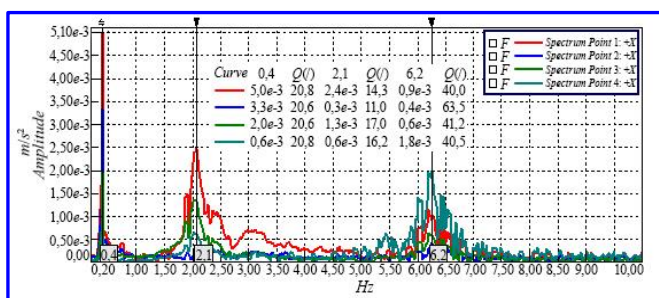


Рис. 5. Спектр Фурье затухающих колебаний

Сравнение результатов расчетов и изменений

В табл. 2 приведены полученные в результате расчетов значения пяти нижших собственных частот и их форм одной половины (одного крыла) локатора. В силу симметрии конструкции набор форм одинаков для обоих крыльев.

В табл. 3 приведены собственные частоты и формы колебаний, полученные в ходе модальных испытаний при возбуждении измерительным молотком. Исходя из условий обезвешивания в эксперименте определяются только формы колебаний из плоскости локатора.

На рис. 5 приведены спектры Фурье затухающих колебаний при испытании начальным отклонением. Видно, что значения частот на рис. 5 и в табл. 4, полученные при разном возбуждении, очень близки между собой.

Из сравнения данных табл. 2 и табл. 3 видно, что экспериментальные и расчетные значения собственных частот близки между собой, а характер и порядок следования форм совпадают.

В табл. 4 приведены значения первых трех собственных частот крыла локатора по результатам расчетов и испытаний.

Как видно из табл. 4, результаты испытаний хорошо коррелируют с результатами расчета.

Таким образом, по результатам испытаний не выявлено дополнительного (не учтенного в расчетной модели) влияния узлов раскрытия на частотный состав локатора.

Таблица 2

Результаты расчетов			
№	Частота, Гц	Визуализация формы	Характеристика формы
1	0,36		1-й изгибный тон из плоскости локатора
2	1,70		1-й изгибный тон в плоскости локатора
3	2,15		2-й изгибный тон из плоскости локатора
4	6,26		3-й изгибный тон из плоскости локатора
5	7,82		1-й крутильный тон

Таблица 3

Результаты модальных испытаний		
№	Частота, Гц	Форма колебаний (изгибные)
1	0,40	
2	2,23	
3	6,53	

Таблица 4

Характеристика формы	Частота, Гц	
	Расчет	Испытания
Изгиб из плоскости, 1-й тон	0,36	0,40
Изгиб из плоскости, 2-й тон	2,15	2,23
Изгиб из плоскости, 3-й тон	6,26	6,53

Заключение

Проведенные расчетно-экспериментальные исследования динамических характеристик локатора позволили отработать методику расчетного и экспериментального модального анализа протяженных конструкций, верифицировать расчетные модели, и, как следствие, повысить качество наземной экспериментальной отработки КА.

Литература

1. Modi V. J. Attitude dynamics of satellites with flexible appendages – a brief review / V. J. Modi // J. Spacecraft and Rockets. – 1974. – Vol. 11(11). – P. 743–751.
2. Meirovitch L. Control of spinning flexible spacecraft by modal synthesis / L. Meirovitch, H. F. Van Landingham // Acta Astronaut. – 1977. – Vol. 4 (9–10). – P. 985–1010.
3. Falangas E. T. Pointing, control, and stabilization of solar dynamic systems on a space station / E. T. Falangas, H. H. Woo // 1986 American Control Conference, 18 – 20 June 1986, Seattle, WA, USA. – IEEE Control Systems. Magazine, 1987. – P. 69–75. – DOI: 10.23919/ACC.1986.4789174.
4. Янг Дж. Н. Эксперимент по управлению поворотом упругих конструкций / Янг Дж. Н. // Аэрокосмическая техника. – 1987. – № 6. – С. 157.

5. Малаховский Е. Е. Моделирование движения гибкого КА при возмущениях от электромеханических приводных устройств : сборник «Динамика и управление космическими объектами», РАН СО / Е. Е. Малаховский, Э. Л. Позняк, Н. Н. Шереметьевский. – Новосибирск : Наука, 1992. – С. 124–137.
6. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – Москва: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
7. Хейлен В. Модальный анализ : теория и испытания : пер. с англ. / В. Хейлен, С. Ламменс, П. Сас. – Москва : Новатест, 2010. – 320 с.
8. Батэ К. Ю. Численные методы анализа и метод конечных элементов / К. Ю. Батэ, Е. Л. Вильсон. – Москва : Стройиздат, 1982. – 446 с.
9. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы : пер. с англ. / Р. Галлагер. – Москва : Мир, 1984. – 428 с.

Поступила в редакцию 11.12.2023

Владимир Яковлевич Геча, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора по научной работе, т. 8 (495) 366-16-01, e-mail: vgecha@hq.vniiem.ru.

Елена Александровна Канунникова, кандидат технических наук, начальник лаборатории.

Алексей Юрьевич Рузаков, старший научный сотрудник.

Т. 8 (495) 366-33-61. E-mail: lab186@mcc.vniiem.ru.

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF THE DYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE SPACECRAFT LOCATOR DESIGN

V. I. Gecha, E. A. Kanunnikova, A. Y. Ruzakov

The article is devoted to a computational and experimental study of an extended locator as part of a spacecraft deployed in the orbital segment, which has a significant impact on the dynamic characteristics of the spacecraft as a whole, which in turn affects the operation of the spacecraft orientation system. As part of the research, a finite element model of the locator in an orbital configuration was created, and natural frequencies and normal modes were determined. A modal testing scheme was developed and implemented. The calculation model was verified based on test results.

Keywords: natural frequencies, finite element method, dynamic characteristics of extended structures, modal tests.

References

1. Modi V. J. Attitude dynamics of satellites with flexible appendages – a brief review / V. J. Modi // J. Spacecraft and Rockets. – 1974. – Vol. 11(11). – P. 743–751.
2. Meirovitch L. Control of spinning flexible spacecraft by modal synthesis / L. Meirovitch, H. F. Van Landingham // Acta Astronaut. – 1977. – Vol. 4 (9–10). – P. 985–1010.
3. Falangas E. T. Pointing, control, and stabilization of solar dynamic systems on a space station / E. T. Falangas, H. H. Woo // 1986 American Control Conference, 18 – 20 June 1986, Seattle, WA, USA. – IEEE Control Systems. Magazine, 1987. – P. 69–75. – DOI: 10.23919/ACC.1986.4789174.
4. Yang D. N. Experiment for control of rotation of elastic construction / Yang D. N. and others // Aerospace Engineering. – 1987. – No. 6. – P. 157.
5. Malakhovskii E. E. Simulation of elastic SC motion during the disturbances from electromechanical drive devices: collected works 'Dynamic and control of space objects, Russian Academy of Sciences, Siberian branch / E. E. Malakhovskii, E. L. Poznyak, N. N. Sheremetievskii. – Novosibirsk : Nauka (Science) 1992. – P. 124–137.
6. Vasilev V. N. Spacecraft attitude control systems / V. N. Vasilev. – Moscow : FSUE 'NPP VNIIEМ', 2009. – 310 p.
7. Heylen V. Modal analysis: theory and testing: translated from English / V. Heylen, S. Lammens, P. Sas. Moscow: Novatest, 2010. – 320 p.
8. Bate K. Iu. Numerical methods of analysis and finite element method / K. Iu. Bate, E. L. Vilson. - Moscow: Stroyizdat, 1982. – 446 p.
9. Gallager R. Finite element method. Basis: translated from English / R. Gallager. – Moscow : Mir, 1984. – 428 p.

Vladimir Iakovlevich Gecha, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.), Professor, deputy director general for research, t. +7 (495) 366-16-01, e-mail: vgecha@hq.vniiem.ru.

Elena Aleksandrovna Kanunnikova, Candidate of Technical Sciences, head of laboratory.

Alexey Yurievich Ruzakov, senior researcher.

T. +7 (495) 366-33-61. E-mail: lab186@mcc.vniiem.ru.

(JSC «VNIIEМ Corporation»).