

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 629.78

## ПРОЧНОСТНОЙ РАСЧЕТ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

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

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

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

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

---

Рассматривается напряженно-деформированное состояние панелей солнечных батарей при воздействии транспортных и эксплуатационных нагрузок, определяются формы и частоты собственных колебаний. Для анализа используется метод конечных элементов в среде MSC/Nastran. Для моделирования обшивок и сотового заполнителя выбран оболочечный элемент CQAD4 (Plate element).

*Ключевые слова:* трехслойная панель солнечной батареи, углепластиковая обшивка, конечно-элементный расчет, прочность панели, жесткость панели, частота колебаний панели, оболочечный элемент CQAD4.

---

Приборы и аппаратура, устанавливаемые на борту космических аппаратов, требуют надежных источников электрической энергии. Такими источниками могут быть солнечные батареи, обладающие высоким коэффициентом удельной мощности [1–3].

Солнечная батарея космического объекта представляет собой раскладывающуюся конструкцию, состоящую из отдельных солнечных панелей [4–5]. Панели состоят из каркаса и фотоэлектрических элементов. Фотоэлектрические элементы соединяются в последовательно-параллельные цепи [6].

По конструкции панелей солнечные батареи можно подразделить на следующие виды: солнечные батареи с панелями в виде каркаса с натянутым сетеполотном (сетеполотняная панель); сол-

нечные батареи с панелями в виде каркаса с ортогонально натянутыми струнами (струнная панель); солнечные батареи с панелями в виде каркаса с натянутой гибкой пленкой (пленочная панель); солнечные батареи в виде трехслойных панелей с сотозаполнителем (панель с сотозаполнителем); солнечные батареи с трехслойными панелями интегральной конструкции (интегральная панель).

Конструкции солнечных батарей с каркасными панелями и натянутым сетеполотном создавали в Государственном космическом научно-производственном центре им. М.В. Хруничева (рис.1), Научно-производственном объединении им. С.А. Лавочкина (рис. 2).

В дальнейшем алюминиевые профили были заменены углепластиковыми трубами. Такая кон-

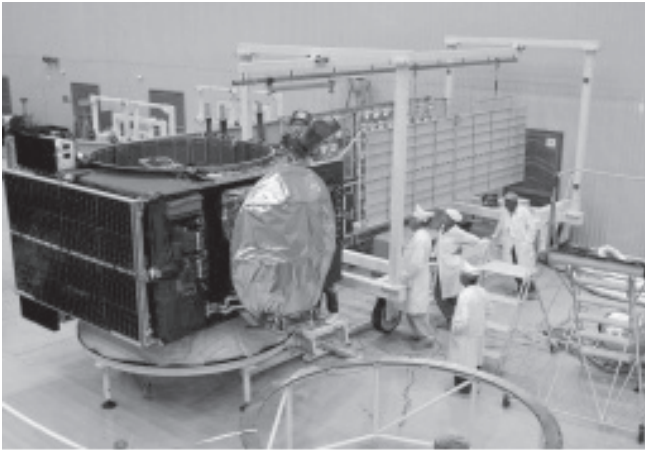


Рис. 1. Солнечная батарея на основе каркаса с сетеполотном ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

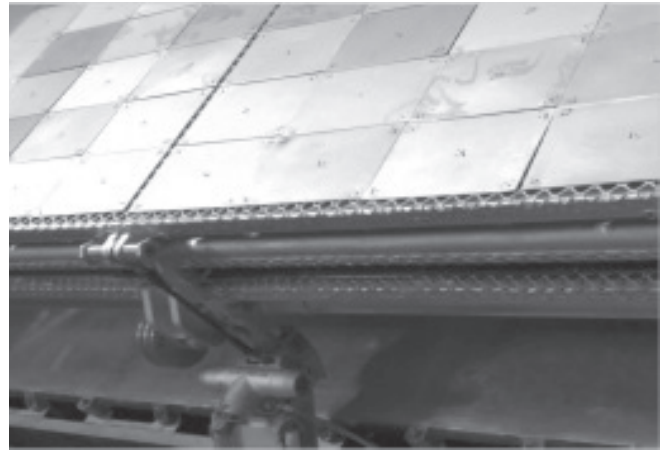


Рис. 2. Имитатор солнечной батареи на основе каркаса с сетеполотном НПО им. С.А. Лавочкина

струкция каркаса солнечной батареи была использована НПО им. С.А. Лавочкина в конструкции космического аппарата «Купон».

Для увеличения жесткости панелей солнечной батареи в дальнейшем использовалась конструкция каркаса с ортогонально натянутыми струнами. Такая конструкция разрабатывалась Акционерным обществом «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева.

Значительной жесткостью обладают также конструкции солнечных панелей на гибкой подложке (рис. 3). В качестве подложки используется стальной лист толщиной 0.025 мм с размерами 80 × 356 мм.

Необходимость создания более жестких и более прочных панелей приводит к потребности в разработке конструкций, использующих трехслойные панели, состоящие из двух обшивок и сотового заполнителя (рис. 4).

Каркасы солнечных панелей в виде трехслойных конструкций состоят из двух обшивок и расположенного между ними сотового заполнителя [7–9]. Обшивками являются углепластиковые панели на основе углеродной ткани STYLE 3607 полотняного плетения, толщиной 0.1...0.2 мм [10–11]. В конструкциях панелей применяется также полимерный композиционный материал на основе углеродного жгута НТА 5131 400 текс 6к и жгута TORAY T700 SC 800 текс 12к [12–15]. Отметим, что полимерные композиционные материалы широко применяются также в формообразующей оснастке [16].

Аналогичные конструкции создаются в ведущих зарубежных фирмах. На рис. 5 представлена солнечная панель американской фирмы «Боинг», выполненная в виде трехслойной панели с сотовым заполнителем. Подобная конструкция американского космического агентства NASA приведена на рис. 6. На рис. 7 показана трехслойная конструкция пане-

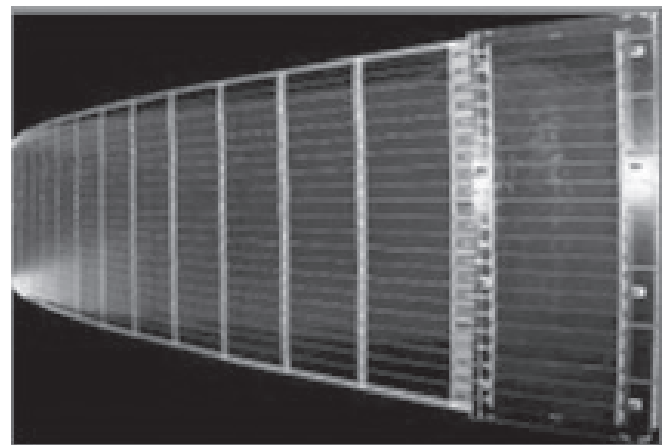


Рис. 3. Конструкция солнечной батареи на гибкой подложке



Рис. 4. Конструкция трехслойной солнечной батареи

ли солнечной батареи китайского космического аппарата.

Солнечная батарея должна сохранять свои технические и эксплуатационные характеристики пос-

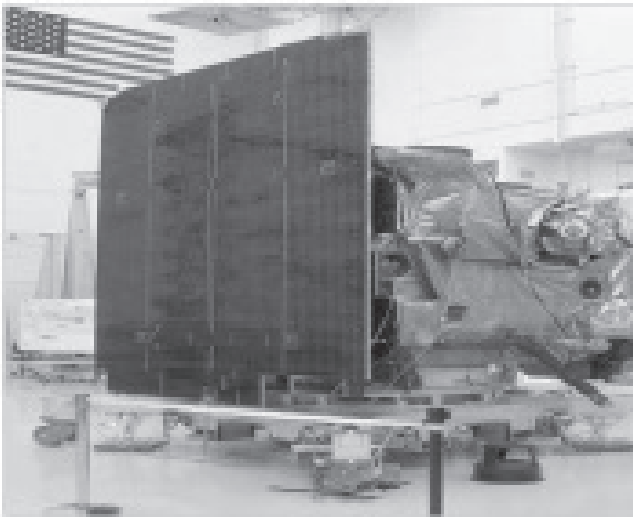


Рис. 5. Панель космического аппарата фирмы «Боинг» на основе трехслойной сотовпанели

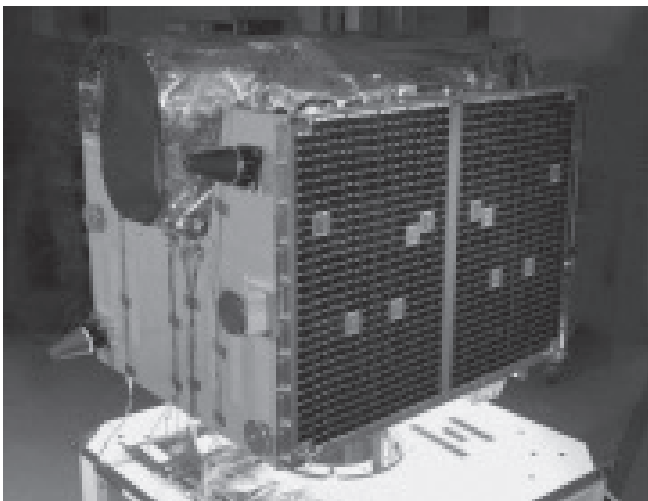


Рис. 6. Стационарная панель солнечной батареи в составе силовой конструкции КА Rapid Eye, NASA

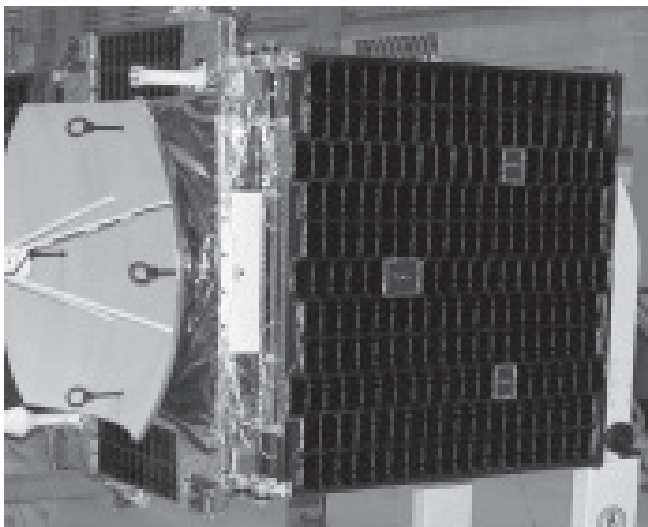


Рис. 7. Панель солнечной батареи китайского космического аппарата с использованием трехслойной сотовпанели

ле воздействия различных факторов: механических нагрузок при выведении космического аппарата на орбиту; линейных, квазистатических и низкочастотных динамических ускорений; стационарных, вибрационных и ударных акустических волн.

В конструкцию каркаса солнечных панелей входят:

а) обшивка лицевая: полимерный композиционный материал на основе углеродной ткани STYLE 3750 (полотняного плетения) толщиной 0.2 мм (масса квадратного метра сухой ткани по паспорту — 160 г/м<sup>2</sup>), связующее ЭНФБ (40% содержания связующего), масса 1 м<sup>2</sup> обшивки (фактически изготовленной) составляет 0.190 кг;

б) обшивка тыльная: полимерный композиционный материал на основе углеродной ткани STYLE 3750/ЭНФБ (толщина 0.2 мм), масса 1 м<sup>2</sup> обшивки — 0.190 кг;

в) наполнитель сотовый 8.0-5056-30П, плотность — 11 кг/м<sup>3</sup>, расчетная масса 1 м<sup>2</sup> наполнителя сотового высотой 18 мм — 0.198 кг;

г) пленка клеевая: клей REDUX 312 GSM фирмы HEXCEL, масса по паспорту — 0.10 кг/м<sup>2</sup>, расчетная масса 1 м<sup>2</sup> пленки клеевой — 0.10 кг;

д) электроизоляционная полиимидная пленка марки ПМ-А (40 мкм) с удельной массой 60 г/м<sup>2</sup>, расчетная масса 1 м<sup>2</sup> пленки — 0.06 кг.

Расчетная масса 1 м<sup>2</sup> панели

$$0.190+0.190+0.198+2\cdot 0.10+0.06 = 0.838 \text{ кг.}$$

На рис. 8 представлен образец панели.

При расчете каркаса панели солнечной батареи на прочность и жесткость определялись напряженно-деформированное состояние панели солнечной батареи при воздействии расчетных нагрузок, формы и частоты собственных колебаний панели. При

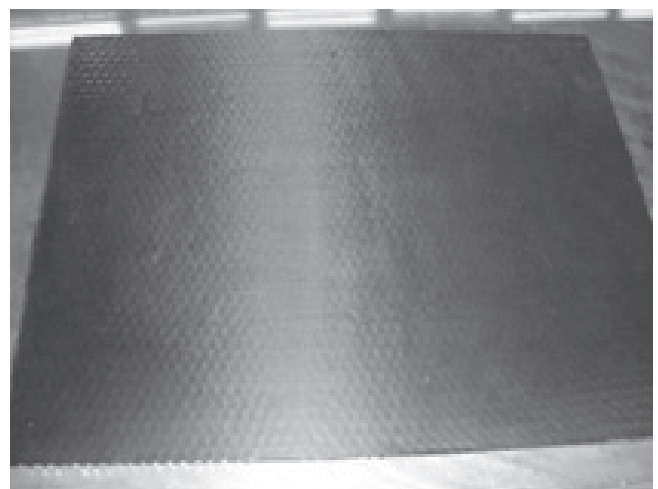


Рис. 8. Образец трехслойной панели с углепластиковой обшивкой

этом принималась во внимание сложность напряженно-деформированного состояния [17–18].

Для анализа частот собственных колебаний и определения напряженно-деформированного состояния панели использовался метод конечных элементов в среде MSC/Nastran [19–20].

При создании конечно-элементной модели генерировались слой сотового заполнителя со стенками разной толщины, наружная и внутренняя обшивки.

Для моделирования обшивок и сотового заполнителя был выбран оболочечный элемент CQAD4 (Plate element), учитывающий все внутренние силовые факторы в оболочке и ее геометрию. Элемент воспринимает мембранные, сдвиговые, поперечные и изгибные нагрузки. Стенки сотового заполнителя и обшивки состоят только из четырехугольных элементов.

Геометрические размеры панели имеют следующие значения: длина  $L_1 = 1600$  мм, ширина  $L_2 = 1000$  мм, высота  $h = 15$  мм.

Свойства материалов составных частей конструкции панелей солнечных батарей представлены в таблице.

Для наружной и внутренней обшивок выбран материал с ортотропными свойствами, при этом модули сдвига  $G_{1z}$  (в плоскости 1–Z, где Z – нормаль к плоскости осей материала) и  $G_{2z}$  (поперечный модуль сдвига в плоскости 2–Z) равны модулю сдвига  $G_{12}$ .

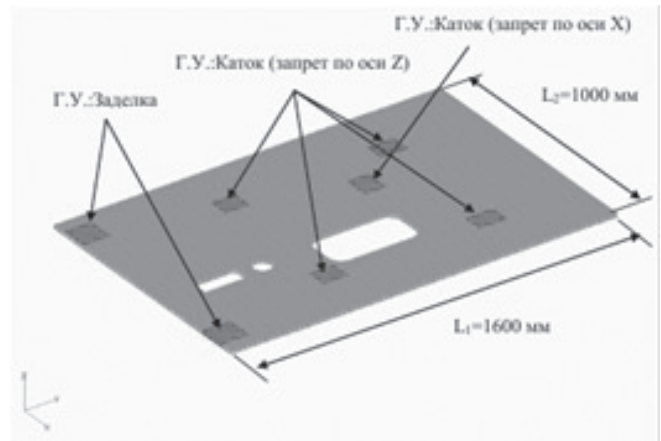


Рис. 9. FE-модель конструкции

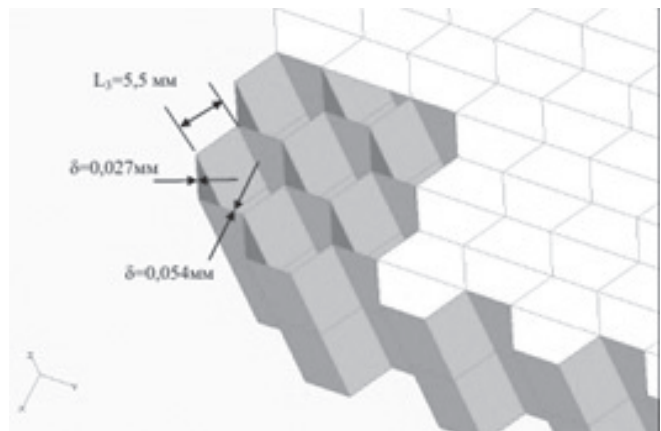


Рис. 10. Фрагмент сотового заполнителя

**Механические характеристики материалов составных частей конструкции панелей**

Параметры материала	$E_1$ , МПа	$E_2$ , МПа	$G_{12}=G_{1z}=G_{2z}$ , МПа	$\mu_{12}$	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Толщина $\delta$ , мм
Обшивка наружная	75264	75264	6000	0.039	1600	0.4
Сотовый заполнитель	72000	-	-	0.3	2700	-
Обшивка внутренняя	75264	75264	6000	0.039	1600	0.4

Конечно-элементная модель панели солнечной батареи и граничные условия представлены на рис. 9 и 10.

Для определения упруго-массовых свойств панели проведен анализ частот собственных колебаний (Normal Modes/Eigenvalues) без демпфирования.

Деформированное состояние и контурные данные суммарных перемещений панели при ее колебаниях по первому тону представлены на рис. 11. Первые десять значений частот собственных колебаний представлены на рис. 12.

Анализ частот собственных колебаний (Normal Modes/Eigenvalues) без назначения граничных условий выполнен методом Лапцоша (рис. 13 и 14).

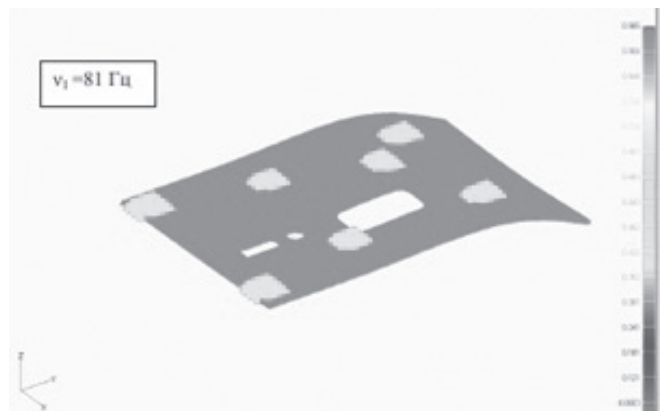


Рис. 11. Деформированное состояние и распределение суммарных перемещений панели при ее колебаниях по первому тону (81 Гц)



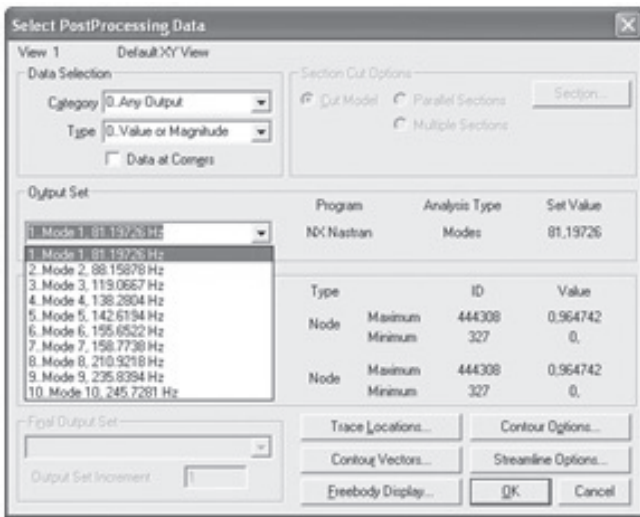


Рис. 12. Частоты собственных колебаний панели, Гц

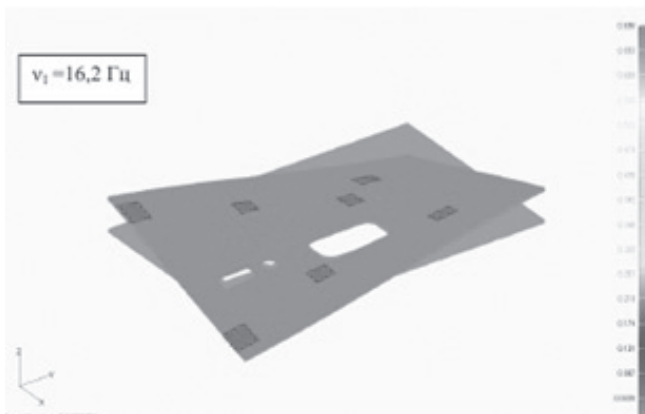


Рис. 13. Распределение суммарных перемещений панели при ее колебаниях по седьмому тону

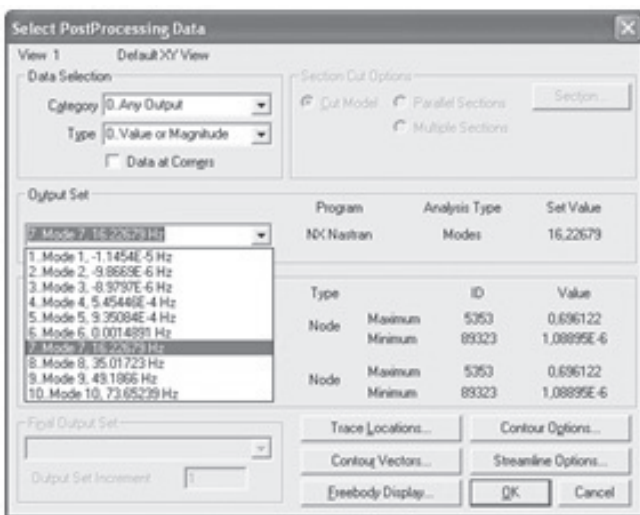


Рис. 14. Частоты собственных колебаний панели без граничных условий

Анализ напряженно-деформированного состояния панели при воздействии нагрузок проводился для варианта нагружения, при котором на панель

по нормали к стороне длиной 1000 мм действует ускорение, равное 20g. Схема нагружения панели представлена на рис. 15. На рис. 16 показано распределение перемещений.

На рис. 17 и 18 представлены максимальные эквивалентные напряжения, возникающие в панели при воздействии ускорения 20g.

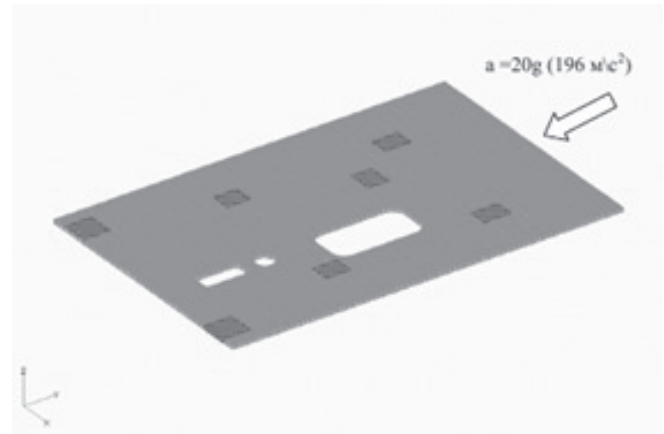


Рис. 15. Схема нагружения панели

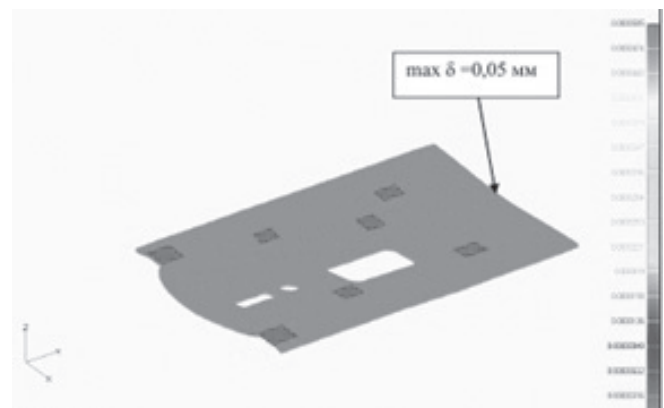


Рис. 16. Деформированное состояние и распределение суммарных перемещений (max  $\delta = 0,05$  мм)

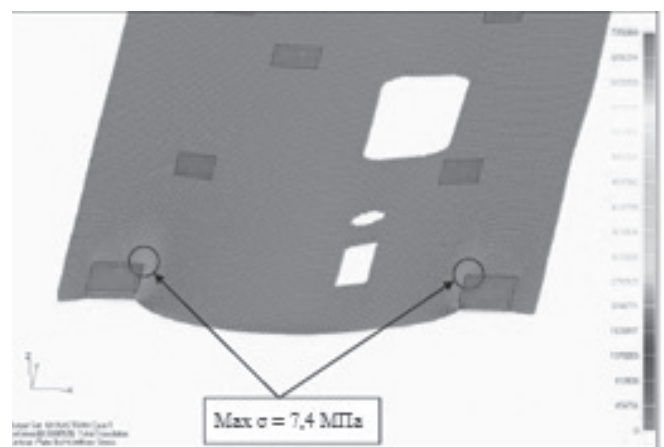


Рис. 17. Деформированное состояние и распределение суммарных перемещений (max  $\sigma = 7,4$  МПа)

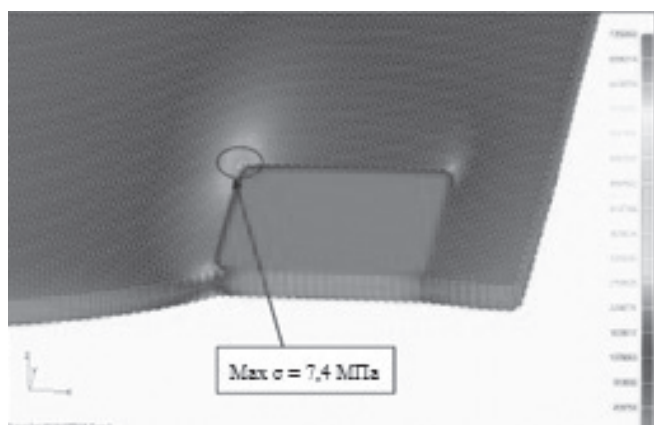


Рис. 18. Зона концентрации напряжений, Па

## Выводы

Выполненные расчеты показывают, что напряжение, возникающее в элементах конструкций, не достигает существенных значений: напряжения в стенках сотового заполнителя и в обшивке составляют 7.4 МПа при максимальных перемещения 0.05 мм. Собственная частота колебаний панелей без закрепления составляет 16 Гц, при закреплении панелей — 81 Гц. Эти параметры соответствуют удельной массе трехслойной панели 1.27 кг/м<sup>2</sup>.

## Библиографический список

1. Алферов 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.
2. Фаренбрух А., Бьюб Р. Солнечные элементы: Теория и эксперимент / Пер. с англ. под ред. М.М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1987. — 280 с.
3. Окорочова 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.
4. Хмельницкий Я.А., Ширина О.В. Ультралегкие 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.
5. 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.
6. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей: Пер. с англ. — М.: Энергоатомиздат, 1983. — 360 с.
7. Братухин А.Г., Иванов Ю.Л., Марьян Б.Н. и др. Современные технологии авиастроения. — М.: Машиностроение, 1999. — 832 с.
8. Мэттьюз Ф., Ролингс Р. Композитные материалы. Механика и технология. — М.: Техносфера, 2004. — 408 с.
9. Болотин В.В., Новичков Ю.Н. Механика многослойных конструкций. — М.: Машиностроение, 1980. — 375 с.
10. Kling D, Elsayed E.A. and Basily B.B. Manufacturing process for folded sheet material // Proceedings of the NSF Design and Manufacturing Research Conference, San Juan, 6-10 January 2002, pp. 1552-1562.
11. Roeseler W.G., Sarh B., Kismarton M.U. Composite structures: the first 100 years // 16th International Conference on Composite Materials, 2007, 10 p.
12. Гращенков Д.В., Чурсова Л.В. Стратегии развития композиционных и функциональных материалов // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 5. С. 231-242.
13. Туранов Р.А. Композиционные материалы с использование бора в авиастроении // Современные наукоемкие технологии. 2013. № 8-2. С. 230-231.
14. Фитцер Э., Дифендорф Р., Калнин И. и др. Углеродные волокна и углекомпиты: Пер. с англ. — М.: Мир, 1988. — 336 с.
15. Братухин А.Г., Боголюбов В.С., Сироткин О.С. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении. — М.: Готика, 2003. — 516 с.
16. Белов О.А., Бердникова Н.А., Бабкин А.В., Козлов М.В., Белов Д.А. Композитная формообразующая оснастка // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 115-122.
17. 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.
18. Саченков А.В. Теоретико-экспериментальный метод исследования устойчивости пластин и оболочек // Исследования по теории пластин и оболочек: сборник статей. Казань: Изд-во Казанского университета, 1970. Вып. 6-7. С. 391-433.
19. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике: Пер. с англ. — М.: Мир, 1975. — 543 с.
20. Вахитов М.Б. Интегрирующие матрицы — аппарат численного решения дифференциальных уравнений строительной механики // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1966. №3. С. 50-61.

## A SPACECRAFT SOLAR BATTERIES PANELS STRENGTH CALCULATION

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

*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev,*

*KNRTU—KAI, 10, K. Marx str., Kazan, 420111, Russia*

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

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

### Abstract

The solar battery panels can be divisible by construction into the following types:

- Solar batteries with panels in the form of a frame with the stretched net-like fabric (net-like fabric panel);
- Solar batteries with panels in the form of a frame with orthogonally stretched strings (a string panel);
- Solar batteries with panels in the form of a frame with the stretched flexible film (a film panel);
- Solar batteries in the form of three-layer panels with a honeycomb core (a panel with a honeycomb core);
- Solar batteries with three-layer panels of integral construction (an integral panel).

The structures analysis of various panels reveals that at present all world firms employ generally three-layer panels with honeycomb core.

The structure of such panel consists of carbon fiber-reinforced plastic encasement and a metal honeycomb core.

Pursuing a goal of developing the rigid and light panel, recommendations on selection of carbon fiber-reinforced plastic, honeycomb core, adhesive film and dielectric film are issued based on experiments.

It allowed create lightweight rigid design structure of a solar panel. It was necessary herewith to perform strength, rigidness calculations and vibrations under effect while transportation and operation.

The stress-strain state of panels, forms and natural frequencies were being defined. Calculations were performed by a finite element method in MSC/Nastran.

CQAD4 sheathing element was selected for encasement and honeycomb cores modelling. The CQAD4 element accounts for all internal forcing factors and the encasement geometry, since it perceives membranous, shear, transversal and flexural loadings.

Calculations reveal that tension, occurring in the elements of the offered light-weight structure, have considerable safety margin, and high rigidity at which the maximal shifts do not exceed 0.05 mm, while oscillation frequencies change in within range of 16-91 Hz. The three-layer panel specific mass herewith is only 1.27 kg/m<sup>2</sup>. The structure opens possibilities for further improvement.

**Keywords:** three-layer solar battery panel, carbon composite covering, finite element method, panel strength, panel rigidity, panel natural frequency, CQAD4 shell element.

### References

1. Alferov Zh.I., Andreev V.M., Rumyantsev V.D. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov*, 2004, vol. 38, no. 8, pp. 937-948.
2. Fahrenbruch A.L., Bube R.H. *Fundamentals of solar cells: Photovoltaic solar energy conversion*. New York, Academic Press, 1983, 580 p.
3. Okorokova N.S., Pushkin K.V., Sevruk S.D., Farmakovskaya A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 115-122.
4. Khmel'nitskii Ya.A., Shirina O.V. *Sbornik trudov II Mezhdistsiplinarnogo molodezhnogo nauchnogo foruma s mezhdunarodnym uchastiem (01-04 June 2016, Sochi) "Novye materialy"*, Moscow, Interkontakt Nauka, 2016, pp. 28-30.
5. Bakulin V.N., Borzykh S.V., Il'yasova I.R. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 295-302.
6. Rauschenbach H.S. *Solar Cell Array Design Handbook: The Principles and Technology of Photovoltaic Energy Conversion*. New York, Van Nostrand Reinhold Co., 1980, 549 p.
7. Bratukhin A.G., Ivanov Yu.L., Mar'in B.N. *Sovremennye tekhnologii aviastroeniya* (Modern aircraft technology), Moscow, Mashinostroenie, 1999, 832 p.
8. Matthews F.L. and Rawlings R.L. *Composite Materials: Engineering and Science*. Cambridge, CRC Press, Woodhead Publishing, 1999, 480 p.
9. Bolotin B.B., Novichkov Yu.N. *Mekhanika mnogoslonykh konstruktii* (Mechanics of multilayer structures), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 375 p.
10. Kling D, Elsayed E.A. and Basily B.B. Manufacturing process for folded sheet material. *Proceedings of the NSF Design and Manufacturing Research Conference, San Juan, 6-10 January 2002*, pp. 1552-1562.
11. Roeseler W.G., Sarh B., Kismarton M.U. Composite structures: the first 100 years. *16th International Conference on Composite Materials*, 2007, 10 p.
12. Grashchenkov D.V., Chursova L.V. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2012, no. 5, pp. 231-242.
13. Turanov R.A. *Sovremennye naukoemkie tekhnologii*, 2013, no. 8-2, pp. 230-231.

14. Fitzer E. *Carbon Fibres and Their Composites*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York Tokyo, UNFSSTD, 2011, 296 p.
15. Bratukhin A.G., Bogolyubov V.S., Sirotkin O.S. *Tekhnologiya proizvodstva izdelii i integral'nykh konstruksii iz kompozitsionnykh materialov v mashinostroenii* (Manufacturing techniques of products and integrated structures of composite materials in mechanical engineering), Moscow, Gotika, 2003, 516 p.
16. Belov O.A., Berdnikova N.A., Babkin A.V., Kozlov M.V., Belov D.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 115-122.
17. Kataev Yu.P. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2015, no. 3, pp. 49-55.
18. Sachenkov A.B. *Issledovaniya po teorii plastin i obolochek. Sbornik statei*. Kazan, Kazanskii universitet, 1970, no. 6-7, pp. 391-433.
19. Zienkiewicz O.C. *The Finite Element Method in Engineering Science*. USA, McGraw-Hill Companies, 1971, 521 p.
20. Vakhitov M.B. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 1966, no.3, pp. 50-61.