

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ НА ФОРМОИЗМЕНЕНИЕ МНОГОСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

**О.В. Биткина**

Самарский государственный технический университет  
443100, Самара, ул. Молодогвардейская, 244

E-mail: ol\_vl\_bitkina@mail.ru

*Рассмотрено влияние предварительного натяжения волокон, толщины панели, углов армирования и процентного содержания компонентов слоя композита на формоизменение (коробление) многослойных композитных панелей. Путем сравнения теоретических результатов с экспериментальными была проведена оценка адекватности разработанной математической модели.*

**Ключевые слова:** *композиционные материалы, многослойные панели, размеростабильные конструкции, анизотропия, армирование, остаточные напряжения, формоизменение.*

Тонкостенные многослойные панели, изготовленные из высокопрочных и высоко модульных композиционных материалов (КМ), нашли широкое применение в современных размеростабильных конструкциях различного назначения. Особое внимание уделяется конструкциям, работающим в условиях открытого космоса. Среди наиболее важных требований, предъявляемых к данному виду размеростабильных конструкций, можно отметить следующие: минимальная масса, максимальная жесткость и прочность узлов, максимальный ресурс работы конструкций в условиях эксплуатации, высокая надежность. Чтобы добиться соблюдения всех данных требований, при проектировании конструкции необходимо уделять повышенное внимание выбору материала и технологии производства. Стремление получить наивысшие эксплуатационные характеристики привело к разработке и использованию в космических конструкциях композиционных материалов. Одной из основных проблем, связанных с технологией производства размеростабильных космических конструкций и их основных элементов из композиционных материалов, является получение эталона рабочей поверхности конструкции, исключающей коробление под действием технологических остаточных напряжений, различных типов нагрузок, а также внешних и внутренних силовых факторов. Кроме того, многослойный несущий пакет элементов тонкостенных пространственных конструкций обладает анизотропией вследствие несимметрии свойств структуры по толщине, вызванной погрешностями технологического процесса (углы разориентации в монослое, изменение объемного содержания волокна и матрицы в монослоях и т. д.). Одним из актуальных вопросов проектирования элементов авиационно-космических конструкций является не только обоснование и внедрение в практику расчетов новых расчетных схем, эффективных с точки зрения построения решения, но и проведение экспериментальных исследований, позволяющих оценивать точность полученных результатов с учетом отражения специфики работы тонкостенных пространственных систем.

Анализ НДС включает в себя построение геометрической модели, разработку схемы нагружения элемента из композиционных материалов, формулирование математической модели и анализ полученных результатов.

Рассмотрим панель, которая изготовлена при температуре отверждения  $T$  и охлаждена до комнатной температуры. В целях повышения несущей способности конструкции армирующие волокна предварительно натягиваются, после отверждения натяжение снимается. Панель обладает анизотропией вследствие несимметрии свойств пакета по толщине.

С использованием гипотезы Кирхгофа, соотношений Коши, формул геометрических преобразований, а также закона Гука с учетом влияния температуры и формул преобразования напряжений при повороте осей [1] получаем выражения для компонент состояния  $k$ -того слоя:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{Bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{Bmatrix}^{(k)} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^\circ + K_x^\circ z^{(k)} - \bar{\alpha}_1^{(k)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H1}^{(k)} \\ \varepsilon_y^\circ + K_y^\circ z^{(k)} - \bar{\alpha}_2^{(k)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H2}^{(k)} \\ \gamma_{xy}^\circ + K_{xy}^\circ z^{(k)} - \bar{\alpha}_6^{(k)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H6}^{(k)} \end{Bmatrix}, \quad (1)$$

$$\varepsilon_x = \varepsilon_x^0 + K_x^0 \cdot z = \frac{\partial U_0}{\partial x} - \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \cdot z;$$

$$\varepsilon_y = \varepsilon_y^0 + K_y^0 \cdot z = \frac{\partial V_0}{\partial y} - \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \cdot z; \quad (2)$$

$$\gamma_{xy} = \gamma_{xy}^0 + K_{xy}^0 \cdot z = \frac{\partial U_0}{\partial y} + \frac{\partial V_0}{\partial x} - 2 \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} \cdot z,$$

где  $\varepsilon_x^\circ$ ,  $\varepsilon_y^\circ$ ,  $\gamma_{xy}^\circ$  – деформации в плоскости приведения;  $K_x^\circ$ ,  $K_y^\circ$ ,  $K_{xy}^\circ$  – кривизны панели;  $U_0$ ,  $V_0$  – перемещения в плоскости приведения при  $z = 0$ .

Жесткости слоя  $\bar{Q}_{ij}^{(k)}$  ( $i, j = 1, 2, 6$ ), коэффициенты температурного расширения  $\bar{\alpha}_j^{(k)}$  ( $j = 1, 2, 6$ ) и деформации натяжения слоя  $\bar{\varepsilon}_{Hj}^{(k)}$  ( $j = 1, 2, 6$ ) в (1), приведенные к осям панели, определяются через жесткостные и температурные характеристики слоя, заданные в системе координат, с ним связанной, с учетом поворота осей относительно декартовой системы координат пластинки  $(x, y)$ . Соответствующие преобразования для  $\bar{Q}_{ij}^{(k)}$  и  $\bar{\alpha}_j^{(k)}$  представлены в работах [2, 3]. Жесткости слоя, приведенные к осям панели, а также преобразования для коэффициентов температурного расширения и деформации натяжения определяются соотношениями, показанными в работе [4].

Модули упругости в направлениях слоя  $E_1^{(k)}$  и перпендикулярного к нему  $E_2^{(k)}$  соответственно, модуль сдвига  $G_{12}^{(k)}$ , коэффициенты Пуассона  $\nu_{12}^{(k)}$ ,  $\nu_{21}^{(k)}$  и коэффициенты температурного расширения  $\alpha_1^{(k)}$  и  $\alpha_2^{(k)}$  зависят от температурных свойств волокон и матрицы, а также от степени армирования слоя.

При записи физических соотношений в виде (1) не учитывается, что в препреге (слое) предварительно натягиваются лишь волокна, в то время как после снятия натяжения слой деформируется полностью.

Погонные нормальные и сдвигающие силы, изгибающие и крутящие моменты для всего пакета, действующие, например, по площадке, перпендикулярной оси  $x$ ,

определяются интегрированием соответствующих компонент напряженного состояния по толщине, что с учетом гипотезы Кирхгофа дает:

$$\begin{aligned} N_x &= \int_{-H/2}^{H/2} \sigma_x^{(K)} dz, & N_{xy} &= \int_{-H/2}^{H/2} \tau_{xy}^{(K)} dz, \\ M_x &= \int_{-H/2}^{H/2} \sigma_x^{(K)} z dz, & H_{xy} &= \int_{-H/2}^{H/2} \tau_{xy}^{(K)} z dz. \end{aligned} \quad (3)$$

Отсюда и из (1) вытекают соотношения, связывающие внутренние силовые факторы с деформацией слоистого элемента:

$$\begin{Bmatrix} N_i \\ N_j \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} \\ B_{ij} & D_{ij} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_j^0 \\ K_j^0 \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} N_i^T \\ M_i^T \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} N_i^H \\ M_i^H \end{Bmatrix}_{i,j=1,2,6}^{(x,y,xy)}, \quad (4)$$

где  $N_x^T, N_y^T, N_{xy}^T, M_x^T, M_y^T, H_{xy}^T$  – «температурные» усилия и моменты;

$$\begin{aligned} \{N_i^T\} &= \Delta T \sum_{k=1}^N [Q_{ij}]^{(K)} \{\alpha_j\}^{(K)} F^{(K)}; \\ \{M_i^T\} &= \Delta T \sum_{k=1}^N [Q_{ij}]^{(K)} \{\alpha_j\}^{(K)} S^{(K)}_{i,j=1,2,6}^{(x,y,xy)}, \end{aligned} \quad (5)$$

а  $N_x^H, N_y^H, N_{xy}^H, M_x^H, M_y^H, H_{xy}^H$  – усилия и моменты от натяжения;

$$\begin{aligned} \{N_i^H\} &= \sum_{k=1}^N [Q_{ij}]^{(K)} \{\varepsilon_{ij}\}^{(K)} F^{(K)}; \\ \{M_i^H\} &= \sum_{k=1}^N [Q_{ij}]^{(K)} \{\varepsilon_{ij}\}^{(K)} S^{(K)}_{i,j=1,2,6}^{(x,y,xy)}. \end{aligned} \quad (6)$$

В свою очередь,  $F^{(K)}, S^{(K)}, J^{(K)}$  – погонные площадь, статический момент и момент инерции  $k$ -того слоя соответственно.

Обобщенные жесткостные характеристики многослойной панели  $A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}$  ( $i, j = 1, 2, 6$ ) даны в работе [3].

Так как усилия и моменты согласно формулам (4) зависят как от деформации в плоскости панели, так и от кривизны поверхности приведения, в рассматриваемом случае из-за несимметрии свойств структуры пакета по толщине задача не разделяется на плоскую задачу и изгиб пластинки.

Если известен столбец внутренних силовых факторов, в том числе температурных и связанных с натяжением, на основании равенства (4) путем обращения матриц могут быть найдены компоненты деформированного состояния:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_j^0 \\ K_j^0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} \\ B_{ij} & D_{ij} \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N_i^T + N_i^H \\ M_i^T + M_i^H \end{Bmatrix}, \quad (7)$$

следовательно, и напряжения по формуле (1):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}^{(K)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^{(K)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 + K_x^0 z - \bar{\alpha}_1^{(K)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H_1}^{(K)} \\ \varepsilon_y^0 + K_y^0 z - \bar{\alpha}_2^{(K)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H_2}^{(K)} \\ \gamma_{xy}^0 + K_{xy}^0 z - \bar{\alpha}_6^{(K)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H_6}^{(K)} \end{Bmatrix}. \quad (8)$$

В системе координат, связанной с направлением армирования  $k$ -того слоя, напряженное состояние определяется посредством преобразования при повороте осей:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{Bmatrix}^{(K)} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & (m^2 - n^2) \end{bmatrix}^{(K)} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}, \quad (9)$$

где  $m, n$  – тригонометрические функции угла поворота осей координат.

Согласно критерию прочности Гольденבלата – Копнова для однонаправленного слоя КМ, растрескивания или разрушения пакета не произойдет, пока в каждом слое выполняется неравенство

$$\begin{aligned} & \left[ \frac{1}{4} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{1p}^{(K)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{1c}^{(K)}} \right)^2 (\sigma_1^{(K)})^2 + \frac{1}{4} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{2p}^{(K)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{2c}^{(K)}} \right)^2 (\sigma_2^{(K)})^2 + \left( \frac{\tau_{12}^{(K)}}{\bar{\tau}_{12}^{(K)}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} + \\ & + \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{1p}^{(K)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{1c}^{(K)}} \right) \sigma_1^{(K)} + \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{2p}^{(K)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{2c}^{(K)}} \right) \sigma_2^{(K)} = \sigma_{\text{экв}} \leq 1, \end{aligned} \quad (10)$$

где  $\bar{\sigma}_{1p}^{(K)}, \bar{\sigma}_{1c}^{(K)}, \bar{\sigma}_{2p}^{(K)}, \bar{\sigma}_{2c}^{(K)}, \bar{\tau}_{12}^{(K)}$  – допускаемые напряжения (с индексом  $p$  – на растяжение, с индексом  $c$  – на сжатие соответственно):

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_{1p}^{(K)} &= \bar{\sigma}_B^{(K)} V_B + \bar{\sigma}_M^{(K)} V_M^{(K)}; \\ \bar{\sigma}_{1c}^{(K)} &= 2V_B^{(K)} [V_B^{(K)} E_M^{(K)} / V_M^{(K)}]^{1/2}; \\ \bar{\sigma}_{2p}^{(K)} &= 0.5 \bar{\sigma}_M^{(K)}; \\ \bar{\sigma}_{2c}^{(K)} &= 0.5 \bar{\sigma}_M^{(K)}; \\ \bar{\tau}_{12}^{(K)} &= 0.5 \bar{\tau}_M^{(K)}. \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь индексами  $B$  и  $M$  обозначены термоупругие характеристики волокна и матрицы соответственно.

Формоизменение или коробление изготавливаемых конструкций определяется рядом факторов, которые следует учитывать как при проектировании, так и при изготовлении.

Используя полученные выше соотношения и интегрируя выражения, определяющие компоненты кривизны панели

$$\begin{aligned} U &= U_0(x, y) - \frac{\partial W}{\partial x} z, \\ V &= V_0(x, y) - \frac{\partial W}{\partial y} z, \end{aligned} \quad (12)$$

получим с точностью до произвольных постоянных формулы для прогиба  $W = W(x, y)$ , а также для продольного  $U_0$  и тангенциального  $V_0$  смещений:

$$\begin{aligned} W &= -\frac{1}{2} (K_x^0 \cdot x^2 + K_{xy}^0 \cdot x \cdot y + K_y^0 \cdot y^2); \\ U_0 &= \varepsilon_x^0 \cdot x + \frac{\gamma_{xy}^0}{2} \cdot y; \\ V_0 &= \varepsilon_y^0 \cdot y + \frac{\gamma_{xy}^0}{2} \cdot x. \end{aligned} \quad (13)$$

На основе вышеприведенной математической модели было теоретически проанализировано влияние предварительного натяжения волокон ( $0 \leq |K_{ив}| \leq 1$ ) и объемного содержания компонент слоя ( $V_B, V_M$ ) на распределение остаточных эквивалентных напряжений ( $\sigma_{эки}$ ) в слоях. Получено влияние технологических погрешностей: разориентации слоев укладки, изменения объемного содержания компонентов КМ в слое, последовательности укладки слоев КМ, технологического натяжения ( $K_{ив}$ ) на формоизменение слоистых композитных панелей.

Для проверки расчетных значений величины коробления многослойных панелей были проведены экспериментальные исследования прогиба в зависимости от углов разориентации, толщины панели, натяжения волокон и объемного содержания компонент слоя.

Экспериментальные исследования включали в себя изготовление образцов плоских панелей квадратной формы размером  $300 \times 300$  мм. В соответствии с технологическими рекомендациями ВИАМ на изготовление углепластика КМУ-4Л панели были изготовлены из однонаправленной углеродной ленты марки ЛУ-П/0,1 А (ГОСТ 28006-88) и эпоксидноволачноформальдегидного связующего ЭНФБ (ТУ 1-596-36-98). Пропитка углеродной ленты на вертикальной шахтной пропиточной машине проводилась со скоростью 25-30 м/ч, при этом температура воздуха по высоте шахты изменялась от  $40 \pm 5$  до  $70 \pm 5$  °С. После пропитки лента поступала на просушку и далее наматывалась на приемный вал через разделительный слой целлофана или полиэтиленовой пленки. Содержание летучих ( $0,5 \div 1,5$ ) %; содержание смолы ( $38 \div 42$ ) %. Образцы выкладывались только из одного пропитанного рулона. Рулон препрега устанавливался на раскройный стол, и производился раскрой заготовки препрега по месту непосредственно перед выкладкой образца.

Пропитанная и подсушенная лента раскраивалась на заготовки требуемых размеров и укладывалась по шаблонам в соответствии с заданным числом слоев и углами укладки. Раскрой всех заготовок производился с припуском, с последующей подрезкой собранного пакета заготовок в размер не менее ( $300 \times 300$ ) мм. При этом особое внимание обращалось на недопустимость нахлестов краевых ленточных заготовок или зазоров между ними. Выкладка проводилась на прокладочные листы из нержавеющей стали или вкладыши пресс-формы, предварительно обработанные антиадгезионной смазкой, представляющей собой 10%-ный раствор кремнийорганической смазки К-21 в бензине, подвергнутый последующей термообработке при 200 °С в течение 2 часов. На собранный пакет сверху накладывался обработанный смазкой К-21 лист из нержавеющей стали, и затем пакет поступал на прессование; при сборке пакета для прессования в закрытой пресс-форме сверху накладывался пуансон. Собранный пакет загружался в холодный пресс, после чего плиты пресса смыкались, включался обогрев плит и прикладывалось давление. Последующий режим формования включал в себя нагрев при давлении 6 атмосфер до 170 °С, выдержку при этой температуре в течение 4 часов, выключение обогрева и естественное охлаждение пакета. После охлаждения пакет распрессовывался и листы поступали на измерение толщины, раскрой и нарезку образцов требуемых размеров. Резка листов осуществлялась алмазным кругом. Количество полученных образцов и направление укладок представлены в табл. 1.

Анализ формоизменения образцов проводился на контрольно-измерительной машине FARO. Контроль неплоскостности (коробления) образцов проводился с помощью портативной координатно-измерительной машины (КИМ) FARO 08/02 серии Gold. Рабочая зона FARO Arm Gold Series – 2400 мм, погрешность измерения со-

ставляет  $\pm 0,051$  мм. Измеряемые образцы располагались на плоском поверочном столе (неплоскостность стола не более 0,02 мм/м), на этом же столе крепилась КИМ FARO. Крепление КИМ и образец расположены неподвижно друг относительно друга. Количество измеряемых точек образца – 25 (сетка 5×5 точек). Через любые 3 точки поверхности стола строится виртуальная плоскость, которая для исследуемого образца является привалочной, т. е. плоскостью стола  $XOY$ ,  $Z$  – вертикальная координата, дополняющая систему до 3-мерной. Затем поочередно контактным методом снимаются и протоколируются  $XYZ$ -координаты каждой из 25 интересующих точек образца.  $Z$ -координата каждой точки является расстоянием от поверхности стола до исследуемой точки. Для возможности визуализации кривизны образцов с помощью программы CAD CATIA по записанному протоколу с координатами 25 точек образца проводилось построение поверхности с записью поверхности на стандартный геометрический интерфейс IGES. Таким образом, для каждого реального исследуемого образца была построена его виртуальная 3D-модель.

Таблица 1

Количество полученных образцов и схемы армирования композита

Номер группы	Номер образца	Направление укладки	Кол-во слоев
1	1.1	0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°	8
1	1.2	45°/135°/45°/135°/45°/135°/45°/135°	8
1	1.3	0°/45°/135°/90°/0°/45°/135°/90°	8
2	2.1	0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°	8
2	2.2	0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°	12
2	2.3	0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°	16
3	3.1	0°/45°/135°/90°/90°/135°/45°/0°	8
3	3.2	0°/50°/135°/90°/90°/135°/45°/0°	8
3	3.3	0°/52°/135°/90°/90°/135°/45°/0°	8
4	4.1	0°/90°/90°/0°/0°/90°/90°/0°	8
4	4.2	0°/95°/90°/0°/0°/90°/90°/0°	8

Теоретически было получено и экспериментально подтверждено три вида деформации: седлообразная, закрутка («пропеллер») и сочетание седлообразной с закруткой, что подтверждает теоретическое положение о связанности задачи, т. е. ее неразделимости на плоскую и изгиб. Получены зависимости влияния углов разориентации в слоях, толщины панели и изменения объемного содержания компонентов в слое композита на величину коробления. Допустимая форма перемещения из плоскости с неизвестными и подлежащими определению константами  $K_x^0$ ,  $K_y^0$ ,  $K_{xy}^0$  описывает возможные конфигурации панелей из слоистых композитов. Такая функциональная зависимость (13) для прогиба  $W$  определяет в зависимости от параметров  $K_x^0$ ,  $K_y^0$ ,  $K_{xy}^0$  различные конфигурации искривленной поверхности панели. Так, если  $K_x^0 = -K_y^0$ ,  $K_{xy}^0 = 0$ , то образуется седлообразная поверхность (рис. 1, а); если  $K_{xy}^0 = 0$ ,  $K_x^0 \neq 0$ ,  $K_y^0 \neq 0$ ,  $|K_x^0| \gg |K_y^0|$  ( $K_{xy}^0 = 0$ ,  $K_x^0 \neq 0$ ,  $K_y^0 \neq 0$ ,  $|K_y^0| \gg |K_x^0|$ ), то форма искаженной поверхности практически приближается к цилиндрической (рис. 1, б); если  $K_x^0 = K_y^0 = 0$ ,  $K_{xy}^0 \neq 0$ , то поверхность закручивается (рис. 2). Проведенный параметрический анализ напряженно-деформированного состояния восьмислойных уг-

лепластиковых панелей с продольно-поперечными; косыми и продольно-поперечными; косыми углами армирования показал, что для исследуемых композитных панелей (группа 1, см. табл. 1) характерен ярко выраженный изгиб слоя вместе с растяжением-сжатием в плоскости приведения  $XOY$ . Основной причиной коробления при изготовлении слоистых элементов конструкции следует считать несимметричность (по свойствам и/или расположению слоев) структуры слоистых элементов. На рис. 2 и 3 построены эпюры прогибов  $W$ , характеризующие отклонения от первоначальной плоской формы при охлаждении после отверждения несимметричных по толщине восьмислойных углепластиковых панелей с продольно-поперечной укладкой слоев (рис. 1,  $a, б$ ) и укладкой с косыми (рис. 2,  $a$ ) и продольно-поперечными косыми слоями (рис. 2,  $б$ ).

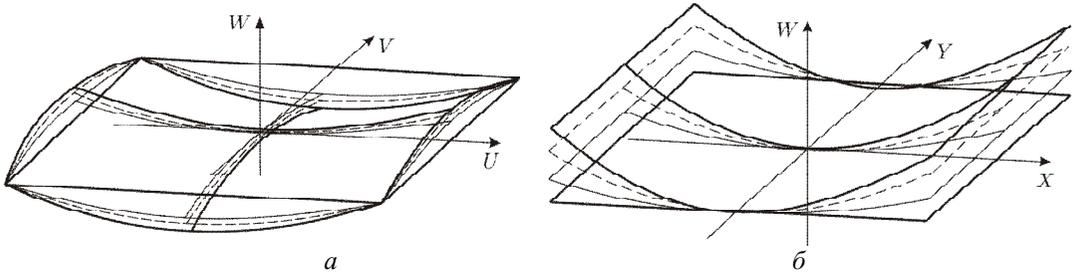


Рис. 1. Конфигурации искривленной поверхности:  
 $a$  – седлообразная поверхность;  $б$  – цилиндрическая поверхность

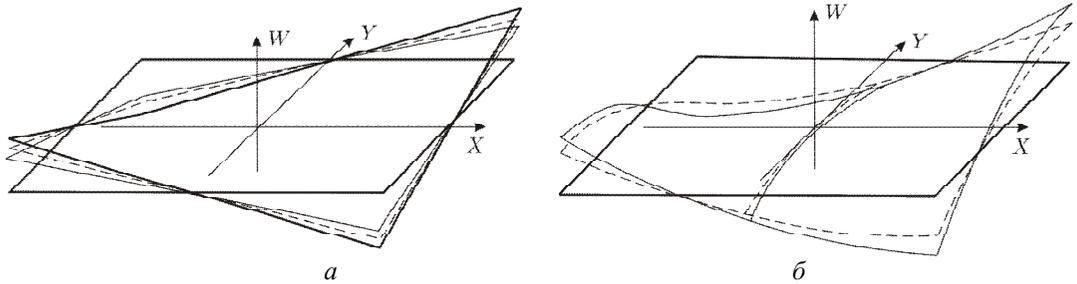


Рис. 2. Конфигурации искривленной поверхности:  
 $a$  – закрученная поверхность (вид I);  $б$  – закрученная поверхность (вид II)

Полученные экспериментальные данные для прогиба  $W_{\max}$  первой группы панелей, представленные в табл. 2, хорошо согласуются со значениями  $W_{\max}$ , полученными расчетным путем.

Характер температурного формоизменения в направлении нормали к поверхности является во всех случаях параболическим в соответствии с формулами (13). Однако вследствие сдвига парабол по оси  $Z$  при изменении соотношения толщин и вида материала слоев для каждого типа панели существуют свои характерные точки, в которых прогиб  $W = 0$ .

**Значения максимальных прогибов, полученных теоретическим  
и экспериментальным путем**

№	Схема армирования	Толщина панели, мм	Максимальный прогиб, мм, теория	Максимальный прогиб, мм, эксперимент
1.1	0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°	1,05	3,4	3,6
1.2	45°/135°/45°/135°/45°/135°/45°/135°	1,58	5,6	5,8
1.3	0°/45°/135°/90°/0°/45°/135°/90°	2,1	7,9	9,0

Максимальные прогибы при любых соотношениях толщин соответствуют наиболее высокой степени армирования.

Влияние толщины  $H$  на максимальные прогибы композитной панели  $W_{\max}$  были исследованы для несимметричной по структуре пакета КМ панели с продольно-поперечной укладкой (группа 2, см. табл. 1). Экспериментальные и теоретические данные представлены на рис. 3. Эксперимент показал, что с увеличением толщины пластины прогиб уменьшается. Сопоставление полученных расчетных результатов с экспериментальными данными подтверждает правильность используемой математической модели и метода расчета, так как при качественном совпадении изгибных форм количественные расхождения не превышают 10-15 %.

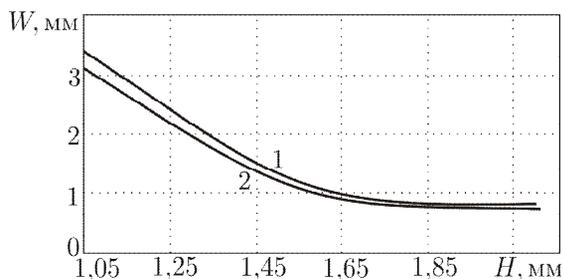


Рис. 3. Расчетная (1) и экспериментальная (2) зависимости прогиба  $W$  от толщины панели  $H$

Чтобы свести к минимуму отклонение от теоретического профиля, нужно увеличивать толщину панели. Это позволит уменьшить влияние асимметрии на величину коробления, но в то же время приведет к увеличению массы конструктивного элемента, что недопустимо для размеростабильных конструкций. Поэтому при исследовании возможности появления данной асимметрии в структуре пакета материала очевидно, что ее возникновение связано с нарушением технологии производства в процессе выкладки препрега. Данное нарушение технологии выражается в виде углов разориентации. В связи с этим была проведена экспериментальная оценка углов разориентации слоя, изменяющихся от 0° до 7°, на прогиб панели  $W$  (табл. 3, рис. 4).

Проведенный анализ показал, что величина прогиба панели  $W$  увеличивается с ростом угла разориентации. Кроме того, отклонение угла разориентации более чем на 3° приводит к существенному повышению величины прогиба  $W$ , а следовательно, к формоизменению поверхности, что необходимо учитывать при проектировании размеростабильных конструкций. Исходя из этого во избежание коробления конст-

руктивного элемента возникает необходимость более жестко назначать допуски на углы разориентации.

Таблица 3

**Теоретические и экспериментальные значения максимальных прогибов, полученных теоретическим и экспериментальным путем**

№	Схема армирования	Максимальный прогиб, мм, теория	Максимальный прогиб, мм, эксперимент
1	0°/45°/135°/90°/90°/135°/45°/0°	0	0
2	0°/50°/135°/90°/90°/135°/45°/0°	0,9	0,8
3	0°/52°/135°/90°/90°/135°/45°/0°	3,8	3,2

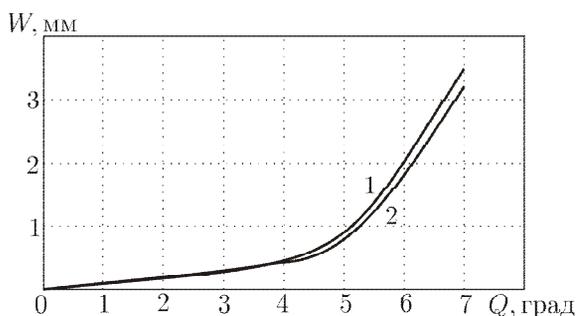


Рис. 4. Теоретические (1) и экспериментальные (2) данные зависимости прогиба панели  $W$  от угла разориентации  $\theta$  для укладок: 0°/45°/135°/90°/90°/135°/45°/0°; 0°/50°/135°/90°/90°/135°/45°/0°; 0°/52°/135°/90°/90°/135°/45°/0°

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования слоистых элементов конструкции из КМ показали, что в процессе их изготовления в слоях конструкции образуются значительные по величине эквивалентные остаточные напряжения (10). В несимметричных (по толщине) элементах конструкции слои композита изгибаются относительно своей продольной оси (направления армирования) и одновременно растягиваются в поперечном направлении. Неуравновешенность полей напряжений в несимметричных структурах приводит к формоизменению (короблению) элементов конструкции при их изготовлении. Коробление определяется рядом конструктивно-технологических факторов – температурой отверждения, степенью армирования слоев, соотношением их толщин и др. Симметричные по толщине стенки структуры не испытывают коробления при их изготовлении, однако в них формируются остаточные напряжения, так что каждый слой после изготовления конструкции находится в плоском напряженном состоянии. Таким образом, остаточные напряжения и деформации, формирующиеся в процессе изготовления конструкции из КМ, могут приводить либо к изменению заданной формы (геометрии) изготавливаемой конструкции, либо к ускорению ее разрушения при воздействии на нее внешнего нагружения. И то, и другое оказывает отрицательное воздействие на характеристики качества изготавливаемых конструкций из КМ.

В ходе исследований была установлена степень влияния угла разориентации  $\theta$  и толщины панели  $H$  на величину эквивалентных остаточных напряжений  $\sigma_{экр}$ . Дополнительно было проанализировано влияние натяжения слоев на образующиеся в них эквивалентные остаточные напряжения  $\sigma_{экр}$  при различном объемном содержании волокон  $V_B$  (рис. 5, 6).

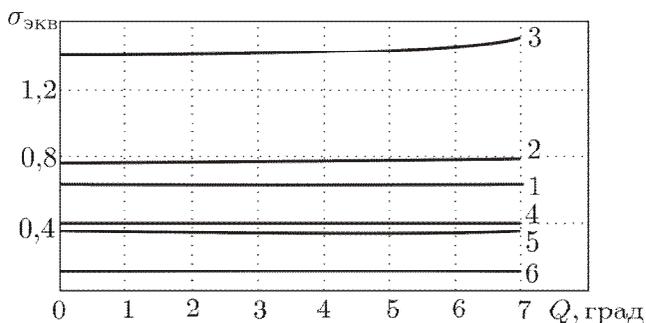


Рис. 5. Влияние угла разориентации  $\theta$  на эквивалентные остаточные напряжения  $\sigma_{\text{экв}}$  при  $K_{\text{HB}} = -0,4$  и при  $K_{\text{HB}} = 0$  для укладок:  $0^\circ/45^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ ;  $0^\circ/50^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ ;  $0^\circ/52^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ .  
 Цифры: 1 –  $V_B = 51\%$ ,  $K_{\text{HB}} = 0$ ; 2 –  $V_B = 65\%$ ,  $K_{\text{HB}} = 0$ ; 3 –  $V_B = 81\%$ ,  $K_{\text{HB}} = 0$ ; 4 –  $V_B = 51\%$ ,  $K_{\text{HB}} = -0,4$ ; 5 –  $V_B = 65\%$ ,  $K_{\text{HB}} = -0,4$ ; 6 –  $V_B = 81\%$ ,  $K_{\text{HB}} = -0,4$

Исследования показали, что углы разориентации  $\theta$  (рис. 5) не оказывают значительного влияния на эквивалентные напряжения  $\sigma_{\text{экв}}$ . Это особо заметно в случае при  $K_{\text{HB}} = -0,4$ , что справедливо для всех схем армирования с любым объемным содержанием волокна  $V_B$ . По полученным данным можно сказать, что при  $K_{\text{HB}} = 0$  с увеличением объемного содержания волокон  $V_B$  величина эквивалентных напряжений  $\sigma_{\text{экв}}$  возрастает для всех схем армирования. Причем при  $V_B = 81\%$  –  $\sigma_{\text{экв}}$  превышает единицу, на основании чего (см. критерий (10)) можно сделать вывод, что при данном объемном содержании происходит разрушение композиционного материала. Однако варьируя уровни предварительного натяжения можно качественно и количественно исправить критическую ситуацию разрушения композита. В свою очередь, проведенный анализ при  $K_{\text{HB}} = -0,4$  показал, что увеличение  $V_B$  существенно снижает  $\sigma_{\text{экв}}$  для всех рассмотренных укладок КМ. Таким образом, проведя качественный и количественный прочностной анализ рассматриваемых композитных панелей, приходим к выводу, что наиболее благоприятный вариант – это случай при объемном содержании волокон  $V_B = 62\%$ , когда угол разориентации слоя не превышает  $3^\circ$ . Рассмотрев влияние толщины панели  $H$  на  $\sigma_{\text{экв}}$  (рис. 6), можно сделать вывод, что увеличение толщины панели в общем способствует незначительному снижению эквивалентных напряжений. Самый неблагоприятный вариант при этом в случае объемного содержания волокна  $V_B = 81\%$ , так как здесь  $\sigma_{\text{экв}} > 1$ , что по критерию Гольденблата – Копнова (10) означает разрушение композита. Использование натяжения волокон при уровне коэффициента  $K_{\text{HB}} = -0,4$  значительно уменьшает значение  $\sigma_{\text{экв}}$ . Исходя из этого очевидно, что увеличение толщины панели  $H$  в целях снижения уровня  $\sigma_{\text{экв}}$  менее эффективно, чем использование предварительного натяжения волокон. Основываясь на вышеприведенном анализе, целесообразно рекомендовать использование натяжения волокон при производстве конструкций из композиционных материалов. Зависимость кривых, представленных на рис. 6, подтверждает данное предположение.

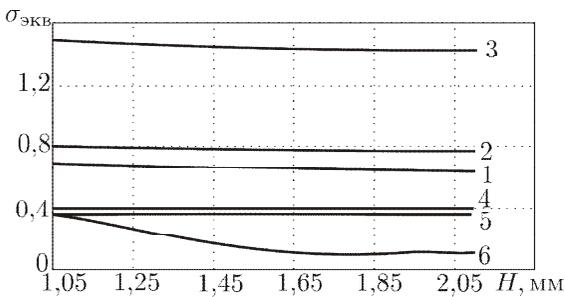


Рис. 6. Влияние толщины панели  $H$  на эквивалентные остаточные  $\sigma_{\text{экв}}$  при  $K_{HB} = -0,4$  и

при  $K_{HB} = 0$  для укладок:

$0^\circ/45^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ ;  
 $0^\circ/50^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ ;  
 $0^\circ/52^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ .

Цифры: 1 –  $V_B = 51\%$ ,  $K_{HB} = 0$ ; 2 –

$V_B = 65\%$ ,  $K_{HB} = 0$ ; 3 –  $V_B = 81\%$ ,  $K_{HB} = 0$ ; 4 –

$V_B = 51\%$ ,  $K_{HB} = -0,4$ ; 5 –  $V_B = 65\%$ ,

$K_{HB} = -0,4$ ; 6 –  $V_B = 81\%$ ,  $K_{HB} = -0,4$

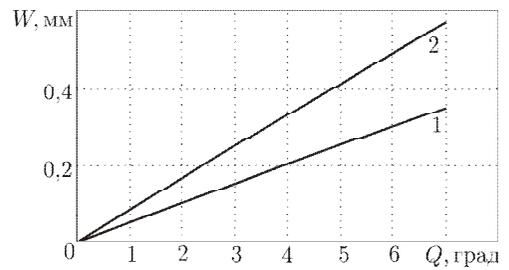


Рис. 7. Зависимость прогиба  $W$  от угла разориентации  $K_{HB} = -0,4$  (1)

при  $K_{HB} = 0$  (2) для укладок:

$0^\circ/45^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ ;  
 $0^\circ/50^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$ ;  
 $0^\circ/52^\circ/135^\circ/90^\circ/90^\circ/135^\circ/45^\circ/0^\circ$

Исследование прогибов для укладок с косыми углами (группа 3, см. табл. 1) позволяет выявить влияние углов разориентации на коробление поверхности панели. В ходе анализа было установлено, что с ростом угла разориентации прогиб панели значительно увеличивается. Использование такого технологического приема, как натяжение волокон, позволяет добиться снижения величины прогибов в 1,5 – 2 раза. Зависимость, представленная на рис. 7, является доказательством вышеизложенного.

Приведенный параметрический анализ формоизменения (коробления) многослойных композитных панелей позволяет сделать следующие выводы:

- увеличение толщины панели позволяет снизить коробление поверхности конструктивного элемента;

- угол разориентации значительно сказывается на формоизменении панели;

- с целью снижения уровня искривления поверхности необходимо рассчитывать и назначать угол разориентации;

- с целью парирования коробления, уменьшения перемещений, а также увеличения несущей способности конструктивных элементов необходимо определять и назначать уровень предварительного натяжения волокон;

- для получения заданной размеростабильности необходимо определять и назначать объемное содержание компонент слоя.

Таким образом, вопросы формообразования высокоточных размеростабильных космических конструкций являются принципиально новыми в создании космических летательных аппаратов. Основным из них является обеспечение малой деформативности и высокой геометрической точности космических конструкций. Комплексность проблемы создания формостабильных космических конструкций из композиционных материалов обуславливает необходимость находить ее решение на уровне синтеза материала с минимально возможными коэффициентами температурного расширения, расчетов на прочность (жесткость), конструирования и технологии изготовления. Работу по исследованию композиционных материалов и внедрение их

в размеростабильные космические конструкции необходимо проводить с учетом особенностей композиционных материалов, таких как анизотропия термомеханических свойств, остаточные температурные напряжения и деформации неоднородных слоистых конструкций, предварительное натяжение армирующих волокон, несимметрия свойств структуры пакета композиционного материала по толщине и др., что требует дальнейшего проведения необходимых исследований и разработок.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Биткина Е.В., Пидодня В.Г., Биткина О.В.* Исследование влияния технологических факторов на остаточные напряжения, возникающие в волокнистом композите // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физ.-мат. науки, 2011. – № 4(25). – С. 59-66.
2. *Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А.* Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.
3. *Молодцов Г.А., Елпатьевский А.Н., Лурье С.А., Гавва Л.М.* Методы решения задач устойчивости слоистых ортотропных панелей из композиционных материалов несимметричной структуры по толщине с учетом технологических факторов // II Всесоюзная конференция «Современные проблемы строительной механики и прочности летательных аппаратов»: тез. докл. Куйбышевский авиационный институт им. академика С.П. Королева. – Куйбышев, 1986. – С. 71-72.
4. *Биткина О.В., Биткина Е.В.* Анализ технологических остаточных напряжений, возникающих в многослойных композитных панелях с несимметричной структурой пакета композита по толщине // Известия Самарского научного центра РАН. Т. 14, № 4(2), 2012. – С. 561-568.

*Статья поступила в редакцию 24 октября 2011 г.*

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF TECHNOLOGICAL FACTORS ON THE FORMING OF MULTILAYERED PANELS DONE OF COMPOSITE MATERIALS

***O.V. Bitkina***

Syzran Branch of Samara State Technical University  
45, Sovetskaya street, Syzran, Samara region, 446001

*The influence of technological pre-tension of fibers, panel thickness, orientation angles of composite layers and volume fraction of fibers and resin on the forming of multilayered panels done of composite materials is considered. The validation of the developed mathematical model was made by comparing the theoretical and experimental results.*

***Keywords:*** composite materials, dimensional stable structures, anisotropy, residual stress.