

## ДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**Хмельницкий Я.А.\*, Салина М.С.\*\*, Катаев Ю.П.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева,  
КАИ, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия*

*\* e-mail: ya\_khmelnitsky@mail.ru*

*\*\* e-mail: 2707fm@mail.ru*

Рассматривается сравнительный анализ частот и форм колебаний двух конструкций солнечных батарей; определяется время затухания колебаний после возмущающего движения космического аппарата; уточняется направление совершенствования с целью сокращения времени переходного процесса.

*Ключевые слова:* солнечная батарея, КА «Спектр-Р», КА 14Ф150, конечно-элементный метод, коэффициент жесткости, коэффициент демпфирования, частота колебаний, угловая скорость, тон колебаний.

В настоящее время проводятся обширные исследования космического пространства с целью получения, научных, экономических и военных результатов [1—5].

Важным элементом космического аппарата (КА) является солнечная батарея (СБ), обеспечивающая функционирование его оборудования [6—9].

Повышение технической и экономической эффективности солнечных батарей приводит к необходимости создания их в виде легких и жестких конструкций. Этим требованиям удовлетворяют конструкции трехслойных панелей, состоящих из двух обшивок и сотового заполнителя между ними [10—12]. В конструкции обшивок используются углепластиковые композиционные панели [13—16]. Такие конструкции создаются фирмой Boeing американского космического агентства NASA. Аналогичные схемы имеют солнечные батареи китайских КА [17].

В Российской Федерации трехслойные панели создаются рядом научно-производственных объединений: АО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнёва, ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина, АО «НПО им. С.А. Лавочкина». Анализ и совершенствование таких конструкций базируется на статических и динамических расчетах аналогичных конструкций.

Динамический расчет солнечных батарей КА предусматривает определение форм и частот соб-

ственных колебаний. Эти расчеты, как правило, выполняются при сравнительном анализе СБ, имеющих подобные конструкции [18,19]. Напряженно-деформированное состояние базируется на равенстве направляющего тензора напряжений направляющему тензору деформаций [20].

Рассмотрим два варианта конструкций солнечных батарей: конструкция АО «ИСС» им. акад. М.Ф. Решетнёва «Спектр-Р» и конструкция АО «НПО им. С.А. Лавочкина» изделия 14Ф150.

При моделировании динамики панелей солнечных батарей упругие и диссипативные характеристики их конструкций задавались по опыту испытаний аналогов.

Для каждого варианта конструкции СБ были разработаны конечно-элементные модели и определены собственные формы и частоты колебаний [21—23]. В качестве критерия сравнения двух вариантов конструкции панелей выбраны значения угловых скоростей аппарата, возникающие при его повороте относительно продольной оси. Уравнения движения КА относительно опорной траектории с учётом нежесткости панелей солнечной батареи будут иметь вид:

$$m\dot{V}_x + \sum_{i=1}^n a_{x_i} \ddot{q}_i = R_x;$$

$$m\dot{V}_y + \sum_{i=1}^n a_{y_i} \ddot{q}_i = R_y; \tag{1}$$

$$m\dot{V}_z + \sum_{i=1}^n a_{z_i} \ddot{q}_i = R_z;$$

$$I_x \dot{\omega}_x - I_{xy} \dot{\omega}_y - I_{xz} \dot{\omega}_z + \dot{I}_x \omega_x - \dot{I}_{xy} \omega_y - \dot{I}_{xz} \omega_z + \sum_{i=1}^n b_{x_i} \ddot{q}_i + \dot{H}_x + H_z \omega_y - H_y \omega_z + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y + I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \omega_z \omega_y - I_{zx} \omega_x \omega_y = M_x;$$

$$I_y \dot{\omega}_y - I_{xy} \dot{\omega}_x - I_{yz} \dot{\omega}_z + \dot{I}_y \omega_y - \dot{I}_{xy} \omega_x - \dot{I}_{yz} \omega_z + \sum_{i=1}^n b_{y_i} \ddot{q}_i + \dot{H}_y + H_x \omega_z - H_z \omega_x + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yz} \omega_y \omega_x - I_{xy} \omega_y \omega_z = M_y; \tag{2}$$

$$I_z \dot{\omega}_z - I_{xz} \dot{\omega}_x - I_{zy} \dot{\omega}_y + \dot{I}_z \omega_z - \dot{I}_{xz} \omega_x - \dot{I}_{zy} \omega_y + \sum_{i=1}^n b_{z_i} \ddot{q}_i + \dot{H}_z + H_y \omega_x - H_x \omega_y + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{zx} \omega_z \omega_y - I_{yz} \omega_z \omega_x = M_z;$$

$$A(\ddot{q}_i + \varepsilon_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i) + a_{x_i} \dot{V}_x + a_{y_i} \dot{V}_y + a_{z_i} \dot{V}_z + b_{x_i} \dot{\omega}_x + b_{y_i} \dot{\omega}_y + b_{z_i} \dot{\omega}_z = 0,$$

где  $m$  — масса КА, кг;  $I_x, I_y, I_z$  — центральные осевые моменты инерции КА, кг·м<sup>2</sup>;  $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}, I_{yx}, I_{zy}, I_{xz}$  — центробежные моменты инерции КА, кг·м<sup>2</sup>;  $V_x, V_y, V_z$  — проекции вектора линейной скорости центра масс на связанные оси КА в возмущенном движении, м/с;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — проекции вектора угловой скорости КА на оси связанной системы координат в возмущенном движении, 1/с;  $R_x, R_y, R_z$  — проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих сил на связанные оси КА, Н;  $M_x, M_y, M_z$  — проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих моментов на связанные оси КА, Н·м;  $H_x, H_y, H_z$  — кинетические моменты СГП, кг·м<sup>2</sup>/с;  $n$  — количе-

ство тонов колебаний для упругой подконструкции;  $a_{x_i}, a_{y_i}, a_{z_i}$  — коэффициенты присоединенной массы, определяющие влияние  $i$ -го тона колебаний подконструкции на поступательное перемещение центра масс объекта в направлении соответствующей оси и наоборот, кг;  $b_{x_i}, b_{y_i}, b_{z_i}$  — коэффициенты присоединенного момента, определяющие влияние  $i$ -го тона колебаний подконструкции на угловое движение объекта относительно соответствующей оси и наоборот, кг·м;  $\varepsilon_i$  — коэффициент демпфирования  $i$ -го тона колебаний подконструкции, 1/с;  $\omega_i^2$  — коэффициент жесткости  $i$ -го тона колебаний подконструкции, равный значению квадрата круговой частоты колебаний, 1/с<sup>2</sup>;  $A$  — обобщенная масса осциллятора, в нашем случае  $A = 1$  кг.

Конечно-элементная модель представлена на рис. 1 и включает в себя одно крыло, установленное на боковой панели корпуса КА по оси «+Z». В свою очередь, крыло состоит из корневой, двух промежуточных и концевой створки с несущей струнной подложкой с размещенной на них фотогенирирующей частью.

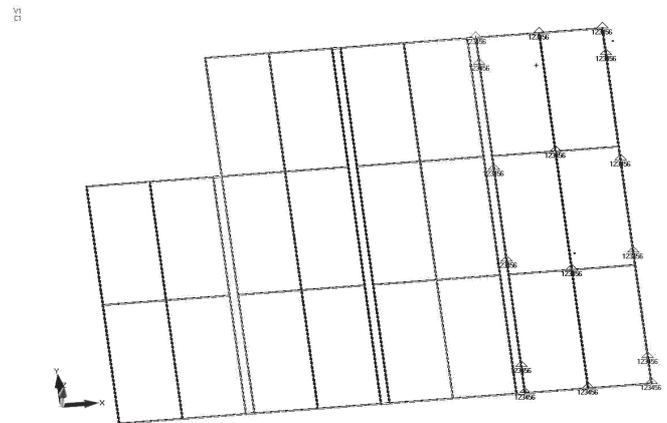


Рис. 1. Общий вид конечно-элементной модели

Промежуточные створки имеют размеры 5725 × 1774 мм, концевая створка имеет размеры 3825 × 1774 мм, расстояние между всеми створками составляет 100 мм.

Конечно-элементная модель конструкции солнечной батареи представляет собой каркас, состоящий из балок трубчатого сечения, выполненных из углепластика. Масса фотоэлектрических преобразователей равномерно распределена по всей конструкции каркаса.

Соединение створок между собой производилось балочными элементами, характеристики сече-

ния которых были идентифицированы согласно испытаниям аналогов.

Собственные характеристики конструкции СБ определялись методом конечных элементов с использованием программного комплекса «NASTRAN». Первые шесть тонов колебаний показаны ниже (рис. 2–7).

Полученные в процессе моделирования значения коэффициентов жесткости, демпфирования и инерционных связей для приведенного выше варианта конструкции СБ представлены в табл. 1.

Коэффициенты демпфирования определены в предположении, что декремент колебаний равен 0.03 (данные получены при наземных испытаниях панели солнечной батареи КА «Спектр-Р» и летных испытаниях КА «Электро-Л», имеющих аналогичную конструкцию).

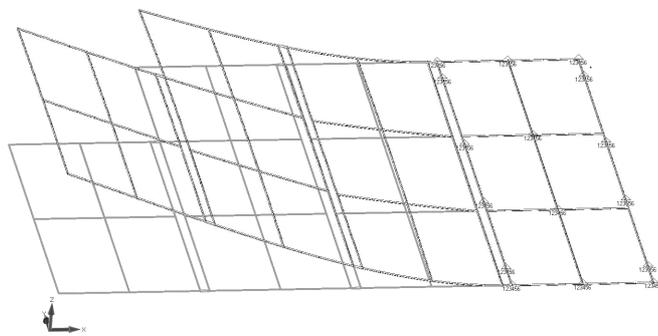


Рис. 2. Первый тон 0.142 Гц, колебания из своей плоскости

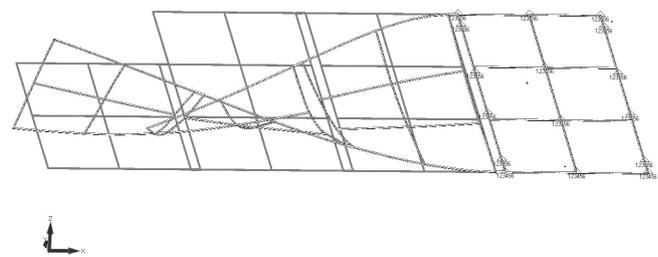


Рис. 3. Второй тон 0.528 Гц, кручение

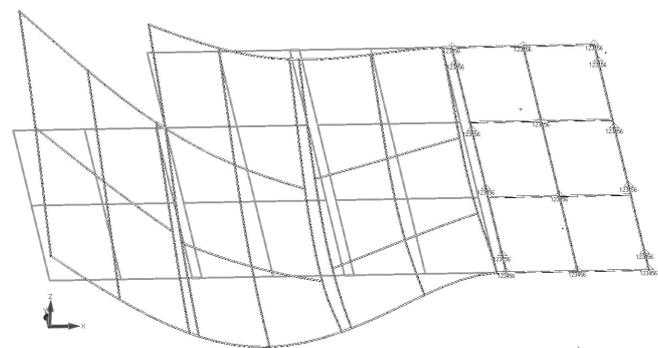


Рис. 4. Третий тон 0.731 Гц, колебания из своей плоскости

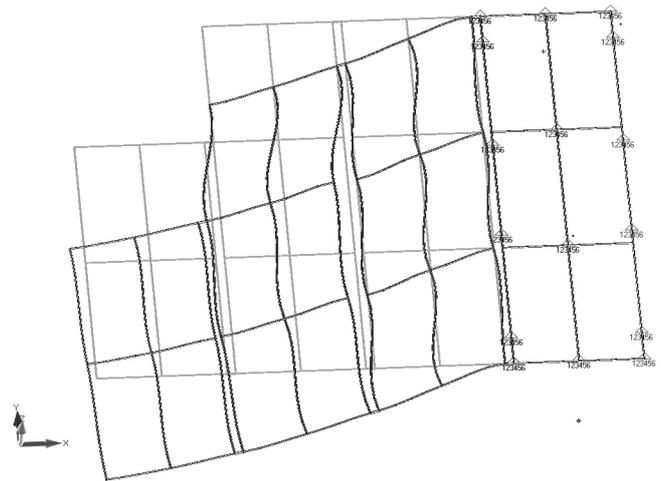


Рис. 5. Четвёртый тон 0.992 Гц, колебания из своей плоскости

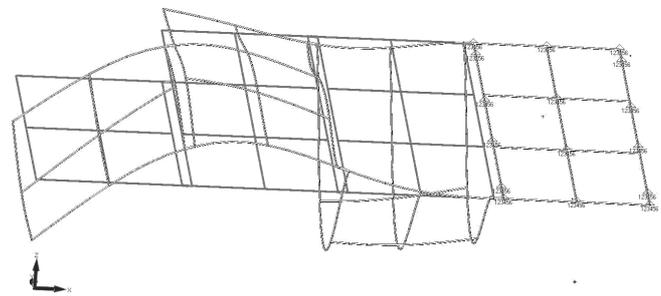


Рис. 6. Пятый тон 1.251 Гц, колебания из своей плоскости

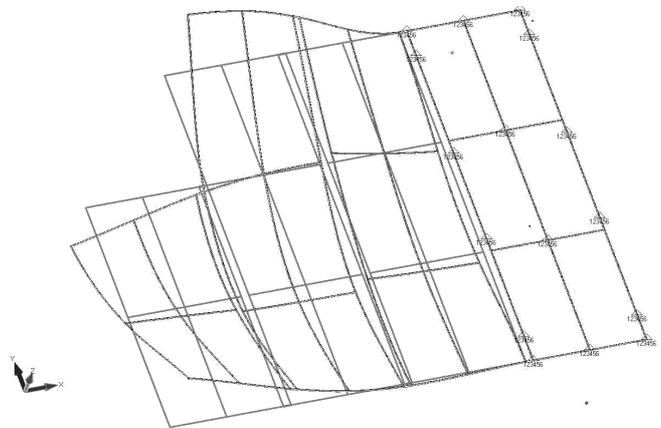


Рис. 7. Шестой тон 1.376 Гц, колебания из своей плоскости

Конечно-элементная модель конструкции АО «ИСС» им. акад. М.Ф. Решетнёва «Спектр-Р» и АО «НПО им. С.А. Лавочкина», изделие 14Ф150, представлена на рис. 8–14.

Коэффициенты демпфирования определены в предположении, что декремент колебаний равен 0.03 (данные получены при наземных испытаниях панели солнечной батареи изделия 14Ф150, имеющей аналогичную конструкцию) — см. табл. 2.

Таблица 1

Значения коэффициентов жесткости, демпфирования инерционных связей для приведенного на рис. 2–7 варианта конструкции солнечной батареи

Номер тона $i$	$f_i$ , Гц	$\omega_i^2$ , 1/с <sup>2</sup>	$\varepsilon_i$ , 1/с	$a_{x_i}$ , кг	$a_{y_i}$ , кг	$a_{z_i}$ , кг	$b_{x_i}$ , кгм	$b_{y_i}$ , кгм	$b_{z_i}$ , кгм
1	0,14	0,80	0,009	0,00	0,00	6,87	-2,64	34,60	0,00
2	0,53	11,00	0,032	0,00	0,00	-1,95	-11,70	-4,66	0,00
3	0,73	21,09	0,044	0,00	0,00	-4,02	-8,38	-8,38	0,00
4	0,99	38,86	0,060	-0,57	-7,75	0,00	-0,50	-0,50	35,82
5	1,25	61,77	0,075	0,00	0,00	-2,32	-3,10	-3,10	0,00
6	1,38	74,69	0,083	0,00	0,00	0,21	1,19	1,19	0,00
7	1,58	98,44	0,095	5,79	-1,22	0,00	5,09	5,09	2,30
8	1,79	125,71	0,107	0,00	0,00	-0,47	-0,88	-0,88	0,00
9	1,97	153,52	0,118	4,49	0,01	0,00	3,95	3,95	-0,86
10	1,98	154,76	0,119	0,00	0,00	0,57	-0,19	-0,19	0,00

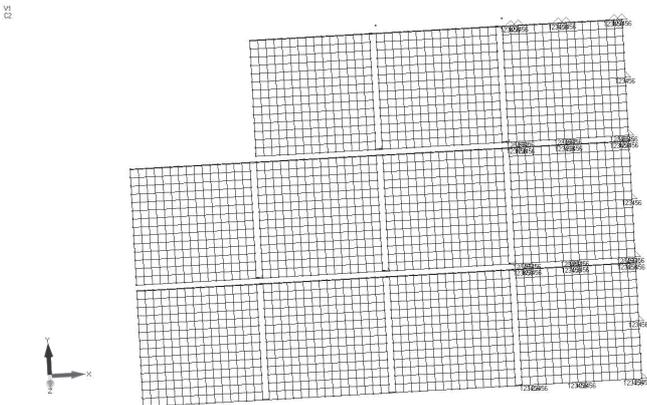


Рис. 8. Общий вид конечно-элементной модели

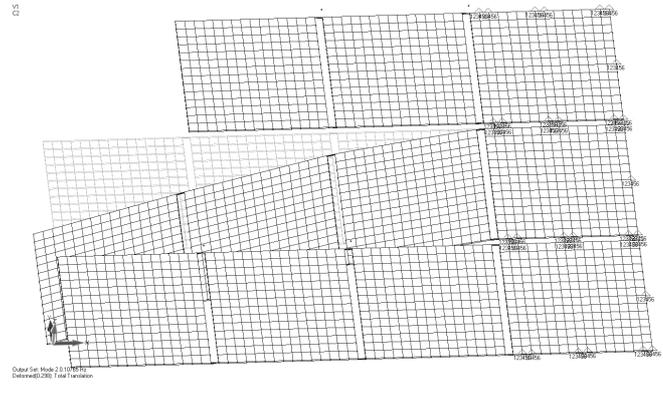


Рис. 10. Второй тон 0.107 Гц, колебания крыла 2 из своей плоскости

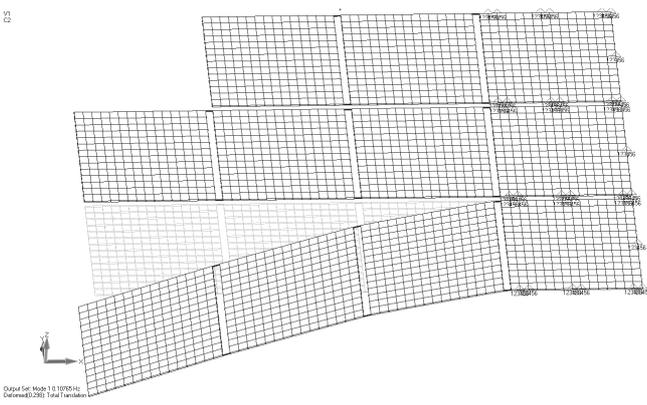


Рис. 9. Первый тон 0.107 Гц, колебания крыла 1 из своей плоскости

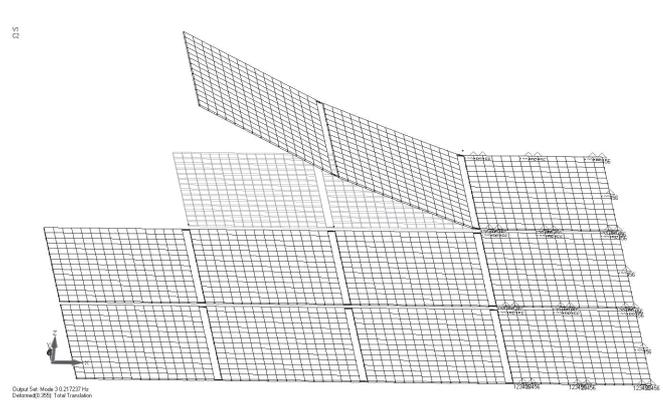


Рис. 11. Третий тон 0.217 Гц, колебания крыла 3 из своей плоскости

Для сравнения вариантов конструкций панелей СБ рассматривался поворот космического аппарата на 80° со скоростью поворота один градус в секунду под воздействием момента, равного 100 Нм, направленного относительно продольной оси аппарата (ось Y). График воздействия представлен на рис. 15.

Для того чтобы повернуть аппарат на 80° с заданной угловой скоростью (1 град/с), момент дол-

рата (ось Y). График воздействия представлен на рис. 15.

Таблица 2

Значения коэффициентов жесткости, демпфирования инерционных связей для приведенного на рис. 8–13 варианта конструкции солнечной батареи

Номер тона $i$	$f_i$ , Гц	$\omega_i^2$ , 1/с <sup>2</sup>	$\epsilon_i$ , 1/с	$a_{x_i}$ , кг	$a_{y_i}$ , кг	$a_{z_i}$ , кг	$b_{x_i}$ , кгм	$b_{y_i}$ , кгм	$b_{z_i}$ , кгм
1	0,108	0,46	0,006	0,000	0,000	-5,183	9,388	-25,810	0,000
2	0,108	0,46	0,006	0,000	0,000	-5,227	-0,789	-26,030	0,000
3	0,217	1,86	0,013	0,000	0,000	4,339	9,204	15,759	0,000
4	0,699	19,30	0,042	0,000	0,000	-2,690	4,883	-4,658	0,000
5	0,699	19,30	0,042	0,000	0,000	-2,724	-0,4000	-4,717	0,000
6	1,284	64,98	0,077	0,000	0,000	0,000	-3,016	0,000	0,000
7	1,284	64,98	0,077	0,000	0,000	0,000	-3,074	0,000	0,000
8	1,441	81,91	0,086	0,000	0,000	-1,962	-4,1161	-2,740	0,000
9	1,918	145,14	0,115	0,000	0,000	-1,114	2,052	-1,510	0,000
10	1,918	145,14	0,115	0,000	0,000	-1,137	-0,185	-1,504	0,000

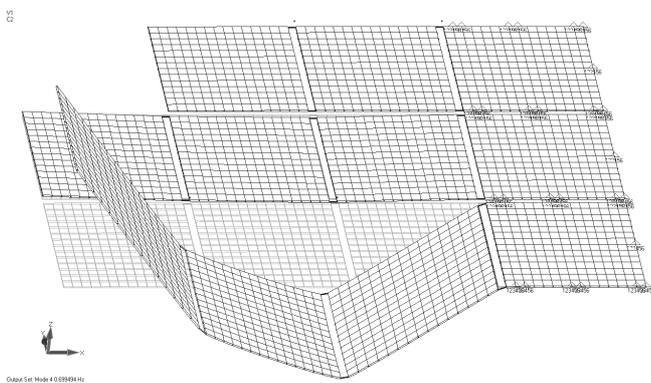


Рис. 12. Четвёртый тон 0.699 Гц, колебания крыла 1 из своей плоскости

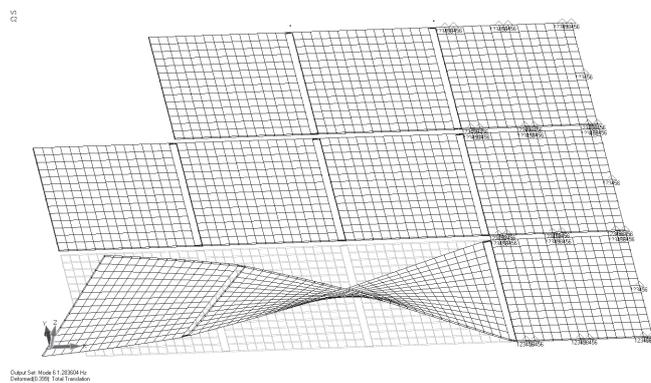


Рис. 14. Шестой тон 1.283 Гц, кручение крыла 1

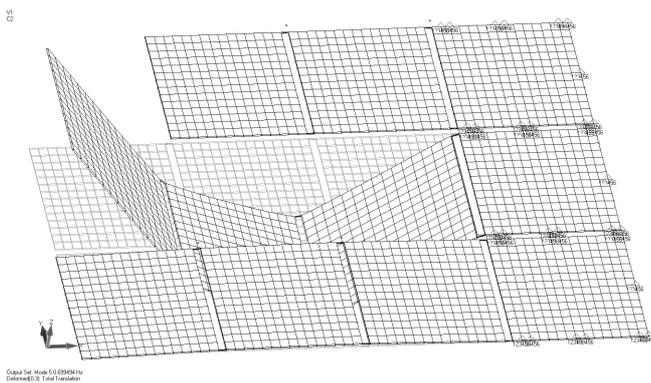


Рис. 13. Пятый тон 0.699 Гц, колебания крыла 2 из своей плоскости

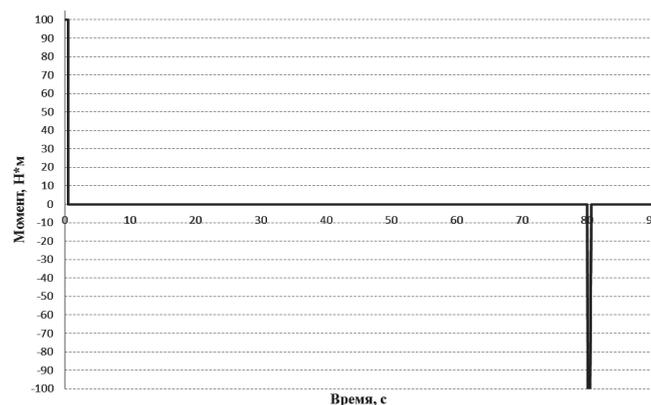


Рис. 15. Момент, приложенный к математической модели космического аппарата

жен действовать в течение 0.463 с. По истечении этого времени моментное воздействие снимается и аппарат совершает поворот на требуемый угол с достигнутой скоростью. При достижении заданного угла осуществляется торможение, путем приложения такого же момента в противоположном направ-

лении для остановки вращения аппарата. Величина этого воздействия равна 100 Нм, длится оно также 0.463 с. Интегрирование математической модели проводилось до времени 1500 с.

При моделировании приняты следующие массово-инерционные характеристики изделия:

$$m = 3225.8 \text{ кг}, I_x = 11551.6 \text{ кгм}^2, I_y = 2658.4 \text{ кгм}^2,$$

$$I_z = 13686.1 \text{ кгм}^2, I_{xy} = 33.56 \text{ кгм}^2, I_{yz} = 2.14 \text{ кгм}^2,$$

$$I_{zx} = -69.47 \text{ кгм}^2.$$

Графики полученных результатов для двух вариантов конструкции панелей СБ представлены на рис. 16 и 17.

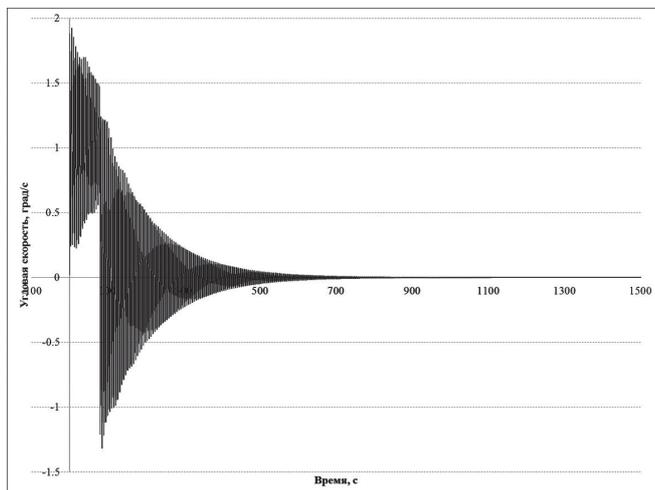


Рис. 16. Угловая скорость аппарата при заданном повороте, конструкция панелей АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва

Полученные данные позволяют определить амплитуды угловых скоростей космических аппаратов (табл. 3).

По имеющимся результатам можно заключить, что оба варианта конструктивного исполнения панелей солнечных батарей демонстрируют пример-

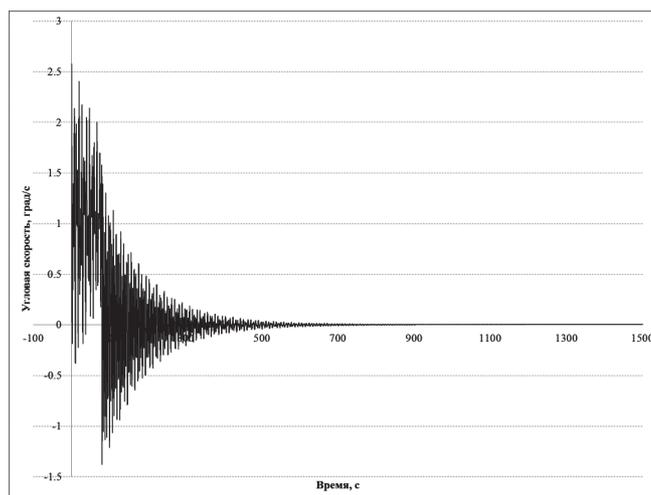


Рис. 17. Угловая скорость аппарата при заданном повороте, конструкция панелей АО «НПО им. С.А. Лавочкина»

Таблица 3

Величины амплитуд угловых скоростей космических аппаратов

Временной интервал, с	Амплитуда угловой скорости, град/с	
	АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва	АО «НПО им. С.А. Лавочкина»
180	0,5904	0,5307
400	0,1039	0,0808
600	0,0207	0,0187
800	0,0044	0,0046
1000	0,0009	0,0014
1200	0,0002	0,0004

Таблица 4

Значения амплитуд угловой скорости, максимальных амплитуд угловой скорости, амплитуды колебаний конца панели

№	Декремент колебаний	Коэффициент увеличения декремента колебаний относительно исходного	Частота 1-го тона колебаний панели, Гц	Коэффициент увеличения жесткости относительно исходной	Амплитуда угловой скорости при $t = 180^\circ\text{C}$ , град/с	Максимальная амплитуда угловой скорости, град/с	Амплитуда колебаний конца панели при $t = 180^\circ\text{C}$ , мм
1	0,03	1	0,108	1	$5,649e^{-01}$	1,316	86,64
2	0,03	1	0,215	4	$2,555e^{-01}$	1,320	27,27
3	0,03	1	0,323	9	$1,280e^{-01}$	1,218e	14,22
4	0,03	1	0,431	16	$5,720e^{-02}$	0,9617	4,48
5	0,15	5	0,108	1	$3,294e^{-02}$	1,007	13,53
6	0,06	2	0,215	4	$6,368e^{-02}$	1,175	9,79
7	0,1	3	0,323	9	$3,949e^{-03}$	1,003	0,48
8	0,1	3	0,431	16	$6,108e^{-04}$	0,895	0,05

но одинаковое динамическое поведение космического аппарата при рассматриваемом маневре.

Кроме того, необходимо отметить, что затухание переходного процесса (уменьшение амплитуды угловой скорости до требуемых значений) происходит в интервале времени, превышающем 1000 с, что за пределами допустимого.

Для определения значений собственных динамических характеристик панели солнечной батареи, обеспечивающих допустимую величину, была проведена серия расчётов по имитационному моделированию динамики изделия при варьировании параметров его математической модели, определяемых упругодиссипативными свойствами панели СБ.

В табл. 4 представлены значения амплитуд угловой скорости, максимальных амплитуд угловой скорости, а также амплитуды колебаний конца панели, полученные в результате варьирования параметров.

## Выводы

Полученные результаты позволяют сделать оценку эффективности одного или другого варианта конструкции панелей солнечных батарей. Оба варианта панелей, с точки зрения влияния на динамическое поведение космического аппарата, практически не различаются.

Время переходного процесса занимает более 1000 с, что превышает допустимые требования.

Проведенный анализ позволяет более четко сформулировать требования к динамическим характеристикам панели солнечной батареи в рассмотренной конфигурации. Частота первого тона колебаний панели из плоскости должна быть не менее 0.45 Гц, а декремент колебаний 0.1. В рассматриваемой конфигурации панелей необходимо увеличить их жесткостные характеристики в 16 раз, а диссипативные — в три раза.

Уменьшение значений коэффициентов инерционных связей и амплитуд остаточных угловых колебаний корпуса КА может быть достигнуто достаточно простыми конструктивными решениями.

## Библиографический список

1. Ванке В.А., Лесков Л.В., Лукьянов А.В. Космические энергосистемы. — М.: Машиностроение, 1990. — 144 с.
2. Алфёров Ж.И., Андреев В.М., Румянцев В.Д. Тенденции и перспективы развития солнечной фотоэнергетики // Физика и техника полупроводников. 2004. Т. 38. № 8. С. 937-948.
3. Ламзин В.В. Исследование характеристик оптико-электронной космической системы дистанционного зондирования Земли при модернизации в планиру-

емый период // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 46-55.

4. Марахтанов М.К., Пильников А.В. О возможности применения солнечной электрореактивной двигательной установки на низкоорбитальных малых космических аппаратах // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 26-39.
5. Ламзин В.В. Исследование характеристик оптико-электронной космической системы дистанционного зондирования Земли при модернизации в планируемый период // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 46-55.
6. Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Грешилов П.А., Верлан А.А. Солнечные космические электростанции: пути реализации. — М.: Изд-во МАИ, 2013. — 159 с.
7. Огорокова Н.С., Пушкин К.В., Севрук С.Д., Фармаковская А.А. Система электроснабжения космического аппарата с длительным сроком активного существования // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 115-122.
8. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Ильясова И.Р. Математическое моделирование процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 295-302.
9. Адамович А.Б. Космическая солнечная электростанция с концентратором солнечной энергии // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 1. С. 194-195.
10. Kehrle K., Kolax M. Sandwich structures for advanced next generation fuselage concepts // SAMPE Europe Technical Conference, Toulouse, France, 13-14 September 2006, pp. 11-16.
11. Dreshler K., Kehrle R. Manufacturing of folded core-structures for technical applications // SAMPE Europe Conference, 2004, Paris, pp. 508-513.
12. Михайлин Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы. — 2-е изд. испр. и доп. — СПб.: НОТ, 2010. — 822 с.
13. Колесников Б., Вильмс Х., Хэрбек Д.Л., Кляйнеберг М. Конструктивно-силовая схема и технология изготовления фюзеляжа пассажирского самолета из углепластика // Труды международной конференции «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ)» / Под ред. К.В. Фролова, И.Ф. Образцова, О.С. Сироткина, В.С. Боголюбова. — М.: Знание, 2004. С. 736-741.
14. Буш А.В., Комиссар О.Н., Выморков Н.В., Хмельницкий А.К., Литицкая В.А., Бахтин А.Г., Оленин И.Г. Конструктивно-технологические решения силовых соединений трехслойных углепластиковых оболочек головного обтекателя ракеты-носителя // Труды 4-й международной конференции «ТПКММ. Корпоративные нано- и CALS-технологии в наукоемких отраслях промышленности». — М.: Знание, 2006. С. 725-727.
15. Авиационно-космическое машиностроение: международная энциклопедия CALS-технологий / Гл. ред. Братухин А.Г. — М.: НИЦ АСК, 2015. — 608 с.

16. Гращенков Д.В., Чурсова Л.В. Стратегия развития композиционных и функциональных материалов // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. № 5. С. 231-242.
17. Хмельницкий Я.А., Ширина О.В., Гончаров К.А. Разработка конструкции и технологии изготовления ультралёгких каркасов солнечных батарей для космических аппаратов // *Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов: Тезисы докладов XX Международной научно-технической конференции*. — Обнинск: ГНЦ РФ «ОНПП «Технология», 2013. С. 82-83.
18. Хмельницкий Я.А., Ширина О.В. Ультралёгкие каркасы солнечных батарей из углепластика для космических аппаратов // *Новые материалы: Сборник трудов 2-го Междисциплинарного молодежного научного форума с международным участием (01-04 июня 2016, Сочи)*. — М.: Интерконтакт Наука, 2016. С. 28-30.
19. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Оптимизация параметров космической системы дистанционного зондирования Земли с учетом особенностей проектно-конструкторских решений космических аппаратов // *Вестник Московского авиационного института*. 2009. Т. 16. № 6. С. 55-66.
20. Катаев Ю.П. Соотношение между деформациями, скоростями деформаций и напряжениями при деформировании твердых и жидких сред // *Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева*. 2015. № 3. С. 49-55.
21. Зенкевич О. *Метод конечных элементов в технике*. — М.: Мир, 1975. — 543 с.
22. Вахитов М.Б. Интегрирующие матрицы — аппарат численного решения дифференциальных уравнений строительной механики // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 1966. №3. С. 50-61.
23. Паймушин В.Н. Нелинейная теория среднего изгиба трехслойных оболочек с дефектами в виде участков непрочлея // *Прикладная механика*. 1987. Т. 23. №11. С. 32-38.

## SPACECRAFT SOLAR BATTERIES DYNAMIC ANALYSIS

**Khmel'nitskii Ya.A.\* , Salina M.S.\*\* , Kataev Yu.P.**

*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev,  
KAI, 10, K. Marx str., Kazan, 420111, Russia*

*\* e-mail: ya\_khmelnitsky@mail.ru*

*\*\* e-mail: 2707fm@mail.ru*

### Abstract

At present, the extensive studies of outer space are carried out to obtain scientific, economic and military results.

The solar battery is an important element of a spacecraft since it ensures functioning of its equipment.

The solar battery should have high rigidity at maximum loading factor. The structure rigidity exerts a certain effect on oscillatory process and frequency characteristics while a spacecraft maneuvering. It determines also deformations of a solar battery while its transportation to a specified orbit.

Insufficient rigidity reduces the solar battery efficiency.

The dynamic analysis of solar battery envisages determination of natural oscillations shape and frequency, and a time of the oscillatory process termination.

From these positions, comparison of the two spacecraft "Spectr-R" and 14F150 is being considered. The finite element models were developed for these

structures, and shapes and frequencies of oscillations occurring while the spacecraft turn along the longitudinal axis were determined.

The inherent characteristics of a solar battery structure were being determined by the finite element method employing "NASSTRAN" software.

To determine values of inherent dynamic characteristics of a solar battery panel a series of simulations of the product dynamics were performed with parameters variation of its mathematical model. These parameters were determined by elastic and dissipative properties of the solar battery panel.

Comparison of stiffness coefficients values and inertial links damping for these types of spacecraft revealed that the solar panels impact on the dynamic characteristics of these spacecraft was practically the same.

The transient time was of 1000 seconds, which exceeded the admissible values. For the solar battery in the considered configuration, the first mode frequency

should be of the order of 0.45 Hz with damping factor of the order of 0.1.

In the considered configuration of the panels, their rigidity characteristics should be 16 times, and dissipative characteristics -3 times greater.

**Keywords:** solar battery, “Spectr-R” spacecraft, “14F150” spacecraft, finite element method, stiffness ratio, damping factor, vibration frequency, angular velocity, vibration pitch.

## References

1. Vanke V.A., Leskov L.V., Luk'yanov A.V. *Kosmicheskie energosistemy* (Space power systems), Moscow, Mashinostroenie, 1990, 144 p.
2. Alferov Zh.I., Andreev V.M., Rummyantsev V.D. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov*, 2004, vol. 38, no. 8, pp. 937-948.
3. Lamzin V.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 46-55.
4. Marakhtanov M.K., Pil'nikov A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 26-39.
5. Lamzin V.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 46-55.
6. Sysoev V.K., Pichkhadze K.M., Greshilov P.A., Verlan A.A. *Solnechnye kosmicheskie elektrostantsii: puti realizatsii* (Solar space power plants: ways for realization), Moscow, MAI, 2013, 159 p.
7. Okorokova N.S., Pushkin K.V., Sevruk S.D., Farmakovskaya A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 115-122.
8. Bakulin V.N., Borzykh S.V., Il'yasova I.R. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 295-302.
9. Adamovich A.B. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 1, pp. 194-195.
10. Kehrle K., Kolax M. Sandwich structures for advanced next generation fuselage concepts. *SAMPE Europe Technical Conference, Toulouse, France, 13–14 September 2006*, pp. 11–16.
11. Dreshler K., Kohrle R. Manufacturing of folded core-structures for technical applications. *SAMPE Europe Conference, 2004, Paris*, pp. 508-513.
12. Mikhailin Yu.A. *Konstruktivnye polimernye kompozitsionnye materialy* (Structural polymer composite materials), St. Petersburg, NOT, 2010, 822 p.
13. Kolesnikov B., Vil'mes Kh., Kherbek D.L., Klyaineberg M. *Materialy Mezhdunarodnoi konferentsii “Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnykh materialov i novykh metallicheskiykh splavov (TPKMM)”*, Moscow, Znanie, 2004, pp. 736-741.
14. Bush A.V., Komissar O.N., Vymorkov N.V., Khmel'nitskii A.K., Lititskaya V.A., Bakhtin A.G., Olenin I.G. *Materialy 4 Mezhdunarodnoi konferentsii “TPKMM. Korporativnye nano- i CALS-tekhnologii v naukoemkikh otraslyakh promyshlennosti”*, Moscow, Znanie, 2006, pp. 725-727.
15. Bratukhin A.G. *Aviatsionno-kosmicheskoe mashinostroenie: mezhdunarodnaya entsiklopediya CALS-tekhnologii* (Aerospace engineering: international encyclopedia of CALS-technologies), Moscow, NITs ASK, 2015, 608 p.
16. Grashchenkov D.V., Chursova L.V. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2012, no. 5, pp. 231-242.
17. Khmel'nitskii Ya.A., Shirina O.V., Goncharov K.A. *Materialy XX Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii “Konstruktsii i tekhnologii polucheniya izdelii iz nemetallicheskiykh materialov”*, Obninsk, GNTs RF ONPP “Tekhnologiya”, 2013, pp. 82-83.
18. Khmel'nitskii Ya.A., Shirina O.V. *Materialy II Mezhdistsiplinarnogo molodezhnogo nauchnogo foruma s mezhdunarodnym uchastiem “Novye materialy” (01-04 June 2016, Sochi)*, Moscow, Interkontakt Nauka, 2016, pp. 28-30.
19. Matveev Yu.A., Lamzin V.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 6, pp. 55-66.
20. Kataev Yu.P. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2015, no. 3, pp. 49-55.
21. Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* (Finite element method in engineering), Moscow, Mir, 1975, 543 p.
22. Vakhitov M.B. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 1966, no. 3, pp. 50-61.
23. Paimushin V.N. *Prikladnaya mekhanika*, 1987, vol. 23, no. 11, pp. 32-38.