

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРЁХСЛОЙНЫХ СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ ПОЛА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПОНИЖЕННОЙ ГОРЮЧЕСТИ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОПРОЧНЫХ УГЛЕРОДНЫХ И СТЕКЛЯННЫХ ВОЛОКОН И КЛЕЕВОГО СВЯЗУЮЩЕГО

© 2020

- В. А. Комаров** доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vkomarov@ssau.ru
- К. Е. Куцевич** кандидат технических наук, начальник сектора лаборатории клеёв и клеевых препрегов; Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, Москва; kucevichke@viam.ru
- С. А. Павлова** инженер научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; pavlova-sva@yandex.ru
- Т. Ю. Тюменева** заместитель начальника лаборатории клеёв и клеевых препрегов; Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, Москва; kucevichke@viam.ru

Рассматривается задача проектирования трёхслойных сотовых панелей пола самолётов с использованием экспериментальных данных о механических характеристиках новых высокопрочных композиционных материалов пониженной горючести. Описывается разработанная экспериментально-аналитическая методика проектирования и алгоритм оптимизации. Проектная задача, в которой целевой функцией является масса квадратного метра конструкции, сформулирована в терминах нелинейного математического программирования. В качестве проектных переменных рассматриваются толщина несущих слоёв, высота сотового заполнителя трёхслойной панели и ряд других. Отмечается дискретный характер проектных переменных. Предлагается графическая интерпретация задачи оптимального проектирования, которая позволяет свести возможные решения, основанные на экспериментальных данных, к перебору ограниченного числа вариантов конструкций. Приводятся демонстрационный пример и результаты проектирования панелей пола современного пассажирского самолёта в зоне прохода с использованием нового материала пониженной горючести. Панель пола рассматривается как неразрезная многоопорная пластина, нагруженная распределённой нагрузкой. Предлагаемый графоаналитический метод позволяет сформировать область рациональных проектов, отличающихся по массе от оптимального на заданную допустимую величину. Проведённый расчётно-экспериментальный анализ показывает, что с использованием нового материала может быть спроектирована панель пола в зоне прохода с несущими слоями из клеевого угле- или стеклопластика и лёгкого сотового заполнителя с массой квадратного метра от 2,9 до 3,4 кг, что находится на уровне мировых достижений.

Трёхслойные конструкции; панели пола; композиционные материалы пониженной горючести; испытания; проектирование; оптимизация

Цитирование: Комаров В.А., Куцевич К.Е., Павлова С.А., Тюменева Т.Ю. Оптимизация трёхслойных сотовых панелей пола из полимерных композиционных материалов пониженной горючести на основе высокопрочных углеродных и стеклянных волокон и клеевого связующего // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 51-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72

Введение

В авиастроении трёхслойные конструкции с лёгким наполнителем стали широко применяться, начиная с 50-х годов прошлого века [1 – 5]. В соответствии с областью применения эти конструкции можно с определённой долей условности разделить на три группы: высоконагруженные пластины, для которых определяющей является нагрузка из плоскости (например, панели пола); плоские панели, для которых основной нагрузкой является сдвиг (стенки лонжеронов и нервюр); криволинейные панели (обшивка крыла) со сложным напряжённым состоянием. Методы проектировочных расчётов трёхслойных конструкций из традиционных материалов и ряд справочных материалов по ним представлены в указанных работах, к которым целесообразно добавить публикации [6 – 9].

В связи с появлением принципиально новых композиционных материалов с высокими характеристиками удельной прочности и жёсткости возникает ряд вопросов, связанных с их эффективным использованием. Поэтому в настоящее время ведутся интенсивные работы по созданию новых методов проектирования сверхлёгких трёхслойных конструкций, которые учитывали бы особенности этих материалов. При этом необходимо отметить чрезвычайно широкую номенклатуру материалов и технологий для создания эффективных несущих слоёв и лёгкого наполнителя, а также материалов, обеспечивающих необходимый контакт между наполнителем и несущими слоями.

В связи с практической значимостью снижения массы планера в целом, а также необходимостью приобретения опыта использования композитов в силовых конструкциях, внимание ряда исследователей привлечено к вопросам проектирования конструкций и технологиям изготовления панелей пола самолёта [10 – 13].

Проектировочные расчёты панелей пола по традиционным методам с несущими слоями на основе углеродных и стеклянных волокон с характеристиками прочности на растяжение порядка 2100 и 1200 МПа соответственно приводят к крайне малым значениям толщин несущих слоёв. Это вызывает определённую озабоченность по применению тех или иных критериев прочности. Поэтому возникает необходимость проведения комплексных экспериментальных исследований механических характеристик и форм разрушения, а также разработки методов проектирования, которые позволяли бы учитывать выявляемые особенности поведения материалов в конструкциях.

При выборе материалов для композитных панелей помимо механических характеристик необходимо также учитывать такие важные характеристики, как пониженная горючесть и безопасность разрушения.

В данной работе на основе комплексных исследований, выполненных в ФГУП «ВИАМ» и Самарском университете [14], предлагается экспериментально-аналитическая методика проектирования панелей пола из композитов на основе высокопрочных углеродных и стеклянных волокон и клеевого связующего пониженной горючести [15].

Экспериментальные исследования

Особенность проектирования композитных панелей пола (здесь и далее – панелей) состоит в том, что для получения гарантированной работоспособности конструкции при различных случаях нагружения необходимо использование критериев прочности [16 – 17]. Однако для анализа поведения композитных панелей с использованием метода конечных элементов необходимыми исходными данными являются упругие и предельные прочностные характеристики используемых материалов, которые определяются экспериментально. Математическое моделирование поведения композитных

конструкций, включая расчёт деформаций, требует большого числа экспериментальных данных – порядка 15-20 наименований.

Для дальнейшего обсуждения особенностей проектирования эффективных композитных панелей выбраны следующие актуальные материалы: клеевые препреги пониженной горючести на основе однонаправленных углеродных лент и стеклянных наполнителей, разработанные в ФГУП «ВИАМ», а также полимерный сотовый наполнитель. Рассматриваемые клеевые препреги позволяют изготавливать трёхслойные конструкции за один технологический цикл, в ходе которого происходит одновременное формирование несущих слоёв и их склеивание с лёгким наполнителем [18].

Экспериментальные исследования механических характеристик материалов композитных панелей проводились в два этапа: на первом этапе определялись свойства материалов несущих слоёв – клеевых угле- и стеклопластиков, на втором – исследовались свойства и поведение полимерного сотового наполнителя различной плотности в составе трёхслойной конструкции.

Для рассматриваемых материалов несущих слоёв проведены комплексные исследования механических характеристик при нормальной ($+20^{\circ}\text{C}$), повышенной ($+80^{\circ}\text{C}$) и пониженной (-60°C) температурах, а также при $+20^{\circ}\text{C}$ после циклического воздействия температур. Испытания образцов несущих слоёв на основе клеевых угле- или стеклопластиков проводились с использованием испытательного комплекса лаборатории композиционных материалов и конструкций Самарского университета (рис. 1) в соответствии с требованиями международных и отечественных стандартов: ГОСТ 25.601 [19] для испытания на растяжение образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега 0 и 90° ; ГОСТ 25.602 [20] для испытания на сжатие образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега 0 и 90° ; ASTM D 3518 [21] для испытания на сдвиг образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега $\pm 45^{\circ}$ и ASTM D 4255 [22] для образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега 0 и 90° ; ASTM D 790 [23] для испытания на трёхточечный изгиб образцов с направлением укладки слоёв клеевого препрега 0° . Серия испытаний в каждом случае содержала не менее 5 образцов.



Рис. 1. Испытательный комплекс лаборатории композиционных материалов и конструкций Самарского университета

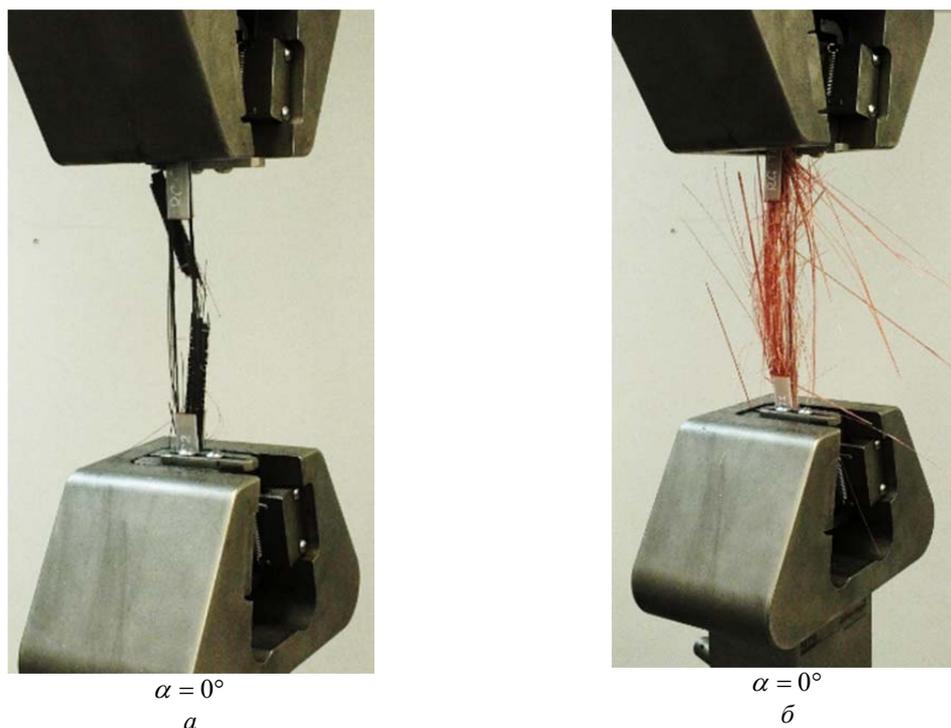


Рис. 2. Характер разрушения образцов при испытании на растяжение с направлением укладки слоёв однонаправленного препрега относительно оси нагружения $\alpha = 0^\circ$: а – углепластик; б – стеклопластик

Характер разрушения образцов клеевых угле- и стеклопластиков во время испытаний показан на рис. 2.

По результатам проведённых испытаний определялось 10 номинальных и предельных механических характеристик однонаправленных клеевых угле- и стеклопластиков, которые приведены в табл. 1 и 2 соответственно.

Таблица 1. Механические характеристики клеевого углепластика

Характеристика	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности на растяжение в направлении 0° , $[\sigma_x]^+$, МПа	2300	1720	2122	2236
Предел прочности на растяжение в направлении 90° , $[\sigma_y]^+$, МПа	58	49	60	52
Предел прочности на сжатие в направлении 0° , $[\sigma_x]^-$, МПа	810	415	815	764
Предел прочности на сжатие в направлении 90° , $[\sigma_y]^-$, МПа	210	112	259	176
Предел прочности на сдвиг в направлении 0° , $[\tau_{xy}]$, МПа	50,6	43,8	70,4	55
Предел прочности на сдвиг в направлении 90° , $[\tau_{yx}]$, МПа	73,8	68,2	86,8	85,6
Предел прочности на изгиб, $[\sigma_{fx}]$, МПа	45,6	29,8	52,4	43,2
Модуль упругости на растяжение в направлении 0° , E_x , ГПа	132	109	110	136
Модуль упругости на растяжение в направлении 0° , E_y , ГПа	7,7	3,1	11,4	6,2
Модуль сдвига в плоскости слоёв G_{xy} , ГПа	6,8	4,8	9,3	5,3

Таблица 2. Механические характеристики клевого стеклопластика

Характеристика	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности на растяжение в направлении 0°, $[\sigma_x]^+$, МПа	1265	1085	1689	1231
Предел прочности на растяжение в направлении 90°, $[\sigma_y]^+$, МПа	43	18	59	28
Предел прочности на сжатие в направлении 0°, $[\sigma_x]^-$, МПа	707	369	751	634
Предел прочности на сжатие в направлении 90°, $[\sigma_y]^-$, МПа	136	76	152	127
Предел прочности на сдвиг в направлении 0°, $[\tau_{xy}]$, МПа	62,4	38	66	49,2
Предел прочности на сдвиг в направлении 90°, $[\tau_{yx}]$, МПа	76,6	61,8	90,8	81,6
Предел прочности на изгиб, $[\sigma_{\text{из}}]$, МПа	30,2	19,4	40	28,2
Модуль упругости на растяжение в направлении 0°, E_x , ГПа	41,6	44,2	49,1	46,4
Модуль упругости на растяжение в направлении 90°, E_y , ГПа	12,1	6,8	17,7	11,5
Модуль сдвига в плоскости слоёв G_{xy} , ГПа	8,6	5,821	11,2	5,3

Проведённый статистический анализ результатов испытаний образцов клеевых угле- и стеклопластиков при температуре +20°C показал, что значения коэффициентов вариации для наиболее значимых механических характеристик находятся в пределах 5%. Необходимо отметить снижение прочностных и упругих характеристик клеевых угле- и стеклопластиков при температуре +80°C на величину порядка 15-20%, в то время как при температуре -60°C проявляется увеличение прочностных и жесткостных свойств образцов материалов. Циклическое воздействие температур, в свою очередь, оказывает зачастую лишь незначительное влияние (отклонение на 3-5%) на механические характеристики клеевых угле- и стеклопластиков.

Для определения свойств полимерного сотового заполнителя проводились комплексные исследования образцов трёхслойных панелей с обшивками из клеевых угле- и стеклопластиков при нормальной (+20°C), повышенной (+80°C) и пониженной (-60°C) температурах, а также при +20°C после циклического воздействия температур. Все испытания проводились в соответствии с требованиями международных стандартов: ASTM C365 [24] – испытание на сжатие; ASTM C393 [25] – испытание на четырёхточечный изгиб; ASTM C273 [26] – испытание на сдвиг; ASTM C297 [27] – испытание на отрыв несущих слоёв от сотового заполнителя (на растяжение).

В образцах трёхслойных панелей несущие слои верхней и нижней обшивок содержали по 2 слоя однонаправленного препрега. Структура укладки слоёв – ортотропная. Толщина обшивок для клеевых углепластиков составляла 0,28 и 0,36 мм для клеевых стеклопластиков, толщина сотового заполнителя – 10 мм. Характер разрушения образцов трёхслойных панелей с обшивками из клеевых стеклопластиков показан на рис. 3.

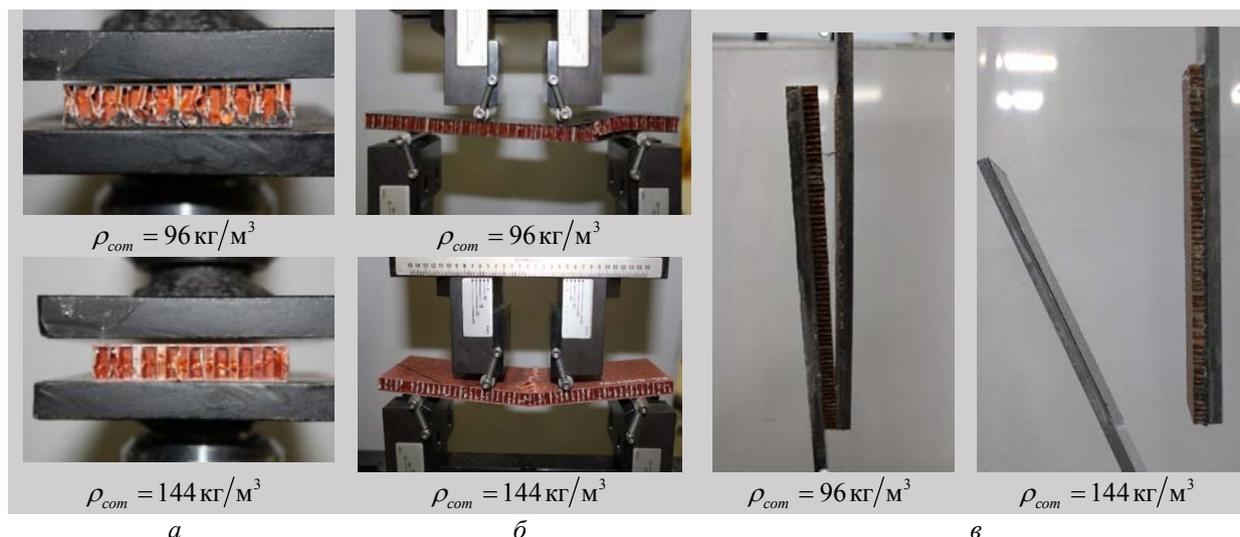


Рис. 3. Характер разрушения образцов трёхслойных панелей с обшивками из клеевых стеклопластиков (плотность сот 96 и 144 кг/м³) при испытаниях на: а – сжатие; б – изгиб длинной балки; в – сдвиг

Результаты испытаний полимерного сотового заполнителя с плотностью сот 96 и 144 кг/м³ представлены в табл. 3, 4.

Таблица 3. Механические характеристики сотового заполнителя с плотностью сот 96 кг/м³

Характеристики	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности сотового заполнителя на сжатие $[\sigma_z]_c$, МПа	6,2	3,1	5,2	4,3
Модуль упругости сотового заполнителя E_z , МПа	182,0	63,7	60,7	149,3
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на изгиб $[\tau_{xy}]_c$, МПа	2,1	1,5	1,9	2,0
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на сдвиг $[\tau_{xz}]_c$, МПа	1,7	1,4	0,8	1,2
Модуль сдвига сотового заполнителя G_{xy} , МПа	14,1	12,4	12,8	13,3
Предел прочности сотового заполнителя на растяжение $[\sigma_z]_c^+$, МПа	2,7	1,4	1,5	1,7

Таблица 4. Механические характеристики сотового заполнителя с плотностью сот 144 кг/м³

Характеристики	+20°C	+80°C	-60°C	+20°C (т/ц)
Предел прочности сотового заполнителя на сжатие $[\sigma_z]_c$, МПа	8,2	5,5	9,6	6,9
Модуль упругости сотового заполнителя E_z , МПа	163,6	72,8	12,1	192,5
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на изгиб $[\tau_{xy}]_c$, МПа	2,3	1,5	2,1	2,0
Предел сдвиговой прочности сотового заполнителя при испытании на сдвиг $[\tau_{xz}]_c$, МПа	0,8	0,8	0,8	0,9
Модуль сдвига сотового заполнителя G_{xy} , МПа	10,9	12,3	13,0	11,6
Предел прочности сотового заполнителя на растяжение $[\sigma_z]_c^+$, МПа	1,5	1,2	1,2	1,3

Полученные результаты показывают, что существенное влияние на механические характеристики оказывают температурные воздействия. Необходимо также отметить несколько меньшую прочность на сдвиг панелей с наполнителем с плотностью сот 144 кг/м^3 по сравнению с аналогичными панелями с наполнителем плотностью 96 кг/м^3 , выявленную в ходе специальных испытаний (рис. 3, в). Данная особенность проявлялась в отрыве несущих слоёв от сотового наполнителя в образцах с более плотным наполнителем при меньшей разрушающей нагрузке.

Методика проектирования панелей пола

Задача проектирования панелей пола самолёта на вербальном уровне формулируется достаточно просто: панель должна иметь минимальную массу при выполнении условий прочности и жёсткости.

Математическую формулировку данной задачи в терминах нелинейного математического программирования [28; 29] можно записать следующим образом: необходимо найти вектор X^* , при котором

$$f(X^*) \leq f(X) \forall X \in \Omega, \quad (1)$$

где $\Omega = \{X : g_j(X) \leq 0, j = 1, 2, \dots, m\}$ – область допустимых проектов; X – вектор проектных переменных; $f(X)$ – целевая функция; $g_j(X)$ – ограничения; j – номер ограничения.

Целевая функция. В качестве целевой функции в данной задаче рассматривается масса панелей пола. Для оценки результатов проектирования используется масса квадратного метра – $f(X)$.

Не нарушая общности рассуждений, в дальнейшем будем рассматривать трёхслойную панель с несущими слоями из клеевых угле- или стеклопластиков в виде препрегов и полимерного сотового наполнителя в предположении, что слой препрега, контактирующий с наполнителем, имеет повышенную толщину за счёт клеевого связующего.

Проектные переменные. Особенность данной задачи состоит в том, что масса квадратного метра панели пола однозначно определяется выбором материалов элементов панели и её геометрическими размерами: суммарной толщиной несущих слоёв $\delta_{н.с.}$ и высотой сотового наполнителя H_c . Прочность и жёсткость панели определяется названными основными параметрами и, кроме того, количеством и направлением укладки слоёв однонаправленного препрега, плотностями и механическими характеристиками материалов несущего слоя и сотового наполнителя, а также особенностями их совместной работы. Сотовый наполнитель, в свою очередь, является пространственной конструкцией, имеет определённую номенклатуру по высоте и толщине стенок и обычно интегрально характеризуется плотностью кубического метра, которая может рассматриваться как проектная переменная. Таким образом, практически все проектные переменные в данной задаче являются дискретными. Они определяют значение целевой функции и работоспособность объекта проектирования – панели пола.

Ограничения. Экспериментальные исследования показывают, что разрушение образцов панелей с относительно тонкими несущими слоями может происходить по следующим формам: общая потеря устойчивости сотового наполнителя при сжатии по нормали к плоскости сот (рис. 3, а); местная потеря устойчивости несущих слоёв, работающих на сжатие при изгибе (рис. 3, б); отрыв несущих слоёв от наполнителя или ло-

кальная потеря устойчивости сот при сдвиге (рис. 3, в). Указанные виды разрушений определяются общим напряжённо-деформированным состоянием панели, характеристиками прочности элементов панелей и прочностью их клеевого соединения.

Внешние условия (факторы). Панели пола в соответствии с назначением воспринимают нагрузку перпендикулярно своей плоскости. При этом напряжённо-деформированное состояние панели определяется величиной, распределением нагрузки, геометрическими размерами в плане и граничными условиями.

На рис. 4, а показана типовая панель пола самолета. Опорами для такой панели являются поперечные балки двутаврового сечения, которые опираются, в свою очередь, на шпангоуты фюзеляжа, и продольные балки, которые используются как рельсы для установки и крепления кресел. Их изгибная жёсткость обычно значительно меньше, чем у поперечных балок.

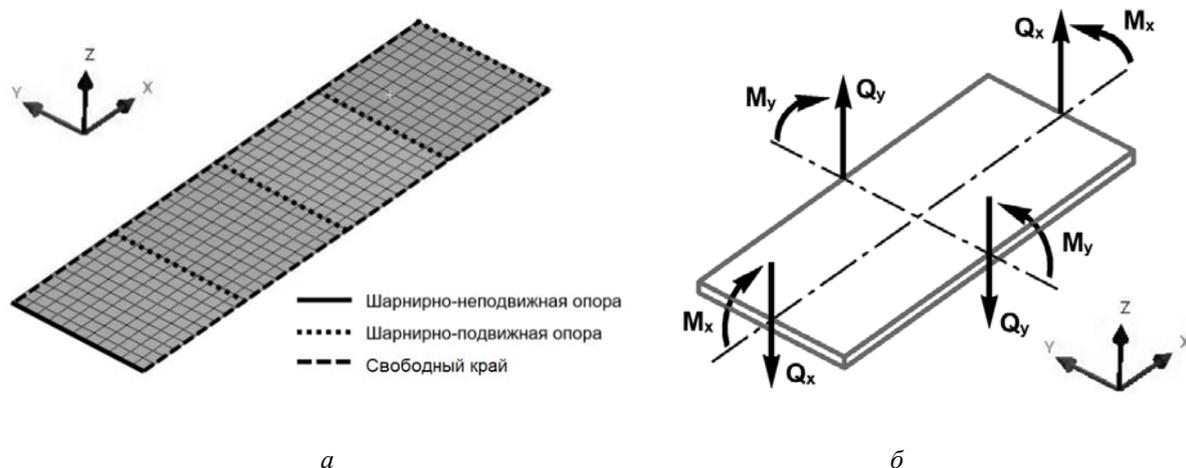


Рис. 4. Типовая панель пола и основные силовые факторы:
а – типовая панель пола; б – силовые факторы, действующие на фрагмент панели пола

В теории упругости и строительной механике такие конструкции рассматриваются как пластины [30; 31]. Для расчёта пластин используются различные аналитические, но в основном численные методы – метод конечных разностей и метод конечных элементов (МКЭ). Результаты расчётов пластин для определённых граничных условий обычно представляются в виде безразмерных коэффициентов распределённых силовых факторов (рис. 4, б), действующих на единицу длины сечения пластины в определённых точках:

$$Q_x = k_Q q l, \tag{2}$$

$$M_x = k_M q l^2, \tag{3}$$

где Q_x – погонная перерезывающая сила, действующая на единицу длины сечения перпендикулярно к оси OX , Н/мм; M_x – погонный изгибающий момент вдоль оси X , действующий на единицу длины сечения, Н·мм/мм; q – интенсивность внешней распределённой нагрузки, Н/мм²; l – характерный размер в плане, мм; k_Q, k_M – коэффициенты перерезывающей силы и момента в соответствующей точке сечения.

Для трёхслойной панели при отсутствии кручения через названные силовые факторы – Q_x и M_x – легко вычисляются внутренние силовые факторы: потоки усилий в несущих слоях N_x и касательные напряжения в заполнителе τ_{zx} :

$$N_x = \frac{M_x}{H_c}, \quad (4)$$

$$\tau_{zx} = \frac{Q_x}{H_c}, \quad (5)$$

где H_c – высота сотового заполнителя. Вычисление касательных напряжений по (5) предполагает отсутствие изгибной жёсткости сотового заполнителя и значительно меньшую толщину несущих слоёв по сравнению с заполнителем.

В качестве примера на рис. 5 показана квадратная пластина, шарнирно-опёртая по двум сторонам и нагруженная равномерно распределённой нагрузкой q .

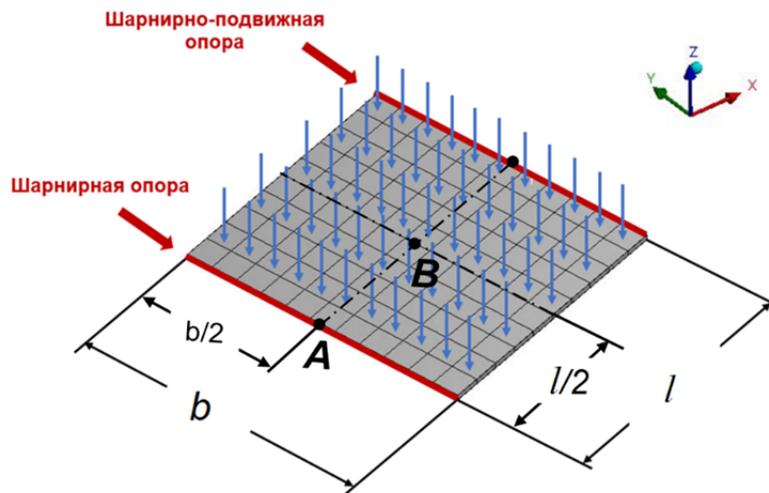


Рис. 5. Тестовая задача

Коэффициенты моментов и перерезывающих сил, полученные по различным методикам, приводятся для сравнения в точках A и B , в которых реализуются их экстремальные значения (табл. 5). Результаты первого столбца заимствованы из расчёта изотропной пластины методом конечных разностей на довольно грубой сетке [32]. Во втором столбце представлены расчёты изотропной пластины с габаритными размерами в плане 1000×1000 мм и толщиной 10 мм по МКЭ в среде ANSYS Workbench с использованием элементов типа SHELL-181 с сеткой 10×10 . Третий столбец соответствует расчёту трёхслойной пластины по методу конечных элементов с использованием элементов типа SHELL-181. Рассматривалась пластина с габаритными размерами в плане 1000×1000 мм, высотой заполнителя 10 мм и модулем сдвига $G_{xz} = 14$ МПа, толщиной обшивок 0,8 мм и модулем упругости $E = 560$ МПа. Результаты четвертого столбца соответствуют расчёту пластины как двухопорной балки с использованием элементов типа BEAM.

Таблица 5. Коэффициенты перерезывающей силы Q_x и изгибающего момента M_x

Узлы	Коэф-ты	Метод конечных разностей	МКЭ для изотропной пластины	МКЭ для трёхслойной пластины	МКЭ для двухопорной балки	МКЭ для пятиопорной пластины		
						Расчётный случай		
						I	II	III
А	k_Q	0,5	0,46	0,47	0,49	0,52	0,56	0,56
	k_M	0	0	0	0	0	0	0
В	k_Q	0	0	0	0	0	0	0
	k_M	0,125	0,123	0,126	0,125	0,107	0,107	0,067

Из сопоставления приведённых результатов следует, что вычисление наиболее значимых для прочностных расчётов перерезывающих сил и моментов по балочной расчётной схеме даёт приемлемые результаты.

Расчёты типовой панели пола как неразрезной многоопорной пластины на различные комбинации распределённой нагрузки по отдельным клеткам пола – расчётные случаи I-III на рис. 6 – показывают, что при этом коэффициенты максимальных перерезывающих сил и изгибающих моментов меняются не существенно (табл. 5). Поэтому в проектных расчётах можно рекомендовать использовать максимальные коэффициенты перерезывающей силы и изгибающего момента из расчётов изолированной клетки и многоопорной конструкции:

$$k_Q = 0,52, \quad k_M = 0,126. \quad (6)$$

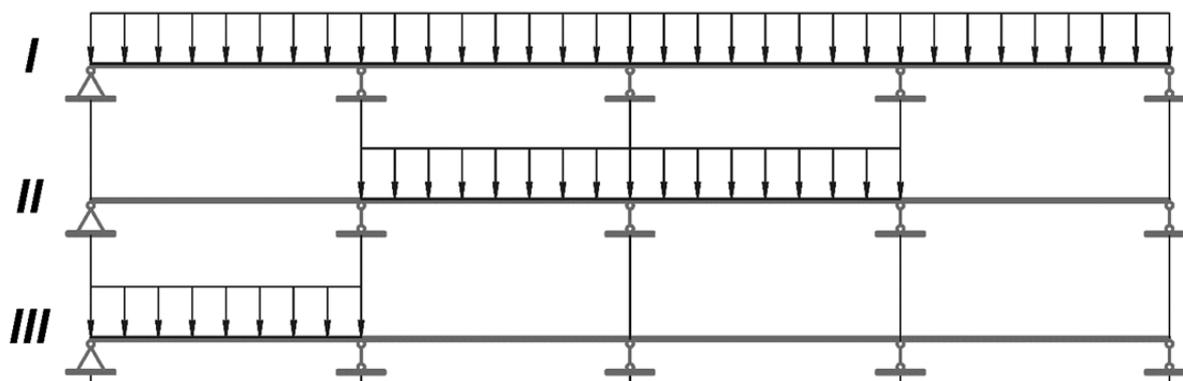


Рис. 6. Расчётные случаи для расчёта неразрезной многоопорной пластины

С учётом полученных результатов задача проектирования панели пола, сформулированная в общем виде (1), может быть конкретизирована следующим образом:

1. Целевая функция определяется в виде

$$f(X) = m_{н.с.} + m_c = 2 \delta_{н.с.} \rho_{н.с.} + H_c \rho_c,$$

где $\delta_{н.с.}$ – толщина обшивок, м; H_c – высота заполнителя, м; $\rho_{н.с.}$ – плотность материала несущих слоёв (обшивок), кг/м³; ρ_c – плотность материала сотового заполнителя, кг/м³.

2. Основными проектными переменными являются:

$$X = \{ \delta_{н.с.}; H_c \}.$$

В целях упрощения рассматриваемой задачи, исходя из условия обеспечения симметричной и сбалансированной структуры укладки несущих слоёв панели, вспомогательные проектные переменные – количество и ориентация несущих слоёв – принимаются неизменными и формулируются следующим образом: несущие слои панели имеют ортотропную структуру укладки $[0; 90]$, количество слоёв кратно двум. В связи с этим вводится условие: толщина каждой из обшивок может меняться дискретно с шагом, равным двум толщинам единичного слоя армирующего материала.

3. Ограничение по прочности несущих слоёв на сжатие:

$$\sigma_{н.с.} = \frac{M_x}{H_c \delta_{н.с.}} \leq [\sigma_x] \quad (7)$$

где M_x – погонный изгибающий момент, действующий вдоль оси OX .

4. Ограничение по прочности сотового заполнителя на сдвиг:

$$\tau_c = \frac{Q_x}{H_c} \leq [\tau_{xz}], \quad (8)$$

где Q_x – погонная перерезывающая нагрузка, действующая в плоскости XOZ . Предполагается, что вся перерезывающая сила воспринимается заполнителем.

Алгоритм решения

Для решения поставленной задачи с учётом отмеченных особенностей проектных переменных и ограничений может быть использована её графическая интерпретация по следующему плану:

1. Определяются максимальные погонные изгибающие моменты и перерезывающие силы, которые возникают в рассматриваемой конструкции при определённых граничных условиях по опиранию и нагрузкам.

Примечание: на начальном этапе проектирования целесообразно использовать трёхслойную модель пластины с изотропными несущими слоями. Эта задача может быть успешно решена в общем случае с использованием МКЭ [33]. Силовой расчёт панели может быть выполнен с достаточной точностью через максимальные значения соответствующих коэффициентов (6).

2. Выбирается материал несущих слоёв и сотового заполнителя с известными плотностями и механическими характеристиками, определёнными экспериментально или из достоверных справочных источников.

3. Вводится двумерное пространство основных проектных переменных, которые определяют массу квадратного метра панели: $x_1 = \delta_{н.с.}$ – толщина несущих слоёв; $x_2 = H_c$ – высота сотового заполнителя.

4. Строятся линии равного уровня значений целевой функции.

5. Вводятся геометрические ограничения на максимальные и минимальные значения основных проектных переменных:

$$\delta_{\min} \leq \delta_{н.с.} \leq \delta_{\max},$$

$$H_{\min} \leq H_c \leq H_{\max},$$

где δ_{\min} – минимальная суммарная толщина несущих слоёв (верхней и нижней обшивки); δ_{\max} – максимально возможная толщина пакета слоёв (не более 5 мм, как правило); H_{\min} – минимальная доступная высота сотового заполнителя; H_{\max} – максимальная высота сотового заполнителя.

6. С использованием (7) строится ограничение по прочности несущих слоёв на сжатие.

7. С использованием (8) строится ограничение по прочности сотового заполнителя на сдвиг.

Построенные ограничения определяют область допустимых проектов (ОДП), в которой оптимальные значения проектных переменных (x_1^*, x_2^*) можно легко найти графически.

Проектирование типовой панели

В качестве примера рассмотрим задачу проектирования трёхслойной панели при следующих исходных данных: ширина панели $b = 1000$ мм; расстояние между опорами $l = 1000$ мм; распределённая нагрузка с учётом величины перегрузки $p = 0,01$ Н/мм². В качестве граничных условий принимается шарнирное опирание панели только на поперечные элементы конструкции шпангоутов.

В качестве материала несущих слоёв в данном примере рассматривается углепластик *UD CFRP* на основе однонаправленного препрега с плотностью 1600 кг/м³ и прочностью на сжатие 530 МПа, а также полимерный сотовый заполнитель *Honeycomb Core* плотностью 80 кг/м³ и прочностью на сдвиг 0,70 МПа.

Для графической интерпретации решения задачи по выбору оптимальных параметров клетки панели пола при заданных внешних условиях разработано специальное программное обеспечение на языке Python. Исходными данными для программы *Isoline_PanelOpt* являются величины максимальных перерезывающей силы и изгибающего момента, геометрические параметры панели, механические характеристики материалов несущих слоёв и сотового заполнителя.

На рис. 7 показана графическая интерпретация проектной ситуации, построенная по пунктам 3-7 алгоритма с использованием программы *Isoline_PanelOpt*: оси координат – основные проектные переменные ($\delta_{н.с.}$ – толщина несущих слоёв; H_c – высота сотового заполнителя); 1 – линии равного уровня значений целевой функции $f(X) = m$ (масса квадратного метра); 2 – ограничения на основные проектные переменные (пунктирные горизонтальные и вертикальные); 3 – ограничение по прочности клееного углепластика на сжатие; 4 – ограничение по прочности полимерного сотового заполнителя на сдвиг. Совокупность рассмотренных ограничений определяет область допустимых проектов.

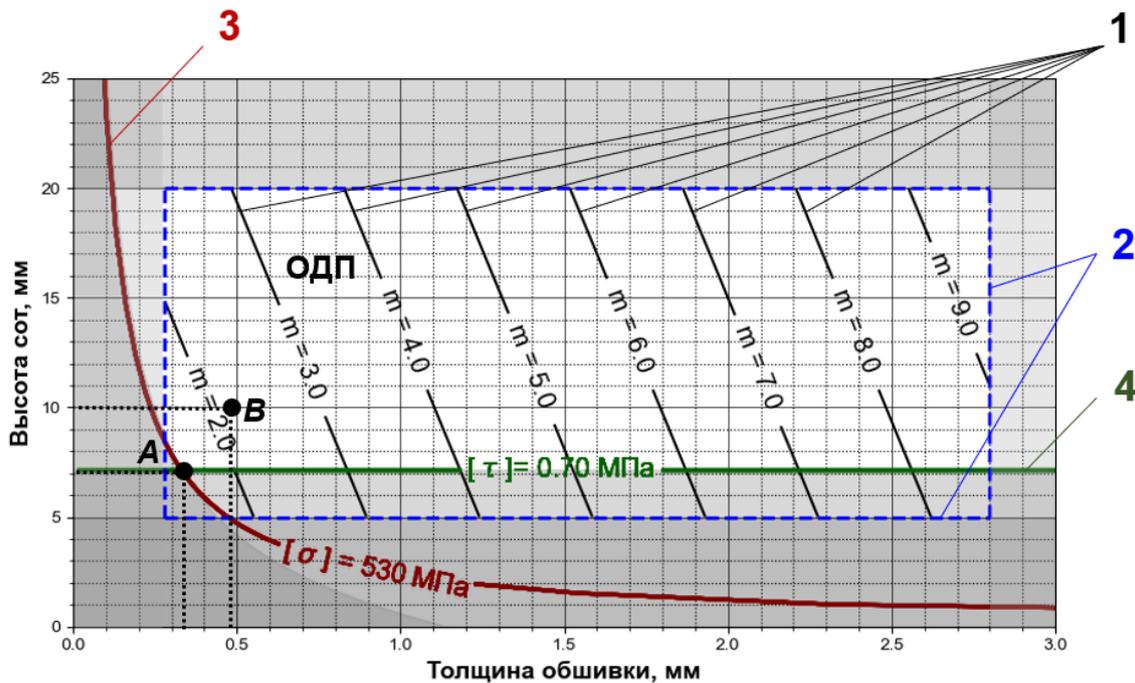


Рис. 7. Графическая интерпретация проектной ситуации

Графически оптимальным значениям непрерывных проектных переменных (x_1^*, x_2^*) в этом демонстрационном примере соответствуют $\delta_{н.с.}^* = 0,32$ мм и $H_c^* = 7,2$ мм в точке A на пересечении ограничений по прочности несущих слоёв и сотового заполнителя. Представленная графическая интерпретация даёт простое и наглядное представление о Парето-множестве проектов, которое может быть использовано при назначении конкретных дискретных параметров. С учётом дискретного характера проектных переменных необходимо рассматривать ближайшую точку в пространстве проектных переменных, которая удовлетворяет требованию по обеспечению симметричной и сбалансированной ортотропной структуры укладки несущих слоёв. Толщина монослоя однонаправленного углепластика составляет 0,12 мм. Соответственно минимальная суммарная толщина несущих слоёв – верхнего и нижнего – составляет $\delta_{н.с.} = 0,48$ мм. Предположим, что существующая номенклатура высот сотового заполнителя составляет 10 мм, 15 мм, 20 мм. Оптимальному проекту в этом случае соответствуют следующие значения проектных переменных (x_1, x_2) в точке B: $\delta_{н.с.} = 0,48$ мм и $H_c^* = 10$ мм. Элементы найденного проекта имеют избытки прочности η [34], вызванные дискретным характером проектных переменных: $\eta_c = 1,38$ – для сотового заполнителя и $\eta_{н.с.} = 1,5$ – для несущих слоёв.

Проектирование панели пола пассажирского самолёта в зоне прохода

Рассмотрим результаты проектирования панели пола пассажирского самолёта в зоне прохода. Панель пола в зоне прохода представляет собой неразрезную пятиопорную пластину. В дальнейших расчётах использовались геометрические параметры раскроя панели (рис. 8), порядок величин расчётных нагрузок и граничные условия па-

нели пола самолёта Ту-204: шаг опор $l = 500$ мм, ширина панели $b = 548$ мм, длина панели $l = 2000$ мм, расчётная нагрузка $p = 0,18$ Н/мм².

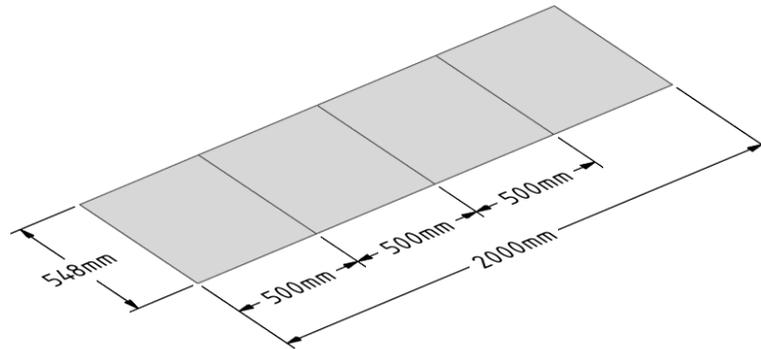


Рис. 8. Геометрические параметры панели пола в зоне прохода пассажирского салона

Максимальная перерезывающая сила и изгибающий момент, возникающие в рассматриваемой конструкции в случае действия распределённой нагрузки на все клетки пола, определялись в соответствии с (2) и (3): $Q_x = 2860$ Н и $M_x = 3,06 \cdot 10^5$ Н·мм. Сопоставление полученных результатов с данными расчёта многоопорной пластины с использованием МКЭ показывает хорошее согласование с экспериментальными данными: $Q_{xМКЭ} = 2895$ Н и $M_x = 2,87 \cdot 10^5$ Н·мм. Характер деформации трёхслойной пластины для рассматриваемого расчётного случая показан на рис. 9.

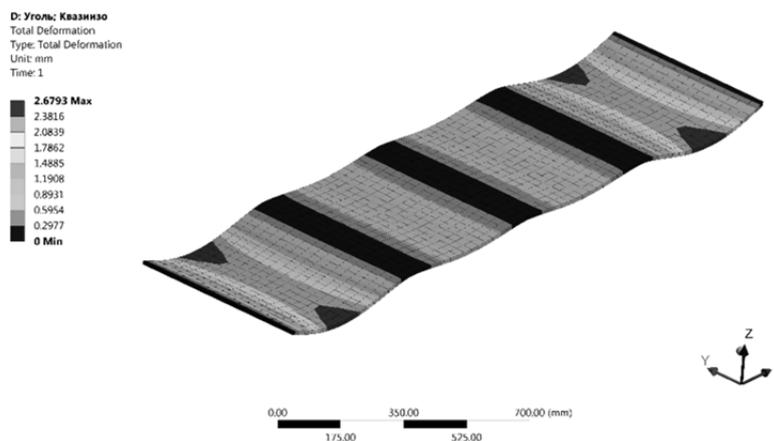


Рис. 9. Характер деформации панели в случае действия равномерно распределённой нагрузки на все клетки пола

Для типовых конструкций, таких как трёхслойные панели пола, требования по массе формируются как требования конкурентоспособности по сравнению с продуктами, имеющимися на мировом рынке. Например, требование к панелям пола самолёта в салоне формулируется следующим образом: масса квадратного метра должна быть меньше 3 кг при заданной нормированной нагрузке [33]. Для того, чтобы обеспечить выполнение данного требования по массе, в данной задаче рассматривались следующие материалы: клеевой углепластик на основе однонаправленных препрегов с плотностью 1630 кг/м³ и прочностью на сжатие 810 МПа, толщина монослоя 0,14 мм; клеевой стеклопластик плотностью 1960 кг/м³ и прочностью на сжатие 704 МПа, толщина монослоя

0,16 мм; полимерный сотовый наполнитель с плотностью сот 96 кг/м³ и прочностью на сдвиг 1,7 МПа.

На рис. 10 – 11 показана графическая интерпретация проектной ситуации, построенная по пунктам 3 – 7 алгоритма с использованием программы *Isoline PanelOpt* для различных комбинаций материалов несущих слоёв и сотового наполнителя.

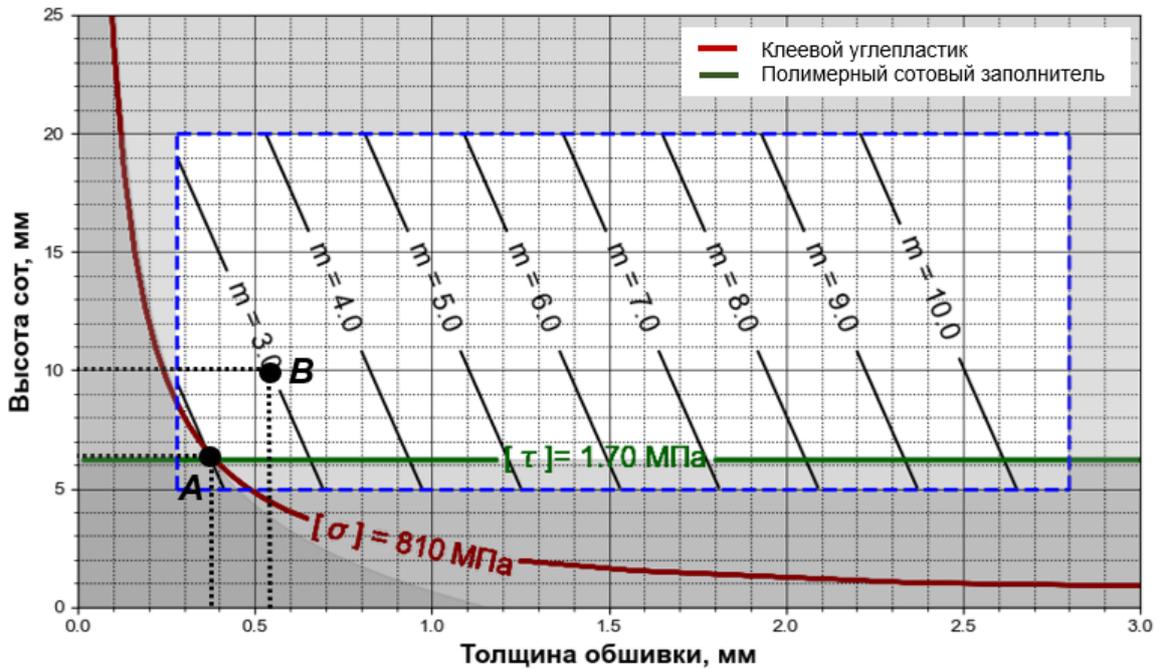


Рис. 10. Графическая интерпретация проектной ситуации: материал несущих слоёв – клеевой углепластик, плотность сотового наполнителя 96 кг/м³

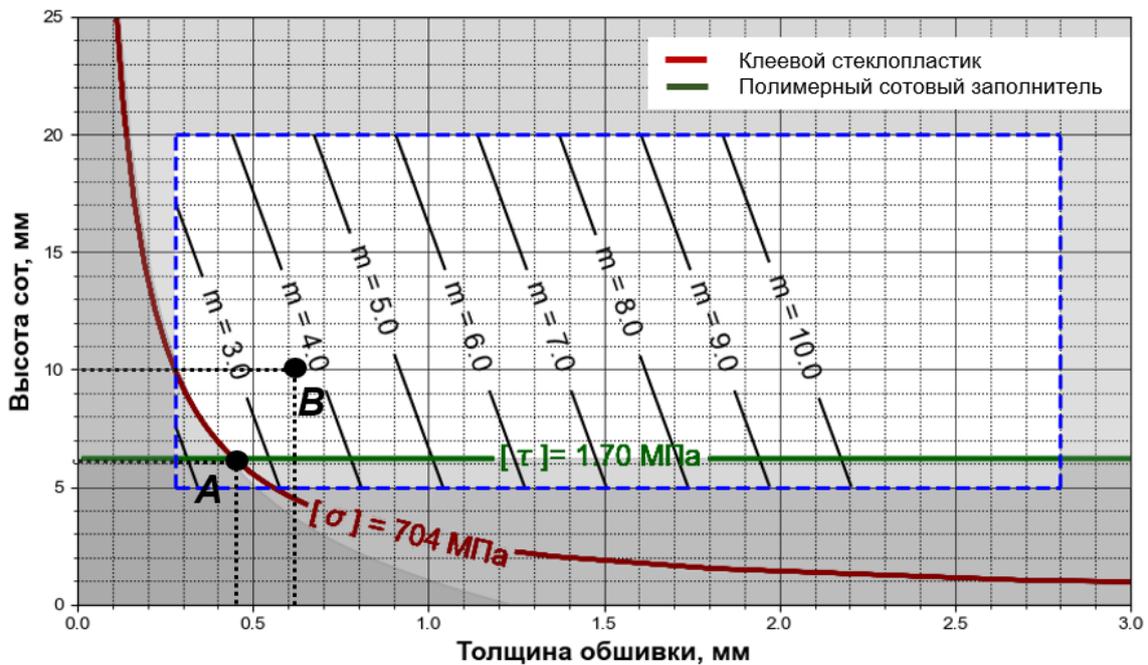


Рис. 11. Графическая интерпретация проектной ситуации: материал несущих слоёв – клеевой стеклопластик, плотность сотового наполнителя 96 кг/м³

Графически оптимальные значения проектных переменных $(\delta_{н.с.}, H_c)$ и масса панели пола в зоне прохода пассажирского салона самолёта для различных комбинаций материалов несущих слоёв и сотового заполнителя приведены в табл. 6.

Таблица 6. Графически оптимальные значения проектных переменных

Материал несущих слоёв и сотового заполнителя	Значения проектных переменных		Масса 1 м ² , кг
	Толщина несущих слоёв $\delta_{н.с.}$, мм	Высота сотового заполнителя H_c , мм	
Клеевой углепластик и полимерный сотовый заполнитель с плотностью сот 96кг/м ³	0,56	10	2,96
Клеевой стеклопластик и полимерный сотовый заполнитель с плотностью сот 96кг/м ³	0,64	10	3,44

Таким образом, можно сделать вывод, что оптимальным решением для трёхслойной панели пола в зоне прохода пассажирского салона является использование клеевого углепластика на основе однонаправленного препрега с ортотропной структурой укладки и полимерного сотового заполнителя. Данная комбинация материалов обеспечивает наименьшую массу панели пола.

В целях проверки работоспособности трёхслойной конструкции с заданными величинами проектных переменных производился расчёт напряжённо-деформированного состояния панели пола. Ввиду того, что отношение характерного размера клетки пола к её толщине составляет величину порядка ~50, для моделирования трёхслойной панели использовались конечные элементы типа SHELL-181, которые реализуют теорию Миндлина-Рейснера и позволяют учитывать межслоевую сдвиговую жёсткость элементов конструкции.

Для анализа поведения конструкции использовался простейший, но достаточно надёжный и информативный критерий максимальных напряжений, функция прочности которого имеет вид:

$$\varphi = \max \left\{ \frac{\sigma_x^+}{[\sigma_x]^+}, \frac{\sigma_x^-}{[\sigma_x]^-}, \frac{\sigma_y^+}{[\sigma_y]^+}, \dots, \frac{\tau_{xy}}{[\tau_{xy}]}, \dots, \frac{\tau_{xz}}{[\tau_{xz}]} \right\},$$

где σ_x^+, σ_y^+ и т.д. – максимальные действующие напряжения; $[\sigma_x]^+, [\sigma_y]^+, [\tau_{xy}]$ и т.д. – предельные механические характеристики, полученные экспериментально.

Условие прочности по этому критерию формулируется следующим образом: $\varphi \leq 1$ для каждого слоя всех элементов конструкции. На рис. 12 показана картина распределения критерия прочности по конструкции панели пола в зоне прохода пассажирского салона для ортотропной структуры армирования.

Полученные рациональные проекты панелей с учётом дискретного характера проектных переменных обладают следующими избытками прочности: $\eta_{н.с.КМВ} = 1,47$ – для несущих слоёв из клеевого углепластика, $\eta_{н.с.КМС} = 1,41$ – для несущих слоёв из клеевого стеклопластика и $\eta_{н.с.сот} = 1,62$ – для сотового заполнителя. Таким образом, предлагаемый способ выбора оптимальных параметров проектных переменных с использованием графической интерпретации представляет собой возможный вариант отыскания рационального проекта по массе и показывает пути снижения стоимости компонентов.

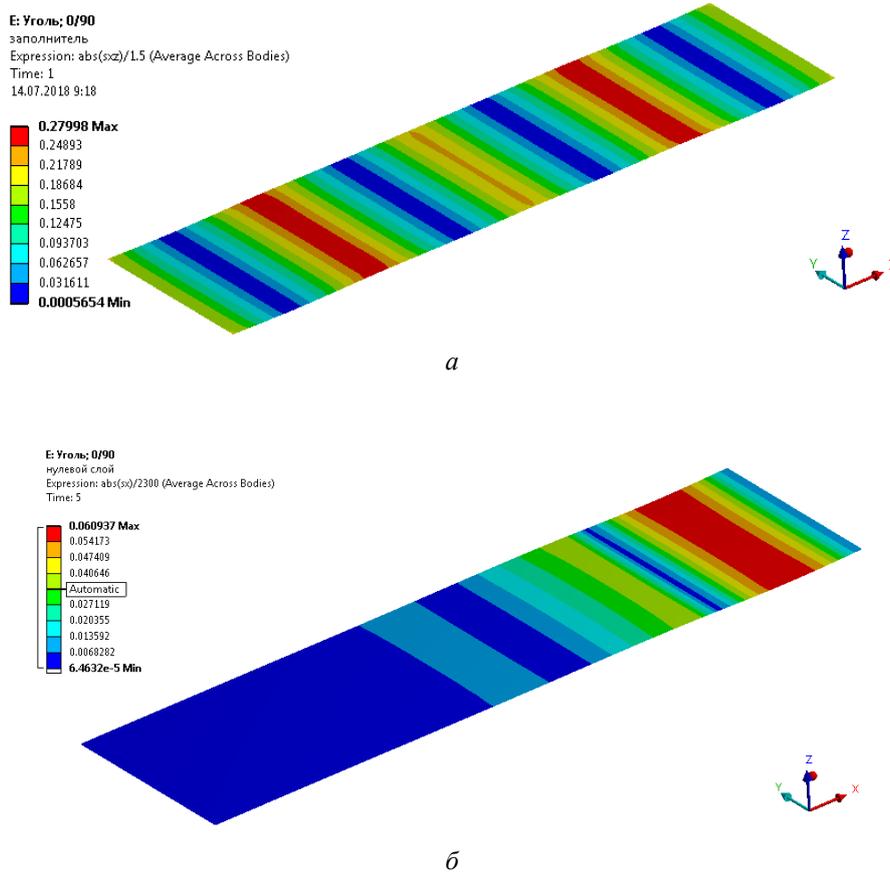


Рис. 12. Распределение критерия прочности в сотовом заполнителе при нагружении всей панели распределённой нагрузкой:

а – критерий прочности заполнителя по сдвиговым напряжениям τ_{xz} при нагружении всей панели распределённой нагрузкой;

б – критерий прочности по нормальным напряжениям σ_{xx} в верхнем слое обшивки при нагружении крайней (IV) панели

Заключение

Выполненное экспериментальное исследование механических характеристик клеевых угле- и стеклопластиков пониженной горючести, разработанных в ФГУП «ВИАМ», показывает, что с использованием данных материалов могут быть спроектированы панели пола пассажирского самолёта с высокими весовыми характеристиками. В частности, по выполненному проектированию масса квадратного метра панелей пола в зоне прохода с обшивками из клеевого углепластика составляет 2,96 и 3,44 кг/м² для панелей с обшивками из клеевого стеклопластика, что соответствует мировым достижениям в данной области.

Разработанная графоаналитическая методика проектирования панелей обеспечивает простой, быстрый и наглядный просмотр различных вариантов материалов с учётом дискретного характера их параметров в различных сочетаниях. Методика позволяет оценивать Парето-множество проектов, анализировать запасы прочности и разрабатывать требования к механическим характеристикам компонентов с учётом их стоимости.

Авторы благодарят д-ра техн. наук, профессора Балакина Виктора Леонидовича за внимательное прочтение рукописи статьи и ряд полезных рекомендаций.

Работа выполнена в рамках государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013 – 2025 годы» и государственного контракта № 17705596339170000610/14/18/017553-18-19 от 26.04.2018 г., а также при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по проекту FSSS-2020-0016.

Библиографический список

1. Александров А.Я., Крушин Л.И. Трёхслойные пластинки и оболочки. Прочность, устойчивость, колебания. Т. 2. М.: Машиностроение, 1968. 326 с.
2. Гиммельфарб А.Л. Основы конструирования в самолётостроении. М.: Машиностроение, 1980. 370 с.
3. Хертель Г. Тонкостенные конструкции в авиационном строительстве. М.: Машиностроение, 1965. 528 с.
4. Niu M.C.Y. Airframe structural design: Practical design information and data on aircraft structures. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. 612 p.
5. Allen H.G. Analysis and design of structural sandwich panels. London: Pergamon, 1969. 300 p.
6. Александров А.Я. Расчёт трёхслойных панелей. М.: Оборонгиз, 1960. 271 с.
7. Кобелев В.Н., Коварский Л.М., Тимофеев С.И. Расчёт трёхслойных конструкций. М.: Машиностроение, 1984. 304 с.
8. Мэттьюз Ф., Роллингс Р. Мир материалов и технологий. Композиционные материалы. Механика и технология. М.: Техносфера, 2004. 408 с.
9. Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. Amsterdam: Elsevier, 2013. 832 p. DOI: 10.1016/C2011-0-07135-1
10. Каблов Е.Н. России нужны материалы нового поколения // Редкие земли. 2014. № 3. С. 8-13.
11. Душин М.И., Ермолаева А.М., Катырев И.Я., Недойнов П.Н., Павлова М.А., Перов Б.В., Суворов Б.Д., Толстобров Е.П. Углепластики в панелях пола трёхслойной конструкции // Авиационная промышленность. 1978. № 6. С. 8-12.
12. Шокин Г.И., Шершак П.В., Андриянина М.А. Опыт разработки и освоения производства сотовых панелей пола ЛА из отечественных материалов // Авиационная промышленность. 2017. № 1. С. 32-39.
13. Шершак В.П., Шокин Г.И., Егоров В.Н. Технологические особенности производства трёхслойных сотовых панелей пола воздушных судов // Авиационная промышленность. 2014. № 3. С. 34-42.
14. Комаров В.А., Кишов Е.А., Куцевич К.Е., Павлов А.А., Павлова С.А., Тюменева Т.Ю. Разработка требований к механическим характеристикам композиционного материала с учётом области применения // Клеи. Герметики. Технологии. 2020. № 2. С. 13-19. DOI: 10.31044/1813-7008-2020-0-2-13-19
15. Куцевич К.Е., Дементьева Л.А., Лукина Н.Ф., Тюменева Т.Ю. Клеевые препреги – перспективные материалы для деталей и агрегатов из ПКМ // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 5. С. 379-387. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-379-387
16. Викарио А., Толанд Р. Критерии прочности и анализ разрушения конструкций из композиционных материалов // В кн.: «Композиционные материалы». Т. 7. Анализ и проектирование конструкций. М.: Машиностроение, 1978. С. 62-107.
17. Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В., Павлов А.А. Расчётно-экспериментальный анализ прочности изделий из тканевого эпоксидного углепластика // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени

академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 2. С. 106-112. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112

18. Куцевич К.Е., Тюменева Т.Ю., Петрова А.П. Влияние наполнителей на свойства клеевых препрегов и ПКМ на их основе // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. № 4 (49). С. 51-55. DOI 10.18577/2071-9140-2017-0-4-51-55

19. ГОСТ 25.601-80. Расчёты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания плоских образцов на растяжение при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Издательство стандартов, 1980. 14 с.

20. ГОСТ 25.602-80. Расчёты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания плоских образцов на сжатие при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Издательство стандартов, 1980. 18 с.

21. ASTM D3518 / D3518M-18. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a ± 45 laminate. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2018. DOI: 10.1520 / D3518_D3518M-18

22. ASTM D4255 / D4255M-20. Standard test method for in-plane shear properties of polymer matrix composite materials by the rail shear method. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/D4255_D4255M-20

23. ASTM D790-17. Standard test method for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2017. DOI: 10.1520/D0790-17

24. ASTM C365 / C365M-16. Standard test method for flatwise compressive properties of sandwich cores. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0365_C0365M-16

25. ASTM C393 / C393M-20. Standard test method for core shear properties of sandwich constructions by beam flexure. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0393_C0393M-20

26. ASTM C273 / C273M-20. Standard test method for shear properties of sandwich core materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0273_C0273M-20

27. ASTM C297 / C297M-16. Standard test method for flatwise tensile strength of sandwich constructions. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0297_C0297M-16

28. Малков В.П., Угодчиков А.Г. Оптимизация упругих систем. М.: Наука, 1981. 288 с.

29. Есипов Б.А. Методы оптимизации и исследование операций. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2007. 180 с.

30. Тимошенко С.П., Войновский-Кригер С. Пластины и оболочки. М.: Наука, 1966. 636 с.

31. Вайнберг Д.В., Вайнберг Е.Д. Расчёт пластин. Киев: Будівельник, 1970. 436 с.

32. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 271 с.

33. Комаров В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // *Онтология проектирования*. 2017. Т. 7, № 2 (24). С. 191-206. DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206

34. Баранников А.А., Вешкин Е.А., Постнов В.И., Стрельников С.В. К вопросу производства панелей пола из ПКМ для летательных аппаратов (обзорная статья) // *Известия Самарского научного центра РАН*. 2017. Т. 19, № 4 (2). С. 198-213.

OPTIMIZATION OF HONEYCOMB SANDWICH FLOOR PANELS MADE OF POLYMER-MATRIX LOW-COMBUSTIBLE COMPOSITE MATERIALS BASED ON HIGH-STRENGTH CARBON AND GLASS FIBERS AND ADHESIVE BINDER

© 2020

V. A. Komarov Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Construction and Design, Director of the Research and Education Center of Aircraft Construction (AVICON); Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vkomarov@ssau.ru

K. E. Kutsevich Candidate of Science (Engineering), Chief of the Laboratory Sector of Adhesives and Adhesive Prepregs; All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials, Moscow, Russian Federation; kucevichke@viam.ru

S. A. Pavlova Engineer of the Research and Education Center of Aircraft Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; pavlova-sva@yandex.ru

T. Yu. Tyumeneva Deputy Chief of the Laboratory of Adhesives and Adhesive Prepregs; All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials, Moscow, Russian Federation; kucevichke@viam.ru

The article deals with the task of designing aircraft honeycomb sandwich floor panels considering experimental data on the mechanical properties of new high-strength low-combustible composite materials. The developed experimental and analytical design procedure and optimization algorithm are described. The design task is formulated in terms of nonlinear mathematical programming in which the mass per square meter of the construction is the objective function. The thickness of the base layers, the height of honeycomb core and some other parameters are considered as the design variables. The proposed visual interpretation of the optimal design task allows reducing possible design solutions based on the experimental data to an enumeration of a limited number of design alternates. The article presents a demo task and the results of designing floor panes for an advanced passenger aircraft in the aisle area using a new low-combustible composite material. The floor panel is regarded as a continuous multiply supported plate loaded with distributed load. The proposed grapho-analytical method makes it possible to form the area of rational designs that differ from the optimal one in terms of mass by a specified allowable value. The performed computational and experimental analysis shows that with the use of the new material, a floor panel can be designed with base layers made of carbon or fiberglass and lightweight honeycomb filler with the mass of a square meter from 2,9 to 3,4 kg, which is the state-of-the-art.

Sandwich constructions; floor panels; low-combustible composite materials; test; design; optimization

Citation: Komarov V.A., Kutsevich K.E., Pavlova S.A., Tyumeneva T.Yu. Optimization of honeycomb sandwich floor panels made of polymer-matrix low-combustible composite materials based on high-strength carbon and glass fibers and adhesive binder. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 51-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72

References

1. Aleksandrov A.Ya., Krushin L.I. *Trekhslonnyye plastinki i obolochki. Prochnost', ustoychivost', kolebaniya. T. 2* [Sandwich plates and shells. Strength, stability, vibration. V. 2]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 326 p.
2. Gimmelfarb A.L. *Osnovy konstruirovaniya v samoletostroenii* [Principles of design in aircraft engineering]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 370 p.
3. Hertel H. *Leichtbau*. Berlin: Springer-Verlag, 1960. 526 p.
4. Niu M.C.Y. *Airframe structural design: Practical design information and data on aircraft structures*. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. 612 p.

5. Allen H.G. Analysis and design of structural sandwich panels. London: Pergamon, 1969. 300 p.
6. Aleksandrov A.Ya. *Raschet trekhsloynnykh paneley* [Calculation of Sandwich Panels]. Moscow: Oborongiz Publ., 1960. 271 p.
7. Kobelev V.N., Kovarskiy L.M., Timofeev S.I. *Raschet trekhsloynnykh konstruksiy* [Calculation of sandwich structures]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 304 p.
8. Matthews F.L., Rawlings R.D. Composite materials: engineering and science. Amsterdam: Elsevier, 1999. 480 p.
9. Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. Amsterdam: Elsevier, 2013. 832 p. DOI: 10.1016/C2011-0-07135-1
10. Kablov E.N. Russia needs new generation materials. *Rare Earths*. 2014. No. 3. P. 8-13. (In Russ.)
11. Dushin M.I., Ermolaeva A.M., Katyrev I.Ya., Nedoynov P.N., Pavlova M.A., Perov B.V., Suvorov B.D., Tolstobrov E.P. Carbon fibers in sandwich floor panels. *Aviation Industry*. 1978. No. 6. P. 8-12. (In Russ.)
12. Shokin G.I., Shershak P.V., Andriunina M.A. Experience in development and manufacture of honeycomb floor panels made of domestic materials. *Aviation Industry*. 2017. No. 1. P. 32-39. (In Russ.)
13. Shershak V.P., Shokin G.I., Egorov V.N. Technological characteristics of the fabrication of the aircraft floor sandwich honeycomb panels. *Aviation Industry*. 2014. No. 3. P. 34-42. (In Russ.)
14. Komarov V.A., Kishov E.A., Kutsevich K.E., Pavlov A.A., Pavlova S.A., Tyumeneva T.Yu. Development of the requirements for the mechanical characteristics of composite materials considering the application field. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*. 2020. No. 2. P. 13-19. (In Russ.). DOI: 10.31044/1813-7008-2020-0-2-13-19
15. Kutsevich K.E., Dementeva L.A., Lukina N.F., Tyumeneva T.Yu. Development of requirements for mechanical characteristics of composite material, taking into account field of application. *Aviation Materials and Technologies*. 2017. No. S. P. 379-387. (In Russ.). DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-379-387
16. Vicario A.A., Toland R.H. Failure criteria and failure analysis of composite structural components. *In book: «Composite materials». V. 7. Structural design and analysis*. New York: Academic Press, 1975. P. 52-98.
17. Komarov V.A., Kishov E.A., Charkviani R.V., Pavlov A.A. Numerical and experimental study of the strength of fabric carbon-epoxy composite structures. *Vestnik of Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 2. P. 106-112. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112
18. Kutsevich K.E., Tyumeneva T.Yu., Petrova A.P. Influence of fillers on properties of adhesive prepreps and PCM on their basis. *Aviation Materials and Technologies*. 2017. No. 4 (49). P. 51-55. (In Russ.). DOI 10.18577/2071-9140-2017-0-4-51-55
19. GOST 25.601-80. Design calculation and strength testings. Methods of mechanical testing of polymeric composite materials. Test for tensile properties on plane specimens at normal, elevated and low temperatures. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1980. 14 p. (In Russ.)
20. GOST 25.602-80. Design calculation and strength testings. Methods of mechanical testing of polymeric composite materials. Test for compression properties at normal, elevated and low temperatures. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1980. 18 p. (In Russ.)
21. ASTM D3518 / D3518M-18. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a ± 45 laminate. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2018. DOI: 10.1520 / D3518_D3518M-18

22. ASTM D4255 / D4255M-20. Standard test method for in-plane shear properties of polymer matrix composite materials by the rail shear method. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/D4255_D4255M-20

23. ASTM D790-17. Standard test method for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2017. DOI: 10.1520/D0790-17

24. ASTM C365 / C365M-16. Standard test method for flatwise compressive properties of sandwich cores. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0365_C0365M-16

25. ASTM C393 / C393M-20. Standard test method for core shear properties of sandwich constructions by beam flexure. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0393_C0393M-20

26. ASTM C273 / C273M-20. Standard test method for shear properties of sandwich core materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2020. DOI: 10.1520/C0273_C0273M-20

27. ASTM C297 / C297M-16. Standard test method for flatwise tensile strength of sandwich constructions. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. DOI: 10.1520/C0297_C0297M-16

28. Malkov V.P., Ugodchikov A.G. *Optimizatsiya uprugikh system* [Optimization of elastic systems]. Moscow: Nauka Publ., 1981. 288 p.

29. Esipov B.A. *Metody optimizatsii i issledovanie operatsiy* [Optimization methods and operations research]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 180 p.

30. Timoshenko S.P., Voynovskiy-Kriger S. *Plastiny i obolochki* [Plates and shells]. Moscow: Nauka Publ., 1966. 636 p.

31. Vaynberg D.V., Vaynberg E.D. *Raschet plastin* [Plating design]. Kiev: Budivel'nik Publ., 1970. 436 p.

32. Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [The finite element method in technology]. Moscow: Mir Publ., 1975. 271 p.

33. Komarov V.A. Theoretical basis for design of load-bearing structures produced using additive technologies. *Ontology of Designing*. 2017. V. 7, no. 2 (24). P. 191-206. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206

34. Barannikov A.A., Veshkin E.A., Postnov V.I., Strelnikov S.V. On the issue of production of the floor panels made of PCM for aircraft (review article). *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 4 (2). P. 198-213. (In Russ.)