

УДК 629.7.028: 678.519.92

С.И. Весельский, канд. техн. наук,  
Ф.М. Гагауз, канд. техн. наук,  
А.В. Гайдачук, д-р техн. наук,  
В.Е. Гайдачук, д-р техн. наук,  
Я.С. Карпов, д-р техн. наук,  
В.В. Кириченко, канд. техн. наук,  
А.В. Кондратьев, канд. техн. наук

## **НАУЧНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА КОНСТРУКЦИЙ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ. СООБЩЕНИЕ 1**

В Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» в 2009 году завершён первый этап комплекса исследований, связанных с научным обеспечением проектирования и производства изделий авиакосмической техники (АКТ) из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Этот комплекс исследований имеет приоритетное направление: инновационные технологии и ресурсосберегающие технологии в энергетике, промышленности и агропромышленном комплексе.

Основным объектом исследований этого комплекса являются композитные конструкции и их комбинации с сотовым наполнителем (СЗ) из фольги и бумаги; термодинамические процессы и поля, возникающие в процессе сушки бумажных сотов.

Предмет исследований составляют подходы, методики и методы проектирования многоотсековых трехслойных оболочечных систем, многолонжеронных крыльев, а также закономерности неравномерного тепло- и массопереноса компонентов связующего в процессе пропиточно-сушильных операций изготовления СЗ из полимерной бумаги.

Выбор именно этого приоритетного направления продиктован, во-первых, его актуальностью в плане повышения массовой и экономической эффективности изделий АКТ и их конкурентоспособностью; во-вторых – опытом участников работ и существующих заделов [1 - 8] и в-третьих – наличием заинтересованных в этих разработках и обладающих современной технологической и экспериментальной базами таких предприятий, как АНТК «Антонов», УкрНИИТМ и его контрагентов – ГКБ «Южное», ХГАПП и ряд ведущих фирм отрасли Украины и России.

В рамках первого направления этого комплекса исследований проведен обзор и анализ существующих подходов к оптимизации по

массе параметров трехслойных оболочечных систем из ПКМ с СЗ, начало которых положено в [1 - 3].

Вскрыты преимущества применения трехслойных конструкций с СЗ и трудности, возникающие при минимизации массы данного типа конструкций из ПКМ (рис. 1).

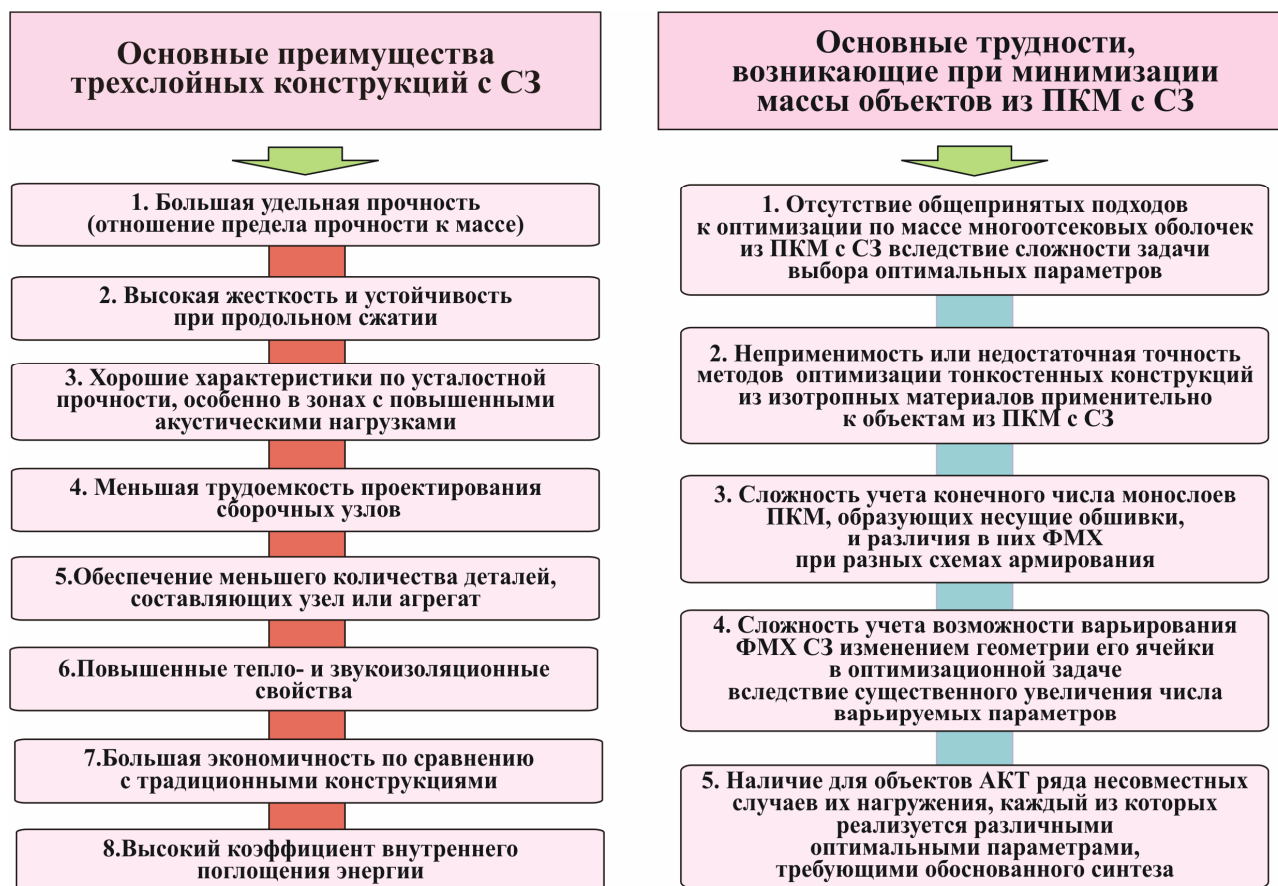


Рисунок 1 – Преимущества и трудности оптимального проектирования многоотсековых трехслойных оболочек из ПКМ с СЗ

Проведен подробный анализ существующих подходов к оптимизации по массе параметров многоотсековых трехслойных оболочек из ПКМ с СЗ, в процессе которого:

- выделены ограничения, накладываемые в оптимизационных задачах на параметры для трехслойных оболочек из ПКМ с СЗ, которые подлежат реализации в дальнейших исследованиях (рис. 2);

- выявлены основные тенденции при формулировании и постановке оптимизационных задач класса трехслойных оболочечных систем из ПКМ с СЗ, на базе которых показано, что использование алгоритмов оптимизации в стандартных комплексах метода конечных элементов (МКЭ) позволяет более полно реализовать скрытые резервы исследуемого класса конструкций (рис. 3).

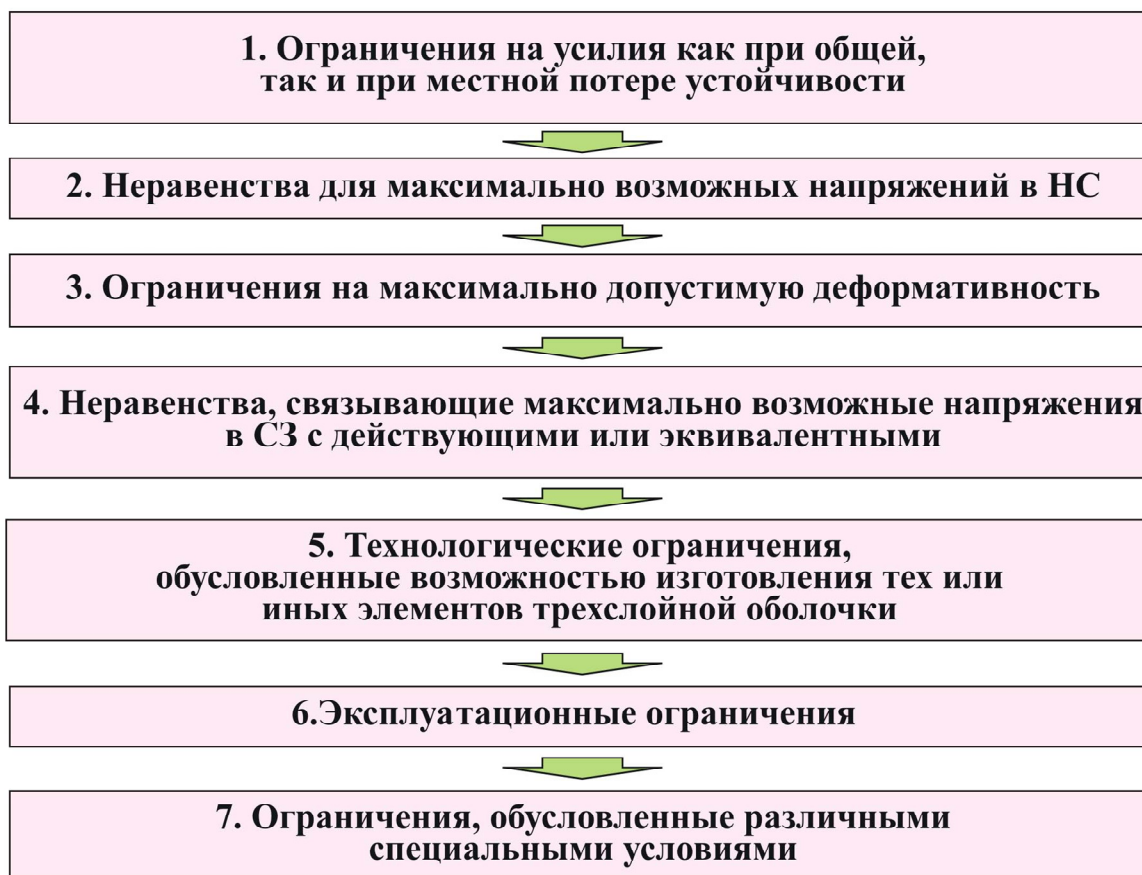


Рисунок 2 – Ограничения, подлежащие реализации при решении задачи оптимизации параметров трехслойных оболочечных систем объектов АКТ из ПКМ с СЗ

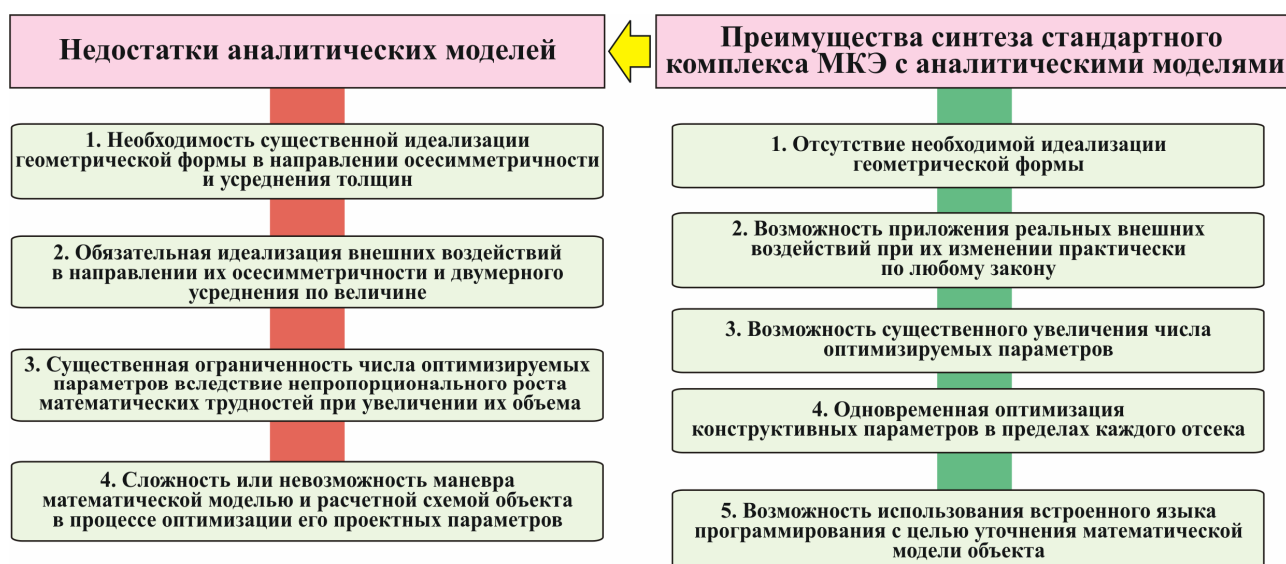


Рисунок 3 – Недостатки аналитических моделей и преимущества синтеза стандартного комплекса МКЭ с аналитическими моделями для оптимизации многоотсековых трехслойных оболочек из ПКМ с СЗ

В рамках второго направления этого комплекса, начатого в работах [4 - 6], разработана модифицированная методика определения напряженно-деформированного состояния в поперечном сечении многолонжеронного крыла из композиционных материалов, которая базируется на основных гипотезах расчетной схемы многозамкнутого тонкостенного стержня (рис. 4).

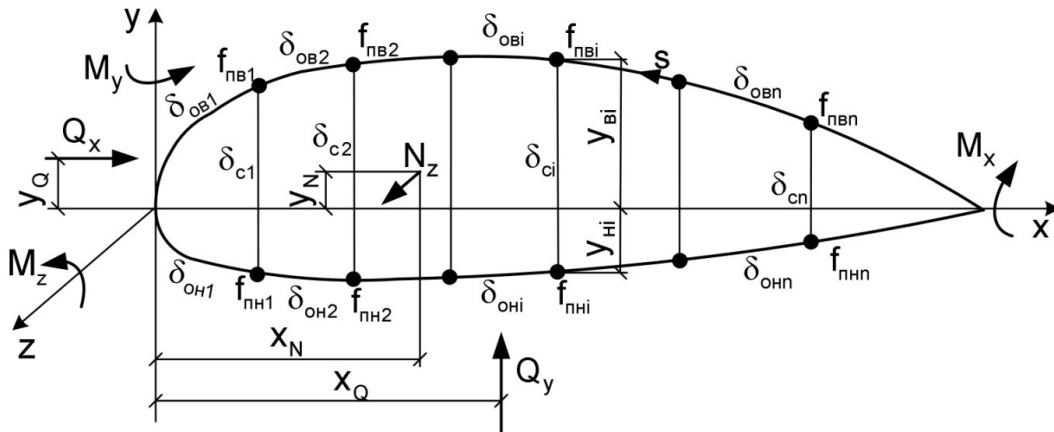


Рисунок 4 – Математическая модель для определения НДС в поперечном сечении многолонжеронного крыла из композиционных материалов

Основные гипотезы, допущения и предположения расчетной схемы:

1. Контур сечения крыла абсолютно жесткий:  $\varepsilon_s = 0$ .
2. Одноплоскостной закон распределения продольных деформаций:

$$\varepsilon_z = ax + by + c. \quad (1)$$

3. В любом сечении крыла нагрузки сводятся к изгибающему моменту  $M_x$  в плоскости  $yOz$ , изгибающему моменту  $M_y$  в плоскости  $xOz$ , крутящему моменту  $M_z$ , осевой  $N_z$  и поперечным силам  $Q_x$  и  $Q_y$ .

4. Разделение функций конструктивных элементов по восприятию компонентов напряженного состояния: в крыле из КМ полки лонжеронов воспринимают весь изгибающий момент, а обшивка и стенки - сдвиговые усилия от крутящего момента и перерезывающих сил.

Применение рациональных структур для изготовления основных силовых элементов крыла ( $[0^\circ]$  для полок лонжеронов и  $[\pm 45^\circ]$  для стенок лонжеронов и панелей обшивки) позволяет практически осуществить разделение функций силовых элементов по восприятию компонентов напряженного состояния.

Традиционный подход к определению нормальных напряжений в сечении тонкостенного подкрепленного стержня заключается в решении

трех уравнений равновесия поперечного сечения и определении параметров одноплоскостного закона распределения деформаций.

В качестве альтернативного подхода предложена методика определения коэффициентов одноплоскостного закона распределения деформаций ( $a$ ,  $b$ ,  $c$ ) по предельным деформациям полок лонжеронов и углу поворота нейтральной оси сечения (рис. 5), которая позволяет учесть прочностные характеристики КМ полок лонжеронов для всех возможных случаев нагружения.

Моделирование НДС для решения задачи оптимального проектирования: при  $\varepsilon_z = 0$  уравнение нейтральной оси

$$y = -\frac{a}{b}x - \frac{c}{b}, \operatorname{tg}\beta = -\frac{a}{b}. \quad (2)$$

Для наиболее удаленных от нейтральной оси полок

$$\begin{aligned} \varepsilon_{в\ max} &= ax_r + by_{вр} + c; \\ \varepsilon_{н\ max} &= ax_s + by_{нс} + c, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\varepsilon_{в\ max}$ ,  $\varepsilon_{н\ max}$  характеризуют предельную несущую способность крыла;

$$\begin{aligned} a &= -\operatorname{tg}\beta \frac{\varepsilon_{в\ max} - \varepsilon_{н\ max}}{y_{вр} - y_{нс} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)}; \\ b &= \frac{\varepsilon_{в\ max} - \varepsilon_{н\ max}}{y_{вр} - y_{нс} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)}; \\ c &= \frac{y_{вр}\varepsilon_{н\ max} - y_{нс}\varepsilon_{в\ max} - \operatorname{tg}\beta(x_r\varepsilon_{н\ max} - x_s\varepsilon_{в\ max})}{y_{вр} - y_{нс} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)}. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь  $\beta = \alpha - \psi$  - угол наклона нейтральной оси  $x_1$  (рис. 5),  $\alpha$  - угол поворота главных центральных осей  $u$  и  $v$ ,  $\psi$  - угол между нейтральной осью  $x_1$  и главной центральной осью  $u$ .

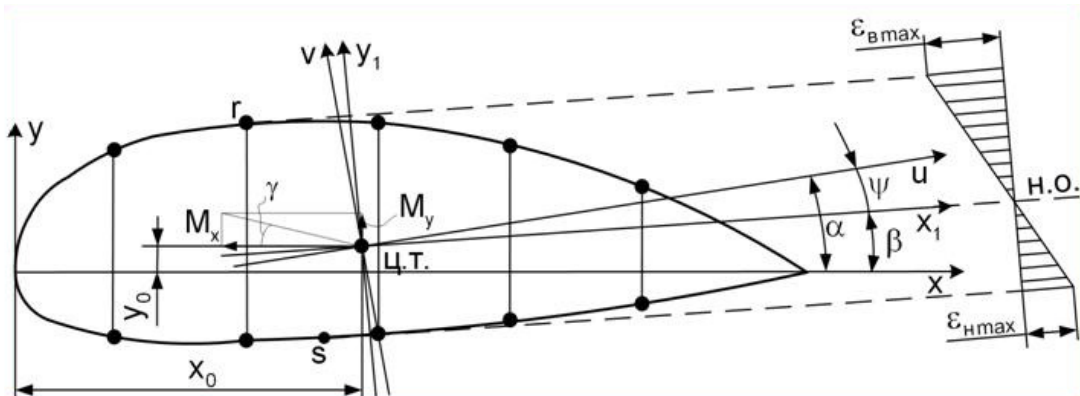


Рисунок 5 – Поворот сечения относительно главных центральных осей  $u$  и  $v$

В результате решения системы неравенств, в качестве которых выступают условия прочности полок лонжеронов в нескольких расчетных случаях:

$$\varepsilon_{\varepsilon \max}^{(B)} \frac{y_{ej} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_s)}{y_{er} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)} + \varepsilon_{\varepsilon \max}^{(B)} \frac{y_{er} - y_{ej} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_j)}{y_{er} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)} \leq \frac{M_{x1}^{(B)} F_{z\beta j}^{(t)}}{M_{x1}^{(t)} E_{z\beta j}}; \quad (5)$$

$$\varepsilon_{\varepsilon \max}^{(B)} \frac{y_{Hi} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_i - x_s)}{y_{er} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)} + \varepsilon_{\varepsilon \max}^{(B)} \frac{y_{er} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_i)}{y_{er} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)} \leq \frac{M_{x1}^{(B)} F_{z\beta i}^{(t)}}{M_{x1}^{(t)} E_{z\beta i}}, \quad (6)$$

где  $j = 1, \dots, n$ ;  $i = 1, \dots, n$ , получены соотношения для определения предельных деформаций поперечного сечения крыла, которые достаточно удобны для реализации на ЭВМ

$$\varepsilon_{\varepsilon \max}^{(B)} = \min_{j,t} \left[ \frac{M_{x1}^{(B)}}{M_{x1}^{(t)}} \left( \frac{F_{z\beta j}^{(t)}}{E_{z\beta j}} \frac{y_{er} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)}{y_{ej} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_s)} - \varepsilon_{\varepsilon \max j}^{(B)} \frac{y_{er} - y_{ej} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_j)}{y_{ej} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_s)} \right) \right]; \quad (7)$$

$$\varepsilon_{\varepsilon \max j}^{(B)} = \min_{i,t} \left[ \frac{M_{x1}^{(B)}}{M_{x1}^{(t)}} \left( \frac{F_{z\beta i}^{(t)}}{E_{z\beta i}} \frac{y_{ej} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_s)}{y_{ej} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_i)} - \frac{F_{z\beta j}^{(t)}}{E_{z\beta j}} \frac{y_{Hi} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_i - x_s)}{y_{ej} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_i)} \right) \right];$$

$$\varepsilon_{\varepsilon \max}^{(B)} = \min_{i,t} \left[ \frac{M_{x1}^{(B)}}{M_{x1}^{(t)}} \left( \frac{F_{z\beta i}^{(t)}}{E_{z\beta i}} \frac{y_{er} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_s)}{y_{er} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_i)} - \varepsilon_{\varepsilon \max i}^{(B)} \frac{y_{Hi} - y_{HS} - \operatorname{tg}\beta(x_i - x_s)}{y_{er} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_i)} \right) \right]; \quad (8)$$

$$\varepsilon_{\varepsilon \max i}^{(B)} = \min_{j,t} \left[ \frac{M_{x1}^{(B)}}{M_{x1}^{(t)}} \left( \frac{F_{z\beta j}^{(t)}}{E_{z\beta j}} \frac{y_{er} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_i)}{y_{ej} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_i)} - \frac{F_{z\beta i}^{(t)}}{E_{z\beta i}} \frac{y_{er} - y_{ej} - \operatorname{tg}\beta(x_r - x_j)}{y_{ej} - y_{Hi} - \operatorname{tg}\beta(x_j - x_i)} \right) \right].$$

Для определения неизвестных потоков касательных усилий, действующих по контурам поперечного сечения крыла (рис. 6), получены рекуррентные соотношения

$$q_{0i} = q_{01} A_i + \theta B_i + C_i; \quad (10)$$

$$q_{01} = \theta \frac{\Omega_n - B_n a_{nn} - B_{n-1} a_{nn-1}}{A_n a_{nn} + A_{n-1} a_{nn-1}} + \frac{b_n - C_n a_{nn} - C_{n-1} a_{nn-1}}{A_n a_{nn} + A_{n-1} a_{nn-1}} = \theta A^* + B^*. \quad (11)$$

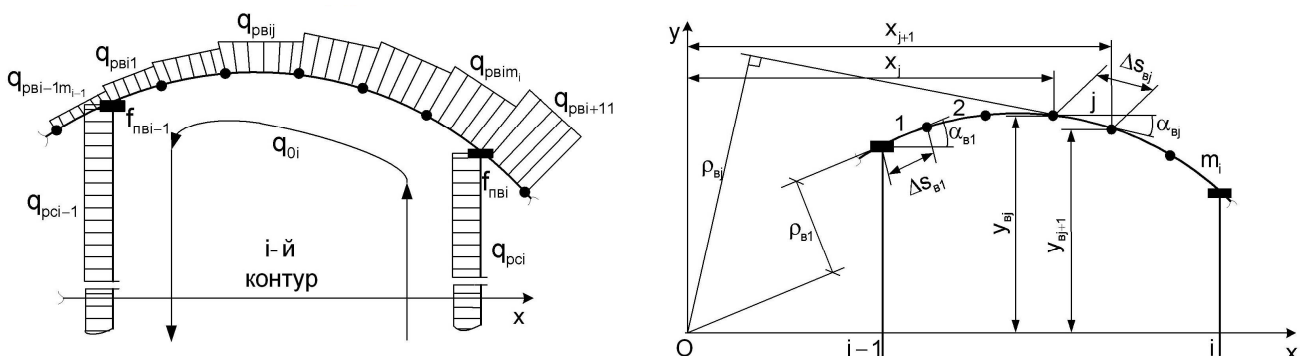


Рисунок 6 – К определению касательных усилий

Из уравнения равновесия поперечного сечения крыла

$$\theta = \frac{-\int q_p \rho dS + M_z + Q_y x_Q - Q_x y_Q - \sum_{i=1}^n \Omega_i (A_i B^* + C_i)}{\sum_{i=1}^n \Omega_i (A_i A^* + B_i)}. \quad (12)$$

Коэффициенты  $A_i$ ,  $B_i$ ,  $C_i$  вычисляются по рекуррентным соотношениям

$$\begin{aligned} A_1 &= 1; A_0 = B_0 = C_0 = B_1 = C_1 = 0; \\ A_i &= \frac{A_{i-1} a_{i-1i-1} + A_{i-2} a_{i-1i-2}}{a_{i-1i}}; \\ B_i &= \frac{\Omega_{i-1}}{a_{i-1i}} - \frac{B_{i-1} a_{i-1i-1} + B_{i-2} a_{i-1i-2}}{a_{i-1i}}; \\ C_i &= \frac{b_{i-1}}{a_{i-1i}} - \frac{C_{i-1} a_{i-1i-1} + C_{i-2} a_{i-1i-2}}{a_{i-1i}}, \end{aligned} \quad (13)$$

где  $i = 2, \dots, n$ .

Соотношения (10) совместно с (11) – (13) позволяют получить суммарные потоки касательных усилий в обшивке и стенках лонжеронов.

В рамках первого этапа третьего направления этого комплекса проведены исследования причин возникновения неравномерного тепло- и массопереноса компонентов связующего в операциях пропитки и сушки СЗ из ПКМ, ранее начатые в [7 - 8].

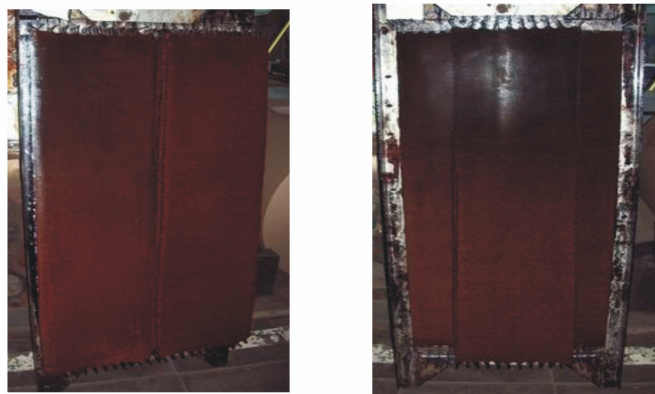
Это завершающий комплекс исследований, направленных на разработку и совершенствование технологических методов повышения стабильности показателей качества и физико-механических характеристик (ФМХ) СЗ из полимерных бумаг для конструкций АКТ, завершенных ранее.

На данном этапе обоснована и разработана последовательность проведения исследований процесса возникновения неравномерного тепло- и массопереноса состава пропитки в каналах сотов.

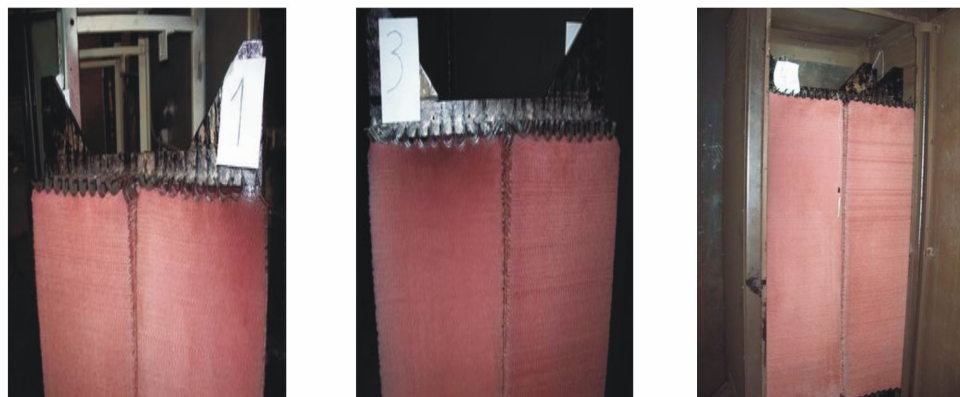
Проведены экспериментальные исследования распределения температуры в зонах расположения пакетов сотоблоков в камере аэродинамической печи, выявлен характер дефектов на сотоблоках и источник их появления (рис .7).

Проведено измерение градиента температуры по толщине сотоблока, являющегося причиной появления скрытых дефектов внутри сотовых каналов как следствия неравномерности слоя связующего в сотовом канале (рис .8).

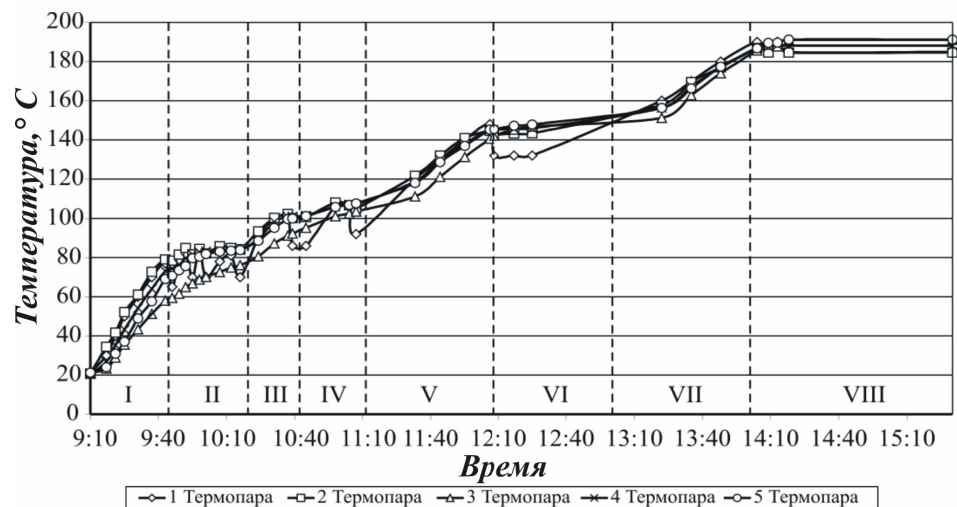
*Цвет наружных сторон блоков  
после высокотемпературной обработки*



*Цвет сотоблоков  
до высокотемпературной обработки*



*Показания термодатчиков в аэродинамической  
печи высокотемпературной сушки сотоблоков*



*Характер дефектов на сотоблоках*

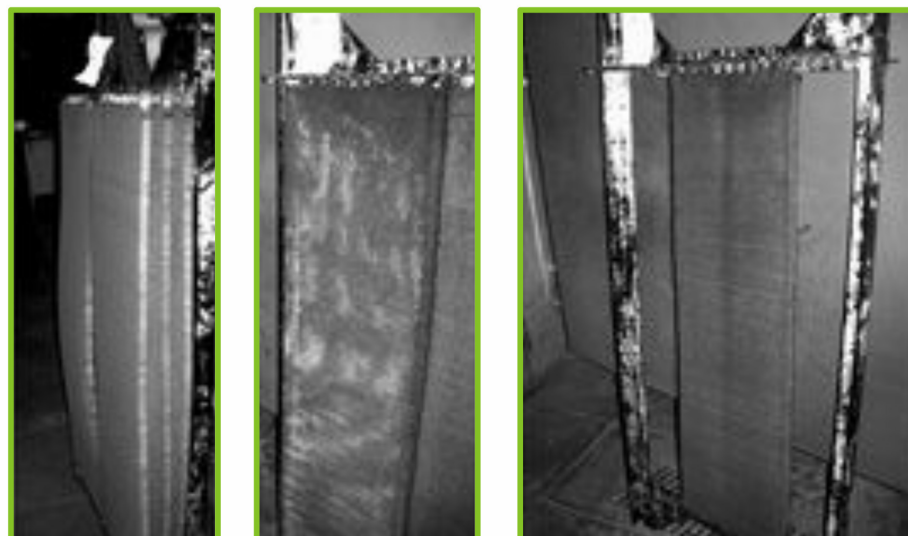
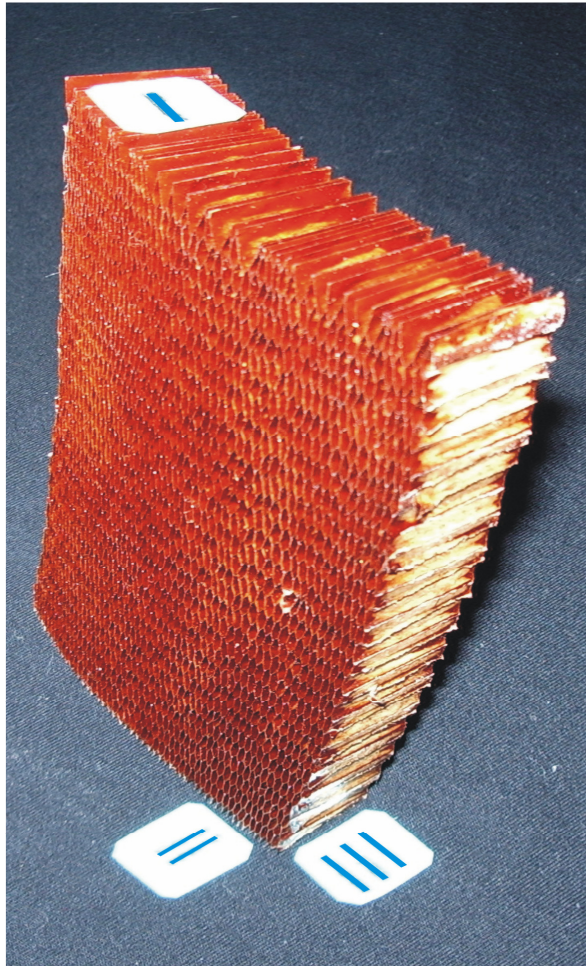


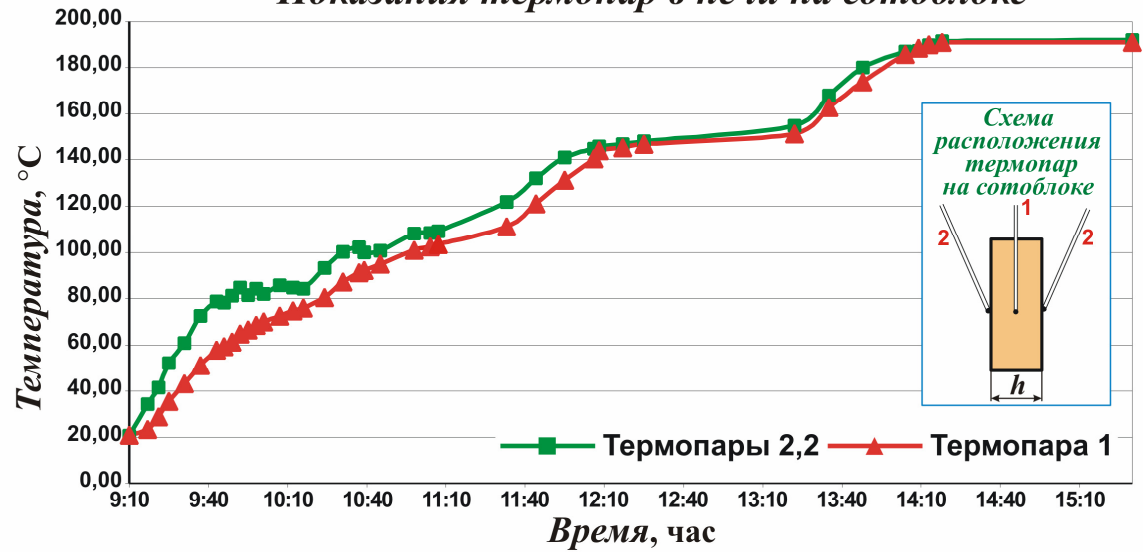
Рисунок 7 – Исследование распределения температуры в зоне расположения пакетов сотоблоков в камере аэродинамической печи



*«Скрытый» дефект  
внутри сотовых каналов  
на грани III, связанный  
с неравномерностью слоя  
связующего в сотовом канале*



*Показания термодпар в печи на сотоблоке*



*Распределение толщины слоя связующего и температуры по  
длине сотового канала при симметричном нагреве сотоблока*

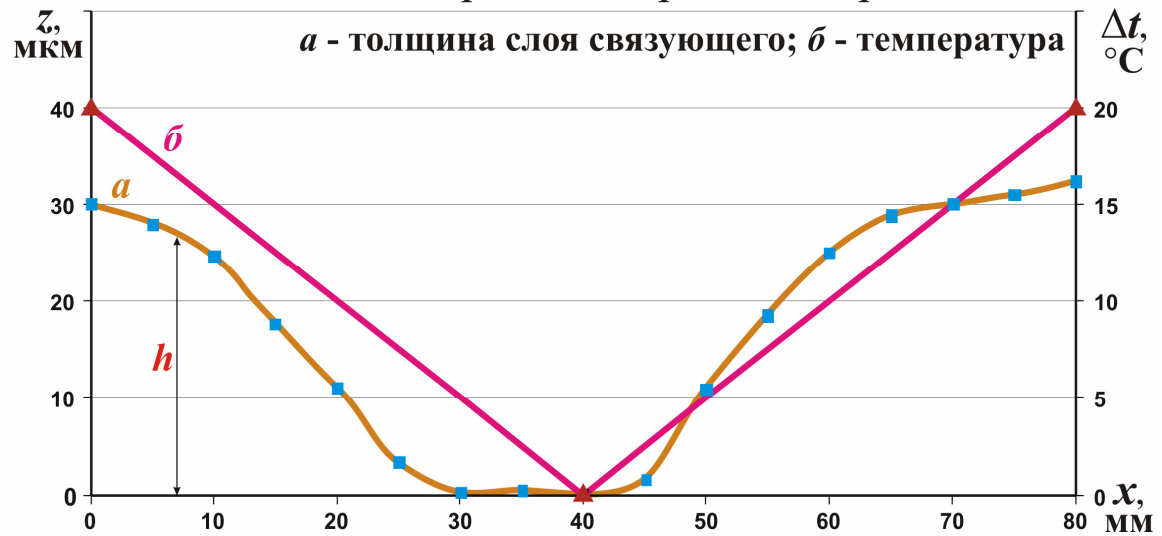


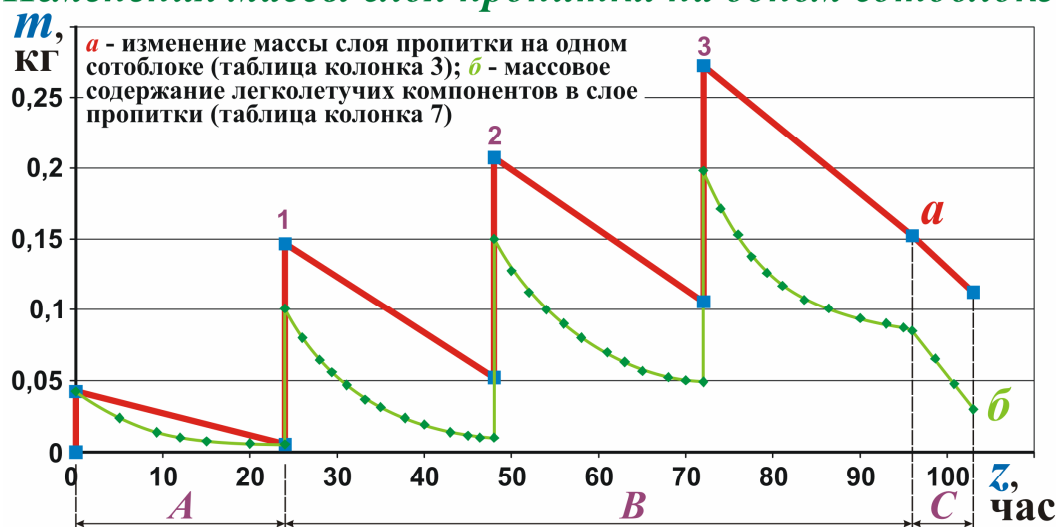
Рисунок 8 – Измерение градиента температуры по толщине сотоблока

Последним звеном первого этапа исследований этого направления явилось экспериментальное определение процентного содержания компонентов в связующем на этапах пропитки и сушки сотоблоков (таблица и рис. 9).

Параметры слоя связующего на этапах пропитки сотоблока  
из полимерной бумаги «Nomex»  
(ПСП–1–2,5–4,5, толщина панели  $H=2 \cdot 10^{-2}$  м,  
площадь поверхности сотов  $S=7,839$  м<sup>2</sup>)

№ п/п	Параметры Операции с сотоблоками	Масса сотоблока m, кг	Время сушки t, ч	Общая масса слоя после операции, кг	Испарившаяся масса растворителя из слоя, кг	Плотность слоя связующего $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Масса оставшегося растворителя, кг; масс %
1	2	3	4	5	6	7	8
1	До аппретирования	$m_1=$ 0,2375	0	0	0	0	
2	Сразу после аппретирования	$m_2=$ 0,280	0	$m_2-m_1=$ 0,0425	0	810	
3	После аппретирования и воздушной сушки	$m_3=$ 0,243	t=24 при 20°C	$m_3-m_1=$ 0,0055	$m_2-m_3=$ 0,037	900	0,00253; 47 %
4	После 1-й пропитки связующим	$m_4=$ 0,384	0	$m_4-m_3=$ 0,1400	0	800	
5	После 1-й пропитки и воздушной сушки	$m_5=$ 0,319	t=24 при 20°C	$m_5-m_3=$ 0,0570	$m_4-m_5=$ 0,084	900	0,0112; 48 %
6	После 2-й пропитки связующим	$m_6=$ 0,4525	0	$m_6-m_5=$ 0,1230	0	880	
7	После 2-й пропитки и воздушной сушки	$m_7=$ 0,343	t=24 при 20°C	$m_7-m_5=$ 0,1055	$m_6-m_7=$ 0,080	900	0,0587; 48 %
8	После 3-й пропитки связующим	$m_8=$ 0,510	0	$m_8-m_6=$ 0,1670	0	880	
9	После 3-й пропитки и воздушной сушки	$m_9=$ 0,390	t=24 при 20°C	$m_9-m_7=$ 0,0470	$m_8-m_9=$ 0,120	900	0,07784; 49 %
10	После высоко- температурной сушки в печи	$m_{10}=$ 0,350	t=7 при (20÷ 190)°C	0	$m_{10}-m_9=$ 0,040	920	0,03484; 31 %

### Изменения массы слоя пропитки на одном сотоблоке



**A** - время аппретирования с технологической сушкой;  
**B** - время трех пропиток связующим с технологическими сушками; **C** - время высокотемпературной сушки в печи

Рисунок 9 – Определение процентного содержания компонентов в связующем на этапах пропитки и сушки сотоблоков

Весь изложенный выше комплекс проведенных исследований будет положен в основу создания метода и способов определения толщины слоя связующего вдоль каналов сотов.

Результаты этих исследований уже используются УкрНИИТМом.

#### Список использованных источников

1. Гайдачук В.Е. Концептуальные подходы к оптимизации по массе многоотсековых сотовых конструкций летательных аппаратов / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, В.И. Сливинский // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2005. – Вып. 43 (4). – С. 7-26.

2. Гайдачук В.Е. Концепция оптимизации композитных корпусов летательных аппаратов с сотовым наполнителем на основе синтеза метода конечных элементов и аналитических моделей / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 56 (5). – Х., 2008. – С. 7-14.

3. Оптимизация проектных параметров головного обтекателя ракеты-носителя «Циклон-4» / В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.И. Сливинский, А.П. Кушнарв // Сб. материалов III междунар. науч.-

практ. конф. «Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники» 27-29 мая 2009 г., г. Днепропетровск. – Днепропетровск: «Арт-пресс», 2009. – С.88-95.

4. Гагауз Ф.М. Проектирование многолонжеронного крыла из композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология: науч.-техн. журнал. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – №2(18). – С. 28 – 32.

5. Гагауз Ф.М. Итерационный метод проектирования сечения крыла большого удлинения из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2006. – Вып. 44 (1). – С. 109 - 113.

6. Гагауз Ф.М. Рациональное проектирование силовых элементов сечения крыла из композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология: науч.-техн. журнал. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – №2(28). – С. 56 – 58.

7. Гайдачук А.В. Исследование массопереноса компонентов связующего при изготовлении сотовых заполнителей из полимерной бумаги «Nomex» / А.В. Гайдачук, М.В. Сливинский, Е.К. Островский // Авиационно-космическая техника и технология: науч.-техн. журнал. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – №4(30). – С. 5 – 10.

8. Гайдачук А.В. Формирование слоя связующего на поверхности полимерной бумаги в процессе пропитки сотовых заполнителей / А.В. Гайдачук, М.В. Сливинский, Е.К. Островский // Авиационно-космическая техника и технология: науч.-техн. журнал. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2007. – №3(39). – С. 34 – 41.

*Поступила в редакцию 13.12.09.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. С. А. Бычков,  
АНТК «Антонов», г. Киев*