

УДК 669.715:669.018.95

*Е.И. Орешко<sup>1</sup>, В.С. Ерасов<sup>1</sup>, Н.Ю. Подживотов<sup>1</sup>, А.Н. Луценко<sup>1</sup>***РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ГИБРИДНОЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА НА БАЗЕ ЛИСТОВ И ПРОФИЛЕЙ ИЗ ВЫСОКОПРОЧНОГО АЛЮМИНИЙ-ЛИТИЕВОГО СПЛАВА И СЛОИСТОГО АЛЮМОСТЕКЛОПЛАСТИКА**

DOI: 10.185.77/2071-9140-2016-0-1-53-61

*Необходимым этапом проектирования гибридной панели крыла является разработка методик по расчету на прочность и определению эквивалентной нагрузки для испытаний. Целью работы являлась разработка методики расчета на прочность гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозитного пластика и последующий расчет на прочность фрагмента гибридной панели крыла по разработанной методике.*

*Расчет несущей способности по сжатию образца гибридной панели крыла выполнен с использованием конечно-элементного программного комплекса. Расчет производился в линейной и нелинейной постановке. Определена критическая нагрузка, при которой происходит общая потеря устойчивости панели.*

**Ключевые слова:** гибридный материал, панель крыла, расчет на прочность, несущая способность, метод конечных элементов.

*A necessary step in designing a hybrid wing panel is to develop methods for calculating the strength and determination of the equivalent load for testing. In this regard, the aim of this work was to develop methods for strength calculation of a hybrid wing panel on the basis of sheets and profiles made of high-strength aluminum-lithium alloy and laminated aluminum fiberglass and subsequent strength calculation of the hybrid wing panel fragment by the developed methodology.*

*The calculation of the bearing capacity in compression of the hybrid wing panel sample was also performed using finite element software. The calculation was performed in the linear and nonlinear formulation. The critical load, at which a general loss of stability of the panel occurred, was determined.*

**Keywords:** hybrid material, the panel covered, strength calculation, bearing capacity, finite element method.

<sup>1</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal state unitary enterprise «All-Russian scientific research institute of aviation materials» State research center of the Russian Federation] E-mail: admin@viam.ru

**Введение**

Создание современных авиационных конструкций невозможно без рационального использования существующих и разработки новых конструктивных материалов. Разработка новых авиационных материалов должна быть направлена на обеспечение совокупности требований, традиционно предъявляемых к силовым конструкциям воздушных судов при проектировании [1–4].

Согласно таким требованиям планер воздушного судна должен обладать:

- высокой несущей способностью;
- малой плотностью заложенных в конструкцию материалов;
- высоким ресурсом;
- повышенной эксплуатационной живучестью;
- коррозионной стойкостью;
- технологичностью;
- относительно низкой стоимостью изготовления.

Проектирование силовой конструкции воздушного судна сводится к решению комплексной

задачи по поиску компромисса между указанными выше требованиями. Поиск такого компромисса возможен благодаря подбору материалов, обладающих оптимальными для проектируемой конструкции свойствами. Например, необходимая жесткость конструкции может быть достигнута путем применения слоев разнонаправленного армирования, различных матриц и армирующих наполнителей [5–9]. Из условий максимума живучести может быть смоделирована структура материала, скорость распространения трещин в которой будет минимальна. Для повышения эффективности работы сжатых конструкций применяется материал, имеющий повышенный модуль упругости, а для уменьшения массы конструкции – конструкционный материал с низкой плотностью и т. д.

Из приведенных примеров видно, что в зависимости от характера нагрузок в качестве конструкционного материала может быть выбран или смоделирован материал, обладающий наиболее эффективными характеристиками для проектируемой конструкции. Предъявляемые к конструк-

ции воздушного судна конструктивно-технологические и эксплуатационные требования, а также современные возможности моделирования и производства материалов обуславливают переход к многослойным гибридным конструкционным материалам с заданными физико-механическими свойствами [10–13]. Замена квазиизотропного металлического материала на гибридный дает наибольший весовой и прочностной эффект.

Необходимым этапом проектирования гибридной панели крыла является разработка методик по расчету на прочность и определению эквивалентной нагрузки для испытаний. В связи с этим целью данной работы являлась разработка методики расчета на прочность гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозитного материала и последующий расчет на прочность фрагмента гибридной панели крыла по разработанной методике.

#### Материалы и методы

Разработана методика расчета гибридных панелей на растяжение и сжатие (расчет несущей способности). Расчет гибридной панели проводится по одному типовому элементу панели. Типовой элемент представляет собой стрингер с присоединенной к нему обшивкой (рис. 1). Допускаемые напряжения в верхних панелях крыла определяются их несущей способностью при сжатии.

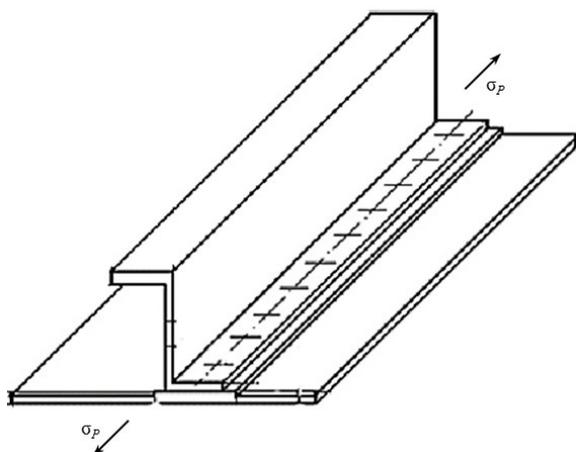


Рис. 1. Типовой элемент панели – стрингер с присоединенной к нему обшивкой

Потеря устойчивости стрингера с обшивкой определяется как потеря устойчивости шарнирно-опертого стержня, длина которого равна расстоянию между соседними нервюрами. При этом учитывается потеря устойчивости обшивки между стрингерами, местная форма потери устойчивости отдельных полок стрингера, общая форма потери устойчивости стрингера с присоединенной обшивкой.

В случае если дорожка под стрингером имеет жесткостные характеристики, отличающиеся от характеристик стрингера и гибридной обшивки, в расчет вводится редуцированный коэффициент по материалу, и в дальнейших расчетах несущей способности учитывается приведенная ширина стрингерной дорожки  $b_{дор.пр}$ , в мм:

$$b_{дор.пр} = b_{дор} \cdot \varphi_m, \quad (1)$$

где  $b_{дор}$  – ширина стрингерной дорожки, мм;  $\varphi_m$  – редуцированный коэффициент по материалу, равный отношению модуля упругости дорожки к модулю упругости стрингера.

Жесткостные характеристики стрингерной дорожки необходимо определять из расчета упругих констант композитного пакета, при этом в расчетах несущей способности используют модуль упругости вдоль действия сжимающей нагрузки. Механические характеристики гибридной обшивки принимаются такие же, как для монолитного материала, предварительно определенные экспериментально на образцах. Клеевое соединение стрингера с обшивкой в расчетах не учитывается. Авторами принята расчетная схема сжатия пластины прямоугольной формы в направлении стрингера (рис. 2). Напряжение потери устойчивости обшивки при одностороннем сжатии  $\sigma_{кр.обшив}$  (МПа) определяли по формуле:

$$\sigma_{кр.обшив} = K \cdot E \cdot \left( \frac{\delta_0}{t_{стр}} \right)^2, \quad (2)$$

где  $E$  – модуль упругости, ГПа;  $\delta_0$  – толщина обшивки, мм;  $t_{стр}$  – ширина обшивки (равна шагу стрингеров), мм;  $K$  – коэффициент граничных условий обшивки.

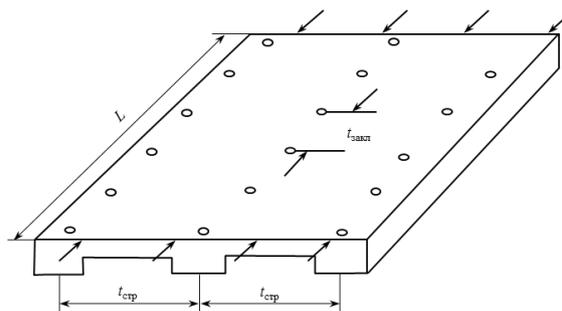


Рис. 2. Схема для расчета сжатия панели в направлении стрингера

Граничные условия по коротким сторонам пластины – шарнирное закрепление (опоры на нервюры).

Граничные условия по длинным сторонам пластины могут быть следующими:

- шарнирное закрепление с двух сторон;
- защемление с двух сторон;
- шарнир и защемление;

- шарнир и свободный край;
- защемление и свободный край.

Напряжение потери устойчивости обшивки между заклепками  $\sigma_{кр.м.з}$  (МПа) определяли следующим образом:

$$\sigma_{кр.м.з} = \frac{\pi^2 \cdot E}{3 \cdot (1 - \mu^2)} \cdot \left( \frac{\delta_0}{t_{закл}} \right)^2, \quad (3)$$

где  $E$  – модуль упругости, ГПа;  $\delta_0$  – толщина обшивки, мм;  $t_{закл}$  – шаг заклепок, мм;  $\mu$  – коэффициент Пуассона.

Напряжение местной потери устойчивости для каждого элемента стрингера  $\sigma_{кр.местн}$  (МПа) определяли как

$$\sigma_{кр.местн} = K_M \cdot E \cdot \left( \frac{\delta}{b} \right)^2, \quad (4)$$

где  $b$  – ширина полки стрингера, мм;  $\delta$  – толщина полки стрингера, мм;  $E$  – модуль упругости, ГПа;  $K_M$  – коэффициент граничных условий, вычисляемый в зависимости от соотношения и взаимного расположения смежных полок.

В самолетных конструкциях обшивка и стрингеры всегда скреплены между собой (клеем, заклепками, болтами), поэтому они взаимно поддерживают друг друга при совместной работе на сжатие. Участие обшивки в совместной работе со стрингерами при сжатии характеризует редуцированный коэффициент.

В первом приближении обшивка присоединяется к сечению стрингера с первоначальной шириной, равной шагу стрингеров. В процессе итерационного расчета ширину присоединенной обшивки редуцируют. Коэффициент редукции равен:

$$\varphi = \sqrt{\frac{\sigma_{кр.обшив}}{\sigma_{кр.общ}}}, \quad (5)$$

где  $\sigma_{кр.обшив}$  – напряжение потери устойчивости обшивки от сжатия вдоль длинной стороны пластины, МПа;  $\sigma_{кр.общ}$  – напряжение общей потери устойчивости элемента панели (стрингера с обшивкой), МПа.

Общую потерю устойчивости элемента панели определяли как потерю устойчивости шарнирно-опертого стержня, длина которого равна расстоянию между соседними нервюрами.

Напряжение общей потери устойчивости  $\sigma_{кр.общ}$  (МПа) вычисляли следующим образом:

$$\sigma_{кр.общ} = C \cdot E \cdot \pi^2 \cdot \left( \frac{i}{L} \right)^2, \quad (6)$$

где  $C$  – коэффициент граничных условий, равный 1 для шарнирного закрепления;  $E$  – модуль упругости, ГПа;  $i$  – радиус инерции для сечения с редуцированной обшивкой, мм;  $L$  – длина стержня, мм.

Напряжение общей потери устойчивости вычисляли с использованием соответствующих кри-

вых устойчивости для материалов стрингера  $\sigma_{кр.стр}$  и обшивки  $\sigma_{кр.обшив}$ , так как они могут быть различны.

Допускаемое напряжение в стрингере  $\sigma_{доп.стр}$  (МПа) определяли как

$$\sigma_{доп.стр} = \min \left\{ \frac{\sigma_{кр.стр}}{\sqrt{\sigma_{кр.стр} \cdot \sigma_{кр.местн}}}, \right. \quad (7)$$

где  $\sigma_{кр.стр}$  – напряжение потери устойчивости стрингера от сжатия вдоль длинной стороны пластины, МПа;  $\sigma_{кр.местн}$  – напряжение местной потери устойчивости для каждого элемента стрингера, МПа.

Допускаемое напряжение в обшивке  $\sigma_{доп.обшив}$  (МПа) определяли как

$$\sigma_{доп.обшив} = \sqrt{\sigma_{кр.обшив} \cdot \sigma'_{кр}}, \quad (8)$$

где  $\sigma'_{кр} = \min \left\{ \begin{matrix} \sigma_{кр.м.з} \\ \sigma_{кр.общ.местн1} \\ \sigma_{кр.общ} \end{matrix} \right.$ ;  $\sigma_{кр.м.з}$  – напряжение потери

устойчивости обшивки между заклепками, МПа;  $\sigma_{кр.общ.местн1}$  – напряжение в материале обшивки при местной потере устойчивости, прилегающей к обшивке лапки стрингера, МПа;  $\sigma_{кр.общ}$  – напряжение общей потери устойчивости элемента панели (стрингер и обшивка) для материала обшивки, МПа.

Потеря устойчивости стрингера с присоединенной обшивкой происходит при напряжении несущей способности  $\sigma_{н.с}$  (МПа):

$$\sigma_{н.с} = \frac{\sigma_{доп.обшив} \cdot F_{обшив} + \sigma_{доп.стр} \cdot F_{стр}}{F_{обшив} + F_{стр}}, \quad (9)$$

где  $\sigma_{доп.стр}$ ,  $\sigma_{доп.обшив}$  – допускаемые напряжения в стрингере и обшивке, МПа;  $F_{обшив}$ ,  $F_{стр}$  – площади поперечных сечений обшивки и стрингера типового элемента гибридной панели, мм<sup>2</sup>.

Для нижних панелей крыла, работающих в основном на растяжение, необходимо учитывать требования к статической прочности, усталости и живучести.

Механические характеристики гибридной обшивки принимаем такими же, как для монолитного материала, определив их экспериментально на образцах по ГОСТ 1497–84.

При определении расчетных разрушающих напряжений для силовых элементов, работающих на растяжение, необходимо учитывать реальные условия их работы в системе конструкции самолета.

Уменьшение площади поперечного сечения силовых элементов, работающих под растяжение, из-за наличия отверстий под заклепки (болты) выразим через коэффициент ослабления сечения

$$k_1 = F_{нетто} / F_{брутто}, \quad (10)$$

где  $F_{нетто}$ ,  $F_{брутто}$  – площади сечений продольного элемента (стрингер и обшивка) с учетом и без учета отверстий под крепежные элементы, мм<sup>2</sup>.

Для предварительных расчетов принимаем  $k_1$  равным 0,9.

Необходимо учитывать влияние концентрации напряжений при наличии отверстий в силовых элементах с помощью коэффициента  $k_2$ , учитывающего понижение прочности силовых элементов при разрушающих нагрузках, который зависит от материала. Для алюминиевых сплавов принимаем  $k_2$  равным 0,9.

С учетом того, что гибридная обшивка имеет слоистую структуру, а композитные клеевые препреги, входящие в ее состав, имеют меньшую чувствительность к концентрации напряжений, чем алюминиевые сплавы, можно предположить, что коэффициент  $k_2$  будет несколько выше, поэтому для предварительных расчетов принимаем для гибридной обшивки  $k_2$  равным 0,95.

Расчетное напряжение  $\sigma_p$  (МПа) для силового элемента гибридной конструкции, работающего на растяжение, рассчитывали по формуле:

$$\sigma_p = k_1 \cdot k_2 \cdot \sigma_{в.м}, \quad (11)$$

где  $\sigma_{в.м}$  – предел прочности менее прочного материала гибридной конструкции, МПа;  $k_1$  – коэффициент ослабления сечения;  $k_2$  – коэффициент, учитывающий влияние концентрации напряжений при наличии отверстий в силовых элементах.

Для рассматриваемой панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозитного пластика расчетное напряжение для силового элемента конструкции  $\sigma_p$  (МПа) составляет:

$$\sigma_p = 0,86 \cdot \sigma_{в}^{Al}, \quad (12)$$

где  $\sigma_{в}^{Al}$  – предел прочности алюминиевого сплава, МПа.

Для совместной работы элементов гибридной панели, в которой обшивка и стрингер могут иметь различные жесткостные характеристики, необходимо использовать редуцированный коэффициент по материалу, равный отношению модуля упругости обшивки к модулю упругости стрингера.

В дальнейших расчетах по определению действующих напряжений также используют редуцированную площадь обшивки, прибавляя ее к истинной площади стрингера. Полученные напряжения в материале стрингера умножают на редуцированный коэффициент, получая напряжения в обшивке:

$$\sigma_{доп. стр} \cdot \varphi = \sigma_{доп. обш.} \quad (13)$$

Избыток прочности  $\eta$  определяется как

$$\eta = \frac{q_{н.с}}{q_{сум}} - 1, \quad (14)$$

где  $q_{н.с}$  – поток несущей способности;  $q_{сум}$  – суммарный (со стрингера и обшивки) поток нормальных сжимающих сил в панели, Н/мм;

$$q_{н.с} = \sigma_{н.с} \cdot \delta_{пр}, \quad (15)$$

где  $\delta_{пр}$  – приведенная толщина панели, мм.

Приведенная толщина панели  $\delta_{пр}$  определяется по формуле:

$$\delta_{пр} = \frac{F_{обш} + F_{стр}}{t_{стр}}, \quad (16)$$

где  $t_{стр}$  – шаг стрингеров, мм.

Для расчета статической прочности гибридной панели крыла также использовали метод конечных элементов (МКЭ), где задавались механические характеристики каждого из слоев гибридной обшивки.

Достоинством МКЭ является возможность решения задач для области практически любой формы, в отличие от аналитических решений, которые могут быть получены только для задач с простой геометрической формой исследуемого объекта. В связи с этим появление целого ряда коммерческих расчетных программ, реализующих этот метод, сделали его основным инструментом инженера, выполняющего расчеты на прочность [14–19].

В процессе расчета использовали метод послойного упругого анализа, при котором рассчитываются нагрузки в слоях гибридной обшивки и, применяя тот или иной критерий прочности к монослоям, определяли нагрузку первичного разрушения одного из слоев. Трехмерная конечно-элементная модель фрагмента крупногабаритной стрингерной гибридной панели крыла показана на рис. 3.

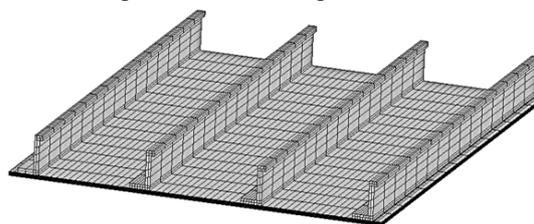


Рис. 3. Трехмерная конечно-элементная модель фрагмента крупногабаритной четырехстрингерной гибридной панели крыла

Фрагмент гибридной панели, работающей на сжатие, состоит из обшивки с четырьмя прессованными стрингерами и имеет габарит 455×600 мм. Стрингеры Z-образной формы из высокопрочного Al-Li сплава марки В-1469 расположены вдоль длинной стороны панели с шагом  $t_{стр} = 142,5$  мм.

Обшивка – гибридная и состоит из двух наружных монолитных листов толщиной 1,4 мм каждый из сплава В-1469, слоистого алюмокомпозитного пластика марки СИАЛ и двух прослоек склеивающего препрега. Суммарная номинальная толщина обшивки составляет 5 мм. Соединение стрингера с обшивкой осуществляется при помощи двух слоев склеивающего препрега и титановых болт-заклепок Ø6 мм. Структурная схема гибридной панели приведена на рис. 4.

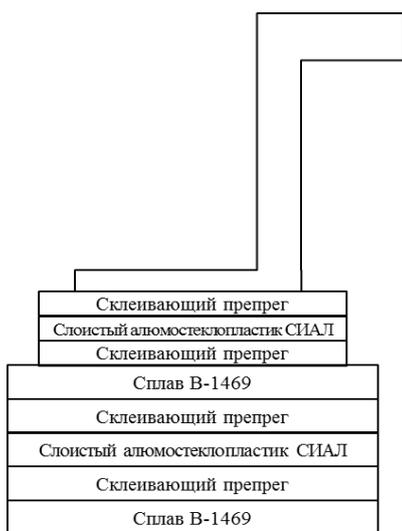


Рис. 4. Структурная схема компонентов гибридной слоистой панели (обшивка+стрингер)

Физико-механические характеристики элементов панели, используемые при математическом моделировании Al-Li сплавов и композитных клеевых препрегов, приведены в табл. 1.

Конфигурация стрингера приведена на рис. 5.

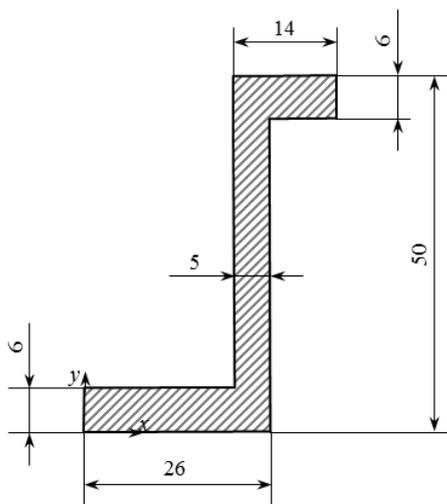


Рис. 5. Геометрические размеры стрингера

Смоделирована однопролетная панель с четырьмя стрингерами. В конечно-элементной модели

(КЭМ) панели использовали изгибно-мембранные конечные элементы типа CQUAD4. Поскольку задача состояла в определении критической нагрузки несущей способности панели, то плотность расчетной сетки КЭМ выбрана невысокой. Для соединения обшивки со стрингерами смоделирован контакт по соответствующим поверхностям.

Гибридная обшивка смоделирована в виде пяти слоев (два наружных слоя из монолитного листа сплава марки В-1469, слой из слоистого алюмокомпозитного материала марки СИАЛ и две прослойки склеивающего препрега). На рис. 6 показана схема укладки слоев обшивки с их нумерацией.

5. Алюминий-литиевый сплав В-1469
4. Склеивающий препрег
3. Слоистый алюмокомпозитный материал СИАЛ
2. Склеивающий препрег
1. Алюминий-литиевый сплав В-1469

Рис. 6. Схема укладки слоев обшивки

На торцах панели сформированы граничные условия для шарнирных опор. Перемещения торцевых узлов связаны линейными кинематическими зависимостями (МРС-элементы) с дополнительным узлом, расположенным в центре жесткости сечения панели. Нагрузка прикладывается в центре жесткости сечения с силой  $P=2000$  кН. Данная задача рассмотрена с использованием двух основных подходов к решению расчета критических усилий на основе:

- бифуркационной постановки задачи (метод Buckling);
- решения нелинейных уравнений равновесия системы (метод Implicit Nonlinear).

Для нелинейного решения задачи должно быть приложено начальное отклонение от исходного состояния конструкции в виде давления в  $10^{-4}$  МПа.

**Результаты**

Пример расчета на прочность (несущую способность) гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозитного материала по разработанной методике показан в табл. 2.

Таблица 1

**Физико-механические характеристики элементов панели, используемые при математическом моделировании**

Элементы панели	<i>E</i>	<i>G</i>	$\sigma_b$	$\sigma_{0,2}$	$\sigma_{пл}$	Коэффициент Пуассона $\mu$
	ГПа		МПа			
СИАЛ	70,38	26,65	1020	336,6	255	0,33
Обшивка: сплав В-1469+СИАЛ+ +склеивающий препрег	66,3	25,3	683,4	438,6	344,3	0,3
Сплав В-1469	80,58	29,91	591,6	571,2	459	0,33

Таблица 2

Расчет на прочность (несущую способность) гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозита по разработанной методике\*

Условный номер стрингера	Обшивка		Дорожка	Площадь			Силовые факторы	
	$t_{обш}$	$\delta_0$	$\delta_{дор}$	$F_{обш}$	$F_{стр}$	$F_{эл}$	$\sigma_{н.с}$	$P_{н.с}$
	мм			мм <sup>2</sup>			МПа	Н
1	11	4,78	4,78	366,86	430	796,86	423	337072
	142,5	4,78						
2	11	4,78	4,78	681,15	430	1111,15	385,2	428015
	142,5	4,78						
3	11	4,78	4,78	681,15	430	1111,15	385,2	428015
	142,5	4,78						
4	11	4,78	4,78	366,86	430	796,86	423	337072
	142,5	4,78						
Для фрагмента крупногабаритной стрингерной гибридной панели крыла								Σ1530170

\*  $t_{обш}$  – ширина обшивки (равна шагу стрингеров);  $\delta_0, \delta_{дор}$  – толщина обшивки и дорожки соответственно;  $F_{обш}, F_{стр}, F_{эл}$  – площадь поперечного сечения обшивки, стрингера и типового элемента гибридной панели соответственно;  $\sigma_{н.с}, P_{н.с}$  – напряжение и усилие несущей способности соответственно.

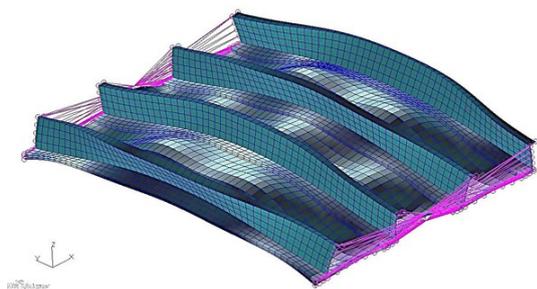


Рис. 7. Первая форма потери устойчивости панели

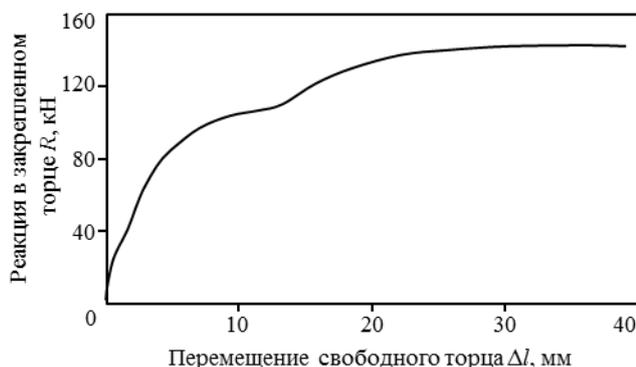


Рис. 8. Зависимость реакции закрепленного торца от перемещения свободного торца

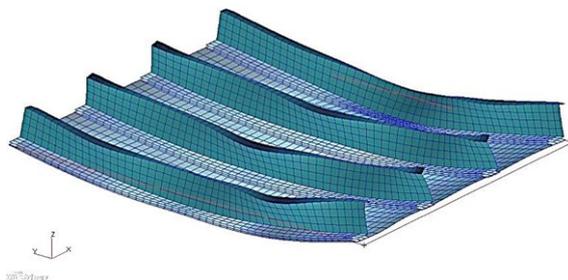


Рис. 9. Деформации гибридной панели при разрушающей нагрузке

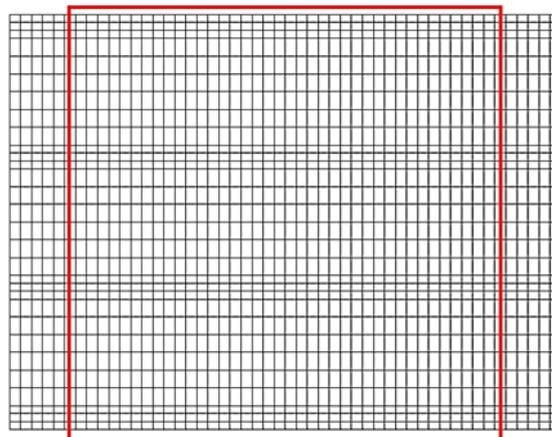


Рис. 10. Рассматриваемая зона обшивки для учета краевых эффектов при расчете

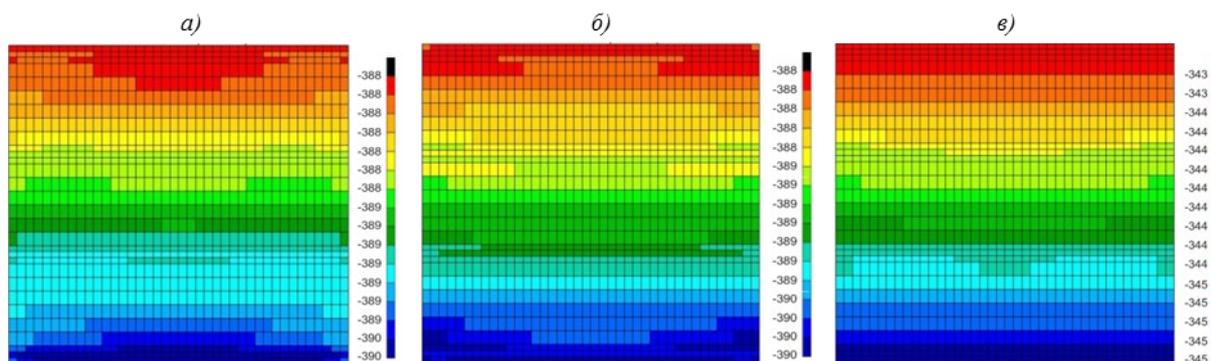


Рис. 11. Осевые напряжения (МПа) в слоях обшивки (номер слоя – см. рис. 6):  
*a* – 1 (сплав В-1469); *б* – 5 (сплав В-1469); *в* – 3 (СИАЛ)

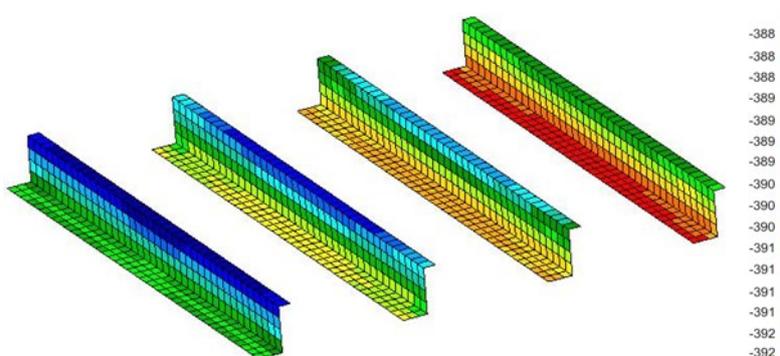


Рис. 12. Осевые напряжения (МПа) в стрингерах панели

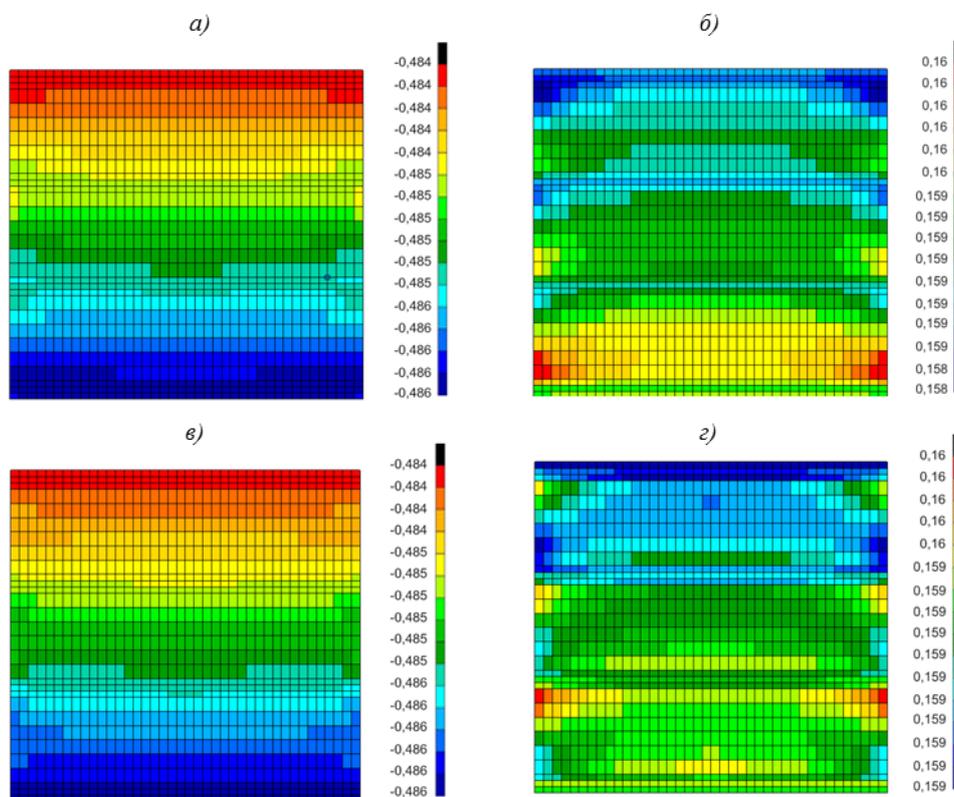


Рис. 13. Деформации (%) в слое обшивки (склеивающий препрег) 2 (*a*, *б*) и 4 (*в*, *г*) (номер слоя – см. рис. 6) вдоль оси *X* (*a*, *в*) и *Y* (*б*, *г*) соответственно

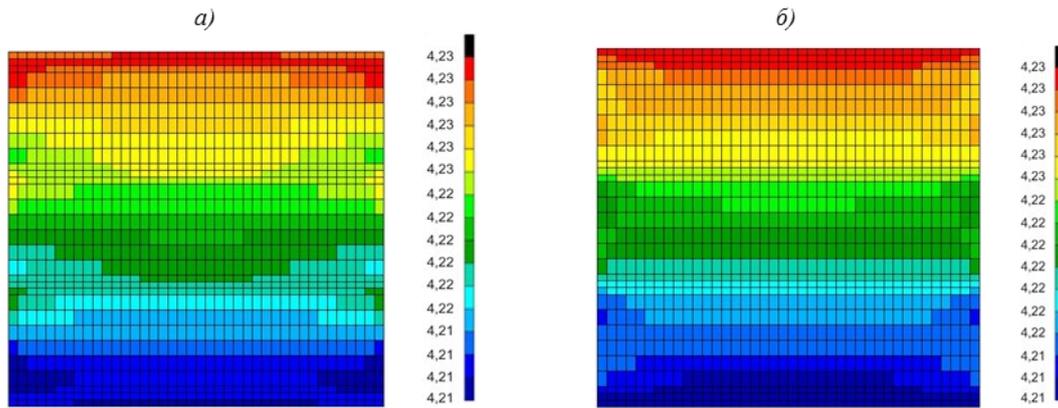


Рис. 14. Запасы прочности по критерию Хилла в элементах обшивки (склеивающий препрег) в слоях 2 (а) и 4 (б) (номер слоя – см. рис. 6)

На рис. 7 показана общая форма потери устойчивости панели при нагрузке  $P_{кр}=2000$  кН. Предполагается, что данное значение критической нагрузки является завышенным, так как линейный анализ не учитывает эффекта снижения жесткости панели из-за местной потери устойчивости ее элементов, которая предшествует общей потере устойчивости и снижает величину критической нагрузки.

При решении данной задачи на основе нелинейных уравнений равновесия системы использовали метод решения Ньютона–Рафсона. В процессе расчета контролировали величину реакции на закрепленном торце от перемещения свободного торца панели (рис. 8). Резкий рост перемещения свободного торца при незначительном увеличении прилагаемой нагрузки свидетельствует о приближении к критической нагрузке общей потери устойчивости. Видно, что максимальное значение реакции  $R=1425$  кН соответствует критической нагрузке общей потери устойчивости панели.

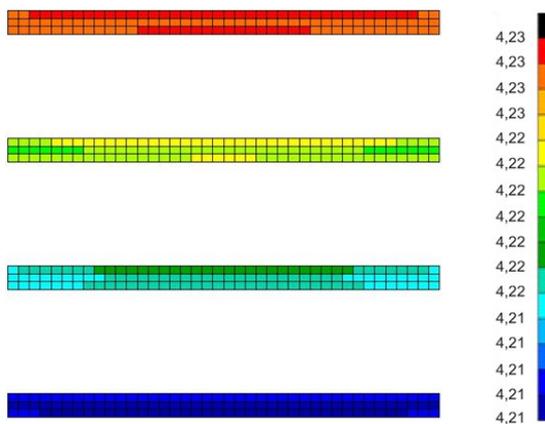


Рис. 15. Запасы прочности по критерию Хилла в элементах слоя склеивающего препрега между полкой стрингера и обшивкой

На рис. 9 в увеличенном масштабе приведены возможные деформации гибридной панели при разрушающей нагрузке. Для учета краевых эф-

фектов результаты расчета рассмотрены в зоне, указанной на рис. 10. На рис. 11 и 12 представлены результаты расчета в виде напряжений в каждом слое обшивки и в стрингерах при критической нагрузке. На рис. 13 представлены результаты расчета в виде деформаций в композитных слоях обшивки. На рис. 14 и 15 представлены результаты расчета в виде запаса прочности в композитных слоях обшивки.

**Обсуждение и заключения**

Разработана методика расчета на прочность гибридной панели крыла. Проведен расчет на прочность (несущую способность) гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозитного пластика.

Разработана конечно-элементная модель гибридной панели. Конечно-элементная сетка смоделирована отдельно для каждого элемента панели (обшивки, стрингера, клевого соединения между обшивкой и стрингером) и они соединены между собой при помощи контакта по соответствующим поверхностям. Гибридная обшивка смоделирована в виде отдельных слоев – двух наружных листов из алюминий-литиевого сплава В-1469, слоистого алюмокомпозитного пластика марки СИАЛ и двух слоев склеивающего препрега; суммарная номинальная толщина обшивки составляет 5 мм. Такой подход позволяет получить напряженное состояние в каждом из слоев гибридной обшивки при их совместной работе.

Выполнен расчет несущей способности панели методом конечных элементов при линейной и нелинейной постановке задачи. При линейном расчете получена критическая нагрузка  $P_{кр}=2001,6$  кН, значение которой завышено из-за того, что не учитывалось снижение жесткости панели при местной потере устойчивости, которая предшествует общей потере устойчивости панели. Поэтому произведен расчет с помощью нелинейных уравнений равновесия системы, в результате которого получена зависимость реакции закрепленного торца от перемещения свободного торца панели. При дости-

жении нагрузки  $R=1425$  кН происходит общая потеря устойчивости панели.

Результаты расчетов методом конечных элементов показали, что при достижении критической нагрузки напряжения во внешних слоях обшивки из сплава В-1469 составляют  $\sigma_{\max}=390$  МПа, а в слое обшивки из СИАЛ –  $\sigma_{\max}=345$  МПа, что превышает  $\sigma_{0,2\text{сж}}=336$  МПа. Минимальный запас прочности по композитным

слоям обшивки по критерию Хилла составляет  $RF_{\min}=4,21$ . Максимальные деформации в этих слоях составляют  $\epsilon_{\max}=0,486\%$ .

*Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках Соглашения о предоставлении субсидии №14.595.21.0002 от 22.08.2014 г., уникальный идентификатор №RFMEFI59514X0002, с использованием оборудования ЦКП «Климатические испытания ФГУП „ВИАМ”».*

## ЛИТЕРАТУРА

1. Панин В.Е., Каблов Е.Н., Почивалов Ю.И., Панин С.В., Колобнев Н.И. Влияние наноструктурирования поверхностного слоя алюминий-литиевого сплава 1424 на механизмы деформации, технологические характеристики и усталостную долговечность. Повышение пластичности и технологических характеристик // Физическая мезомеханика. 2012. Т. 15. №6. С. 107–111.
2. Каблов Е.Н. Современные материалы – основа инновационной модернизации России // Металлы Евразии. 2012. №3. С. 10–15.
3. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33.
4. Зотов А.А. Расчет самолета на прочность. Внешние нагрузки. Конструктивно-силовые схемы. Конструкционные материалы: учеб. пособие. М.: Вузовская книга. 2014. С. 52–58.
5. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Лукина Н.Ф. Новый класс слоистых алюмокомпозитов на основе алюминий-литиевого сплава 1441 с пониженной плотностью // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2011. №SP2. С. 174–183.
6. Ефимов В.А., Шведкова А.К., Коренькова Т.Г., Кириллов В.Н. Исследование полимерных конструкционных материалов при воздействии климатических факторов и нагрузок в лабораторных и натуральных условиях // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2013. №1. Ст. 05. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 14.01.2015).
7. Мухаметов Р.Р., Ахмадиева К.Р., Чурсова Л.В., Коган Д.И. Новые полимерные связующие для перспективных методов изготовления конструкционных волоконистых ПКМ // Авиационные материалы и технологии. 2011. №2. С. 38–42.
8. Каблов Е.Н., Старцев О.В., Кротов А.С., Кириллов В.Н. Климатическое старение композиционных материалов авиационного назначения. III. Значимые факторы старения // Деформация и разрушение материалов. 2011. №1. С. 34–40.
9. Каблов Е.Н., Щетанов Б.В., Ивахненко Ю.А., Балинова Ю.А. Перспективные армирующие высокотемпературные волокна для металлических и керамических композиционных материалов // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2013. №2. Ст. 05. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 14.01.2015).
10. Кириллов В.Н., Старцев О.В., Ефимов В.А. Климатическая стойкость и повреждаемость полимерных композиционных материалов, проблемы и пути решения // Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 412–423.
11. Тарасов Ю.М., Антипов В.В. Новые материалы ВИАМ – для перспективной авиационной техники производства ОАО «ОАК» // Авиационные материалы и технологии. 2012. №2. С. 5–6.
12. Кириллов В.Н., Ефимов В.А., Шведкова А.К., Николаев Е.В. Исследование влияния климатических факторов и механического нагружения на структуру и механические свойства ПКМ // Авиационные материалы и технологии. 2011. №4. С. 41–45.
13. Донецкий К.И., Коган Д.И., Хрульков А.В. Свойства полимерных композиционных материалов, изготовленных на основе плетеных преформ // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2014. №3. Ст. 05. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 14.01.2015). DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-3-5-5.
14. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю. Выбор схемы расположения высокомодульных слоев в многослойной гибридной пластине для ее наибольшего сопротивления потере устойчивости // Авиационные материалы и технологии. 2014. №S4. С. 109–117.
15. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Луценко А.Н. Математическое моделирование деформирования конструкционного углепластика при изгибе // Авиационные материалы и технологии. 2016 (в печати).
16. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Луценко А.Н., Терентьев В.Ф., Слизов А.К. Построение диаграмм деформирования в трехмерном пространстве  $\sigma$ – $\epsilon$ – $t$  // Авиационные материалы и технологии. 2016 (в печати).
17. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Луценко А.Н. Особенности расчетов устойчивости стержней и пластин // Авиационные материалы и технологии. 2016 (в печати).
18. Димитриенко Ю.И., Губарева Е.А., Сборщиков С.В., Базылева О.А., Луценко А.Н., Орешко Е.И. Моделирование упругопластических характеристик монокристаллических интерметаллидных сплавов на основе микроструктурного численного анализа // Математическое моделирование и численные методы. 2015. №2. С. 3–22.
19. Димитриенко Ю.И., Луценко А.Н., Губарева Е.А., Орешко Е.И., Базылева О.А., Сборщиков С.В. Расчет механических характеристик жаропрочных интерметаллидных сплавов на основе никеля методом многомасштабного моделирования структуры // Авиационные материалы и технологии. 2016 (в печати).