

## МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ НА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРУЕМОЕ СОСТОЯНИЕ МНОГОСЛОЙНЫХ КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ

© 2012 О.В. Биткина

Филиал ФГБОУ ВПО Самарский государственный технический университет в г. Сызрани

Поступила в редакцию 10.10.2012

Разработан метод анализа напряженно-деформированного состояния композиционных материалов и конструкций с учетом технологических воздействий. Изучено влияние разности между температурами отверждения и эксплуатации, угла разориентации в монослое и толщины панели на величину нормальных и касательных напряжений, а также на величину максимального прогиба в многослойной композитной панели.

Ключевые слова: композиционные материалы, технологические погрешности, анизотропия, термомеханические свойства.

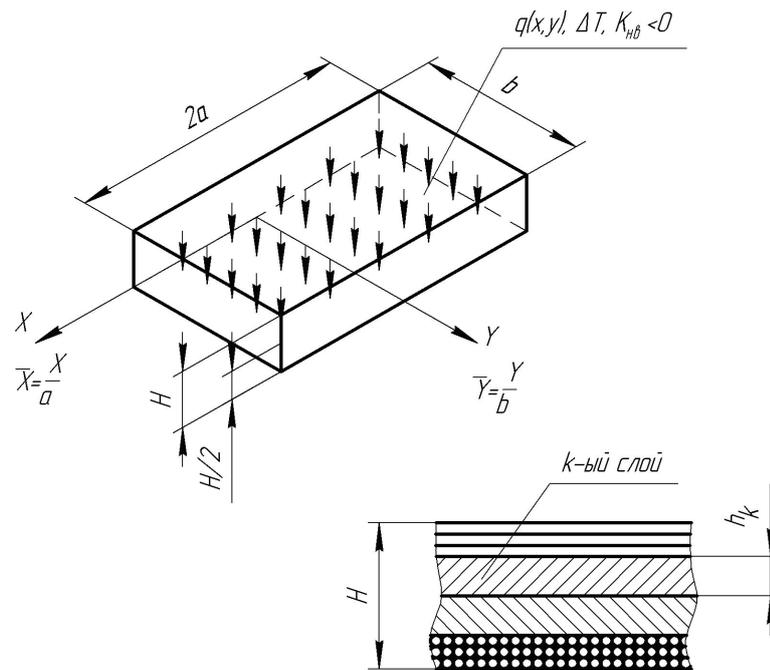
Создание современной авиационно-космической техники нового поколения с высокими тактико-техническими характеристиками является важной и достаточно острой научно-технической проблемой. К ряду таких проблем относится и создание конструкций зеркальных антенн, меняющих свое состояние при переводе из транспортируемого положения в рабочее и вызванная необходимостью в связи с запуском ИСЗ и созданием подвижных станций спутниковой связи. Ее успешное решение состоит в том, чтобы приблизиться к теоретическому профилю поверхности с заданной степенью точности для исключения фазовых ошибок в антенне. Основными причинами фазовых ошибок являются неточное изготовление поверхности отдельных элементов зеркала, отражающая поверхность конструкции антенны, выполненная из последовательности отдельных элементов, неточная установка их центра относительно фокуса зеркала [1].

Стремление получить наивысшие эксплуатационные характеристики привело к разработке и исполнению в авиационно-космических конструкциях антенн из композиционных материалов (КМ) – угле-, -стекло-, -органопластиков. Преимущества данных конструкций из композиционных материалов наиболее очевидны в тех случаях, когда необходимы низкий коэффициент теплового расширения, минимальная масса, высокие прочность и жесткость. Работы по исследованию композиционных материалов и внедрению их в конструкции зеркальных антенн необходимо проводить с учетом анизотропии термомеханических свойств, остаточных температурных напряжений и деформации неоднородных сложных конструкций, предварительно-

*Биткина Ольга Владимировна, преподаватель.  
E-mail: ol\_vl\_bitkina@mail.ru*

го натяжения армирующих волокон, несимметрии свойств структуры пакета КМ по толщине и др. В реальных конструкциях из КМ “случайная” анизотропия материала, связанная с технологическими погрешностями и дефектами чередующих слоев, проявляется в условиях эксплуатации как отклонение от расчетной теоретической формы [1, 4]. Поэтому, одним из актуальных вопросов проектирования наиболее распространенных элементов авиационно-космических конструкций – многослойных прямоугольных панелей – является обоснование и внедрение в практику расчетов новых расчетных схем, которые отражая специфику работы тонкостенных пространственных систем, были бы в тоже время эффективными с точки зрения построения решения. При этом теоретический анализ напряженно – деформированного состояния позволяет создавать эталон деформирования рабочей поверхности антенны в условиях нагружения механическими и тепловыми нагрузками.

Рассмотрим определение напряженно – деформированного состояния (НДС) многослойной прямоугольной панели, выполненной из слоистых композиционных материалов. Многослойный несущий пакет плоских панелей тонкостенных пространственных конструкций обладает анизотропией вследствие несимметрии свойств структуры по толщине и в плане, вызванной погрешностями технологического процесса (углы разориентации в монослое, изменение объемного содержания волокна и матрицы в монослоях и т.д.). Панель изготовлена при температуре отверждения  $T$ , охлаждена до комнатной температуры и находится под действием поперечной погонной нагрузки  $q(x,y)$  и температурного поля  $DT$  [2, 3]. В целях повышения несущей способности конструкции армирующие



**Рис. 1.** Геометрическая модель и схема нагружения слоистой панели из композиционных материалов с несимметричной структурой по толщине, после отверждения под действием произвольной поперечной нагрузки  $q(x,y)$  и постоянного температурного поля  $\Delta T = const$

волокна предварительно натянуты, после отверждения натяжение снято (рис. 1).

Так как структура слоистого элемента несимметрична, то при последующей реализации гипотез о нормальном элементе в расчетной схеме теряется смысл срединной поверхности. Поэтому плоскость приведения, в которой рассматриваются координатные оси, и начало отсчета координаты в дальнейшем могут быть выбраны произвольно.

Задача решается в перемещениях с применением гипотезы Кирхгофа.

Математическая модель композитной многослойной панели может быть сформулирована путем введения в рассмотрение внутренних сил и моментов, действующих по площадкам поперечных сечений, и соответствующих им уравнений равновесия. Воспользовавшись соотношениями Коши, формулами геометрических преобразований, а также законом Гука с учетом влияния температуры, натяжения волокон и формулы преобразования напряжений при повороте осей выражения для компонентов напряженного состояния “ $k$ ”-го слоя можно записать в виде:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} U_{0x} + W_{xx} z^{(k)} - \bar{\alpha}_1^{(k)} \Delta T - \bar{\epsilon}_{H_1}^{(k)} \\ V_{0y} - W_{yy} z^{(k)} - \bar{\alpha}_2^{(k)} \Delta T - \bar{\epsilon}_{H_2}^{(k)} \\ U_{0y} + V_{0x} - 2W_{xy} z^{(k)} - \bar{\alpha}_6^{(k)} \Delta T - \bar{\epsilon}_{H_6}^{(k)} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

где  $[\bar{Q}_{IJ}]^{(k)}$  ( $I, J = 1, 2, 6$ ) – жесткости слоя,

$\{\alpha_J\}^{(k)}$  ( $J = 1, 2, 6$ ) – коэффициенты температурного расширения,  $\{\bar{\epsilon}_{HJ}\}^{(k)}$  ( $J = 1, 2, 6$ ) – деформации натяжения слоя определяются через жесткостные и температурные характеристики слоя, заданные в системе координат (рис. 1) с ним связанной, с учетом поворота последней относительно декартовой системы координат панели  $(x,y)$  [5].

Погонные нормальные и сдвигающие силы, а также изгибающие и крутящие моменты для всего пакета, действующие, например, по площадке, перпендикулярной оси  $x$ , определяются интегрированием компонентов напряженного состояния по толщине, что обусловлено здесь возможностью распространения гипотезы Кирхгофа на все тело анизотропной среды:

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

Отсюда вытекают соотношения, связывающие внутренние силовые факторы с деформацией пакета:



$K_{IJ}$  ( $I, J = 0...8$ ) выражаются через обобщенные жесткости многослойного пакета.

Рассмотрим определение основного напряженно-деформированного состояния многослойной панели из ортотропного композиционного материала, шарнирно-опертой по продольным и произвольным образом закрепленной по поперечным кромкам (рис. 1). Соответствующие граничные условия при  $y = 0$  и  $y = 1$  имеют вид:  $W[x, (0,1)] = M_y[x, (0,1)] = u_0[x, (0,1)] = N_x[x, (0,1)]$  (11)

Решение уравнения, удовлетворяющее краевым условиям, представим в одинарных тригонометрических рядах:

$$\Phi(x, y) = \sum_{n=1}^{\infty} \Phi_n(x) \sin(n\pi y), \quad (12)$$

где  $\Phi_n(x)$  подлежит определению.

При построении обобщенной функции перемещений  $\Phi(x, y)$  в виде разложения ее в ряды по системе тригонометрических функций, предполагается, что на границе перпендикулярной оси  $y$ , панель нагружена потоками касательных сил  $N_{xy}$ .

Исследуя далее задачу общего вида, в смысле граничных условий по поперечным кромкам, в решении для  $\Phi_n(x, y)$  оставим четные и нечетные функции с точностью до четырех произвольных постоянных  $\Phi(x, y)$  запишем в следующей форме:

$$\Phi(x, y) = \sum_{n=1,3,5...}^{\infty} \left[ \sum_{L=1}^4 A_{nL} sh(\lambda_{nL} x) + \sum_{L=1}^4 B_{nL} ch(\lambda_{nL} x) + \Phi_{nq/II} \right] \sin(n\pi y) \quad (13)$$

При изгибе панели постоянной поперечной нагрузкой  $q(x, y) = const$ :

$$\Phi_{nq/II} = \frac{1}{K_{08}} \frac{4q}{n\pi}. \quad (14)$$

Компоненты вектора перемещений после соответствующих преобразований вычисляются по формулам:

$$W(x, y) = \sum_{n=1,3,5...}^{\infty} \left[ \sum_{L=1}^4 A_{nL}^w sh(\lambda_{nL} \cdot x) + \sum_{L=1}^4 B_{nL}^w ch(\lambda_{nL} \cdot x) + W_{nq/II} \right] \sin(n\pi y)$$

$$U_0(x, y) = \sum_{n=1,3,5...}^{\infty} \left[ \sum_{L=1}^4 A_{nL}^{U_0} sh(\lambda_{nL} \cdot x) + \sum_{L=1}^4 B_{nL}^{U_0} ch(\lambda_{nL} \cdot x) + U_{0nq/II} \right] \sin(n\pi y); \quad (15)$$

$$V_0(x, y) = \sum_{n=1,3,5...}^{\infty} \left[ \sum_{L=1}^4 B_{nL}^{V_0} ch(\lambda_{nL} \cdot x) + \sum_{L=1}^4 A_{nL}^{V_0} sh(\lambda_{nL} \cdot x) + V_{0nq/II} \right] \cos(n\pi y)$$

Аналогичным образом определяются и компоненты деформаций поверхности приведения, кривизны поверхности приведения и внутренние силовые факторы, действующие по площадкам, перпендикулярным осям  $x$  и  $y$ . Константы  $A_{nL}^{U_0}, B_{nL}^{U_0}, A_{nL}^{V_0}, B_{nL}^{V_0}, A_{nL}^w, B_{nL}^w$  и другие, входящие в компоненты кривизн, деформаций и внутренних силовых факторов, как и все частные интегралы, например,  $W_{nq/II}, V_{0nq/II}, U_{0nq/II}$  выра-

жаются через  $A_{nL}, B_{nL}$  и  $\Phi_{nq/II}$ .

Раскладывая в тригонометрические ряды внутренние силовые факторы, например, по площадке, перпендикулярной оси  $x$ , связанные с температурой и натяжением, имеем:

$$N_x^{T(H)} = \sum_{n=1,3,5}^{\infty} N_{xnq/II}^T \cdot \sin(n\pi y);$$

$$N_{xnq/II}^{T(H)} = \frac{4N_x^T}{n\pi};$$

$$N_{xy}^{T(H)} = \sum_{n=1,3,5}^{\infty} N_{xyqnq/II}^T \cdot \cos(n\pi y);$$

$$N_{xyqnq/II}^{T(H)} = 0; \quad (16)$$

$$M_x^{T(H)} = \sum_{n=1,3,5}^{\infty} M_{xnq/II}^T \cdot \sin(n\pi y);$$

$$M_{xnq/II}^{T(H)} = \frac{4M_x^T}{n\pi};$$

Для окончательного определения компонентов напряженно-деформированного состояния, т.е. по существу, системе неизвестных констант  $A_{nL}$  и  $B_{nL}$ , необходимо удовлетворить граничным условиям на торцах конструкции при  $x = \pm 1$ .

В общем случае упругая заделка позволяет рассмотреть все варианты краевых условий в отношении плоской задачи и задачи изгиба: защемленный край, скользящую заделку, шарнир и свободные кромки.

При симметричной заделке по торцам, то есть, при  $x = \pm 1$ :

$$\begin{aligned} (\gamma_1 U_0 + \delta_1 N_x) &= (\gamma_2 V_0 + \delta_2 N_{xy}) = \\ &= (\gamma_3 W + \delta_3 \bar{Q}_x) = (\gamma_4 \theta_x + \delta_4 M_x) = 0. \end{aligned} \quad (17)$$

При несимметричной заделке по торцам при  $x = +1$ :

$$\begin{aligned} (\gamma_1 U_0 + \delta_1 N_x) &= (\gamma_2 V_0 + \delta_2 N_{xy}) = \\ &= (\gamma_3 W + \delta_3 \bar{Q}_x) = (\gamma_4 \theta_x + \delta_4 M_x) = 0, \end{aligned} \quad (18)$$

а при  $x = -1$ :

$$\begin{aligned} (\xi_1 U_0 + \zeta_1 N_x) &= (\xi_2 V_0 + \zeta_2 N_{xy}) = \\ &= (\xi_3 W + \zeta_3 \bar{Q}_x) = (\xi_4 \theta_x + \zeta_4 M_x) = 0, \end{aligned} \quad (19)$$

После определения компонентов деформированного состояния и внутренних силовых факторов напряжения вычисляются по формуле:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 + K_x^0 z - \bar{\alpha}_1^{(k)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H_1}^{(k)} \\ \varepsilon_y^0 + K_y^0 z - \bar{\alpha}_2^{(k)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H_2}^{(k)} \\ \gamma_{xy}^0 + K_{xy}^0 z - \bar{\alpha}_6^{(k)} \Delta T - \bar{\varepsilon}_{H_6}^{(k)} \end{Bmatrix} \quad (20)$$

В системе координат, связанной с направлением армирования “*k*”-го слоя, напряженное состояние определяется посредством преобразования при повороте осей:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & (m^2 - n^2) \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (21)$$

Для оценки прочности многослойной панели из композиционного материала определяются относительные эквивалентные напряжения, для расчета которых использовался критерий прочности в форме Гольденבלата-Копнова. Согласно критерию прочности Гольденבלата-Копнова для однонаправленного слоя КМ, растрескивание или разрушение пакета не произойдет, пока в каждом слое выполняется неравенство [6]:

$$\left[ \frac{1}{4} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{1p}^{(k)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{1c}^{(k)}} \right)^2 (\sigma_1^{(k)})^2 + \frac{1}{4} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{2p}^{(k)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{2c}^{(k)}} \right)^2 (\sigma_2^{(k)})^2 + \left( \frac{\tau_{12}^{(k)}}{\bar{\tau}_{12}^{(k)}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{1p}^{(k)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{1c}^{(k)}} \right) \sigma_1^{(k)} + \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\bar{\sigma}_{2p}^{(k)}} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{2c}^{(k)}} \right) \sigma_2^{(k)} = \sigma_{экв} \leq 1, \quad (22)$$

В соответствии с изложенным алгоритмом на основании программы, разработанной на языке ФОРТРАН, исследовано влияние углов разориентации на прочность и перемещения многослойных углепластиковых панелей с продоль-

но-поперечной укладкой слоев (0/90/0/90/0/90/0)<sup>0</sup> и укладкой с продольно-поперечными и косыми слоями (0/45/-45/90/-45/45/0)<sup>0</sup>.

В продольно-поперечной укладке углы разориентации задавались в двух последних слоях (0/90/0/90/0/90-Дц/0-Δφ)<sup>0</sup>, в укладке с продольно-поперечными и косыми слоями (0/45/-45/90/-45-Δφ/45+Δφ/0)<sup>0</sup>. При этом углы разориентации Δφ варьировались от 0° до 10°. Рассматривалась квадратная шарнирно-опертая панель размерами 500мм x 500мм, находящаяся под равномерно распределенной нагрузкой q = 0,0001 кг/мм<sup>2</sup>.

Рассмотрим влияние угла разориентации на величину максимального прогиба *W* панели.

На рис. 2, в качестве примера, приведены зависимости прогиба *W* от величины толщины монослоя и от угла разориентации для укладок (0/90/0/90/0/89/1)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/87/3)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/85/5)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/83/7)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/80/10)<sup>0</sup>.

Проведенный анализ показал, что и в случае укладки (0/90/0/90/0/90/0)<sup>0</sup>, и в случае укладки (0/45/-45/90/-45/45/0)<sup>0</sup>, величина максимального прогиба *W* монотонно убывает с увеличением значения угла разориентации, минимальное значение прогиба *W* соответствует укладкам (0/90/0/90/0/80/10)<sup>0</sup> и (0/45/-45/90/-52/52/0)<sup>0</sup> при толщине монослоя h=0,39 мм., в то же время увеличение толщины пластины приводит к существенному снижению величины прогибов. В качестве примера, приведена зависимость прогиба *W* от толщины панели для укладок (0/90/0/90/0/85/5)<sup>0</sup> и (0/45/-45/90/-50/50/0)<sup>0</sup> (рис. 3)

Таким образом, величина прогиба *W*, характеризующая коробление композитной панели, как для пакета с продольно-поперечной укладкой, так и пакета, содержащего продольно-попе-

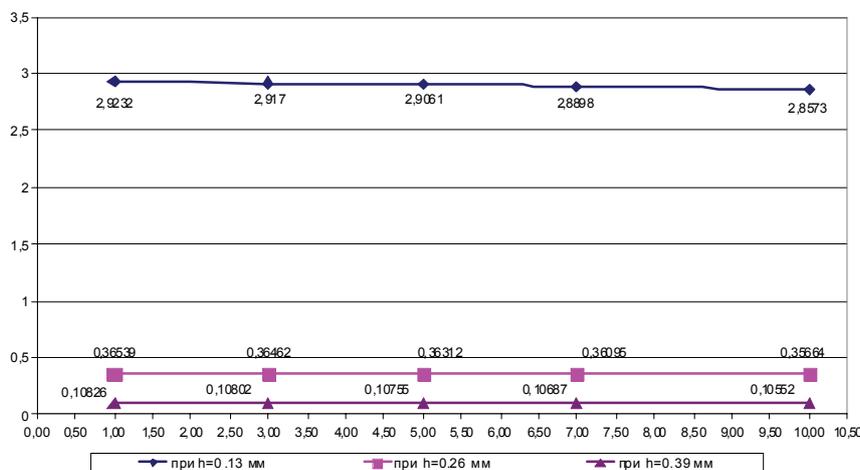


Рис. 2. Зависимости прогиба *W* от величины толщины монослоя и от угла разориентации для укладок (0/90/0/90/0/89/1)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/87/3)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/85/5)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/83/7)<sup>0</sup>, (0/90/0/90/0/80/10)<sup>0</sup>

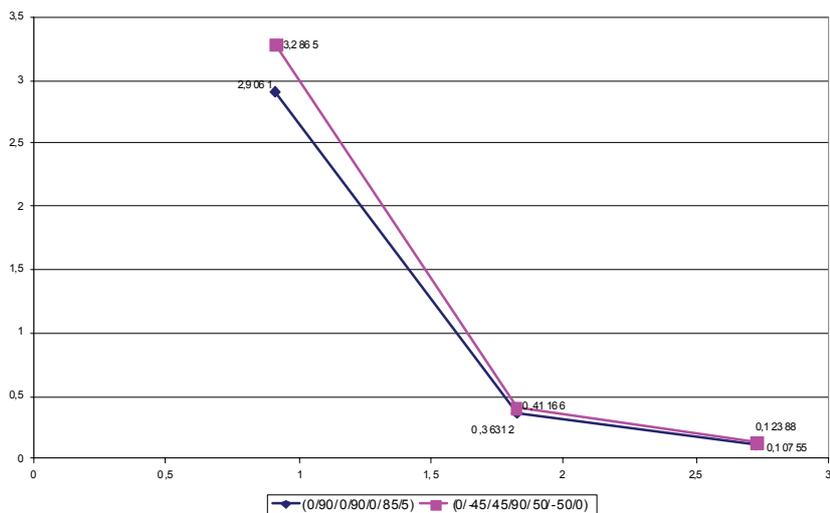


Рис. 3. Зависимость прогиба  $W$  от толщины панели для укладок  $(0/90/0/90/0/85/5)^0$  и  $(0/45/-45/90/-50/50/0)^0$ .

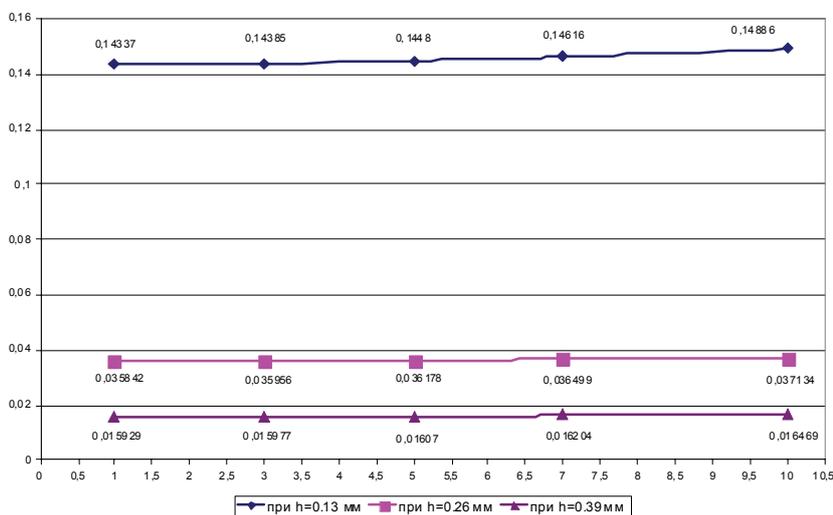


Рис. 4. Зависимость напряжения  $\sigma_x$  от угла разориентации от толщины монослоя для композита со структурой  $(0/90/0/90/0/90/0)^0$ .

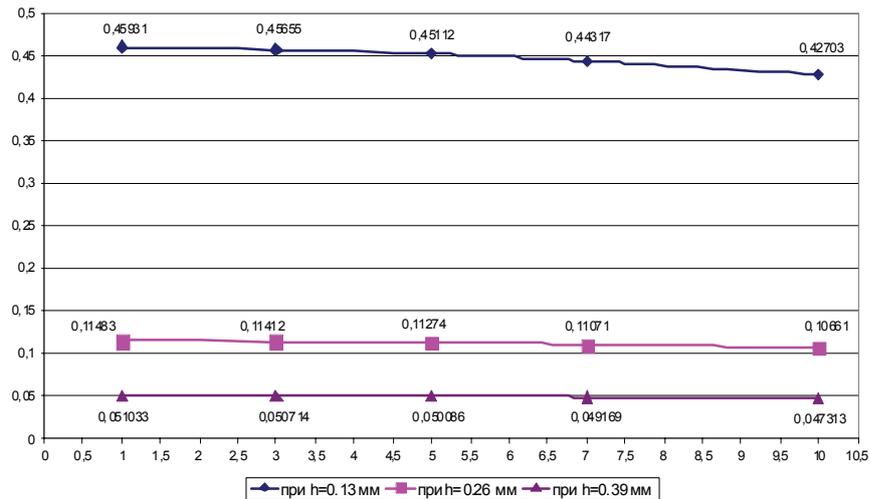
речные и косые слои, непосредственно связаны с последовательностью укладки этих слоев, характеризующей асимметрию в свойствах материала композитной панели. Следует также отметить, что уровень асимметрии свойств материала слоистой пластины проявляется в величинах компонент матрицы жесткости  $[B_{ij}]$ .

Понимая как зависят величины напряжений, возникающих в композите, от различных факторов, таких как углы разориентации, толщина монослоя и пакета композита в целом, структура пакета и т.д. инженер получает доступ не просто к анализу НДС композита, а, что более ценно, к непосредственному проектированию композиционных материалов.

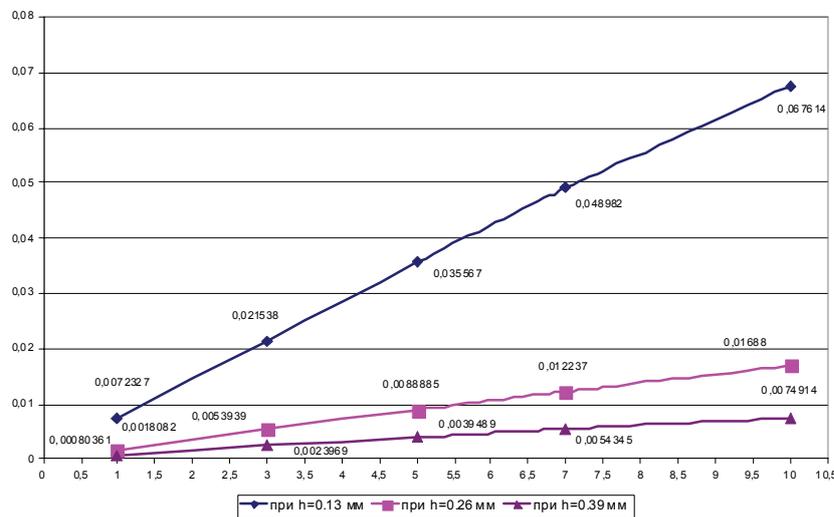
Учитывая важность данной проблемы, был проведен анализ изменения нормальных напряжений  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  и касательных  $\tau_{xy}$  для компози-

тов со структурой  $(0/90/0/90/0/90/0)^0$  и  $(0/45/-45/90/-45/45/0)^0$  в зависимости от угла разориентации и толщины монослоя. Изменение угла разориентации в косых слоях для данных схем армирования варьировалось от  $1^\circ$  до  $7^\circ$ , а в продольно-поперечных от  $1^\circ$  до  $10^\circ$ , а толщина монослоя принималась равной  $h=0,13$  мм,  $h=0,26$  мм и  $h=0,39$  мм. Часть зависимостей для композита с продольно-поперечной укладкой приведена на рис. 4 - 6 в качестве наглядного примера.

Проведенный анализ показал, что величина нормального напряжения  $\sigma_x$  монотонно возрастает с увеличением угла разориентации для композитов со структурой  $(0/90/0/90/0/90/0)^0$ , и монотонно убывает для композитов со структурой  $(0/45/-45/90/-45/45/0)^0$ . Причем своих максимальных значений напряжения  $\sigma_x$  достигают при толщине монослоя  $h=0,13$  мм, однако для



Р и с. 5. Зависимость напряжения  $\sigma_y$  от угла разориентации от толщины монослоя для композита со структурой  $(0/90/0/90/0/90/0)^0$



Р и с. 6. Зависимость напряжения  $\tau_{xy}$  от угла разориентации от толщины монослоя для композита со структурой  $(0/90/0/90/0/90/0)^0$

продольно-поперечной укладки эта величина соответствует случаю, когда угол разориентации максимален, а для продольно-поперечной с косыми слоями укладки это величина соответствует случаю, когда угол разориентации  $\Delta\varphi = 1^0$ .

Для напряжений  $\sigma_y$ , картина изменения напряжений диаметрально противоположная, а именно, с увеличением угла разориентации для композитов со структурой  $(0/90/0/90/0/90/0)^0$  происходит уменьшение значения напряжения, а для композитов со структурой  $(0/45/-45/90/-45/45/0)^0$  - увеличение. Своих максимальных значений напряжения  $\sigma_y$  также достигают при толщине монослоя  $h=0,13$  мм, однако для продольно-поперечной укладки эта величина соответствует случаю, когда угол разориентации минимален, а для продольно-поперечной с косыми слоями укладки это величина соответствует случаю, когда

угол разориентации максимален.

Анализ характера изменения касательных напряжений  $\tau_{xy}$  показал, что величина касательного напряжения  $\tau_{xy}$  монотонно возрастает с увеличением угла разориентации для композитов со структурой  $(0/90/0/90/0/90/0)^0$ , и монотонно убывает для композитов со структурой  $(0/45/-45/90/-45/45/0)^0$ . Причем своих максимальных значений напряжения  $\tau_{xy}$  также достигают при толщине монослоя  $h=0,13$  мм, только для продольно-поперечной укладки эта величина соответствует случаю, когда угол разориентации максимален, а для продольно-поперечной с косыми слоями укладки это величина соответствует случаю, когда угол разориентации минимален.

Данный анализ дает возможность установить определенные зависимости между технологическими параметрами изготовления и внешнего

(эксплуатационного) нагружения конструкции, а также позволяет оптимизировать весь процесс создания композитной конструкции, включая проектирование многослойного композита, проектирование элемента конструкции из условия внешнего нагружения и технологический процесс изготовления.

Таким образом, мы пришли к выводу, что незначительное изменение напряжений  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  и  $\tau_{xy}$  в зависимости от изменения углов разориентации  $\Delta\varphi$ , связано с незначительным изменением значений жесткостных интегральных характеристик  $E_x$ ,  $E_y$  и  $G_{xy}$  всего пакета относительно оси панели, которые, как показали экспериментальные данные, колеблются от 1 до 3 % в зависимости от структуры композита.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Научные основы прогрессивной техники и технологии / Г. И. Марчук, И. Ф. Образцов, Л. И. Седов и др. М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.
2. Молодцов Г. А., Биткин В. Е., Симонов В. Ф., Урман-  
сов Ф. Ф. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 2000. – 352 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. Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов: Учебное пособие / Васильев В. В., Добряков А. А., Дудченко А. А., Молодцов Г. А., Царахов Ю. С. М.: МАИ, 1985. 218 с., ил.
5. Строительная механика летательных аппаратов: Учебник для авиационных специальностей вузов / И. Ф. Образцов, Л. А. Бульчев, В. В. Васильев и др.; Под ред. И. Ф. Образцова. – М.: Машиностроение, 1986. 536 с. ил.
6. Биткина Е. В. Разработка метода анализа напряженно-деформированного состояния многослойных композиционных материалов и конструкций с учетом температурных, силовых и технологических воздействий. Дис. ... канд. техн. наук. Самара. 2009. 162 с.

### METHODS OF INFLUENCE TECHNOLOGICAL ERRORS ON STRESS-STRAIN STATE OF MULTILAYERED COMPOSITE PANELS

© 2012 O.V. Bitkina

Syzran Branch of the Samara State Technical University,

Method for stress-strain state of composite materials and structures subject to technological influences is considered. We analyzed the influence of the magnitude of the difference between curing temperature and operating temperature, the angles of off-orientation in the monolayer and thickness of the composite panel in the distribution of the intensity of normal and shear stresses, as well as in the distribution of the maximum deflection in the multilayered composite panel.

Key words: composite materials, technological errors, anisotropy, thermo-mechanical properties.