

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ КОМПОЗИТНОГО КАРКАСА СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ИНЕРЦИОННОМ И ТЕПЛОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

В создании и обеспечении работоспособности космических аппаратов (КА) важную роль играют источники электрической энергии [1]. На сегодняшний день в качестве таких источников применяют солнечные батареи (СБ), состоящие из фотоэлектрических преобразователей (ФП) и несущей конструкции [2]. В качестве несущей конструкции широкое распространение получили жесткие трехслойные каркасы, состоящие из супертонких несущих слоев (НС) из полимерных композиционных материалов (ПКМ) и сотового заполнителя (СЗ) между ними [3, 4].

Несмотря на более чем полувековой опыт применения трехслойных конструкций в авиакосмической технике, до сих пор отсутствуют общепринятые подходы к их оптимальному проектированию [5, 6]. Поэтому обоснованной является разработка методики оптимизации конструктивных параметров каркаса СБ на ранних этапах проектирования.

Целью работы является разработка и программная реализация методики выбора оптимальных значений конструктивных параметров композитного каркаса СБ с СЗ. Для практической реализации методики выбран вариант каркаса СБ, показанный на рис. 1.

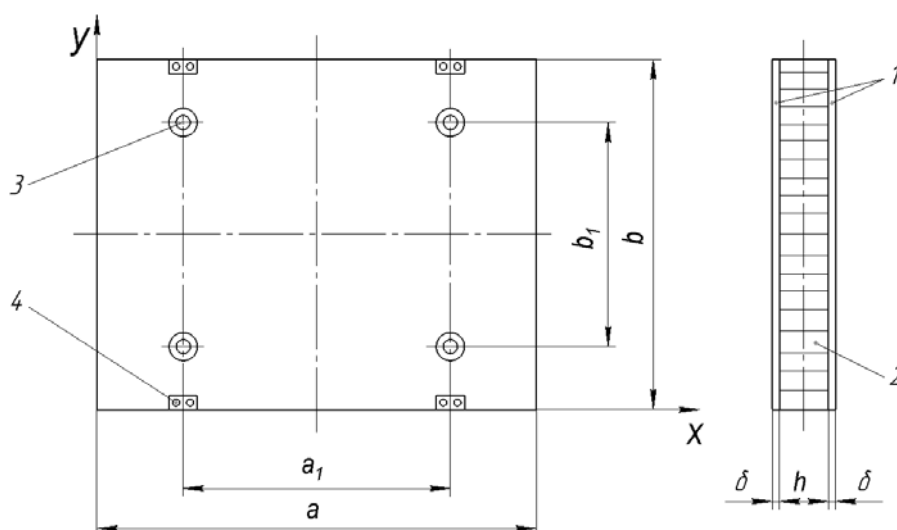


Рисунок 1 – Схема каркаса СБ:

- 1 – композитный несущий слой; 2 – сотовый заполнитель;
- 3 – закладной элемент под установку замков зачековки;
- 4 – закладной элемент под установку шарнирных узлов

Основным элементом каркаса СБ является сотопанель, состоящая из композитных несущих слоев 1, которые с помощью клея соединяются с сотовым наполнителем 2. Ячейка сотового наполнителя имеет правильную шестигранную форму. В специальных отверстиях сотопанели монтируются закладные элементы под установку замков зачековки 3 и шарнирных узлов 4.

При выведении КА в космос панели СБ находятся в сложенном положении, удерживаемые замками зачековки. В этом случае на СБ действуют большие инерционные нагрузки  $q_x$ ,  $q_y$  и  $q_z$  (рис. 2). По достижении космическим аппаратом (КА) требуемой орбиты СБ раскрываются в рабочее положение. При эксплуатации панели СБ нагреваются со стороны ФП до температуры  $t_2$  и охлаждаются с другой стороны до температуры  $t_1$  (рис. 3), из-за чего в панели появляются изгибные деформации (показаны круглыми стрелками).

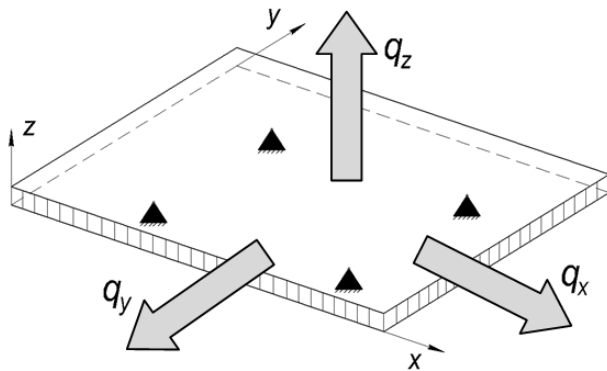


Рисунок 2 – Схема панели СБ на этапе выведения на орбиту с действующими нагрузками

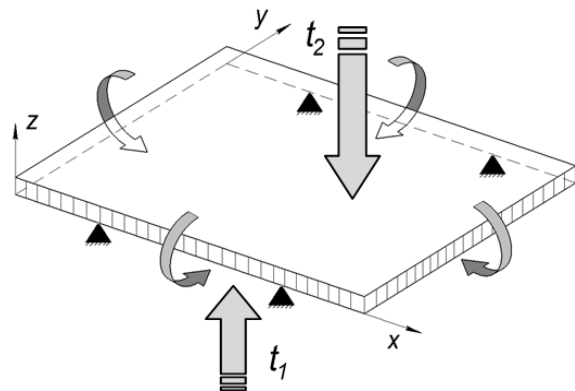


Рисунок 3 – Схема панели СБ в рабочем положении

В данной работе для выбора оптимальных значений конструктивных параметров каркаса СБ использована расчетная схема «балок-полосок» [7]. Она позволяет строить процесс оптимизации при большом числе варьируемых параметров, легко реализуется на ЭВМ, так как приводит к небольшому количеству аналитических зависимостей. РС «балок-полосок» позволяет получить приближенный результат и допускает его последующее уточнение с применением метода конечных элементов.

Системы «балок-полосок» для первого и второго расчетных случаев приведены на рис. 4 и 5 соответственно.

Инерционные нагрузки  $q_x$ ,  $q_y$  и  $q_z$  определяются выражениями

$$q_x = m_{сб} n_x f \cdot g, \quad q_y = m_{сб} n_y f \cdot g, \quad q_z = m_{сб} n_z f \cdot g, \quad (1)$$

где  $m_{сб}$  – поверхностная масса панели СБ, кг/м<sup>2</sup>;  $n_x$ ,  $n_y$ ,  $n_z$  – перегрузки вдоль осей  $x$ ,  $y$ ,  $z$  соответственно;  $f$  – коэффициент безопасности;  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$  – ускорение свободного падения.

Поверхностную массу панели СБ вычисляют по формуле

$$m_{сб} = 2\rho_{\delta}\delta + \rho_h h + m_{фп} + m_{кл} + m_{эл}, \quad (2)$$

где  $\rho_{\delta}$  – плотность материала НС;  $\rho_h$  – приведенная плотность СЗ;  $\delta$  – толщина НС;  $h$  – высота СЗ;  $m_{фп}$ ,  $m_{кл}$ ,  $m_{эл}$  – распределенные массы ФП, клея и электроизоляционного покрытия соответственно.

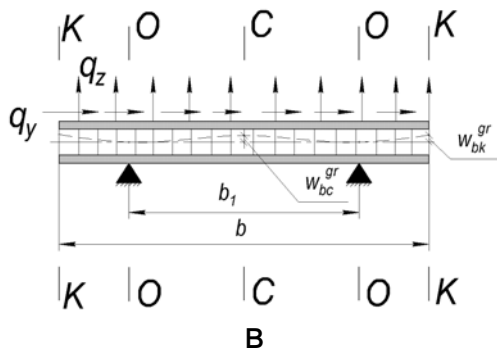
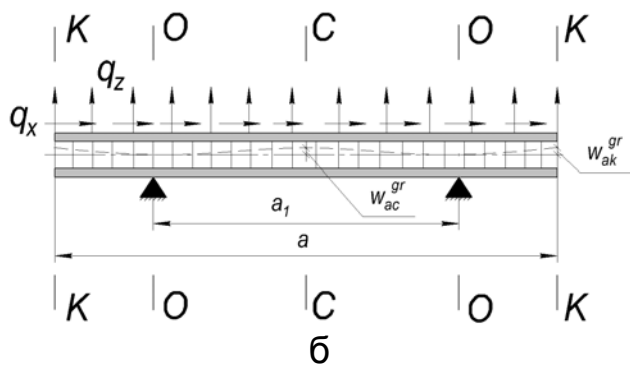
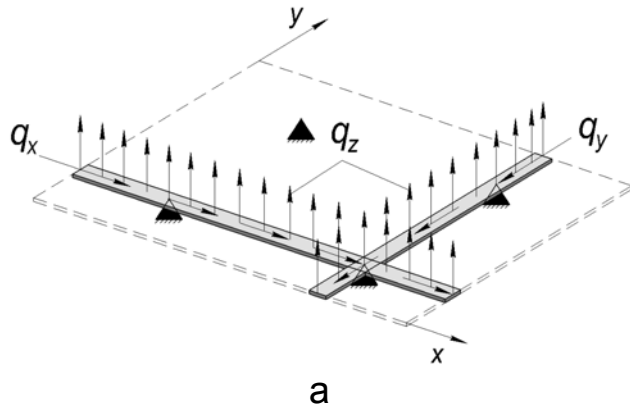


Рисунок 4 – РС «балок-полосок» для первого расчетного случая:  
а – система «балок-полосок»;  
б – балка, параллельная оси x;  
в – балка, параллельная оси y

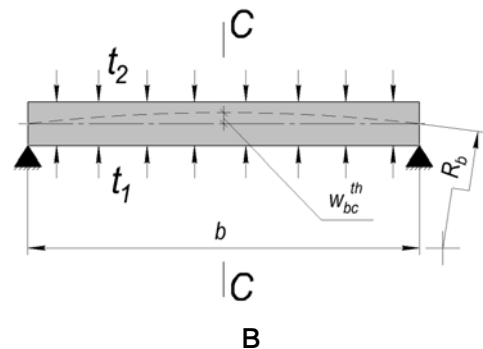
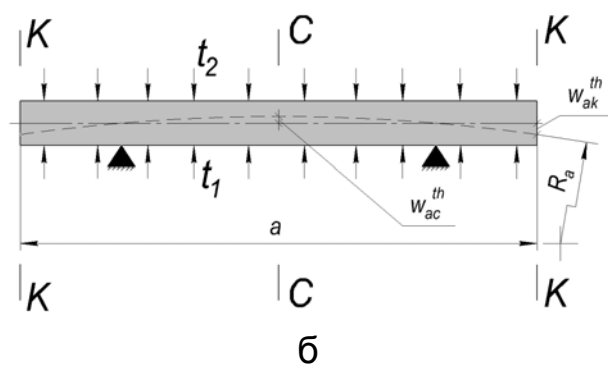
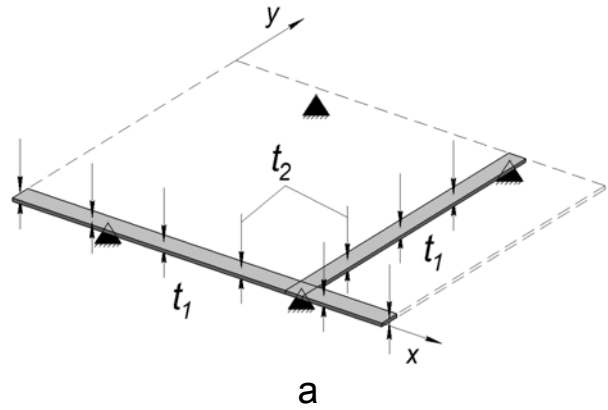


Рисунок 5 – РС «балок-полосок» для второго расчетного случая:  
а – система «балок-полосок»;  
б – балка, параллельная оси x;  
в – балка, параллельная оси y

Упругие константы и коэффициенты линейного температурного расширения определяют в соответствии с теорией армирования [8].

Приведенные физико-механические характеристики СЗ для случая правильной шестигранной ячейки определи по формулам [9, 10].

Прогибы «балок-полосок» определяют по известным выражениям [11]. Минимальный прогиб «балок-полосок» при неизменной нагрузке будет тогда, когда прогибы в сечениях К-К и С-С станут равны

$$w_{ac}^{gr} = w_{ak}^{gr}, \quad w_{bc}^{gr} = w_{bk}^{gr}. \quad (3)$$

Из условий (3) определено оптимальное отношение расстояния между опорами балки к ее длине:

$$\frac{a_1}{a} \approx 0,5537, \quad \frac{b_1}{b} \approx 0,5537. \quad (4)$$

Максимальные прогибы в панели СБ могут возникнуть либо в центре (точка А на рис. 6), либо в ее углах (точка В).

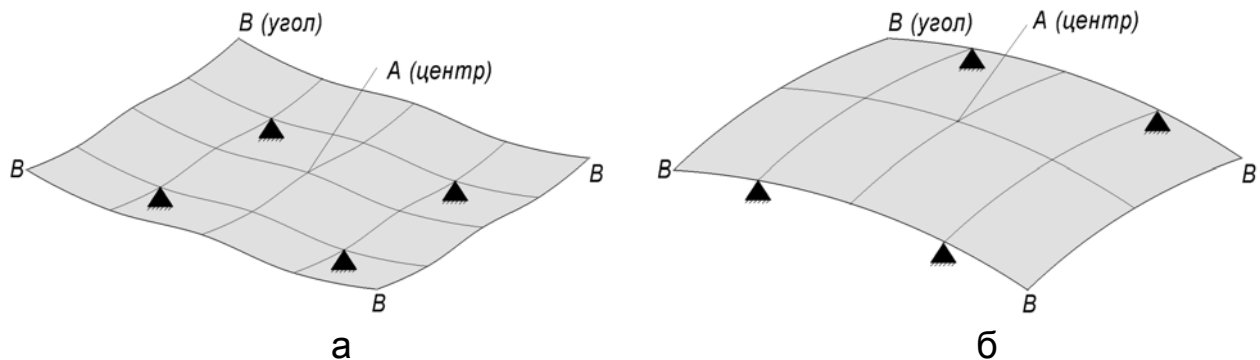


Рисунок 6 – Точки, в которых могут возникнуть максимальные прогибы: а – для первого расчетного случая; б – для второго расчетного случая

Связь между прогибами панели СБ и «балками-полосками» выражается с помощью формул

$$w_{\zeta}^{gr} = w_{ac}^{gr} + w_{bc}^{gr}, \quad w_{\eta}^{gr} = w_{ak}^{gr} + w_{bk}^{gr}, \quad (5)$$

$$w_{\zeta}^{th} = w_{ac}^{th} + w_{bc}^{th}, \quad w_{\eta}^{th} = w_{ak}^{th}, \quad (6)$$

где  $w_{\zeta}^{gr}, w_{\eta}^{gr}$  – прогибы в центре и углах каркаса для первого расчетного случая;  $w_{\zeta}^{th}, w_{\eta}^{th}$  – прогибы в центре и углах каркаса для второго расчетного случая.

Окончательно

$$w_{\eta}^{gr} = \frac{q_z}{384J} \left\{ \frac{(a-a_1)^4}{E_x} \left[ 3 + 12\left(\frac{a}{a-a_1}\right) - 8\left(\frac{a}{a-a_1}\right)^3 \right] + \frac{(b-b_1)^4}{E_y} \left[ 3 + 12\left(\frac{b}{b-b_1}\right) - 8\left(\frac{b}{b-b_1}\right)^3 \right] \right\}; \quad (7)$$

$$w_{\text{ц}}^{\text{gr}} = \frac{q_z}{384J} \left\{ \frac{a_1^4}{E_x} [5 - 6(\frac{a}{a_1} - 1)^2] + \frac{b_1^4}{E_y} [5 - 6(\frac{b}{b_1} - 1)^2] \right\}; \quad (8)$$

$$w_y^{\text{th}} = \frac{\alpha_x(t_2 - t_1)}{8(h + 2\delta)} (a^2 - a_1^2); \quad (9)$$

$$w_{\text{ц}}^{\text{th}} = \frac{(t_2 - t_1)}{8(h + 2\delta)} (\alpha_x a_1^2 + \alpha_y b^2), \quad (10)$$

где  $E_x$ ,  $E_y$ ,  $\alpha_x$ ,  $\alpha_y$  – приведенные модули упругости и коэффициенты линейного теплового расширения для несущих слоев вдоль осей  $x$  и  $y$  соответственно.

Для оценки несущей способности композитных НС в первом расчетном случае использован критерий [12]

$$K = \frac{\sigma_{\partial x}}{\sigma_{\text{кр}x}} + \frac{\sigma_{\partial y}}{\sigma_{\text{кр}y}} \leq 1, \quad (11)$$

где  $\sigma_{\partial x}$ ,  $\sigma_{\partial y}$  – действующие нормальные напряжения в обшивках;  $\sigma_{\text{кр}x}$ ,  $\sigma_{\text{кр}y}$  – критические напряжения потери устойчивости обшивок.

Анализ вида эпюр изгибающих моментов от действия нагрузки  $q_z$  (рис. 7) и продольных сил от действия  $q_x$  или  $q_y$  (рис. 8) показывает, что наибольшие усилия возникают на опорах (сечение О-О) и в центре «балок-полосок» (сечение С-С).

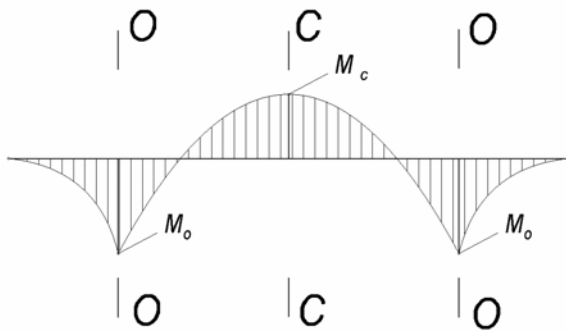


Рисунок 7 – Вид эпюр изгибающих моментов от действия  $q_z$

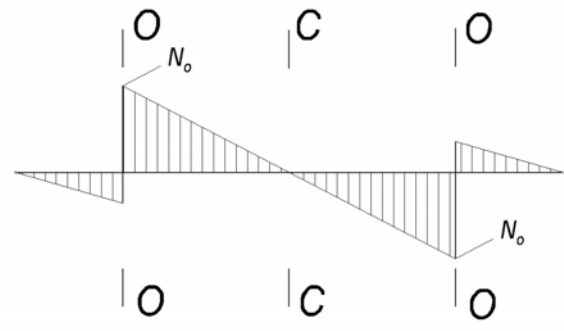


Рисунок 8 – Вид эпюр продольных сил от действия  $q_x$  или  $q_y$

В этих сечениях определены действующие напряжения в НС как сумма напряжений от изгиба и сжатия

$$\sigma_{ao} = \frac{q_z(a - a_1)^2}{8(h + \delta)\delta} + \frac{q_x a}{4\delta}, \quad \sigma_{ac} = \frac{q_z a(a - 2a_1)}{8(h + \delta)\delta}; \quad (12)$$

$$\sigma_{bo} = \frac{q_z(b - b_1)^2}{8(h + \delta)\delta} + \frac{q_y b}{4\delta}, \quad \sigma_{bc} = \frac{q_z b(b - 2b_1)}{8(h + \delta)\delta}, \quad (13)$$

где  $\sigma_{ao}$ ,  $\sigma_{bo}$  – действующие напряжения в сечении О-О для первой и второй балок соответственно;  $\sigma_{ao}$ ,  $\sigma_{bo}$  – действующие напряжения в сечении С-С для первой и второй балок соответственно.

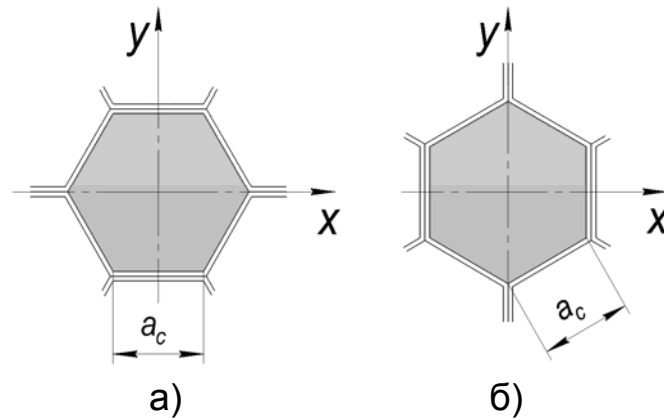


Рисунок 9 – Элемент НС, ограниченный ячейкой соты:  
 а – СЗ ориентирован вдоль оси  $x$ ;  
 б – СЗ ориентирован вдоль оси  $y$

В качестве критических напряжений потери устойчивости, входящих в критерий (12), были приняты критические напряжения потери устойчивости элемента НС [12], ограниченного ячейкой соты с учетом ориентации СЗ (рис. 9)

$$\sigma_{крx} = k_1 E_x \left( \frac{\delta}{a_c} \right)^2, \quad \sigma_{кры} = k_2 E_y \left( \frac{\delta}{a_c} \right)^2, \quad (14)$$

где  $k_1$ ,  $k_2$  – коэффициенты, зависящие от ориентации СЗ;  $\delta$  – толщина НС;  $a_c$  – длина стороны ячейки СЗ.

С учетом сказанного выше сформулирована математическая модель задачи оптимизации. Конструктивными переменными являются:  $h$  – высота СЗ;  $n_a$ ,  $n_b$  – количество монослоев, направленных вдоль сторон панели  $a$  и  $b$  соответственно;  $n_\varphi$  – количество монослоев, укладываемых под углами  $\pm\varphi$ ;  $\varphi$  – угол укладки монослоев;  $a_1$ ,  $b_1$  – расстояния между осями замков зачековки.

Целевой функцией является поверхностная масса панели СБ  $m_{сб}$ , которая определяется формулой (4).

К ограничениям на НДС каркаса СБ относятся регламентация прогибов (максимальный прогиб в любой точке панели для всех расчетных случаев не должен превышать допустимого) и отсутствие потери несущей способности НС (критерий (12) не должен превышать единицы).

На основе составленной математической модели задачи разработан алгоритм оптимизации конструктивных параметров каркаса панели СБ, который реализован в виде программного продукта (ПП).

В ПП предусмотрены также дополнительные возможности:

1) двусторонний обмен данными с сертифицированным программным комплексом конечно-элементного анализа в целях проведения в автоматическом режиме поверочного расчета и считывания его результатов (напряжений, прогибов и величин выбранного критерия разрушения). Схема обмена показана на рис. 10;



Рисунок 10 – Схема двустороннего обмена данными между разработанным ПП и программным комплексом конечно-элементного анализа

2) визуализация ограничений НДС панели, а также изменений приведенных физико-механических свойств (ФМХ) НС в зависимости от их структуры, что позволит пользователю контролировать правильность численного определения выходных значений конструктивных переменных в ходе оптимизационного расчета, а также прогнозировать поведение рассматриваемой системы при изменении значений входных конструктивных переменных.

С помощью разработанного ПП выполнен проектировочный и поверочный расчеты варианта каркаса СБ.

Габаритные размеры каркаса СБ приняты следующими:

$$a = 2,5 \text{ м}; b = 2 \text{ м}.$$

В табл. 1 приведены значения равномерно распределенных масс панели СБ.

Таблица 1 – Распределенные массы панели СБ

Параметр	Значение
Ориентировочный расход клея $m_{кл}$ , кг/м <sup>2</sup>	0,1
Распределенная масса ФП $m_{фп}$ , кг/м <sup>2</sup>	1,8
Электроизоляционное покрытие (пленка полиимидная, толщина 20 мкм, плотность 1500 кг/м <sup>3</sup> ) $m_{эл}$ , кг/м <sup>2</sup>	0,03

В качестве материала для НС выбран однонаправленный углепластик на основе волокон STS-40 и связующего L-285. Физико-механические характеристики монослоя приведены в табл. 2.

Таблица 2 – ФМХ монослоя углепластика

Характеристика		Значение
Модуль упругости вдоль волокон $E_1$ , ГПа		150
Модуль упругости поперек волокон $E_2$ , ГПа		8
Модуль сдвига $G_{12}$ , ГПа		4
Предел прочности вдоль волокон	при растяжении $\sigma_{BP1}$ , МПа	1300
	при сжатии $\sigma_{BC1}$ , МПа	1200
Предел прочности поперек волокон	при растяжении $\sigma_{BP2}$ , МПа	40
	при сжатии $\sigma_{BC2}$ , МПа	100
Предел прочности при сдвиге в плоскости монослоя $T_{B12}$ , МПа		50
Коэффициент Пуассона $\mu_{12}$		0,3
КЛТР вдоль волокон $\alpha_1$ , 1/°C		$-2 \cdot 10^{-6}$
КЛТР поперек волокон $\alpha_2$ , 1/°C		$40 \cdot 10^{-6}$
Толщина $\delta_m$ , мм		0,05
Плотность $\rho_\delta$ , кг/м <sup>3</sup>		1450

СЗ изготавливается из алюминиевой фольги АМг-2Н. ФМХ СЗ сведены в табл. 3.

Таблица 3 – ФМХ СЗ

Характеристика		Значение
Сторона ячейки СЗ $a_c$ , мм		5
Толщина фольги $\delta_\phi$ , мм		0,03
Приведенный модуль упругости $E_z$ , ГПа		69
Приведенный модуль сдвига	вдоль двойных граней $G_{II}$ , ГПа	135
	поперек двойных граней $G_I$ , ГПа	90
Плотность $\rho_{СЗ}$ , кг/м <sup>3</sup>		25



Действующие на панель СБ инерционные и температурные нагрузки приведены в табл. 4.

Таблица 4 – Нагрузки на панель СБ для двух расчетных случаев

Нагрузка	Значение
Первый расчетный случай – выведение в космос	
Перегрузка вдоль оси $x$ $n_x$	15
Перегрузка вдоль оси $y$ $n_y$	10
Перегрузка вдоль оси $z$ $n_z$	10
Второй расчетный случай – эксплуатация СБ на орбите	
Температура со стороны ФП $t_2$ , °С	100
Температура обратной стороны СБ $t_1$ , °С	-160

Остальные данные сведены в табл. 5.

Таблица 5 – Дополнительные данные

Параметр	Значение
Допустимый относительный прогиб $[\bar{w}]$	0,2
Интервал высот СЗ $h_{min} \dots h_{max}$ , мм	10...30
Направление двойных граней СЗ	вдоль стороны $a$

Полученные результаты приведены в табл. 6.

Таблица 6 – Результаты оптимизационного расчета

Параметр	Вариант	
	№1	№2
Количество монослоев $n_a$ , уложенных вдоль стороны $a$	0	1
Количество монослоев $n_b$ , уложенных вдоль стороны $b$	1	0
Количество монослоев $n_\varphi$ , уложенных под углом $\varphi$	2	2
Угол укладки монослоев $\varphi$ , градус	31	61
Высота СЗ $h$ , мм	24,5	24,58
Поверхностная масса каркаса $m_{сб}$ , кг/м <sup>2</sup>	1,127	1,129

Все этапы поверочного расчета от построения геометрической модели до выполнения статического расчета проводятся автоматически. После завершения вычислений управление передается обратно в ПП.

Приведем основные результаты для сопоставления проектировочного и поверочного расчетов (рис. 11–13).

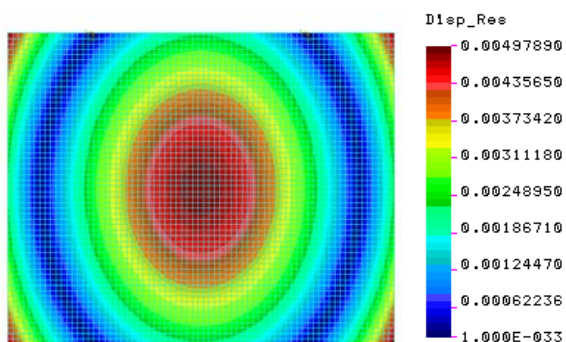


Рисунок 11 – Распределение перемещений каркаса СБ, м, для второго расчетного случая

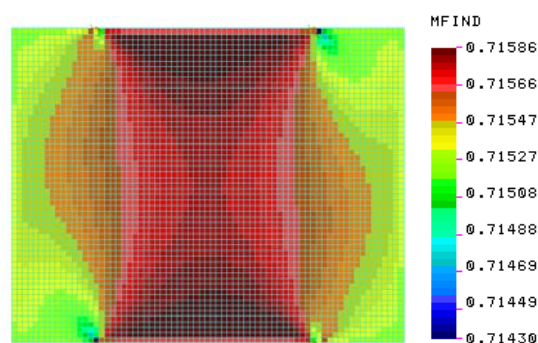


Рисунок 12 – Распределение максимальных значений критерия Хилла для второго расчетного случая

Максимальный прогиб составляет  $W_{max} = 4,98$  мм, что соответствует относительному прогибу  $\bar{W} = 0,2033$ . Допустимый относительный прогиб составлял  $[\bar{W}] = 0,2$  (см. табл. 5), т.е. прогнозируемый при оптимизационном расчете и полученный в ходе поверочного расчета относительные прогибы практически совпадают.

Величина критерия не превышает единицы, что свидетельствует о неразрушении НС.

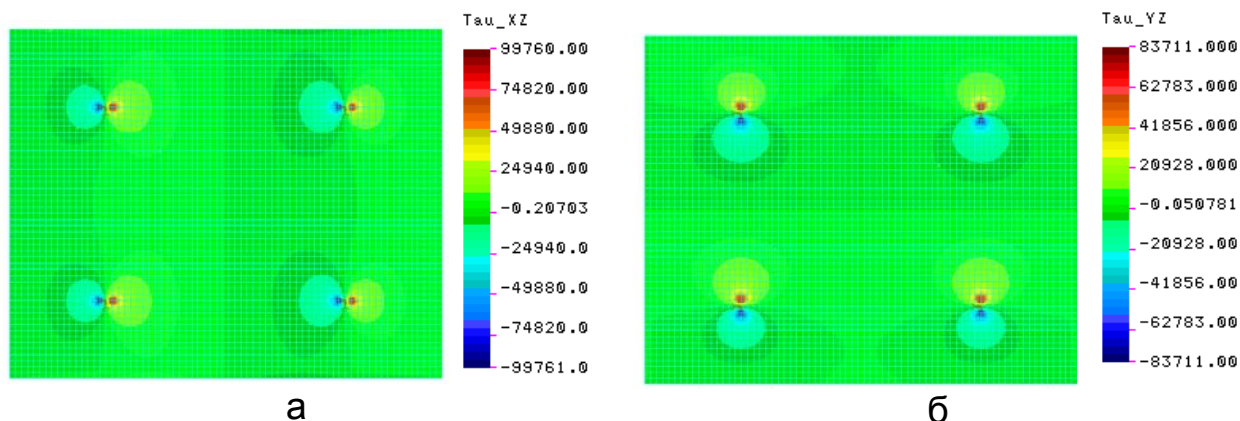


Рисунок 13 – Приведенные касательные напряжения в С3, Па, для первого расчетного случая:

а –  $T_{xz}$ ; б –  $T_{yz}$

Полученные значения приведенных касательных напряжений  $T_{xz}$ ,  $T_{yz}$  в С3 сопоставлены с предельными приведенными касательными напряжениями  $[T_{xz}]$ ,  $[T_{yz}]$ , вычисленными по формулам [6]. Для рассматриваемого С3 (см. таблицу 3)

$$[T_{xz}] = 0,78 \text{ МПа}, [T_{yz}] = 0,416 \text{ МПа}.$$

Таким образом, касательные напряжения в заполнителе не превышают допустимых, условия прочности выполняются.

Результаты показывают, что критерий (11) нарушается (превышает единицу) в зоне опор, однако быстро падает и в регулярной зоне каркаса СБ становится меньше единицы. Невыполнением ограничения по несущей способности в виде критерия в зоне опор можно пренебречь, поскольку в этих местах предусматриваются различные усиления (СЗ с меньшей стороной ячейки, заливка сот вспенивающимися составами и т.п.), а также устанавливаются замки зачекочки (см. рис. 1).

### Выводы

1. Разработана методика оптимизации конструктивных параметров заданного каркаса СБ на основе предложенной расчетной схемы «балок-полосок».

2. Созданный на основе методики программный продукт позволил существенно автоматизировать проведение проектировочного и поверочного расчетов каркаса СБ.

3. Анализ результатов выполненных расчетов показал эффективность применения методики определения оптимальных значений конструктивных параметров каркаса СБ на ранних этапах проектирования.

4. В перспективе методика может быть распространена на другие конструктивно-силовые схемы каркасов СБ, расширена за счет рассмотрения других расчетных случаев, введения дополнительных ограничений, учета некоторых нерегулярных зон (окантовок, накладок и т.п.).

### Список использованных источников

1. Солнечные батареи автоматических космических аппаратов / К.В. Безручко, В.Ф. Гайдуков, С.В. Губин и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 276 с.

2. Солнечные энергосистемы летательных аппаратов. Физическое и математическое моделирование / под ред. акад. НАН Украины С.Н. Конюхова. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2000. – 515 с.

3. Сливинский, В.И. Проблемы создания суперлегких конструкций солнечных батарей космического назначения и концепция их оптимизации / Технологические системы. – 2(4)/2000. – К., 2000. – С. 80-82.

4. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения [Текст]: моногр.: В 2 т. Т. 1. Технологические несовершенства сотовых заполнителей и конструкций / А.В. Гайдачук, О.А. Карпикова, А.В. Кондратьев, М.В. Сливинский; под. ред.

А.В. Гайдачука – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 279 с.

5. Оптимальное проектирование композитных сотовых конструкций авиакосмической техники: моногр./ В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.В. Кириченко, В.И. Сливинский. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 172 с.

6. Царицынский, А.А. Минимизация массы сотовой панели солнечной батареи из полимерных композиционных материалов / А.А. Царицынский // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г. – Днепропетровск, 2013. – С. 254 – 260.

7. Сливинский, В.И. Компьютерная технология синтеза оптимальных проектных параметров солнечных батарей космического назначения из композиционных материалов / В.И. Сливинский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1. – Х., 1998. – С. 35-38.

8. Гайдачук, В.Е. Механика волокнистых композиционных материалов: учеб. пособие / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов, М.Ю. Русин. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1991. – 97 с.

9. Панин, В.Ф. Конструкции с наполнителем / В.Ф. Панин, Ю.А. Гладков. – М.: Машиностроение, 1991. – 272 с.

10. Кириченко, В.В. Анализ эффективности схем армирования несущих обшивок и оптимизации свойств сотового наполнителя трёхслойных оболочечных конструкций летательных аппаратов / В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 43(4). – Х., 2005. – С. 27 – 38.

11. Справочник по сопротивлению материалов / Г.С. Писаренко, А.П. Яковлев, В.В. Матвеев.; под ред. Г.С. Писаренко. – 2 изд., перераб. и доп. – К.: Наук. думка, 1988. – 736 с.

12. Ендогур, А.И. Сотовые конструкции: выбор параметров и проектирование / А.И. Ендогур. – М.: Машиностроение, 1986. – 200 с.

*Поступила в редакцию 11.09.2014.*

*Рецензент: канд. техн. наук, проф. В.В. Кириченко,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*