

**АНАЛИЗ РЕШЕНИЙ НЕКОТОРЫХ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ПРОБЛЕМ
ИНЖЕНЕРИИ СЛОИСТЫХ КОМПОЗИТОВ УЧЕНЫМИ КАФЕДРЫ
КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ И АВИАЦИОННОГО
МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЯ ХАРЬКОВСКОГО
АВИАЦИОННОГО ИНСТИТУТА**

**ЧАСТЬ 2. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ
СТРИНГЕРНЫХ ПАНЕЛЕЙ И КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
РЕШЕНИЯ СОЕДИНЕНИЙ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИТОВ**

В конструкции самолета на долю панелей обшивки, чаще всего стрингерных, приходится около половины массы, поэтому их изготовление из композитов приводит к существенному повышению эффективности летательных аппаратов. В отличие от металлических конструкций, которые привязаны к существующему сортаменту профилей, композитные панели могут быть подкреплены стрингерами любой формы и структуры, особенно для интегральных технологий. В связи со сказанным разработана методика проектирования стрингерных панелей, учитывающая основные особенности композитов и технологии их переработки и предусматривающая оптимизацию структуры КМ обшивки, форму, размеры и расположение стрингеров, является актуальной проблемой. Дополнительная сложность связана с тем, что этапы проектирования и поверочного расчета на прочность базируются на различных паспортных физико-механических характеристиках, из-за чего у инженера отсутствует эффективный инструментальный корректировки параметров структуры композита по результатам расчетов или испытаний. Указанное обстоятельство приводит к необходимости разработки новых подходов к организации разработки конструкций из слоистых композитов.

Соединения составляют около 20% массы агрегата самолета из металлов и еще больше в конструкциях из композитов. Такое положение объясняется тем, что традиционные способы соединения (заклепочные, болтовые и др.) не учитывают структурные, физические и технологические особенности композитов. К настоящему времени сложилось понимание необходимости разработки новых конструктивно-технологических решений соединений, основанных на миниатюризации крепежных элементов, перехода от композита к металлу, формирования соединительных законцовок при изготовлении деталей и агрегатов и организации силовых потоков в соединении в соответствии с армированием композита.

1. Проектирование стрингерных панелей

Аэродинамический контур крыла и оперения самолета формируется обшивкой, и в работах ХАИ большое внимание уделяется проектированию панелей из композитов – гладких, с наполнителем и подкрепленных. Характер изменения их массы от нагрузки показан на рис. 1.

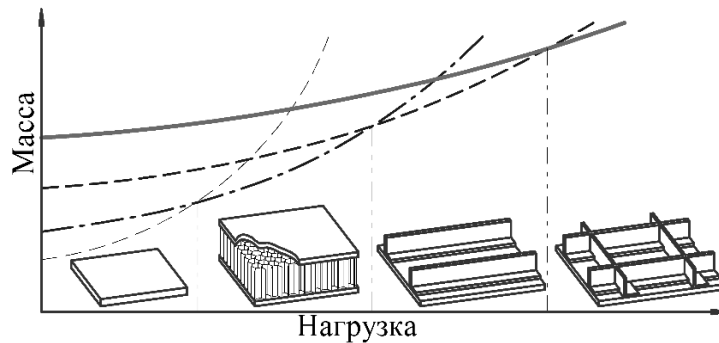


Рисунок 1 - График зависимости массы панели от нагрузки

Преобладающим видом исчерпания несущей способности панели является потеря устойчивости из-за малой толщины, определяемой условиями прочности. В связи с этим гладкие однородные панели применяются в крыльях, оперении и фюзеляже с неработающей на изгиб обшивкой, а оптимизация структуры композита проводится по прогибу с целью минимального искажения аэродинамической формы. Хорошими характеристиками устойчивости и жесткости на изгиб обладают панели с наполнителем, но из-за низкой технологической надежности их изготовления и неремонтопригодности они практически не применяются в силовых конструкциях самолетов. Общеизвестными эффективными панелями обшивки остаются стрингерные и вафельные, формируемые по интегральным технологиям. Вафельные панели из-за возможности обеспечения требуемой жесткости в двух направлениях применяются в целях сокращения количества рядовых нервюр и шпангоутов, изготовление которых из композитов зачастую экономически не оправдано.

В работах [1 - 4] достаточно подробно рассмотрены задачи оптимизации параметров типовых КТР панелей, в т.ч. стрингерных при термомеханическом нагружении (рис. 2).

На основе минимизации функции массы панели

$$G = ab\delta\rho + nf_{стр} \cdot a\rho_{стр}, \quad (1)$$

(n – количество стрингеров, $\rho, \rho_{стр}$ – плотность материалов обшивки и стрингеров) при ограничениях на прочность обшивки и стрингеров, на общую устойчивость панели и стрингера с присоединенной обшивкой, на местную устойчивость обшивки и элементов (граней) стрингеров, на прогиб и с учетом конструктивно-технологических факторов разработана методика проектирования стрингерных панелей. Доказано, что для

обеспечения прочности, местной и общей устойчивости наилучшей структурой КМ обшивки при нескольких расчетных случаях является $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$ или $[0, 90, \pm\varphi]$ и определению подлежат четыре параметра структуры композита.

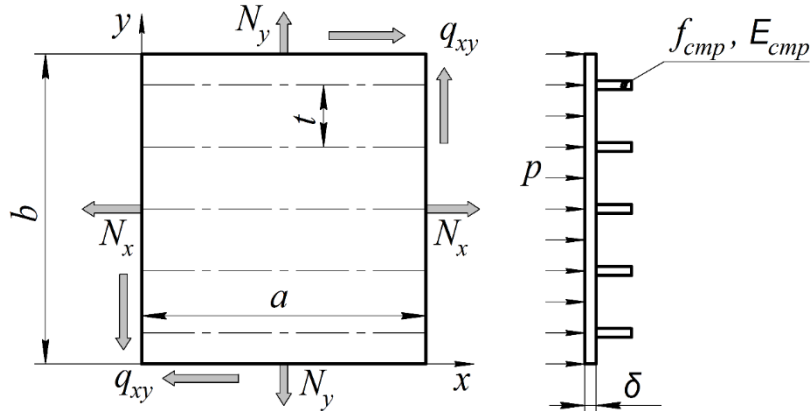


Рисунок 2 - Схема нагружения стрингерной панели

Стрингеры и обшивка деформируются совместно и изменение параметров одного из элементов панели вызывает изменение другого. Для обеспечения возможности управления в целях удовлетворения других ограничений предложен ряд новых решений. Так, для расчета на прочность дискретные стрингеры заменяются так называемым стрингерным слоем со следующими свойствами [3, 4]:

$$\delta_{cmp} = f_{cmp}/t; \quad \varphi_{cmp} = 0; \quad E_1 = E_{cmp}, F_1 = F_{cmp}, \alpha_1 = \alpha_{cmp},$$

$$E_2 = \mu_{12} = \mu_{21} = G_{12} = F_2 = \alpha_2 = 0.$$

Тогда условия прочности в виде критерия Мизеса – Хилла записываются в виде

$$\frac{\sigma_{xj}^2}{F_{xj}^2} - \frac{\sigma_{xj}\sigma_{yj}}{F_{xj}F_{yj}} + \frac{\sigma_{yj}^2}{F_{yj}^2} + \frac{\tau_{xyj}^2}{F_{xyj}^2} = K_{обш}; \quad (2)$$

$$\sigma_{cmpj} \leq F_j,$$

где

$$\sigma_{xj} = \frac{N_{xj}E_x\delta + N_{yj}E_{cmp}\delta_{cmp}\mu_{xy} + \Delta T_j E_{cmp}\delta_{cmp}\delta(E_x\alpha_{cmp} - A_{T1}^* + A_{T2}^*\mu_{xy})}{\delta(E_x\delta + E_{cmp}\delta_{cmp})};$$

$$\sigma_{yj} = \frac{N_{yj}}{\delta}; \quad \tau_{xyj} = \frac{q_{xyj}}{\delta}; \quad (3)$$

$$\sigma_{cmpj} = E_{cmp} \frac{N_{xj} - N_{yj}\mu_{xy} + \Delta T_j \delta (A_{T1}^* - A_{T2}^*\mu_{xy} - E_x\alpha_{cmp})}{E_x\delta + E_{cmp}\delta_{cmp}}$$

Здесь обозначено: E_x, μ_{xy} – модуль упругости и коэффициент Пуассона

материала обшивки; ΔT_j – перепад температур; E_{cmp}, α_{cmp} – модуль упругости и коэффициент линейного температурного расширения КМ стрингера; j – номер расчетного случая; F_j – предельные напряжения в стрингере для j -го расчетного случая; $\kappa_{обш} \leq 1$ – коэффициент запаса прочности обшивки;

$$A_{T1}^* = \sum_{i=1}^m \psi_i \left[\bar{E}_{1i} \alpha_{1i} (\cos^2 \varphi_i + \mu_{21i} \sin^2 \varphi_i) + \bar{E}_{2i} \alpha_{2i} (\sin^2 \varphi_i + \mu_{12i} \cos^2 \varphi_i) \right];$$

$$A_{T2}^* = \sum_{i=1}^m \psi_i \left[\bar{E}_{1i} \alpha_{1i} (\sin^2 \varphi_i + \mu_{21i} \cos^2 \varphi_i) + \bar{E}_{2i} \alpha_{2i} (\cos^2 \varphi_i + \mu_{12i} \sin^2 \varphi_i) \right],$$

где $\psi_i = \frac{\delta_i}{\delta}$; $\bar{E}_{1i} = \frac{E_{1i}}{1 - \mu_{12i}\mu_{21i}}$; $\bar{E}_{2i} = \frac{E_{2i}}{1 - \mu_{12i}\mu_{21i}}$; $\delta_i, \alpha_{1i}, \alpha_{2i}$ – толщина и

коэффициенты линейного температурного расширения i -го слоя обшивки панели; m – количество слоев в пакете КМ обшивки.

Введен в рассмотрение базовый расчетный случай $N_{xB} > 0$; $N_{yB} = q_{xyB} = 0$; $\Delta T_B = 0$ и выведена формула для определения такого предельного значения напряжений F_B , при котором параметры стрингерного слоя удовлетворяют условиям прочности для всех расчетных случаев:

$$F_B = \min_j \left\{ \frac{F_j N_{xB}}{\text{abs} \left[N_{xj} - N_{yj} \mu_{xy} + \Delta T_j \delta (A_{T1}^* - A_{T2}^* \mu_{xy} - E_x \alpha_{cmp}) \right]} \right\}. \quad (4)$$

С учетом этого выражения получена зависимость между толщинами обшивки и стрингерного слоя

$$\delta_{cmp} = \frac{N_{xB}}{F_B} - \delta \frac{E_x}{E_{cmp}}. \quad (5)$$

Формула для определения напряжений в обшивке (3) преобразуется к виду

$$\sigma_{xj} = \frac{E_x E_B}{N_{xB} E_{cmp}} (N_{xj} - N_{yj} \mu_{xy}) + \Delta T_j (E_x \alpha_{cmp} - A_{T1}^* + A_{T2}^* \mu_{xy}) - \delta \Delta T_j \frac{E_x F_B}{N_{xB} E_{cmp}} (E_x \alpha_{cmp} - A_{T1}^* + A_{T2}^* \mu_{xy}) + \frac{N_{yj} \mu_{xy}}{\delta}. \quad (6)$$

После подстановки в (6) выражения (4), а полученного результата в (2) получим уравнение для определения потребной толщины обшивки, и тогда из формулы (5) находим толщину стрингерного слоя. Таким образом, определены параметры панели, обеспечивающие ее прочность.

При этом изменение соотношения значений толщины δ и δ_{cnp} возможно за счет дополнительных управляющих параметров в виде значения проектных напряжений в стрингерах и коэффициента запаса прочности обшивки:

$$F_{cnp} \leq F_B; \quad \kappa_{обш} \leq 1.$$

В синтезированные выше формулы входят значения пределов прочности КМ обшивки панели, которые ввиду неизвестности экспериментальных данных и структуры могут быть прогнозированы теоретически на основе какого-либо критерия прочности и постулата об исчерпании несущей способности пакета при разрушении какого-либо слоя в каком-либо направлении [1]. Варьируя параметры структуры композита заданного типа ($[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$ или $[0, 90, \pm\varphi]$), вычисляют значения толщины δ и δ_{cnp} и минимизацией (1) находят рациональные значения параметров структуры КМ.

Из анализа зависимости критических усилий от количества стрингеров при $nf_{cnp} = const$ (рис. 3, а) и от доли усилий N_x , воспринимаемых стрингерами (рис. 3, б), следуют следующие выводы:

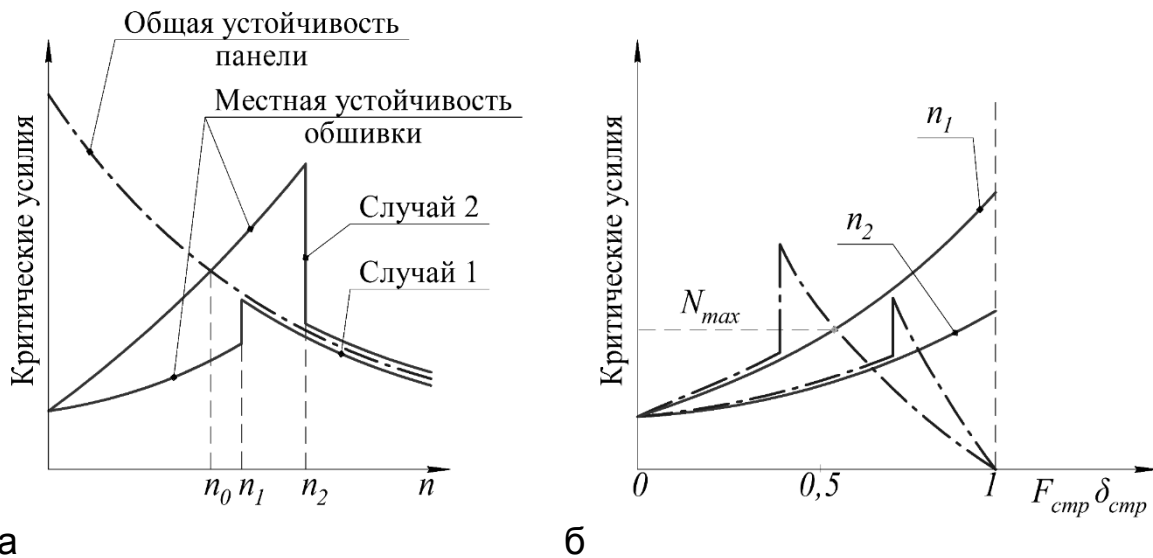


Рисунок 3 – Графики зависимости критических усилий панели от параметров стрингеров

а) при определенной величине f_{cnp} стрингер перестает быть препятствием распространению волн потери устойчивости обшивки и тогда ограничения на местную устойчивость обшивки не рассматриваются. Такое состояние может наступить при усилиях, меньших или больших (см. случаи 1 и 2 на рис. 3, а), чем для общей устойчивости панели. Таким образом, существует оптимальное количество стрингеров n_1 или n_2 ,

при котором реализуются наибольшие критические усилия;

б) существует такое значение доли усилий в обшивке, при котором критические усилия максимальны (см. рис. 3, б, где скачкообразное изменение местных критических усилий объясняется тем, что они приобретают самостоятельное значение при достижении изгибной жесткостью стрингера определенной величины, после чего убывают до нуля из-за уменьшения толщины обшивки);

в) потенциальная возможность местной потери устойчивости обшивки выгодна, так как реализуются наибольшие критические усилия как общей, так и местной устойчивости (см. рис. 3);

г) оптимальной является панель с равными усилиями общей и местной устойчивости, т.е. равноустойчивая.

На рис. 3, а изображены монотонные зависимости, хотя на самом деле кривые будут иметь точки разрыва из-за дискретности количества стрингеров, но это замечание не отменяет сделанные выводы.

Таким образом, для принятых управляющих параметров и структуры КМ известны толщина обшивки и стрингерного слоя, а значит, и изгибные жесткости, не связанные с параметрами стрингеров. Тогда из критерия общей устойчивости панели, например, в виде

$$-\frac{N_x}{N_{хкр}} - \frac{N_y}{N_{укр}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{хукр}^2} \leq 1, \quad (7)$$

где
$$\{N_{хкр}, N_{укр}, q_{хукр}\} = \{k_x, k_y, k_{xy}\} \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{ab}; \quad (8)$$

$$\{k_x, k_y, k_{xy}\} = \{a_{1x}, a_{1y}, a_{1xy}\} \sqrt{\frac{D_1}{D_2}} + \{a_{2x}, a_{2y}, a_{2xy}\} \frac{D_3}{\sqrt{D_1 D_2}} + \{a_{3x}, a_{3y}, a_{3xy}\} \sqrt{\frac{D_2}{D_1}}, \quad (9)$$

численными методами определяется потребная изгибная жесткость панели D_1 для всех расчетных случаев и для дальнейшего рассмотрения принимается наибольшее значение. В формулах (7) – (9) через D_1, D_2, D_3 обозначены общепринятые изгибные жесткости панели.

Далее из критерия местной устойчивости обшивки панели между стрингерами, который можно принять в виде

$$-\frac{\sigma_{xj} \delta}{N_{хкрм}} - \frac{\sigma_{yj} \delta}{N_{укрм}} + \frac{\tau_{xyj}^2 \delta^2}{q_{хукрм}^2} \leq 1,$$

определяется максимально возможный шаг для всех расчетных случаев и принимается наименьшее значение. Зная шаг t , можно вычислить площадь поперечного сечения стрингера по формуле

$$f_{стр} = \delta_{стр} t.$$

После этого формируется облик стрингера и определяются его размеры для получения требуемой изгибной жесткости панели D_1 ,

найденной выше из уравнения (7). При этом необходимо иметь в виду, что для увеличения критических усилий обшивки стрингеры должны иметь максимально возможную высоту. Это, в свою очередь, снижает эффективность восприятия ими изгибающего момента крыла в целом, вследствие чего следует искать компромиссное решение.

Решена задача проектирования стрингера с однородным и неоднородным поперечными сечениями из условия обеспечения равенства критических усилий местной устойчивости граней стрингера и действующих в них напряжений [1, 2].

Если есть ограничение на максимальный прогиб панели, то после окончания процедуры проектирования по прочности и устойчивости вычисляется прогиб по известным формулам. При $W_{max} > W_0$, где W_0 – допустимый прогиб, нет иного пути кроме увеличения изгибных жесткостей, особенно D_1 . Это можно делать путем варьирования управляющих параметров $F_{стр}$ и $k_{обш}$, потому что в таком случае не нарушаются условие совместности деформаций стрингеров и обшивки и уравнения равновесия панели.

Для металлических конструкций при некоторых ограничениях режимов эксплуатации допускается местная потеря устойчивости обшивки и тогда регламентированную нагрузку воспринимает стрингер с присоединенной обшивкой [5]. Ввиду хрупкого характера разрушения большинства композитов лучше не допускать эксплуатацию панели после местной потери устойчивости обшивки.

Существенным вкладом в общую теорию проектирования панелей могла бы быть разработка общей математической модели, из которой следовали бы частные случаи панелей и форм и размеров поперечных сечений стрингеров. Целесообразно исследовать влияние поперечных сдвигов на несущую способность панелей и обосновать соответствующие практические рекомендации.

У композитных панелей, нагруженных сжатием, часто наблюдается «отщелкивание» стрингеров от обшивки. В литературе отсутствуют методики прогнозирования отрывных напряжений, приводящих к разрушению панели, и даже не описан механизм их возникновения. Это объясняется тем, что для металлических панелей с приклепанными, приваренными или цельнофрезерованными стрингерами такая задача была неактуальной ввиду значительного запаса прочности на отрыв, а композитные стрингерные панели только начали широко применяться и многие задачи их механики требуют своего решения. В научной дискуссии с канд.техн.наук Гагаузом П.М. был вскрыт механизм отрыва стрингеров от обшивки при сжатии панели, который связан с эксцентриситетом приложения сил к стрингеру и обшивке, приводящим к их изгибу в разных направлениях (рис. 4, а). Начальное прогнозирование отрывных усилий предложено проводить следующим образом:

а) строится кривая зависимости критической силы изолированного стрингера на упругом основании от коэффициента жесткости (рис. 4, б);

б) определяются критические усилия стрингерной панели и из уравнения равновесия и условия совместности деформаций находят силу $N_{стр}$, приходящуюся на стрингер;

в) по графику определяется коэффициент жесткости упругого основания.

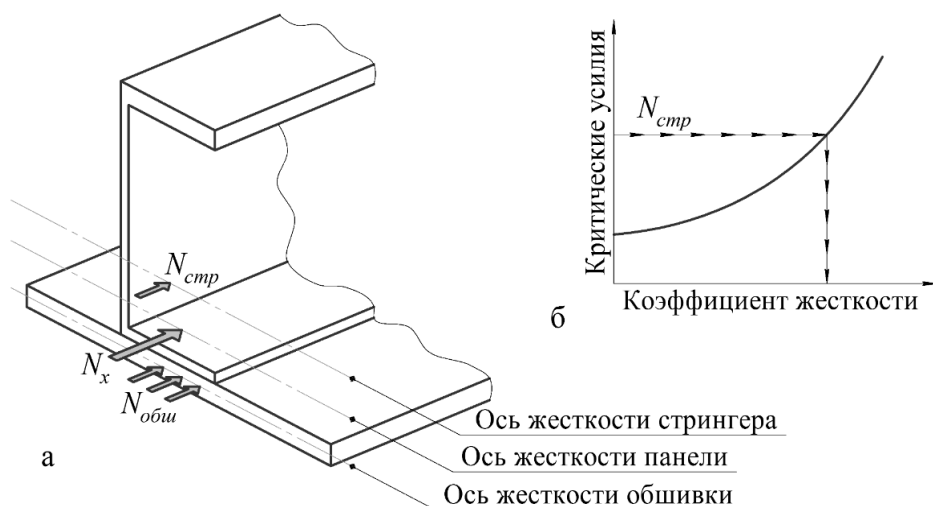


Рисунок 4 - К определению отрывных усилий в панели

Зная статистическое значение технологического или эксплуатационного отклонения обшивки от плоского состояния, можно определить возникающие погонные усилия отрыва.

Трудной и малоизученной проблемой стрингерных панелей является их поводка при изменении температуры. В статьях [6-9] на основе фундаментального труда В.З. Власова [10] разработана методика прогнозирования изгибно-крутильных деформаций стержней-стрингеров с неоднородным поперечным сечением, т.е. состоящих из слоев или групп слоев с разными углами армирования или из разных КМ. При нагреве или охлаждении в элементах профиля возникает самоуравновешенное напряженное состояние (рис. 5, а), но оси действия результирующих сил в усиливающей накладке (точки В) и в уголке (точка С) не совпадают с осью жесткости стержня в целом (точка А). В результате профиль оказывается фактически нагруженным внецентровыми силами – одна растягивающая, другая – сжимающая (рис. 5), которые формально являются следствием касательных усилий в соединении накладки с уголком. Возможность рассмотрения такого нагружения обосновывается тем, что зона затухания касательных напряжений в соединении разнородных элементов не превышает 5-кратную толщину (см. рис. 5, а), а величина действующих сил достаточно надежно прогнозируется [8, 9]. Методика вывода разрешающих дифференциальных уравнений базируется на представлении исходного уголка в виде сложного тонкостенного профи-

ля (рис. 5, б) с разными физико-механическими свойствами материалов его элементов.

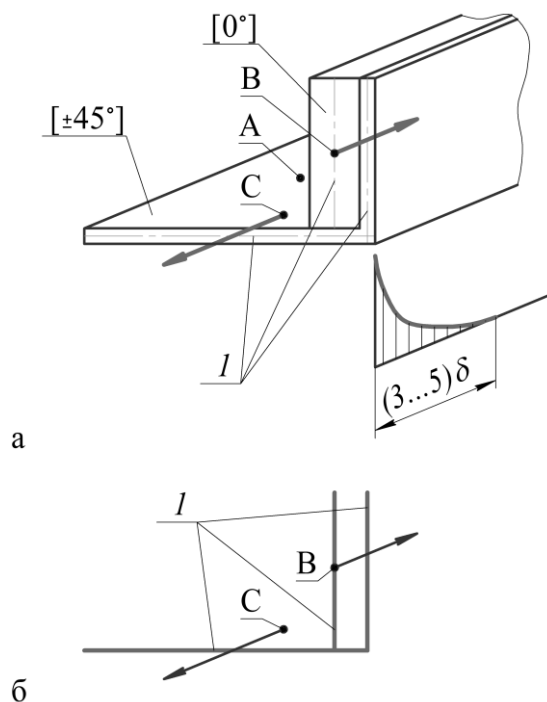


Рисунок 5 - Схема температурного нагружения стержня с неоднородным поперечным сечением:
1 – средние линии элементов стержня

Согласно [9, 11] система разрешающих уравнений имеет аналитическое решение при выполнении некоторых требований относительно выбора положения системы координат, начала отсчета секториальных координат, расположения полюса и некоторых других. Экспериментальные исследования подтвердили достоверность математической модели и ее описание в [9].

Важность исследования НДС изолированных профилей обусловлена также тем, что в зависимости от технологического процесса и оснастки даже спроектированный однородный стрингер становится фактически неоднородным из-за разнотолщинности монослоев в пакете, переменного объемного содержания компонентов КМ, погрешностей углов укладки и других факторов. В итоге при приклейке или приформовке профиль стремится принять свойственное ему равновесное положение, а это равносильно нагружению панели изгибающими моментами и бимоментами. Кроме того, изменение температуры панели приводит к возникновению собственного самоуравновешенного состояния следующего уровня в виде системы растягивающих и сжимающих сил, линии действия которых не совпадают с главными механическими осями панели, и в результате наблюдаются изгибно-крутильные деформации конструкции в целом. Указанные явления служат еще одним подтверждением необходимости разработки основ технологической механики подкреп-

ленных композитных панелей, о чем пишут многие исследователи, например [12-14].

Методика проектирования стержней и результаты параметрических исследований приведены в [1, 15, 16], где на базе гипотезы о естественном ненапряженном состоянии решена задача определения параметров структуры КМ и геометрических размеров поперечного сечения трубчатых и призматических стержней с открытым и закрытым контурами, обеспечивающими минимум массы стержня и удовлетворяющими условиям прочности, общей и местной устойчивости и конструктивно-технологическим ограничениям. Приведены данные о способах прогнозирования НДС в зоне соединительной законцовки. Разработанная методика применима как к изолированным стержням, например к подкосу крыла, так и к стержням в составе более сложных конструкций, таких, как стрингерные панели, фермы и т.п.

2. Методология расчета на прочность композитных авиационных конструкций

Разработка любого технического изделия включает в себя два этапа – проектировочный и поверочный расчеты на прочность. Первый этап базируется на послойном анализе напряжений и критериев несущей способности, что связано, с одной стороны, с неизвестностью структуры композита, а с другой – с наличием экспериментальных паспортных физико-механических характеристик однонаправленного КМ – монослоя. На этом этапе разрушение сложноармированного композита отождествляется с исчерпанием прочности какого-либо слоя. Кроме указанного выше, послойный анализ позволяет определить внутренние температурные и усадочные напряжения, что важно для прогнозирования технологических и монтажных напряжений и деформаций. Вместе с тем нет достаточно убедительных доказательств того, что свойства слоев в пакете будут такими же, как и в изолированном виде.

Поверочный расчет на прочность, кроме использования расчетных схем более высокого уровня, базируется на оценке прочности пакета на основе экспериментальных прочностных и упругих характеристик сложноармированного спроектированного КМ. Предел прочности определяется для нескольких температур, охватывающих эксплуатационный интервал. При таком подходе у разработчика нет инструментария для корректировки параметров структуры, т.е. для изменения толщины и угла армирования отдельного слоя, и для более достоверной оценки температурных и усадочных напряжений, а значит, и для расчета технологических и монтажных поводок.

Таким образом, при выполнении этих двух взаимосвязанных этапов разработчик оперирует разными экспериментальными базами, что

значительно усложняет обоснование заключения о работоспособности изделия и согласование результатов исследований и работ, выполняемых по кооперации.

Один из возможных выходов из этой ситуации предложен и обоснован в работах [17, 18] и состоит в том, что проектировочный расчет на прочность проводится на базе критериев для пакета, а необходимые для этого значения пределов прочности определяются аналитически по известным характеристикам монослоев. Для реализации этого предложения разработана методика прогнозирования прочностных свойств с учетом температуры [18], которая применима также для оценки остаточной прочности (после разрушения какого-либо слоя). Показано, что учет температурных напряжений, возникающих в пакете слоев из-за статической неопределенности, приводит к изменению пределов прочности структуры $[\pm\varphi]$ от 10 до 25%, а для $[0,90]$ – до 36% [18]. При наличии достаточной экспериментальной проверки эта методика может стать основой проектирования структуры композита, тем более, что появляется возможность прямого сравнения прочности пакета при нескольких температурах с экспериментальными данными.

Критерии прочности для пакета и при послойном анализе имеют разные математические формы, например, для критерия Мизеса – Хилла справедливы формулы [17]

$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x\sigma_y}{F_x F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} \leq 1; \quad (10)$$

$$A_{1i}\sigma_x^2 + A_{2i}\sigma_y^2 + A_{3i}\tau_{xy}^2 + A_{4i}\sigma_x\sigma_y + A_{5i}\sigma_x\tau_{xy} + A_{6i}\sigma_y\tau_{xy} \leq 1. \quad (11)$$

Трактуя предельную поверхность прочности пакета при послойном анализе как внутреннюю огибающую зависимости (10), проведено сравнение двух способов оценки прочности композита. Из анализа результатов следует, что предельные поверхности (10) и (11) отличаются не столь значительно, чтобы они исключали друг друга, а для ряда структур отличие находится в пределах разброса экспериментальных данных [19, 20]. Это является обоснованием возможности использования на этапе проектирования критериев для пакета на основе аналитического прогнозирования пределов прочности. Такой подход служит достаточно надежным инструментарием для управляемой корректировки параметров структуры КМ и конструкции в целом, особенно при термомеханических воздействиях, а также эффективно объединяет проектировочный и поверочный расчеты на прочность и позволяет детально исследовать технологические и монтажные поводки. В качестве примера в работе [21] показана возможность прогнозирования прогибов пластины, имеющей технологическую поводку, после ее установки на жесткий каркас, что характерно для панелей обшивки крыла, оперения, фюзеляжа.

Есть основания предположить, что методика прогнозирования прочностных характеристик сложноармированных КМ со временем станет составной частью паспорта на материал, особенно, учитывая возможность и необходимость прогнозирования несущей способности для некоторых регламентируемых видов квазиразрушения, например при неучете прочности слоев поперек волокон.

3. Соединения высоконагруженных деталей из слоистых композитов

После периода эйфории по поводу перспектив внедрения композитов ученые, конструкторы и научные центры пришли к выводу о необходимости развертывания систематических исследований в области механики, проектирования, производства и испытания конструкций из композитов. Особое внимание стало уделяться проблеме соединений силовых деталей летательных аппаратов, тем более, что около 80% аварий и катастроф самолетов и ракет из металлов связаны с соединениями.

В начале 80-х годов прошлого столетия в Харьковском авиационном институте по правительственным решениям и техническим заданиям ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского и Обнинского НПП «Технология» были развернуты комплексные исследования в области разработки конструктивно-технологических решений соединений, учитывающих специфику внутреннего строения композитов и технологию их переработки. Так как соединения предназначены для передачи усилий, то на основе принципа дислокации силовых связей предложена новая классификация, в соответствии с которой все соединения подразделяются на четыре класса – точечные, линейные, поверхностные и объемные, а их сравнительная эффективность расположена в таком же порядке [22].

На базе выявленных тенденций развития и путей совершенствования соединений обоснована необходимость разработки металлокомпозитных структур, с помощью которых стыковые узлы реализуются хорошо отработанными для металлов способами. Сформулированы базовые принципы конструирования соединений деталей из КМ [22]:

- а) сохранение целостности арматуры КМ в зоне передачи нагрузок;
- б) обеспечение съема (передачи) усилий с минимально возможного объема композита (в пределах с каждой нити или волокна) в направлении армирования;
- в) миниатюризация крепежных элементов и обеспечение воспроизводимости качества их установки в серийном производстве;
- г) интегрирование металлокомпозитных структур в конструкцию агрегата (детали) при ее формировании.

Реализация этих фундаментальных принципов позволила разработать новые КТР соединений на основе продольных и трансверсальных крепежных микроэлементов, модифицированного полупетлевого фитин-

га и изготавливаемого намоткой соединительного профиля. Их принципиальные схемы показаны на рис. 6 [22, 23-31]. По сути передачи усилий с композитной детали на металлическую соединительную законцовку эти КТР наиболее близки к объемным соединениям и вследствие этого имеют высокий коэффициент эффективности [22].

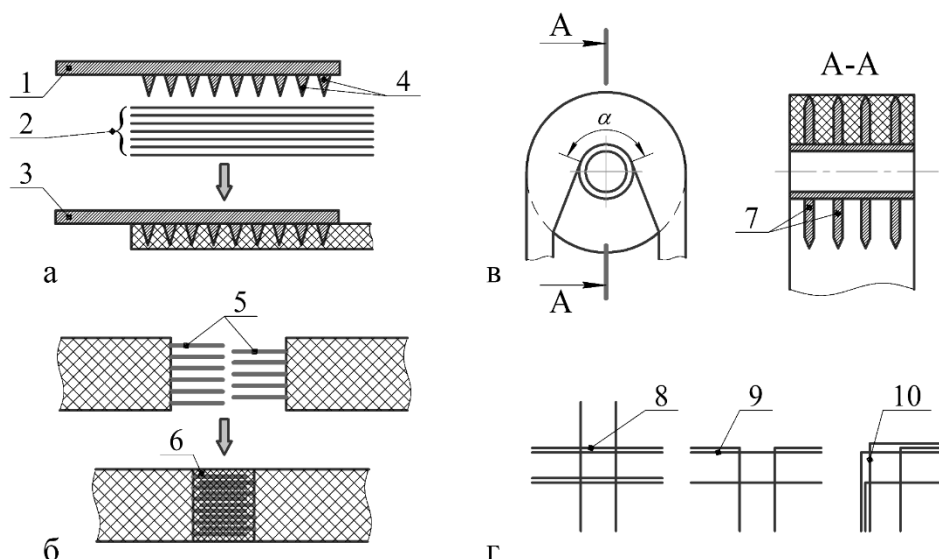


Рисунок 6 - Схемы конструктивно-технологических решений соединений: а – соединение с трансверсальными крепежными микроэлементами; б – соединение с продольными крепежными микроэлементами; в – модифицированное полупетлевое соединение; г – соединительный профиль; 1 – металлическая соединительная законцовка; 2 – пакет слоев препрега; 3 – металлокомпозитное соединение; 4 – трансверсальные крепежные микроэлементы ($\varnothing 0,8...2$ мм); 5 – продольные крепежные микроэлементы ($\varnothing 0,2...0,6$ мм); 6 – клеящее вещество; 7 – ребра соединительного фитинга (толщина – $0,8...1,5$ мм, шаг – $1...2$ мм); 8, 9, 10 – крестообразный, Т-образный и уголкового соединительный профили

В целях проверки работоспособности разработанных КТР из углепластика со структурой $[0_{60}, \pm 45_3, 90_4]$ были изготовлены металлокомпозитные соединения с поперечным сечением 50×8 мм. Результаты статических испытаний показали, что коэффициент работоспособности (отношение несущей способности соединения к прочности композитной детали) соединения с трансверсальными крепежными элементами составил $0,73...0,82$, с продольными крепежными элементами – более $1,0$, модифицированного полупетлевого фитинга на растяжение и сжатие – $0,7...0,88$ [22, 27, 30, 31]. Следует отметить, что в зоне соединения отсутствовало усиление композитной детали. Получение столь обнадеживающих результатов послужило основой для начала систематических исследований всех аспектов формирования и расчета предложенных КТР соединений.

В общем случае КТР металлокомпозитных структур характеризуется переменными по длине соединения толщиной и структурой КМ, податливостью крепежных элементов, наличием склеивания и т.п. Для определения их НДС разработана унифицированная методика на основе метода физической дискретизации, являющегося некоторой комбинацией методов конечных элементов и конечных разностей [22]. После «размазывания» крепежных элементов и формирования дискретной расчетной схемы (рис. 7, а – в) получена система линейных алгебраических уравнений для определения усилий в деталях N_{1xi} и N_{2xi} и крепежных элементах Q_{xi} в составе уравнений равновесия (рис. 7, г) и совместности деформаций (рис. 7, д):

$$N_{1xi} - N_{1x0} + \sum_{k=1}^i Q_{xk} = 0; \quad (12)$$

$$N_{2xi} - N_{2x0} - \sum_{k=1}^i Q_{xk} = 0, \quad i = 1, \dots, n;$$

$$t_{xi} (N_{1xi} \Pi_{1xi} + \alpha_{1xi} \Delta T) + Q_{x,i+1} \Pi_{3x,i+1} = t_{xi} (N_{2xi} \Pi_{2xi} + \alpha_{2xi} \Delta T) + Q_{xi} \Pi_{3xi}, \quad (13)$$

$$i = 1, \dots, (n-1),$$

где

$$\Pi_{1xi} = \frac{1}{b \delta_{1i} E_{1xi}}; \quad \Pi_{2xi} = \frac{1}{b \delta_{2i} E_{2xi}}; \quad (14)$$

t_x – шаг между расчетными силовыми связями (см. рис. 7, в); b – ширина соединения;

Π_{3x} – податливость расчетной силовой связи, определяемая по формуле, которая получена на основании модели соединительного слоя Фолькерсена [29] при «размазывании» металлических крепежных элементов по объему дискретной связи:

$$\Pi_{3xi} = \frac{1}{bt_{xi}^*} \left(\frac{\delta_{1i}^*}{2G_{1xzi}^*} + \frac{\delta_{2i}^*}{2G_{2xzi}^*} + \frac{\delta_{ki}^*}{G_{ki}^*} \right). \quad (15)$$

В этой формуле обозначено:

$\delta_{1i}^*, \delta_{2i}^*, \delta_{ki}^*$ – средние значения толщины деталей и соединительного слоя на участке длиной t_x^* (см. рис. 7, в);

$$G_{1xzi}^* = G_{кэ} v_n + G_{1xzi} (1 - v_n); \quad v_n = \frac{t_{кэ}}{t_x t_y}; \quad (16)$$

$$G_{2xzi}^* = G_{кэ} v_n + G_{2xzi} (1 - v_n); \quad G_{ki}^* = G_{кэ} v_n + G_k (1 - v_n).$$

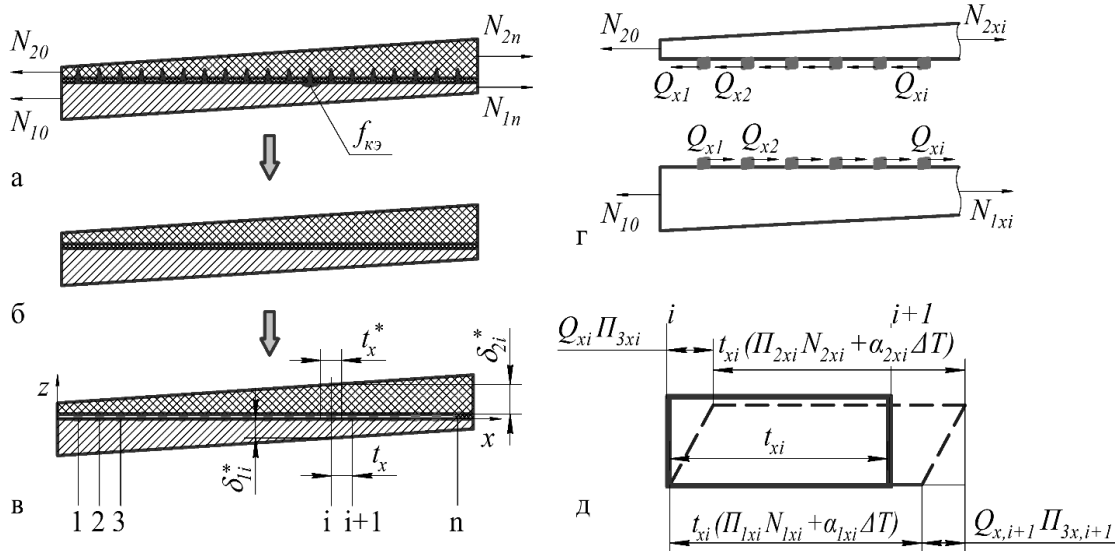


Рисунок 7 - Унифицированная расчетная схема соединений с переменными геометрическими и жесткостными параметрами

Варьируя усилия N_{10} , N_{20} , N_{1n} и N_{2n} (см. рис. 7, а), из системы уравнений (12), (13) можно определить распределение усилий по элементам разнообразных соединений (передача, возврат или перераспределение усилий, включение, температурное воздействие). После решения системы определяются усилия в крепежных элементах и в клеевом слое из уравнений равновесия и совместности деформаций силовой связи, которые являются основой расчета соединения на прочность.

На основе этой расчетной схемы можно определять НДС соединений адгезионных, с крепежными элементами (без склеивания) и комбинированных клее-штифтовых, т.е. синтезирована достаточно универсальная модель. Проведенное численное сравнение результатов с аналитическим решением для соединений с постоянной жесткостью деталей показало, что при $n > 20$ (см. рис. 7, в) точность вполне достаточна для инженерных расчетов. Формирование соединительного слоя по Фолькерсену [32] обеспечивает близкие значения максимальных напряжений в соединении, найденные по предложенной одномерной и двумерной модели ЦАГИ, хотя расположение пика касательных напряжений не совпадает по оси соединения [22].

Нагружение соединения в продольном направлении (см. рис. 7, а) и изменение температуры из-за стеснения свободных деформаций в поперечном направлении приводят к появлению дополнительных пуассоновых и температурных напряжений. С некоторой степенью приближенности впервые решена задача определения этих напряжений, для чего получена система уравнений типа (12), (13). Численные исследования показали, что напряжения в поперечном направлении могут достигать 30...40% от максимальных продольных и, естественно, ими нельзя пренебрегать [22, 28].

Описанная выше методика применима для определения напряжений по длине заформовки в КМ продольных крепежных микроэлементов и в зоне их совмещения (см. рис. 6, б), для чего достаточно выделить повторяющийся представительный элемент. Аналогичная процедура обеспечивает получение соответствующей разрешающей системы уравнений для модифицированного полупетлевого соединения (см. рис. 6, в) и для соединительного профиля (см. рис. 6, г) [22].

При внедрении крепежных микроэлементов в пакет слоев препрега или сухой арматуры волокна КМ искривляются и уплотняются, вследствие чего изменяются их объемное содержание и местные углы армирования. На базе синтезированной модели взаимодействия крепежных элементов с волокнами (нитями) композита выведены следующие формулы для расчета текущих значений объемного содержания θ , местного угла армирования α и предела прочности σ_{KM} [22]:

– для тетрагонального расположения крепежных элементов (рис. 8, а)

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{6xd}{t_x^2} \left(1 - \frac{2x}{t_x}\right) \left(1 - \frac{2y_H}{t_y}\right); \quad \theta = \frac{\theta_0}{\cos\alpha \left[1 - \frac{2dx^2}{t_x t_y} \left(3 - \frac{4x}{t_x}\right)\right]};$$

$$\frac{\sigma_{KM}}{F_1} = \frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{3d}{4x}\right)^2\right]^{-2} + \frac{2t_x}{3d} \operatorname{arctg} \frac{3d}{4t_x},$$

где θ_0 – исходное объемное содержание волокон;

– для шахматного расположения крепежных элементов (рис. 8, б)

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{6xd}{t_x^2} \left(1 - 2\frac{x}{t_x}\right); \quad \theta = \frac{\theta_0}{\cos\alpha \left(1 - \frac{d}{2t_y}\right)}; \quad \frac{\sigma_{KM}}{F_1} = \left[1 + \left(\frac{3d}{4t_x}\right)^2\right]^{-2}.$$

В формулы (14) и (16) входят модули упругости КМ, которые из-за образующейся переменной анизотропии в окрестности заформованного крепежного элемента являются функциями от координат x и y . Предложены зависимости для определения осредненных значений модулей упругости и коэффициентов линейного температурного расширения:

$$\frac{1}{E_{1x}} = \frac{2}{t_x} \int_0^{0,5t_x} \frac{dx}{E_1^*}; \quad E_1^* = \frac{2}{t_y} \int_0^{0,5t_y} E_1 dy,$$

где E_1 – модуль упругости пакета, который определяется в каждой точке по классическим формулам теории слоистых композитов с учетом новых

значений модуля упругости слоя в местной системе координат из-за изменившихся углов армирования и объемного содержания.

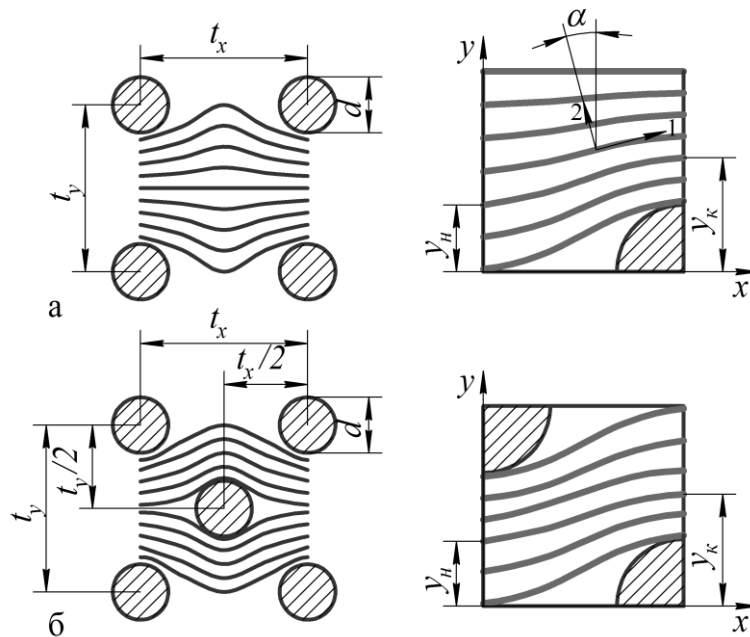


Рисунок 8 - Схема взаимодействия крепежных элементов с арматурой композита

В целях сохранения традиционной схемы расчета на прочность механических соединений и максимального соответствия предложенной методики определения НДС (см. систему уравнений (12), (13)) и в связи с отсутствием каких-либо стандартов по этой проблематике разработано и апробировано экспериментальное обеспечение проектирования соединений с трансверсальными крепежными микроэлементами, которое включает в себя [22]:

а) методику, образцы и устройства для определения прочности композита на смятие, отличающиеся универсальностью и минимальным расходом материала и позволяющие строить диаграммы анизотропии прочности на смятие;

б) способы, образцы и устройство для определения коэффициента податливости заформованных крепежных элементов как цилиндрической, так и пирамидальной и призматической форм при симметричном и несимметричном нагружениях. Результаты проведенных экспериментов различных крепежных элементов и техпроцессов обработки поверхности, а также предварительные параметрические исследования влияния податливости на величину максимальных напряжений подтвердили приемлемость зависимостей типа (15) для инженерных расчетов [22];

в) исследование прочности композита в зоне заформовки крепежных элементов в зависимости от их размеров и расположения с целью определения степени снижения несущей способности и косвенной оценки коэффициента концентрации напряжений;

г) исследование прочности КМ на срез до края детали, по результатам которого было установлено, что срез в классическом понимании наблюдается только для существенно однонаправленных углепластиков (доля слоев $[0]$ – более 90%), а для сложноармированных композитов имеют место разнообразные формы разрушения. Это позволило сделать вывод о возможности неучета этого вида разрушения соединения, тем более, что при расстоянии между крепежными элементами более трех диаметров разрушение начинается со смятия.

Анализ масштабного эксперимента по исследованию смятия углепластика КМУ-4Э позволил сформулировать следующие выводы [22, 29, 31]:

- прочность КМ на смятие существенно зависит от диаметра крепежных элементов и структуры КМ – с увеличением диаметра и степени анизотропии несущая способность КМ снижается;

- для диаметров крепежных элементов менее 1,6 мм прочность на смятие больше для заформованных штифтов, чем для установленных в просверленные отверстия;

- внедренные в препрег и заформованные крепежные элементы обеспечивают более стабильные свойства;

- отсутствует однозначная связь между механическими характеристиками углепластика и прочностью на смятие;

- для получения достоверной характеристики смятия необходимо, чтобы диаметр штифта был больше толщины испытываемого композита;

- прочность на смятие цилиндрическими крепежными элементами на 20...30% выше, чем пирамидальными, при равных площадях оснований;

- несущая способность пирамидальных крепежных элементов с ромбовидным основанием (большая диагональ ориентирована по направлению нагружения) меньше, чем с квадратным;

- прочность на смятие больше для пирамидальных штифтов с диагональю основания, ориентированного по направлению действия сил;

- для заформованных пирамидальных крепежных элементов с размером основания менее 2 мм практически не наблюдается классическое смятие, а имеет место изгиб или срез верхушки штифта в зависимости от пластичности металла.

Проведенные экспериментальные исследования степени снижения прочности на растяжение в зоне заформовки цилиндрических крепежных элементов [22, 29, 31] показали, что:

- для диаметров до 1 мм прочность КМ на растяжение практически не снижается и не зависит от количества штифтов в ряду и от количества рядов;

– прочность КМ с заформованными штифтами больше, чем с установленными в просверленные отверстия, и эта разность тем существеннее, чем больше диаметр;

– снижение прочности КМ на растяжение для пирамидальных крепежных элементов больше, чем для цилиндрических.

На основе заформовываемых трансверсальных крепежных микроэлементов были спроектированы, изготовлены и испытаны многочисленные образцы и элементы конструкции, в результате чего подтверждена высокая работоспособность, технологическая надежность и стабильность качества [22, 31].

Несущая способность соединения с продольными крепежными микроэлементами (см. рис. 6, б) определяется адгезионной прочностью в зонах заформовки и совмещения. Так как металлическая проволока имеет недостаточную адгезию к связующим эпоксидной группы, то были исследованы различные покрытия, а также способы подготовки поверхности и нанесения материала покрытия. Из анализа результатов экспериментов следуют такие выводы и рекомендации [22]:

– нанесение покрытия на основе клея БФ-2 (клей и этиловый спирт в пропорции 1:1) более чем в 2 раза повышает адгезионную прочность;

– необходимо стремиться к покрытиям минимальной толщины, что обусловлено их существенной долей в площади поперечного сечения крепежных элементов. Например, для диаметра 0,25 мм покрытие толщиной 0,1 мм приводит к увеличению поперечного сечения подготовленной проволоки более чем в 2 раза. Это, в свою очередь, при регламентированном объемном содержании крепежных элементов в зоне совмещения в пределах 40...60% потребует увеличения толщины законцовок, что приводит к дополнительному искривлению слоев КМ и изменению объемного содержания арматуры в зоне заформовки;

– суммарная площадь поперечного сечения крепежных элементов, заформованных в КМ, должна составлять 20...30% от сечения детали, что обеспечит нормальное объемное содержание в зоне совмещения. Отсюда следует, что прочность материала крепежных элементов должна быть более чем в 3 раза больше, чем композита;

– с увеличением длины зон заформовки и совмещения снижается разброс прочностных свойств;

– длина соединения, при которой разрушаются крепежные элементы диаметром 0,25...0,5 мм, должна быть не менее 20 мм.

В силу своей специфики соединение с продольными крепежными микроэлементами слабо приспособлено для восприятия сдвига. Устранение этого недостатка возможно путем применения ступенчатой металлической законцовки (рис. 9), когда сдвиг воспринимается приформовкой (склежкой).

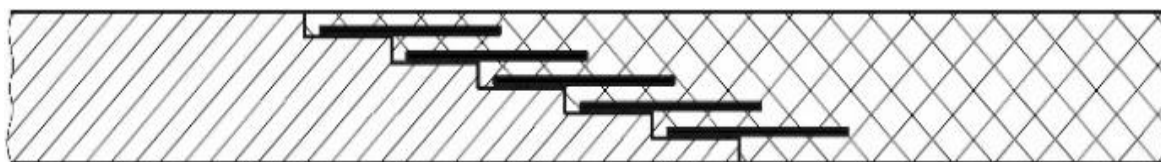


Рисунок 9 - Схема соединения с продольными крепежными микроэлементами повышенной сдвиговой прочности

В таблице приведены значения коэффициента работоспособности соединительных законцовок на основе трансверсальных и продольных крепежных микроэлементов, заформованных в углепластик $[0_{10}, 90_4, \pm 45_8]$ при размерах поперечного сечения регулярной зоны $(4,2...4,9) \times 60$ мм. Металлическая деталь – сталь 30ХГСА.

Коэффициенты работоспособности КТР соединений

Способ соединения	С трансверсальными крепежными микроэлементами				С продольными крепежными микроэлементами		
	1,0	1,5	2,0	1,5 (ступенчатое соединение)	0,3	0,4	0,5
Диаметр крепежных элементов, мм							
Коэффициент работоспособности	0,86	0,91	0,90	1,0	0,79	0,65	0,58

Относительно низкая прочность соединения с продольными крепежными элементами объясняется преждевременным разрушением пайки стальной проволоки к законцовке.

Модифицированное полупетлевое соединение (см. рис. 6, в) изготавливается методом продольной намотки жгутами или нитями. В этом случае каждый последующий слой уменьшает усилие натяжения намотки всех предыдущих слоев, что ведет к появлению технологических напряжений и к неравномерному полю напряжений по сечению ветвей. В целях обеспечения управления процессом намотки разработана модель, позволяющая прогнозировать степень равномерности натяжения слоев или намотки и полимеризации [22].

Для исследования характера передачи нагрузки с композита на металлические ребра (или шайбы) было проведено испытание образцов с надрезом (см. угол α на рис. 6, в), в результате чего установлено, что работает вся поверхность склеивания.

Расчет на прочность и проектирование осуществляются по унифицированной методике (см. систему уравнений (12), (13)) после некоторой идеализации геометрии поверхности склейки. Количество ребер (шайб) рассчитывается по известным методикам из условия обеспечения эф-

фективной передачи усилий. Для углепластиков и титановых шайб их толщина и шаг должны быть около 1 мм.

Расширение области использования предложенных КТР соединений и повышение их несущей способности и снижение массы в большей степени связаны с технологией, начиная с процессов образования (установки) крепежных микроэлементов на металлических законцовках и до формования с управлением структурными параметрами композита. В этом направлении в ХАИ ведутся соответствующие исследования.

4. Энергосберегающие технологические процессы изготовления и ремонта конструкций

Мировыми тенденциями в области производства авиаконструкций из композитов являются обеспечение технологической надежности процессов (минимизация влияния субъективного фактора и воспроизводимость качества) и снижение энергоемкости (снижение температуры и давления и сокращение времени формования).

Качество композитов и конструкций из них во многом определяется однородным объемным содержанием по толщине пакета, равномерной полимеризацией по всему объему детали и стабильными (одинаковыми) внешними обводами после извлечения из оснастки, что, в свою очередь, зависит от температурно-компрессионно-временного режима формования и неизменности формы оснастки в процессе ее эксплуатации.

В предположении о том, что равномерность полимеризации напрямую связана с равномерностью температурного поля по объему формируемой детали, в работах [33-38] решена задача оптимизации температурно-временного режима на этапах разогрева, выдержки и охлаждения, причем с учетом возникновения и величины технологических напряжений после гелеобразования и стеклования связующего. Получена формула для расчета перепада температуры по толщине, имеющая вид [34]

$$\Delta T = \frac{c\rho\delta^2}{\lambda} V_T,$$

где c, λ, ρ – удельная теплоемкость, коэффициент теплопроводности и плотность материала; δ – толщина формируемого пакета; V_T – скорость нагрева (охлаждения).

Из этой формулы следует, что при ограничении перепада температуры 2...3K по толщине углепластика 10 мм скорость разогрева будет равна 1,5 K/мин. Большие значения перепада температуры приводят к появлению существенных остаточных напряжений и прогибов [35-37]. Изменение темпа охлаждения с 3 до 1 K/мин приводит к трехкратному снижению величины технологического прогиба пластины и соответ-

ственно остаточных напряжений [35-37]. Важным фактором управления технологическими напряжениями является реологическое поведение связующего при изменении температуры и давления. В статье [36] приведена методика определения НДС пластины с учетом ползучести по модели Работнова Ю.Н.

Температурное поле по объему формируемого изделия зависит также от формообразующей оснастки и параметров технологической укладки (толщины и свойств разделительного, перфорированного, впитывающего и дренажного слоев), с учетом которых получена зависимость для определения параметров оснастки [38]. Скорость полимеризации, вязкость связующего и давление формования влияют на пористость композита, и исследование этих факторов на всех этапах формования позволило синтезировать расчетные зависимости для определения давления, учитывающие фильтрацию через слои арматуры по теории Дарси [39]. Зная зависимость температуры и давления от времени, можно проектировать технологические процессы с рациональной энергоемкостью.

Известно, что с каждым формованием наблюдаются возрастающие остаточные деформации технологической формообразующей оснастки, связанные с ее комплексным взаимодействием с изготавливаемым изделием, температурой и способом вакуумирования. В целях обеспечения требуемого ресурса оснастки в виде регламентированного изменения остаточного прогиба разработана методика проектирования по критериям минимума массы и теплоотведения [40-42]. На основе численных расчетов показаны преимущества композитной оснастки по сравнению с металлической.

При отсутствии необходимости дополнительного давления (сверх вакуумирования) предложено безавтоклавное формование с нагревом двумя способами – на основе оснастки с электроподогревом и с помощью термоодеял. Разработаны соответствующие модели и алгоритмы для расчета параметров системы нагрева, учитывающие как теплообмен с окружающей средой, так и тепловыделение при полимеризации связующего. Показано, что использование оснастки с подогревом приводит к снижению энергопотребления на 40...65% по сравнению с электрической печью [42].

Таким образом, в проанализированных работах предложены решения некоторых проблем, связанных с формованием композитных конструкций и направленных на снижение энергопотребления и повышение ресурса формообразующей оснастки.

Разработанные технологические процессы с местным подогревом без дополнительного давления целесообразно также использовать для ремонта металлических и композитных конструкций путем приформовки соответствующих накладок. На основе разработанной методики определения НДС пластин переменной толщины (ступенчато изменяющейся) получены формулы и уравнения, позволяющие проектировать прифор-

мовываемые накладки с учетом размеров повреждения основной конструкции и требуемого условия восстановленной несущей способности [43-46]. Работа выполнялась в соответствии с научным проектом 6-й рамочной программы Европейского Союза «SENARIO».

Исследование геометрии наклейки позволило обосновать ее эллипсоидную форму со ступенчато изменяющейся толщиной как наиболее эффективную по уровню напряжений, а также практические рекомендации, связывающие работоспособность наклейки, ее конфигурацию и расход материала [43]. Разработана модель процесса отверждения ремонтной наклейки в условиях нагрева термоодеялом, на основании чего предложены конкретные параметры температурно-временного режима ремонта в полевых и стационарных условиях [45, 46].

Несмотря на получение интересных результатов и технологических рекомендаций, исследования [33-46] не могут иметь широкого применения из-за того, что они проведены для конкретных связующих, хотя и распространенных. В связи с этим представляются целесообразными разработка и практическая апробация программного продукта, который был бы доступен заводскому инженеру и позволял бы при заданных компонентах КМ, его структуры, толщины детали и соответствующих параметров оснастки назначать температурно-временные режимы формования или по заданному режиму проектировать оснастку.

В указанных и многочисленных работах других авторов рассматриваются вопросы возникновения и определения остаточных (технологических) напряжений и деформаций, но их ценность ограничена возможностью косвенной оценки качества детали или агрегата – через поводку (прогиб) можно прогнозировать внутреннее самоуравновешенное напряженное состояние. Но, с одной стороны, это решение не однозначно, потому что в соответствующие уравнения механики входят предполагаемые, а не действительные упругие и теплофизические свойства слоев, а с другой – разработчику техники важны монтажные напряжения и деформации, которые останутся в конструкции после ее установки на каркас, т.е. после сборки, потому что они влияют на несущую способность изделия. Такие задачи являются достаточно сложными в основном из-за недерминированности условий закрепления (их математической формулировки) и неизвестности достоверных физико-механических характеристик слоев пакета, особенно при рассмотрении подкрепленных панелей переменной толщины.

Заключение

Приведенный выше обзор наиболее существенных результатов исследований, выполненных и продолжающихся в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» в области проектирования, производства и испытания

конструкций из полимерных слоистых композитов, и сопоставление этих результатов с работами других авторов и организаций позволяет сформулировать некоторые важные и остро необходимые направления исследований:

а) разработка, всесторонняя экспериментальная проверка и практическая апробация единой расчетно-экспериментальной базы проведения проектировочного и поверочного расчетов на прочность авиаконструкций из композитов, что позволит конкретизировать и унифицировать взаимодействие и «общение» различных организаций и сократить объем достаточно дорогостоящих экспериментальных работ;

б) стандартизация или унификация на национальном или международном уровне технологии формирования и установки крепежных микроэлементов (трансверсальных и продольных), а также их геометрических параметров. Необходимость этого направления обусловлена зависимостью несущей способности от типа композита, его структуры (углов армирования и последовательности укладки слоев) и размеров крепежа и широко развивающимся международным сотрудничеством в области разработки новых летательных аппаратов;

в) разработка методики и математического и программного обеспечения прогнозирования коэффициентов вариации физико-механических свойств сложноармированных композитов со слоями произвольной толщины по известным характеристикам разброса свойств стандартных образцов композита. Это дает возможность уточнить назначаемые расчетные нагрузки на самолет и его агрегаты и узлы;

г) синтез методики прогнозирования долговечности при циклическом нагружении сложноармированных слоистых композитов по известным данным для однонаправленного материала или строгоограниченного количества согласованных структур (по аналогии с теорией расчета упругих констант при известных свойствах монослоев);

д) унификация (и даже может быть стандартизация) компонентов КМ и техпроцессов изготовления деталей в целях сокращения длительных и дорогостоящих исследований и апробаций новых материалов и технологий, количество которых, как показывает современная практика, непрерывно увеличивается. Это целесообразно сделать даже в ущерб потенциально возможному снижению массы или повышению несущей способности от использования какого-либо нового материала;

е) поиск конструктивно-технологических решений повышения межслойной прочности композитов или разработка конструкций таким образом, чтобы касательные межслойные напряжения были минимальными. Необходимость решения этой проблемы связано с тем, что причиной большинства видов разрушения композитных конструкций является исчерпание межслойной прочности. Межслойные касательные напряжения являются обязательным атрибутом всех краевых (кромочных) эффектов, потому что нормальные температурные и пуассоновы нормальные

напряжения в слоях существуют благодаря межслойным, действующим в пределах нескольких значений толщины по всему периметру конструкции и во всех местах изменения жесткости.

Список использованных источников

1. Карпов, Я. С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов [Текст]: учебник / Я. С. Карпов. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – 768 с.
2. Проектирование и конструктивно-технологические решения панелей из композиционных материалов [Текст]: учеб. пособие / Я. С. Карпов, П. М. Гагауз, Ф. М. Гагауз и др. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – 180 с.
3. Литвинова, Т. А. Проектирование стрингерных панелей. Сообщение 1. Обеспечение прочности при нескольких расчетных случаях / Т. А. Литвинова [Текст] // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2011. – Вып. 3(67). – С. 19 – 26.
4. Литвинова, Т. А. Проектирование стрингерных панелей. Сообщение 2. Обеспечение устойчивости [Текст] / Т. А. Литвинова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2011. – Вып. 4(68). – С. 42 – 47.
5. Васильев, В. В. Механика конструкций из композиционных материалов [Текст] / В. В. Васильев. – М. : Машиностроение, 1988. – 272 с.
6. Тараненко, И. М. Исследование изгибно-деформированного состояния тонкостенных композитных профилей [Текст] / И. М. Тараненко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – Вып. 4(27). – С. 119 – 123.
7. Тараненко, И. М. Расчет деформированного состояния z-образного композитного профиля [Текст] / И. М. Тараненко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Вып. 2(33). – С. 67 – 73.
8. Карпов, Я. С. Подход к определению напряженно-деформированного состояния стержней из композиционных материалов с учетом внутреннего самоуравновешенного напряженного состояния [Текст] / Я. С. Карпов, В. Н. Павленко, И. М. Тараненко // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – №1(68). – С. 26 – 33.
9. Тараненко, И. М. Экспериментальное определение температурных деформаций стержней из композитов под действием внутреннего напряженного состояния [Текст] / И. М. Тараненко // Вопросы проектиро-

вания и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2012. – Вып. 2 (70). – С. 52 – 60.

10. Власов, В. З. Тонкостенные упругие стержни [Текст] / В. З. Власов. – М. : Госстройиздат, 1940. – 276 с.

11. Тараненко, И. М. Метод расчета температурного напряженно-деформированного состояния композитных стрингеров панелей обшивки: дис. ... канд. техн. наук : защищена 27.01.11 : утв. 15.03.11 / Тараненко Игорь Михайлович. – Х., 2011. – 152 с.

12. Томашевский, В. Т. Теория технологических деформаций и напряжений в армированных полимерах [Текст] / В. Т. Томашевский // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М. : Машиностроение, 1984. – С. 205 – 218.

13. Молодцов, Г. А. Технологические методы повышения несущей способности тонкостенных элементов авиационных конструкций из волокнистых композиционных материалов [Текст]: учеб. пособие / Г. А. Молодцов. – М. : МАИ, 1987. – 268 с.

14. Цыплаков, О. Г. Конструирование изделий из композиционно-волокнистых материалов [Текст] / О. Г. Цыплаков. – М. : Машиностроение, 1984. – 140 с.

15. Карпов, Я. С. Проектирование и конструирование стержней из композиционных материалов [Текст]: учеб. пособие / Я. С. Карпов. – Х. : Харьк. авиац. ин-т, 1996. – 40 с.

16. Карпов, Я. С. Проектирование и конструктивно-технологические решения стержней из композиционных материалов [Текст]: учеб. пособие / Я. С. Карпов, Ф. М. Гагауз, А. Ю. Воробьев. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – 70 с.

17. Карпов, Я. С. Структура и содержание расчета на прочность панелей из композиционных материалов с учетом температурного воздействия [Текст] / Я. С. Карпов, В. Н. Павленко, В. Г. Ставиченко // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – Вып. 3(70). – С. 57 – 64.

18. Карпов, Я. С. Методика расчета на прочность слоистых композиционных материалов при термомеханическом нагружении [Текст] / Я. С. Карпов, В. Г. Ставиченко // Проблемы прочности. – К., 2010. – № 4. – С. 154 – 164.

19. Карпов, Я. С. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала [Текст] / Я. С. Карпов, В. Г. Ставиченко // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – Вып. 2(10). – С. 5 – 10.

20. Карпов, Я. С. Сравнительный анализ подходов к оценке прочности слоистых композиционных материалов [Текст] / Я. С. Карпов, В. Г. Ставиченко // Проблемы прочности. – К., 2008. – № 4. – С. 48 – 56.

21. Карпов, Я. С. Определение температурных прогибов закрепленных слоистых пластин [Текст] / Я. С. Карпов, В. Г. Ставиченко // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – № 6(22). – С. 33 – 41.

22. Карпов, Я. С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов [Текст] / Я. С. Карпов. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 359 с.

23. А.с. 1037537 СССР, МКН В64С1/18. Соединительный профиль / В. Е. Гайдачук, В. Я. Дедерер, Я. С. Карпов и др. – Заявл. 12.12.1981; опубл. 22.04.1983. – Заявка №3246774. – 6 с.: ил.7.

24. А.с. 1110071 СССР, МКН В64С1/12. Узел соединения из разнородных материалов / В. Е. Гайдачук, Я. С. Карпов, В. Ф. Кутьинов и др. – Заявл. 07.01.1983; опубл. 22.04.1984. – Заявка №3535511. – 6 с.: ил.4.

25. А.с. 1121867 СССР, МКН В64С1/12. Способ соединения деталей из волокнистых композиционных материалов / В. Е. Гайдачук, Я. С. Карпов, А. В. Корженевский и др. – Заявл. 10.01.1983; опубл. 22.04.1984. – Заявка №3535273. – 5 с.: ил.1.

26. А.с. №1215271 СССР, МКН В64С11/06. Лопать воздушного винта из композиционного материала / В. Е. Гайдачук, Я. С. Карпов, С. И. Клименков и др. – Заявл. 05.03.1984; опубл. 01.11.1985. – Заявка №3707312. – 2 с.: ил.3.

27. Карпов, Я. С. Соединения высоконагруженных деталей из композиционных материалов. Сообщение 1. Конструктивно-технологические решения и оценка их работоспособности [Текст] / Я. С. Карпов // Проблемы прочности. – К., 2006. – № 3. – С. 23 – 33.

28. Карпов, Я. С. Соединения высоконагруженных деталей из композиционных материалов. Сообщение 2. Конструктивно-технологические решения и оценка их работоспособности [Текст] / Я. С. Карпов // Проблемы прочности. – К., 2006. – № 5. – С. 48 – 60.

29. Карпов, Я. С. Соединения высоконагруженных деталей из композиционных материалов. Сообщение 3. Конструктивно-технологические решения и оценка их работоспособности [Текст] / Я. С. Карпов // Проблемы прочности. – К., 2006. – № 6. – С. 16 – 29.

30. Карпов, Я. С. Экспериментальные исследования несущей способности соединений высоконагруженных деталей из композиционных материалов [Текст] / Я. С. Карпов // Механика композиционных материалов и конструкций. – М., 2005. – Т.11, № 4. – С. 573 – 597.

31. Карпов, Я. С. Научные основы решения проблемы соединения высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов [Текст] / Я. С. Карпов // Технологические системы. – К., 2000. – № 1(3). – С. 36 – 40.

32. Volkersen, O. Die Nietkraftverteilung in zugbeanspruchten Nietverbindungen mit Konstanten Laschen querschnitten [Текст] / O. Volkersen // Luftfahrtforschung. – 1938. – Band 15. – P. 41 – 47.

33. Вамболь, А. А. О возможностях проектирования процесса отверждения при производстве изделий из композиционных материалов [Текст] / А. А. Вамболь // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – Вып. 3(26). – С. 137 – 139.

34. Шевцова, М. А. Определение скорости разогрева при формовании изделий из полимерных композиционных материалов [Текст] / М. А. Шевцова, А. А. Вамболь // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Вып. 4(35). – С. 104 – 107.

35. Вамболь, А. А. Определение температурно-временного режима формования изделий из композиционных материалов на этапе охлаждения до конечной температуры [Текст] / А. А. Вамболь // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – Вып. 2(45). – С. 119 – 125.

36. Вамболь, А. А. Методика определения рациональных режимов формования многослойных конструкций из композиционных материалов [Текст] / А. А. Вамболь, М. А. Шевцова // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – № 4(30). – С. 17 – 25.

37. Гайдачук, А. В. Математическое моделирование процесса отверждения композиционной ремонтной накладки [Текст] / А. В. Гайдачук, Л. В. Смовзюк, М. А. Шевцова // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2008. – № 6. – С. 11 – 16.

38. Вамболь, А. А. Определение параметров оснастки для изготовления изделий из композиционных материалов из условия равномерного прогрева [Текст] / А. А. Вамболь, С. А. Коба // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2008. – Вып. 5(56). – С. 49 – 53.

39. Вамболь, А. А. Визначення тиску формування та вплив його на якість панельної конструкції з полімерних композиційних матеріалів під час формування [Текст] / А. А. Вамболь // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2009. – Вып. 2(58). – С. 72 – 77.

40. Чубченко, С. М. Проектирование композитной подкрепленной оснастки с заданным ресурсом для формования изделий из композиционных материалов [Текст] / С. М. Чубченко, М. А. Шевцова // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. – К., 2007. – № 12. – С. 21 – 26.

41. Чубченко, С. М. Проектирование тонколистовой оснастки с заданным ресурсом для формования изделий из композиционных материалов [Текст] / С. М. Чубченко, М. А. Шевцова // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – № 4. – С. 11 – 17.

42. Пургина, С. М. Подогреваемая формообразующая оснастка регламентированного качества для изготовления композиционных изделий [Текст] / С. М. Пургина // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – Вып 1(61). – С. 79 – 85.

43. Шашкова, Л. В. Определение напряженно-деформированного состояния анизотропной пластины переменной толщины [Текст] / Л. В. Шашкова, М. А. Шевцова // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – № 5. – С. 15 – 20.

44. Смовзюк, Л. В. Экспериментальное исследование деформированного состояния пластин ступенчато-переменной толщины [Текст] / Л. В. Смовзюк // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2008. – № 2. – С. 27 – 31.

45. Смовзюк, Л. В. Моделирование поведения ремонтируемой конструкции в процессе отверждения [Текст] / Л. В. Смовзюк, М. А. Шевцова, А. В. Гайдачук // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2008. – № 6. – С. 11 – 16.

46. Пургина, С. М. Эксплуатационный ремонт панельных авиационных конструкций с использованием гибких термоодеял [Текст] / С. М. Пургина, Л. В. Смовзюк // Композиционные материалы в промышленности: материалы 32-й междунар. науч.-практ. конф., Ялта, 4 – 8 июня 2012 г. – К. : Наука. Техника. Технология, 2012. – С. 314 – 315.

Поступила в редакцию 15.01.2016.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*