

Оценка размерной устойчивости композитной сотовой панели для условий термосиловой нагрузки на околоземной орбите

Н. Г. Крищук¹ • В. Н. Маслей² • С. Н. Шукаев¹, • Ю. О. Лавендел³

1 – КПИ им. Игоря Сикорского, г. Киев;

2 – ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», г. Днепр, Украина;

3 – Рижский технический университет, г. Рига, Латвия

Received: 02 September 2019 / Accepted: 19 September 2019

Аннотация. Представлены результаты численного определения параметров размерной устойчивости сотовой панели космического аппарата при гравитационных и термических нагрузках разной интенсивности на околоземной орбите. В качестве имитационной модели исследуемой конструкции выбрана типовая структура композитной сотовой панели с известным типом расположения ячеек сот алюминиевого заполнителя и схем армирования слоев материала из углепластиковой ленты с известными термомеханическими свойствами для верхних и нижних пластин. Для решения задач термоупругости использован метод конечных элементов в математических постановках для стационарного теплового и квазистатического термомеханического анализов. Определено распределение величин эквивалентных по Мизесу напряжений сотовой панели при гравитационных и термических нагрузках в диапазоне температур от -80 до $+80$. Установлено предельную величину температурного напора между внешними поверхностями пластин, который обеспечивает терморазмеростабильность сотовой панели. Дана оценка максимальных прогибов сотовой панели КА от действия гравитационных и термических нагрузок на околоземной орбите.

Ключевые слова: композиционные материалы, многослойные углепластиковые пластины, сотовые панели, термомеханические характеристики, размеростабильность, конечно-элементные аппроксимации, математическая модель, численные расчеты, тепловое состояние, напряженно-деформированное состояние

Введение

Несущая способность конструкций многослойных композитных сотовых панелей для космических аппаратов (КА), в общем случае неповрежденных и поврежденных, должна обеспечить в заданном временном диапазоне безусловное выполнение требований по функциональности изделия (живучести, надежности, стойкости к внешним воздействиям и другим) [1–5] при различных видах статических, динамических и повторно-переменных нестационарных термосиловых нагрузок. Такие нагрузки не должны приводить к местному или общему разрушению материалов, обусловленному недопустимыми параметрами кратковременной и усталостной прочности, потери устойчивости и изменениями проектных величин жесткости сотовых панелей для КА.

Как правило, соответствующие расчеты контролируемых параметров несущей способности изделий многослойных композитных сотовых панелей КА возможны на практике с применением приближенных аналитических методов для расчетных схем на основе эквивалентных однослойных пластин [6], так и проекционно-сеточных методов для созданных имитационных моделей различной сложности в системах инженерного анализа [4, 5]. Работа в системах конечно-элементного анализа весьма специфична, требует адекватного построения расчетных моделей и плана проведения численных экспериментов [7], задания условий нагружения, моделирования условий сопряжения контактируемых элементов конструкций, рационального применения численных алгоритмов решения задач статики и динамики. Она также включает процедуры согласования и идентификации типов материала прототипа-аналога сотовой панели для КА с экспериментальными данными по физико-механическим свойствам применяемых материалов и алгоритмами численных расчетов для оценки его несущей способности.

Применение компьютерного моделирования на заключительной стадии разработки имитационных моделей структурных элементов КА эквивалентно созданию и испытанию готовых образцов изделий. Имитационные модели сотовой панели КА в процессе разработки трансформируются от простых, соответствующих

макетам, к более сложным, соответствующим полностью готовой конструкции. Такой подход обеспечивает существенное снижение экспериментальных исследований по доводке элементов конструкций КА к эксплуатационным требованиям.

Объект исследований

Размероустойчивость прототипа-аналога сотовой панели силовой платформы КА, состоящей из двух композитных пластин, соединенных ячеистым наполнителем из алюминиевой фольги (рис.1) для условий термосилового нагружения на околоземной орбите.

Цель исследования

Имитационное моделирование силового и термического нагружения имитационной модели прототипа-аналога композитной сотовой панели КА и численный анализ ее размерной устойчивости на околоземных орбитах 200–400 км для оценки функциональности данного типа конструкций в космосе.

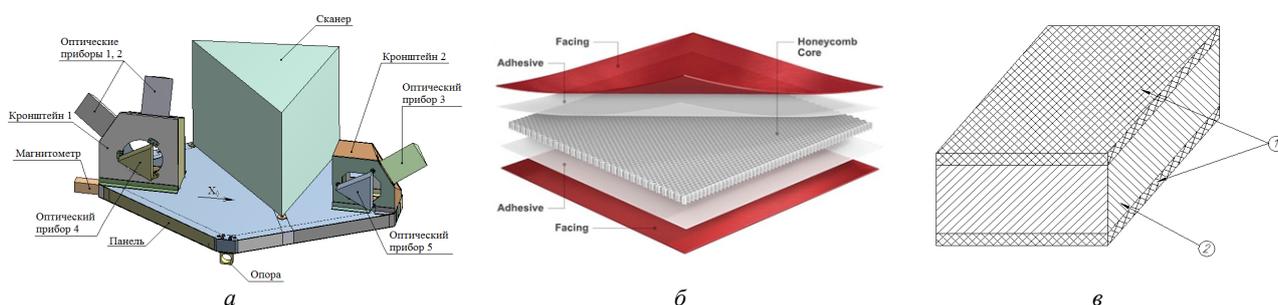


Рис. 1. Схема силового узла КА с технологическими приборами (а), структура панели с сотовым наполнителем (б) и прототип-аналог конструкции трехслойной панели прямоугольной формы с композитными пластинами (1) и сотовым (2) наполнителем (в)

Постановка задачи

Имитационная модель прототипа-аналога сотовой панели КА выполнена в виде трехслойной конструкции прямоугольной формы с линейными размерами 710 мм × 445 мм без технологических отверстий (рис.1в). Ее структуру по толщине обеспечивают: – верхняя и нижняя обшивка из углепластиковых 64 слойных пластин толщиной 0,8 мм каждая и схемой армирования (0°/ 90°/ 45°/ –45°); – сотовый наполнитель из алюминиевой фольги 5056-6-23 высотой 76 мм.

Тепловые потоки, которые определяют термическую нагрузку сотовой панели КА на околоземной орбите Земли, обусловлены [8]: – прямым солнечным излучением; – солнечным излучением, отраженным от планеты; – собственным тепловым излучением планеты; – собственным тепловым излучением систем КА. Для эксплуатационных режимов КА температура внешней поверхности сотовой панели практически однородна и обусловлена тепловым режимом ее нагрева и охлаждения. Гипотетически приняли, что одна из стенок сотовой панели КА подвержена радиационному теплообмену. Амплитуда температур здесь может изменяться в интервале от –80°С до +80°С для четырех расчетных вариантов (РВ). РВ1 и РВ2, когда КА находится на освещенной стороне околоземной орбиты и нагрев его поверхностей происходит во время нахождения непосредственно под облучением Солнца и Земли. РВ3 и РВ4 для случая нахождения КА в тени Земли, когда охлаждение происходит в процессе радиационного облучения в тени планеты [8].

При движении КА с известной массой на околоземной орбите центростремительное ускорение определяет гравитационную составляющую силовой нагрузки сотовых панелей. Величины центростремительного ускорения на высоте от 200 км до 400 км от поверхности Земли изменяются в пределах 9,22 м/с² до 8,72 м/с². Масса рассматриваемой модели сотовой панели КА с технологическими приборами (рис.1а) составляет 119,5 кг.

Исходя из экспериментальных данных физико-механических характеристик монослоя углепластиковых лент: – модулей упругости $E_X=175000$ МПа, $E_Y=E_Z=9610$ МПа; – модулей сдвига $G_{XY}=24540$ МПа, $G_{YZ} = G_{XZ} = 4100$ МПа; – коэффициентов Пуассона $\mu_{XY} = 0,315$, $\mu_{YZ} = \mu_{XZ} = 0,222$; – коэффициентов температурного линейного расширения $\alpha_X = 0,142 \times 10^{-06}$ град⁻¹, $\alpha_Y = \alpha_Z = 0,878 \times 10^{-06}$ град⁻¹, величины эквивалентных термоупругих характеристик для 64 слойных композитных пластин определены по методике Л.П. Хорошуна [9]. Для каждого монослоя зависимости между величинами усредненных деформаций и напряжений представили в виде

$$\langle \varepsilon_j \rangle = |A_{ij}| \langle \sigma_i \rangle, \quad (1)$$

где $|A_{ij}| = |\lambda_{ij}|^{-1}$ – матрица податливости слоя в осях ортотропии декартовой системы координат, что выражается через эффективные технические константы упругости.

Учитывая структуру композиционного материала сотовой панели, состоящую из 64 монослоев с кодом армирования $[0_{16}/90_{16}/45_{16}/-45_{16}]$, для вычисления компонент матрицы усредненных жесткостей конструкции пластин использовали соотношения

$$\langle \lambda_{ij} \rangle = [16\lambda_{ij}^0 + 16\lambda_{ij}^{90} + 16\lambda_{ij}^{45} + 16\lambda_{ij}^{-45}] \cdot \Delta h_{\theta} / H, \quad (2)$$

где Δh_{θ} – толщина монослоя композитной пластины в направлении угла θ соответствующего кода армирования, H – толщина композитной пластины, λ_{ij}^0 – параметры жесткости слоев ($i, j=1,2,\dots,6$), повернутых на угол θ вокруг оси ортогональной плоскости пластины сотовой панели; компоненты λ_{ij} тензора четвертого ранга определяются с помощью аналитических формул топологических преобразований, приведенных в работе [9].

Переход к техническим параметрам упругости осуществляется по известным соотношениям

$$\begin{aligned} E_x &= 1/A_{11}, E_y = 1/A_{22}, E_z = 1/A_{33}, G_{xz} = 1/A_{44}, G_{yz} = 1/A_{55}, \\ G_{xy} &= 1/A_{66}, \nu_{xy} = -A_{21}/A_{11}, \nu_{xz} = -A_{31}/A_{11}, \nu_{yz} = -A_{32}/A_{22}. \end{aligned} \quad (3)$$

Матрица податливости $|A_{ij}|_{konstr}$ модели трехслойной панели определена по данным для объемного содержания по толщине для углепластиковых пластин $|A_{ij}|_1$ и сотового заполнителя $|A_{ij}|_2$ [9]

$$|A_{ij}|_1 \cdot \frac{h_1}{H} + |A_{ij}|_2 \cdot \frac{h_2}{H} = |A_{ij}|_{konstr}, \quad (4)$$

где $h_1 = 1,6$ мм – толщина всей обшивки, $h_2 = 76$ мм – высота сотового заполнителя, $H = 77,6$ мм – толщина всей конструкции.

Плотность материала упругого монослоя панели $\rho_{экв}$ находили из равенства весовых характеристик исходной конструкции и ее модели с эквивалентными габаритными геометрическими размерами с применением уравнения

$$(\rho_1 \cdot V_1 + \rho_2 \cdot V_2) / V_{экв} = \rho_{экв}, \quad (5)$$

где ρ_1 – плотность и V_1 – объем материала двух углепластиковых плит, ρ_2 – плотность и V_2 – объем материала сотового заполнителя, $V_{экв} = V_1 + V_2$.

Расчетные значения эквивалентных упругих констант прототипа-аналога сотовой панели КА заданных размеров как упругого монослоя в осях ортотропии определены численно и приведены в табл. 1. Для проверки достоверности полученных результатов проведено задание упругих свойств материалов данной конструкции в модуле системы инженерного анализа FEMAP v11.0.1, как слоистой структуры с двумя типами различных ортотропных материалов (рис. 1б) и вычислены эквивалентные механические характеристики её как упругого монослоя в осях ортотропии.

Таблица 1

Упругие свойства трехслойной конструкции панели

№	Параметр	Метод осреднения по объему	FEMAP v11.0.1	Погрешность в % относительно значений FEMAP
1	Модуль упругости E_x , МПа	1500	1352,47	10,91
2	Модуль упругости E_y , МПа	1500	1352,47	10,91
3	Модуль упругости E_z , МПа	650,72	–	–
4	Коэффициент Пуассона μ_{xy}	0,321	0,314	2,23
5	Коэффициент Пуассона μ_{yz}	0,21	–	–
6	Коэффициент Пуассона μ_{xz}	0,21	–	–
7	Модуль сдвига G_{xy} , МПа	506,2	515,3	1,76
8	Модуль сдвига G_{yz} , МПа	143	–	–
9	Модуль сдвига G_{xz} , МПа	170,6	–	–
10	Плотность материала, $\rho_{экв}$	46,747	–	–

Сравнение результатов расчета упругих ортотропных характеристик материалов данной конструкции, полученных двумя способами, показывает, что максимальное расхождение их величин между аналитическим и численным методами не превышает 11%. При этом, аналитический метод имеет то преимущество, что позволяет определить весь набор упругих констант, величины которых могут быть уточнены согласно методике приведенной в работе [10].

Расчетная величина плотности материала упругого монослоя прототипа-аналога сотованели КА равна $46,7 \text{ кг/м}^3$, а коэффициенты температурного линейного расширения приняты по данным работы [5] равными $\alpha_X = \alpha_Y = \alpha_Z = 0,125 \times 10^{-6} \text{ град}^{-1}$. Среднее значение коэффициентов теплопроводности модели сотованели КА составляло $0,073 \text{ Вт/м К}$ [11, 12] при температуре поверхности пластин 50°C .

Методы и алгоритмы

В основу математической модели напряженно-деформированного состояния [13] прототипа-аналога конструктивно-ортотропной сотованели КА в условиях термосилового нагружения от начальной T_0 до неоднородной температуры T положено допущение о том, что деформации ε_{ij} частиц ее материалов связаны с перемещениями u_i соотношениями Коши

$$\varepsilon_{ij} = (\partial u_j / \partial x_i + \partial u_i / \partial x_j) / 2; \quad i, j = 1, 2, 3. \quad (6)$$

Термические ε_{ij}^t и упругие деформации ε_{ij}^e

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^e + \varepsilon_{ij}^t; \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (7)$$

связаны с напряжениями σ_{mn} соотношениями Дюгамеля-Неймана, обобщенных для анизотропных материалов

$$\varepsilon_{ij} = C_{ijmn} \sigma_{mn} + \alpha_{ij}^T \delta_{ij} (T - T_0); \quad i, j = 1, 3; \quad m, n = 1, 3, \quad (8)$$

где α_{ii}^T – осевые коэффициенты температурного расширения в базисе декартовых координат, δ_{ij} – символ Кронекера, $T_0 \approx 30^\circ\text{C}$ – начальное распределение температуры.

Для определения температур T сотованели КА при нагреве / охлаждении используется уравнение теплового баланса

$$\text{div } q = 0, \quad q_{ij} = \lambda_{ij} \delta_{ij} \text{grad}(T); \quad i, j = 1, 2, 3, \quad (9)$$

где q_{ij} – удельная плотность теплового потока, λ_{ii} – осевые коэффициенты теплопроводности в базисе декартовых координат. Граничные условия первого рода на внутренней S_{T1} и внешней S_{T2} поверхностях теплообмена сотованели КА априори являются известными

$$T_i \Big|_{S_{T1}} \approx 30^\circ\text{C}; \quad T_i \Big|_{S_{T2}} = [-80 \dots +80]^\circ\text{C}. \quad (10)$$

Напряженно-деформированное состояние сотованели КА для произвольных режимов ее нагрева и перегрузки в поле гравитационных сил удовлетворяет уравнению статического равновесия

$$\sigma_{ij,j} + \rho F_j = 0, \quad \sigma_{ij} = \sigma_{ij}^T, \quad i, j = 1, 2, 3, \quad (11)$$

где ρ – плотность материала, σ_{ij} – компоненты тензора напряжений, ρF_i – объемные силы, при заданных главных граничных условиях

$$u_i \Big|_{S_{u1}} = \tilde{u}_i, \quad i = 1, 2, 3. \quad (12)$$

Для исследуемых величин температурных градиентов сотованели КА и силовых нагрузок ограничения по ее размеростабильности сформулированы для контролируемых величин прогиба, составляющих не более $0,1 \text{ мм/м}$ [1].

Для решения задач теплопроводности и термоупругости использован метод конечных элементов и программная реализация численных алгоритмов, выполненных в расчетном коде ANSYS 12.1 [14]. Пластины и сотовый наполнитель сотовой панели КА, разбивались на гексагональные двадцатиузловые конечные элементы (КЭ). Неоднородные тела дискретной модели сотовой панели КА были связаны условиями идеального термического и жесткостного контакта по соприкасающимся поверхностям структур конструкции сотовой панели КА. Для получения сетчато-независимого численного решения данных задач проводился анализ точности результатов на моделях сотовой панели КА с различной степенью дискретизации.

Результаты численных экспериментов

С целью оценки эффективности разработанной имитационной модели многослойной композиционной конструкции сотовой панели с эквивалентными жесткостными и инерционно-массовыми свойствами упругого монослоя в форме пластины проводили ее тестирование при статическом и модальном анализе в расчетном коде ANSYS 12.1.

Для численных решений задач статики и динамики использованы дискретные модели сотовой панели, с геометрическими размерами 504 мм × 504 мм × 77,6 мм, созданные с применением объемных 14 500 КЭ SOLID185 с 18945 узлами. Их количество выбрано согласованным с КЭ аппроксимациями базовой дискретной модели (47056 пластинчатых КЭ SHELL181 с 29880 узлами) панели с точным описанием структур армирования углепластикового материала верхней и нижней пластин и воспроизведения топологии сот ячеистой части конструкции для исключения влияния точности численных решений при сравнении результатов расчета.

Установлено, что относительная погрешность разработанной модели сотовой панели при определении ее прогибов в поле гравитационных сил для статического анализа составляет 13,9% (рис.2) и для первых шести собственных частот модального анализа не превышает 3,0% (рис.3).

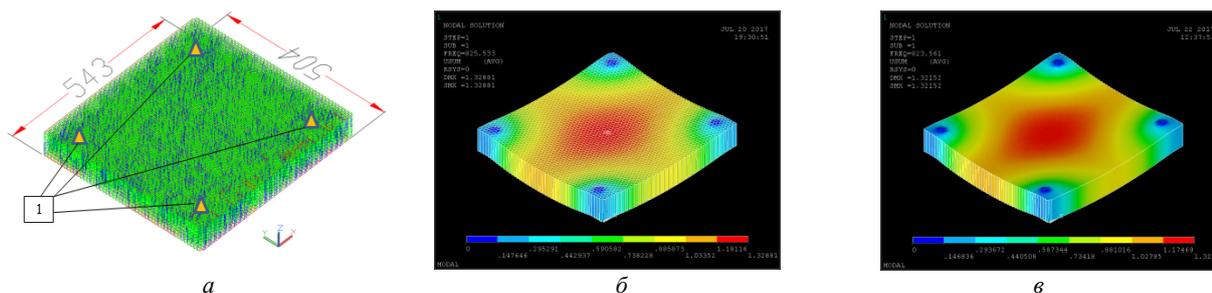


Рис. 2. Дискретная модель композитной сотовой панели с топологическим размещением (1) кинематических опор (а). Первая форма собственных колебаний, частота 825/823 Гц соответственно для двух дискретных моделей: – базовой с нижними и верхними композитными пластинами и слоя с алюминиевыми сотами между ними (б), – упругого монослоя (в)

Численные расчеты термомеханического состояния сотовой панели КА (рис. 1в) проведены на основе решения (9), (11) в программном коде ANSYS 12.1 четырех расчетных вариантов (PB1, PB2, PB3, PB4) ее термического нагружения, заданных граничными условиями (10), (12). Они выбраны для априорных величин температурного напора $\Delta T = T_2 - T_1$ между внешними температурными условиями на поверхностях пластин сотовой панели: – при нагреве КА на окоземной орбите PB1 ($\Delta T = 10^\circ\text{C}$, $T_2 = 40^\circ\text{C}$) и PB2 ($\Delta T = 50^\circ\text{C}$, $T_2 = 80^\circ\text{C}$); – при охлаждении КА на окоземной орбите PB3 ($\Delta T = -10^\circ\text{C}$, $T_2 = 20^\circ\text{C}$) и PB4 ($\Delta T = -110^\circ\text{C}$, $T_2 = -80^\circ\text{C}$).

Типовое распределение деформаций и напряжений модели сотовой панели КА для расчетного варианта распределения градиентов температур (PB2) представлено на рис. 3.

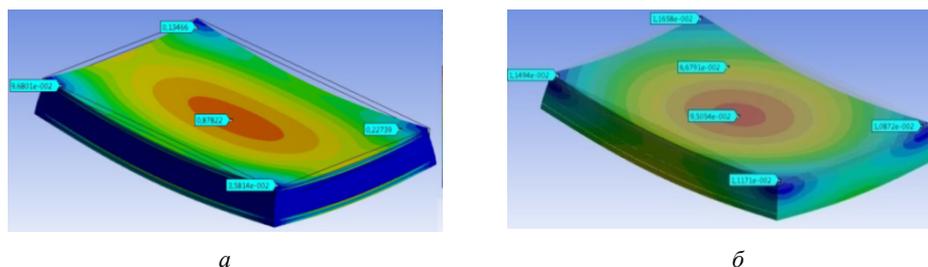


Рис. 3. Поля суммарных перемещений, $\times 10^{-3}$, м (а) и эквивалентных за Мизесом напряжений, МПа (б) сотовой панели КА для расчетного варианта PB1 термического нагружения

Установлено, что максимальные величины прогибов, приведенные к геометрическим размерам сотовой панели КА, равны 46 мкм, 56 мкм, 330 мкм, 900 мкм соответственно для режимов РВ1-РВ4, что в пересчете на погонный метр длины составляет 65 мкм, 79 мкм, 465 мкм, 1268 мкм.

Технические требования для сотовой панели КА по терморазмеростабильности за указанным выше техническим требованием выполняются только для режимов термического нагружения РВ1 и РВ3 с температурным напором между внешними поверхностями пластин не более 10°C.

Максимальные величины эквивалентных за Мизесом напряжений для режимов термического нагружения РВ1, РВ2 не превышают 0,99 МПа и возникают на уровне 4,95–9,64 МПа для РВ3, РВ4.

Для оценки размерной стабильности сотовой панели в поле гравитационных сил на околоземных орбитах 200–400 км проведены численные эксперименты по определению ее напряженно-деформированного состояния (рис.4б) с применением дискретной модели (КЭ Solid185 составляет 47 056, узлов 29 880), приведенной на рис.4а. Максимальные величины прогибов модели (710 мм × 445 мм × 77,6 мм), приведенные к геометрическим размерам сотовой панели КА, равны 2256 мкм, что в пересчете на погонный метр длины составляет 3177,5 мкм.

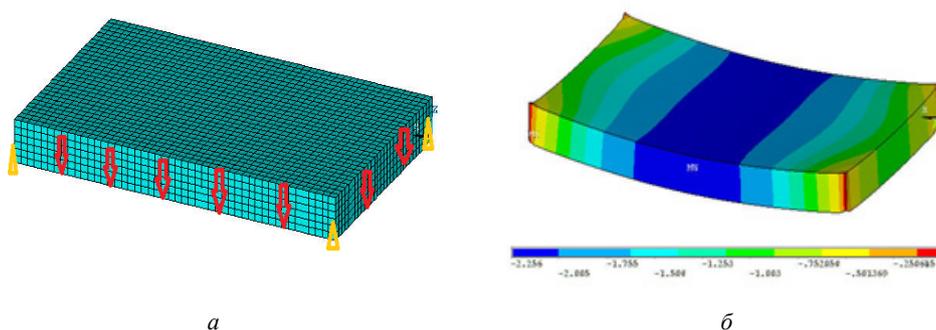


Рис. 4. КЭ модель упругого монослоя сотовой панели (а), поле суммарных перемещений, $\times 10^{-3}$, м (б) для расчетного варианта гравитационной нагрузки на околоземной орбите 200 км

Выводы

1. Имитационная модель сотовой панели КА с эквивалентными жесткостными и термоупругими характеристиками многослойных композитных пластин обшивки из углепластиковых лент и ячеистых структур алюминиевого заполнителя может быть эффективно применена для оценки размерной стабильности конструкций данного типа при гравитационных и термических нагрузках, возникающих на этапе эксплуатации КА.
2. Разработанная математическая модель может быть положена в основу методики инженерного расчета и оптимизации термомеханических и жесткостных характеристик сотовых панелей для различных режимов силового и термического нагружения КА на околоземной орбите.
3. Размеростабильность данного типа сотовой панели КА выполняется для режимов гравитационной и термической нагрузки с температурным напором между внешними поверхностями углепластиковых пластин не более 10°C на околоземных орбитах 200–400 км.
4. Максимальный прогиб центра тяжести сотовой панели под действием гравитационной и термической нагрузки составляет не более 4445,5 мкм.

References

1. Маслей В.Н. Методы проектирования изделий из полимерных композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Космічна наука і технологія [Space Science and Technology], 2017. – Т. 23. – № 5(108). – С. 44–48.
2. Биткина Е.В., Денисов А.В., Биткин В.Е. Конструктивно-технологические методы создания размеростабильных космических композитных конструкций интегрального типа // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. – Т.14. №4(2). – С. 555–560.
3. Маслей В.Н. Определение динамических характеристик многослойных углепластиковых пластин конструкции сканера высокого разрешения / В.Н. Маслей, Н.Г. Кришук // Mechanics and Advanced Technologies, – 2017, Т. 80, №2. – С. 45–51. <https://doi.org/10.20535/2521-1943.2017.80.109689>
4. Maslei V.N., Krishchuk N.G., Tsybenko A.S. Analysis of harmonic vibration characteristics for a composite honeycomb panel of the spacecraft scanner. Strength of Materials July 2018, vol. 50, no. 4, pp 655–664.
5. Маслей В.Н. Анализ терморазмеростабильной несущей конструкции прибора полезной нагрузки космического аппарата / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Авиационно-космическая техника и технология, Харьков, 2017. – №5. – С. 31–35. http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2017_5_6

6. Рубашевський В.В. Напружено-деформований стан стільникової панелі з вуглепластиковою обшивкою під дією власної ваги / В.В. Рубашевський, С.М. Шукаєв // Матеріали XX міжнародної науково-технічної конференції, Київ-Херсон, 2019, С. 11 – 14.
7. Kante N., Kryshchuk M., Lavendels J. Experiment plan as a discreet system equilibrium state. Applied Computer Systems, 2016, Vol. 20, no. 1, pp 49 – 52. <http://dx.doi.org/10.1515/acss-2016-0015>
8. Лукас Дж. Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов / под ред. Н.А. Анфимова. М.: Мир, 1974. – 544 с.
9. Хорошун Л.П., Маслов Б.П. Методы автоматизированного расчета физико-механических постоянных композиционных материалов. – К: Наукова думка, 1980. – 143 с.
10. Рудаков К.Н. К методике определения "эквивалентных" физико-механических характеристик сотового заполнителя композиционной плиты / К.Н. Рудаков, В.Н. Маслей // Mechanics and Advanced Technologies, 2018, Т. 84, №3. – С. 75-85. <https://doi.org/10.20535/2521-1943.2018.84.149780>
11. Фролов Г.А., Боровик Д.В., Колотило А.Д. и другие. Исследование установки для определения тепло и температуропроводности при моделировании некоторых факторов космического пространства. Вестник двигателестроения. 2013. – №2. С. 9 – 15.
12. Gilmor. D.G. Spacecraft thermal control handbook. Fundamental Technologies. vol. 1. / Ed. Segundo E.I. California: Aergospace Press, 2002. – 836 p.
13. Бабенко А.Є. Теорія пружності. Частина 1. Підручник / А. Є. Бабенко, М.І. Бобир, С.Л. Бойко, О.О. Боронко – Київ : Основа, 2009. – 244 с.
14. "ANSYS Structural Analysis Guide ANSYS Release 12.1." (2009) available at : www.ansys.com

Оцінка розмірної стійкості композитної сотопанелі для умов терсилового навантаження на навколоземній орбіті

М. Г. Кришчук, В. М. Маслей, С. М. Шукаєв, Ю. О. Лавендел

Анотація. Представлено результати чисельного визначення параметрів розмірної стійкості сотопанелі космічного апарату при гравітаційних і термічних навантаженнях різної інтенсивності на навколоземній орбіті. В якості імітаційної моделі досліджуваної конструкції обрана типова структура композитної стільникової панелі з відомим типом розташування стільникових осередків алюмінієвого заповнювача і схем армування шарів матеріалу з вуглепластикової стрічки з відомими термомеханічними властивостями для верхніх і нижніх пластин. Для вирішення задач терморужності використано метод скінченних елементів в математичних постановках для стаціонарного теплового і квазістатичного термомеханічного аналізу. Визначено розподіл величин еквівалентних за Мізесом напружень в структурних елементах композитної стільникової панелі при гравітаційних і термічних навантаженнях в діапазоні температур від -80°C до $+80^{\circ}\text{C}$. Встановлено граничну величину температурного натиску між зовнішніми поверхнями пластин, який забезпечує терморозміростабільність композитної стільникової панелі. Знайдено максимальні прогини композитної стільникової панелі від дії гравітаційних і термічних навантажень на навколоземній орбіті.

Ключові слова: композиційні матеріали, багатошарові вуглепластикові пластини, композитна стільникова панель сотопанелі, термомеханічні характеристики, розміростабільність, скінченно-елементні апроксимації, математична модель, чисельні розрахунки, тепловий стан, напружено-деформований стан

The dimensional stability assessment of the composite honeycomb panel for the conditions of thermal and gravitational loading in a near-earth orbit

M. Kryshchuk, V. Maslyey, S. N. Shukaev, J. Lavendels

Abstract. The results of the numerical determination of the stress-strain state of the composite honeycomb panel under gravitational and thermal loads of varying intensity in a near-earth orbit are presented. As a simulation model of the structure under study, a typical structure of a composite cell panel with a known type of cell arrangement of honeycomb aluminum filler and reinforcement schemes for layers of carbon fiber material for upper and lower plates with known thermomechanical properties was chosen. To solve the problems of thermoelasticity, we used the finite element method in mathematical formulations for stationary thermal and quasistatic thermomechanical analysis. The distribution of the values of von Mises equivalent stresses in the structural elements of the honeycomb panel under thermal loads in the temperature range from -80 to $+80^{\circ}\text{C}$ is determined. The longitudinal and transverse deflections of the honeycomb from the action of thermal loads of various intensities in the near-earth orbit are found. The limiting value of the temperature difference between the outer surfaces of the plates, which ensures the thermal stability of the composite honeycomb panel, has been established. The maximum deflections of the honeycomb have been found out from gravitational and thermal stresses in the near-Earth orbit.

Keywords: composite materials, multilayer carbon fiber plates, honeycomb, thermomechanical characteristics, thermal stability, finite element approximations, mathematical model, numerical calculations, thermal state, stress-strain state

References

1. Maslej, V.N., Kulik, A.S. (2017), "Methods of designing products made of polymer composite materials", *Space Science and Technology*, vol. 23, no. 5 (108), pp. 44 – 48.
2. Bitkina, E.V., Denisov, A.V. and Bitkin, V.E. (2012), "Constructive-technological methods of creating dimensionally stable space composite structures of integral type", *Izvestiya Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk*, vol. 14, no. 4(2), pp. 555 – 560.
3. Maslej, V.N. and Krishchuk, N.G. (2017), "Determination of the dynamic characteristics of multilayer carbon fiber plates of high-resolution scanner design", *Mechanics and Advanced Technologies*, no. 2, vol. 80, pp. 45 – 51.
<https://doi.org/10.20535/2521-1943.2017.80.109689>
4. Maslej, V.N., Krishchuk, N.G. and Tsybenko, A.S. (2018), "Analysis of harmonic vibration characteristics for a composite honeycomb panel of the spacecraft scanner", *Strength of Materials*, vol. 50, no. 4, pp 655 – 664,
5. Maslej, V.N. and Kulik, A.S. (2017), "Analysis of the thermally stable supporting structure of the spacecraft payload device", *Aviacionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, Har'kov, no. 5, pp 31 – 35. http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2017_5_6
6. Rubashevskij, V.V. and Shukayev, S.M. (2019), "Napruzhenno-deformovaniy stan stilnikovoyi paneli z vugleplastikovoyu obshivkoyu pid diyeyu vlasnoyi vagi", *Materiali HH mizhnarodnoyi naukovo-tehnichnoyi konferenciyi, Kyiv-Herson*, pp. 11 – 14.
7. Kante, N., Kryshchuk, M. and Lavendels, J. (2016), "Experiment plan as a discreet system equilibrium state". *Applied Computer Systems*, vol. 20, no. 1, pp 49 – 52, <http://dx.doi.org/10.1515/acss-2016-0015>
8. Lukas, Dzh. (1974), *Teploobmen i teplovoj rezhim kosmicheskikh apparatov* [Heat transfer and thermal regime of spacecraft], in N.A. Anfimova (ed.), Mir, Moscow, Russia
9. Horoshun, L.P., Maslov, B.P. (1980), *Metody avtomatizirovannogo rascheta fiziko-mekhanicheskikh postoyannykh kompozicionnykh materialov* [Methods of automated rozpodilu physical and mechanical compositional materials], Naukova Dumka, Kyiv, Ukraine.
10. Rudakov, K.N., Maslej, V.N. (2018), "To a procedure of definition of the "equivalent" physico-mechanical characteristics of a honeycomb filler of a composite plate", *Mechanics and Advanced Technologies*, 2018, vol. 84, no. 3, pp. 75 – 85, <https://doi.org/10.20535/2521-1943.2018.84.149780>
11. Frolov, G.A., Borovik, D.V., Kolotilo, A.D. and dr. (2013), "Issledovanie ustanovki dlya opredeleniya teplo- i temperaturoprovodnosti pri modelirovanii nekotoryh faktorov kosmicheskogo prostranstva", *Vestnik dvigatelestroeniya*, no. 2, pp. 9 – 15.
12. Gilmore, D.G. (2002), *Spacecraft thermal control handbook: Fundamental Technologies*, Vol. 1, in Segundo, E.I. (ed.), Aerospace Press, California, USA.
13. Babenko, A.E., Bobyr, M.I., Bojko, S.L. and Boronko, O.O. (2009) *Teoriya pruzhnosti. Chastyna 1.* [The theory of elasticity. Part 1], Osnova, Kyiv, Ukraine.
14. "ANSYS Structural Analysis Guide ANSYS Release 12.1", (2009) available at: www.ansys.com