

**Расчетно-теоретическое и экспериментальное
определение физико-механических характеристик
композиционных материалов многослойных силовых
элементов фюзеляжа легкого самолета**

© Тун Лин Хтет, П.В. Просунцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Рассмотрены методы определения физико-механических характеристик композиционных материалов, применяемых в конструкции силового набора фюзеляжа легкого самолета. С помощью расчетно-теоретического подхода, основанного на многомасштабном моделировании, изучены физико-механические характеристики этих материалов. Для построения представительного элемента объема композита проведены томографические исследования, позволяющие узнать геометрические размеры нитей армирующей ткани в композите. Выполнено численное моделирование композиционного материала на мезо- и макроуровнях с помощью программных комплексов ANSYS Material Designer и MSC.Digimat, а также сравнение полученных результатов. Для валидации расчетных результатов проведены экспериментальные испытания образцов на растяжение. Установлено, что расхождение результатов расчетных и экспериментальных исследований не превышает 15 %, что свидетельствует об адекватности используемой модели материала.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, углепластик, схема укладки, представительный элемент объема, испытание на разрыв, многомасштабный анализ, моделирование, метод конечных элементов

Введение. Композиционные материалы (КМ) занимают в современной авиации ведущее место благодаря своим уникальным физико-механическим характеристикам, таким как низкая плотность, высокая удельная прочность, жесткость и высокая коррозионная стойкость [1]. В течение последних десятилетий применение КМ в авиации становится все более распространенным. Ярким примером использования КМ служат такие современные самолеты, как Boeing 787, Airbus A350 и российский MC-21. В них около 50 % конструктивных блоков (обшивка крыла и фюзеляжа, элементы шасси, внутренние панели салона, обтекатели и закрылки, кили, стабилизаторы и т. д.) выполнены из КМ [2].

Поскольку композиционные материалы — гетерогенные и многофазные, в них матрица поддерживает совместную работу армирующих элементов и передачу нагрузок между ними, а армирующие материалы обеспечивают необходимые механические характеристики и предотвращают распространение трещин [3].

Одна из важных особенностей КМ — их высокая анизотропия, которая зависит от состава материала и углов между направлением армирования каждого слоя и направлениями действующих напряжений

при различных условиях нагружения. При этом характеристики КМ изменяются как локально вследствие неоднородности структуры материала, так и глобально из-за изменения структуры слоев [4]. Следовательно, определение анизотропных физико-механических характеристик играет важную роль для разработки и производства высококачественных и надежных авиационных композитных компонентов.

Традиционно для определения физико-механических характеристик КМ проводят экспериментальные лабораторные исследования, позволяющие получить наиболее точные данные о прочности, жесткости и о других характеристиках материала. Однако для этого требуется проведение испытаний многих десятков образцов материала, и, следовательно, больших временных, трудовых и финансовых затрат [5]. Поэтому в настоящее время активно применяют расчетно-теоретические методы, включающие в себя математическое моделирование и анализ КМ с использованием численных методов, например, метода конечных элементов (МКЭ) [6].

Цель данной работы — определение физико-механических характеристик КМ, используемых в конструкции силового набора фюзеляжа легкого самолета DA-62. Для достижения этой цели применяются расчетно-теоретические методы и проводятся экспериментальные исследования.

Объект исследования и исходные данные. В качестве объекта исследования была выбрана композитная конструкция силового набора хвостовой части фюзеляжа легкого самолета DA-62, фюзеляж которого состоит из обшивки и четырех кольцевых шпангоутов из углепластика (УП) [7]. Поскольку эти силовые элементы являются высоконагруженными, в них могут возникать значительные напряжения.

При изготовлении шпангоутов фюзеляжа используют армирующие углеродные волокна, имеющие различную форму, причем наибольшее распространение получили ленты и ткани. Углеродная лента отличается высокими значениями модуля упругости и прочности в продольном направлении, но слишком низкими — в поперечном. У армированной тканью углепластика механические и прочностные характеристики близки друг другу в обоих направлениях. Поскольку на силовой набор фюзеляжа могут воздействовать нагрузки переменного направления, для изготовления силовых шпангоутов была выбрана ткань на основе высокопрочных углеродных волокон. Это обусловлено необходимостью обеспечить равномерное распределение механических свойств в разных направлениях, чтобы повысить общую прочность и надежность конструкции при переменных нагрузках.

В качестве армирующего материала была выбрана углеродная ткань GG-200T на основе углеродных волокон TORAY FT300B 3K, а в качестве матрицы — эпоксидная смола (табл. 1) [8–10].

Таблица 1

Физико-механические характеристики углеродных волокон TORAY FT300B 3K и эпоксидной смолы

Материал	ρ , г/см ³	E_1 , ГПа	E_2, E_3 , ГПа	G_{12} , ГПа	σ_{1t} , МПа	σ_{1c} , МПа
Углеродное моноволокно	1,76	230	22	9	3530	150
Эпоксидная смола	1,16	3,4	3,4	1,31	80	100

Обозначения: E_1 — модуль упругости в продольном направлении, ГПа; E_2 и E_3 — модуль упругости в поперечных направлениях, ГПа; G_{12} — модуль сдвига, ГПа; σ_{1t} — предел прочности при растяжении, МПа; σ_{1c} — предел прочности при сжатии, МПа

Методика проведения расчетно-теоретических исследований.

Характеристики композиционных материалов определяются расчетным путем с помощью методов численного моделирования, основанных на многомасштабном моделировании (рис. 1). Поэтому рассматриваются три различных уровня, определяемых характерными размерами объектов: микроуровень ($< 0,1$ мм), на котором описывается влияние зон контакта или взаимодействия волокон и матрицы; мезоуровень (от 0,1 мм до 1,0 см), на котором находятся характеристики нитей, матрицы и отдельного слоя материала; макроуровень, где определяются характеристики элементов конструкции при действии внешних нагрузок [11].

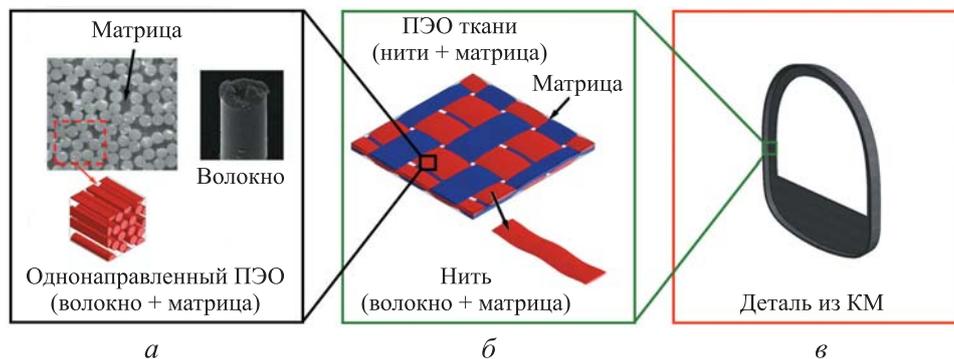


Рис. 1. Многомасштабный подход к моделированию характеристик КМ на трех уровнях:

a — микроуровне (10^{-6} м); b — мезоуровне (10^{-3} м); v — макроуровне (10^0 м)

Теоретической основой многомасштабного подхода являются методы гомогенизации, опирающиеся на базовые законы механики и информацию о характеристиках отдельных компонент КМ. В этих методах используются численные методы моделирования напряженно-деформированного состояния представительного элемента объема (ПЭО) [12]. В механике сплошной среды для гетерогенного материала можно рассматривать ПЭО как объем, статистически представляющий материал, достаточно малый, чтобы его можно было обсуждать для макроскопического представления характеристик, и достаточно великий, чтобы обеспечить независимость получаемых характеристик от граничных условий [13].

Поскольку в конструкции силового набора используются только ПКМ, в которых армирующим компонентом является ткань, то расчетно-теоретическое определение характеристик начинается с мезоуровня. При этом нить ткани рассматривается как однородный трансверсально-анизотропный материал с механическими характеристиками, определяющимися путем мезомасштабной гомогенизации или экспериментально.

Определение физико-механических характеристик углеродной ткани на мезоуровне. На этом уровне учитывается структура армирующей ткани, в которой выделяются отдельные нити и матрица. Для того чтобы узнать физико-механические характеристики КМ на мезоуровне, необходимо знать ориентацию и геометрические параметры армирующей нити в углеродной ткани. Геометрические параметры нитей определяются с помощью микроскопа Phenom Prox (США). Микрофотография показывает, что поперечное сечение нити утка может иметь форму эллипса, а сечение нитей основы — форму круга (рис. 2, а).

Геометрические размеры нитей в ткани в композитном ламинате оценивались с использованием микротомографа SkyScan 1172 (Бельгия). Схематическая диаграмма структуры ткани, полученной по результатам томографического исследования, представлена на рис. 2, б.

В результате проведенных измерений были определены основные геометрические параметры нитей в ламинате: ширина нити $L_n = 18$ мм, толщина нити $t_n = 0,1$ мм, толщина монослоя $d = 0,386$ мм. Были построены геометрические модели ПЭО монослоя углеродной ткани саржевого (2/2) плетения с линейной плотностью 200 текс, пространство между которыми заполнено эпоксидным связующим. Для создания модели ПЭО были использованы программные пакеты ANSYS Material Designer и MSC.Digimat с учетом идеализированной структуры армирующей ткани и размера элементарной ячейки. Конечно-элементные модели создаются с помощью специальной (воксельной) сетки, разработанной для моделей мезомасштаба. В зависимости от локальной ориентации волокон и нитей задаются анизотропные характеристики материала нити, представленные в табл. 1.

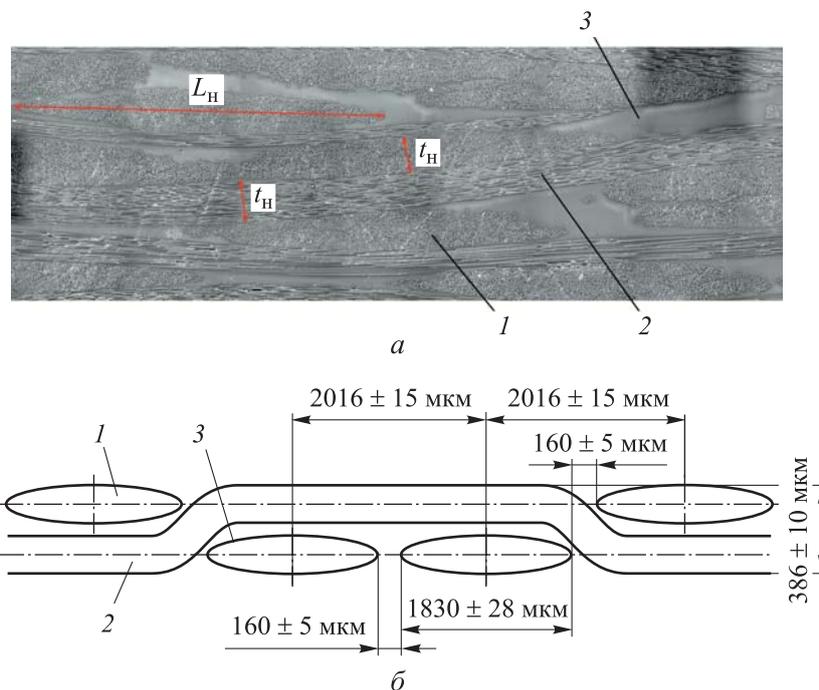


Рис. 2. Измерение геометрических размеров нитей в ламинате: *a* — томографическое изображение; *б* — схематическая диаграмма структуры ткани; 1 — нить утка; 2 — нить основы; 3 — матрица; L_n — ширина нити, мм; t_n — толщина нити, мм

Геометрические и конечно-элементные модели ПЭО, построенные в пакете программ ANSYS Material Designer и MSC.Digimat, показаны на рис. 3, *a* и *б* соответственно.

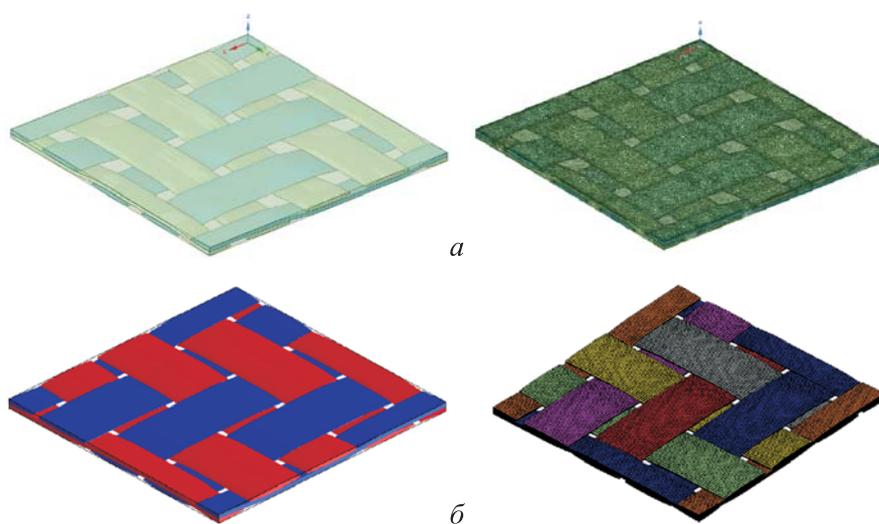


Рис. 3. Геометрическая и конечно-элементная модели в программных комплексах ANSYS Material Designer (*a*) и MSC.Digimat (*б*)

При моделировании на мезоуровне ПЭО рассматривается как периодическая структура, и к нему применяются периодические граничные условия [13]. Условия нагружения для определения механических характеристик ПЭО УП приведены на рис. 4.

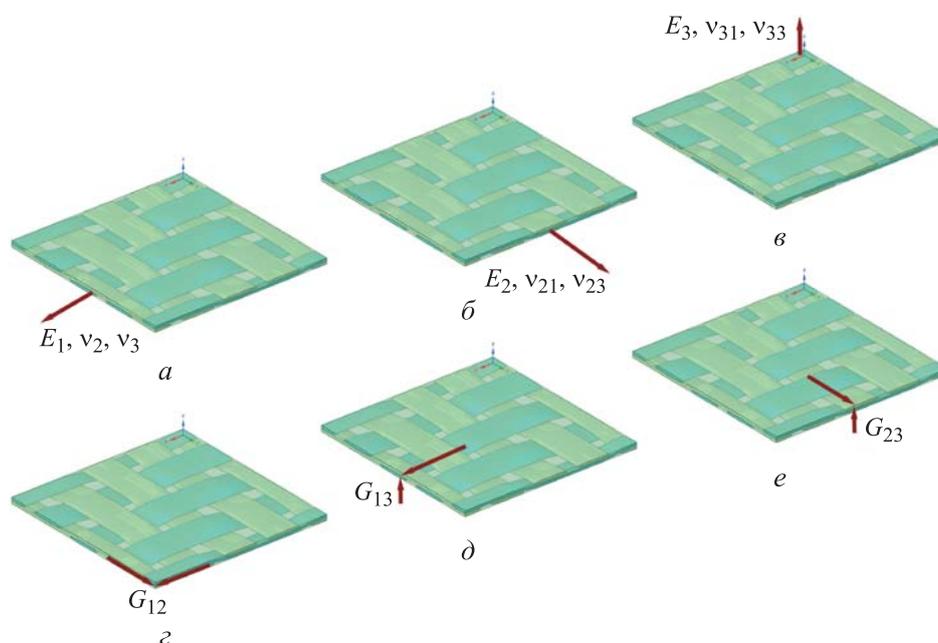


Рис. 4. Случаи нагружения в модели ПЭО для определения упругих характеристик [ГПа]:
 $a — E_1; б — E_2; в — E_3; г — G_{12}; д — G_{13}; е — G_{23}$

Физико-механические характеристики ПЭО УП, полученные при моделировании на мезоуровне в программах MSC.Digimat и ANSYS Material Designer, даны в табл. 2. Результаты исследования показывают, что различие между значениями характеристик не превышает 5 %.

Таблица 2

Результаты моделирования физико-механических характеристик монослоев углепластика на мезоуровне в программных пакетах

Параметр	MSC.Digimat	ANSYS Material Designer	Различие, %
Модуль упругости монослоя, ГПа:			
в направлении E_1	51,65	52,59	1,82
в направлении E_2	50,82	52,59	3,48
в поперечном направлении E_3	8,46	8,87	4,62
Коэффициент Пуассона:			
ν_{12}	0,038	0,039	2,6
ν_{23}	0,3	0,3	—
ν_{13}	0,3	0,3	—

Параметр	MSC.Digimat	ANSYS Material Designer	Различие, %
Модуль сдвига, ГПа:			
G_{12}	3,742	3,86	3,15
G_{23}	2,525	2,51	0,6
G_{13}	2,576	2,52	2,17

Определение физико-механических характеристик УП на макроуровне. Характеристики УП на мезоуровне используются в качестве входных данных для определения характеристик многослойного пакета УП на макроуровне. Физико-механические характеристики слоистого ПКМ зависят не только от характеристик его компонент, но и от таких структурных параметров, как толщина и углы укладки слоев. На данном этапе рассматривалась многослойная пластина, нагруженная растягивающей силой. Принималось, что ее длина L и ширина W составляют 1 м, а толщины всех слоев равны. Для определения характеристик многослойного пакета использовались типичные схемы укладки $[0/90^\circ]_3$ и $[\pm 45^\circ]_3$.

Для расчетно-теоретического определения упругих характеристик многослойного композитного пакета можно использовать как классическую теорию слоистых пластин, так и программные пакеты, например, Siemens NX, ANSYS ACP Prepost, FEMAP и т. д. Конечно-элементная модель композитной пластины представлена на рис. 5.

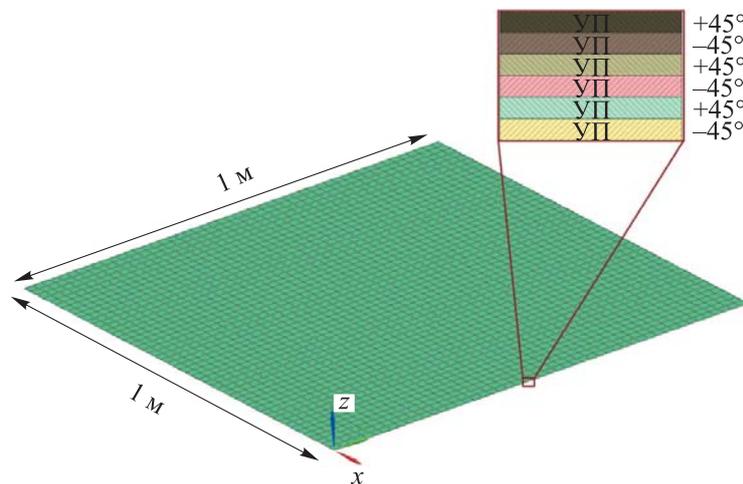


Рис. 5. Моделирование многослойного композитного пакета (схема укладки $[\pm 45^\circ]_3$)

Для моделирования многослойных композитных пластин был использован модуль ANSYS ACP PrePost. Он предоставляет широкий спектр возможностей не только для моделирования, но и для анализа

композитных конструкций, включая расчет физических и механических свойств композитов, а также проведение нагрузочных и деформационных анализов различных видов.

В пакете ANSYS ACP PrePost отдельные монослои, рассматриваемые в полярных координатах, могут быть трех типов: однонаправленные, двунаправленные и квазиизотропные. Структуры двунаправленных многослойных пластин и их полярные механические характеристики представлены на рис. 6.

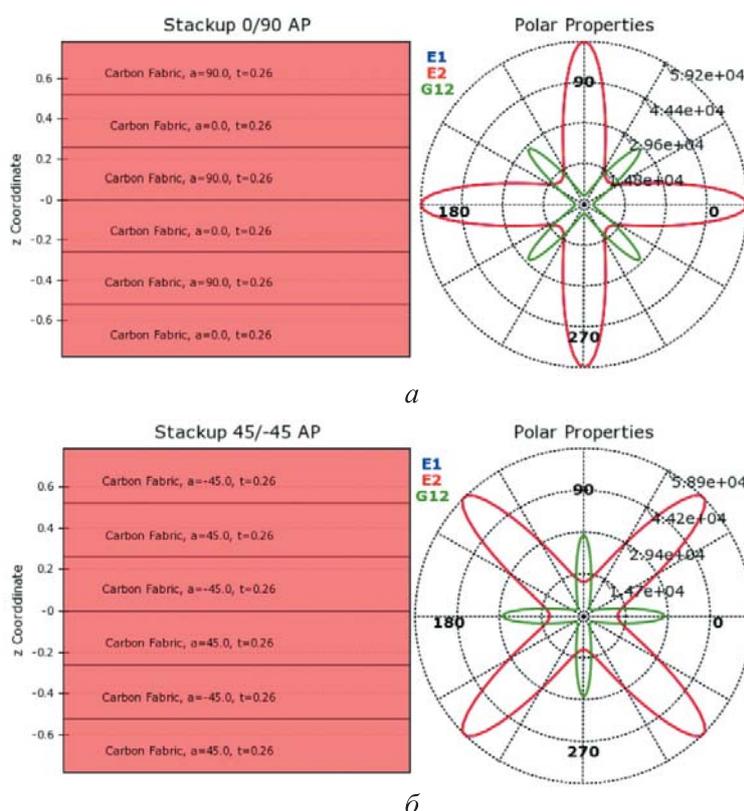


Рис. 6. Схема укладки и механические характеристики многослойных пластин в полярных координатах, полученные в ANSYS ACP Prepost:

a — $[0^\circ/90^\circ]_3$; b — $[\pm 45^\circ]_3$

Упругие характеристики многослойных пластин из УП со схемами армирования $[0/90^\circ]_3$ и $[\pm 45^\circ]_3$, которые определены в пакете ANSYS ACP PrePost, представлены в табл. 3. Для вычисления упругих характеристик пластины из УП на макроуровне использованы данные, полученные при моделировании на мезоуровне в программе MSC.Digimat. Видно, что УП со схемой $[0/90^\circ]_3$ имеет большие значения E_1 и E_2 , чем УП со схемой $[\pm 45^\circ]_3$, при этом УП со схемой $[\pm 45^\circ]_3$ имеет большее значение G_{12} .

Упругие характеристики многослойных пластин из УП на макроуровне, определенные в программном пакте ANSYS ACP PrePost

Схема укладки УП	E_1, E_2 , ГПа	G_{12} , ГПа	$G_{13} = G_{23}$, ГПа
$[0/90^\circ]_3$	51,65	3,742	2,125
$[\pm 45^\circ]_3$	13,14	24,83	2,25

Таким образом, для расчетно-теоретического определения характеристик силового набора предлагается использовать алгоритм многомасштабного моделирования, включающий в себя:

этап мезоуровня — определение характеристик монослоя с наполнителем из углеродной ткани в пакете программ MSC.Digimat или ANSYS Material Designer;

этап макроуровня — определение характеристик многослойного пакета из композиционного материала в пакете программ ANSYS ACP Prepost.

Расчетно-экспериментальное исследование характеристик материалов. Расчетно-теоретические методы позволяют определять физико-механические характеристики КМ на основе известных характеристик отдельных компонентов КМ и параметров структуры материала. Однако полученные характеристики материалов нуждаются в экспериментальной валидации.

Изготовление образцов УП. Методом вакуумной инфузии при комнатной температуре были изготовлены пластины из ПКМ на основе углеродной ткани GG-200T и эпоксидной смолы, физико-механические характеристики которых приведены в табл. 1. Процесс вакуумной инфузии является экономически эффективным для изготовления высококачественных композитных деталей. Его преимуществами являются хорошее качество, высокая удельная прочность и жесткость, малое время цикла изготовления и низкая стоимость.

При изготовлении пластины были использованы две типовые схемы укладки слоев — $[0/90^\circ]_3$ и $[\pm 45^\circ]_3$. Схема технологического процесса вакуумной инфузии приведена на рис. 7.

В соответствии с ГОСТ 32656–2017 [14] из изготовленной УП-пластины было сделано два комплекта по пять образцов для проведения испытаний на разрыв (рис. 8). Накладки для испытаний были изготовлены из стеклопластика. Образцы УП состоят из шести слоев углеткани толщиной 0,26 мм, а в целом толщина образца составляет около 1,7 мм.

Образцы для испытаний на растяжение, полученные вырезкой и обработкой на шлифовальной машине, показаны на рис. 9.

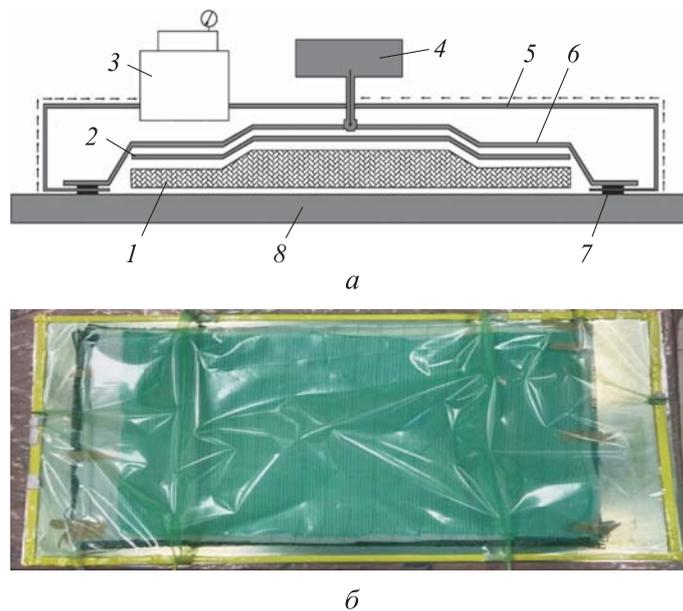


Рис. 7. Изготовление образцов УП:

а — схема изготовления детали методом вакуумной инфузии (1 — наполнитель, 2 — разделительная ткань, 3 — вакуумный насос, 4 — связующее, 5 — вакуумная трубка, 6 — вакуумный пакет, 7 — герметизирующий жгут, 8 — формовочный стол); б — вакуумный мешок



Рис. 8. Фрезерная машина, на которой вырезаны образцы УП

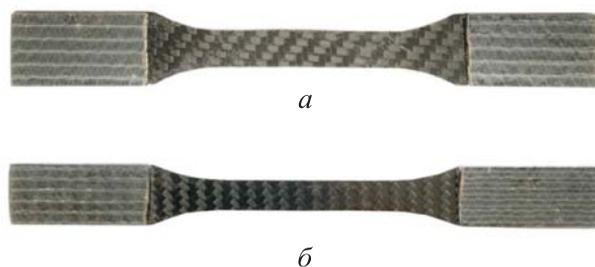


Рис. 9. Образцы УП для испытаний на разрыв:
a — образец 1 $[0/90^\circ]_3$; *б* — образец 2 $[\pm 45^\circ]_3$

Проведение экспериментальных исследований. Испытания образцов на растяжение проводились на машине Zwick Z100, они нагружались со скоростью 10 мм/мин до разрушения (рис. 10).

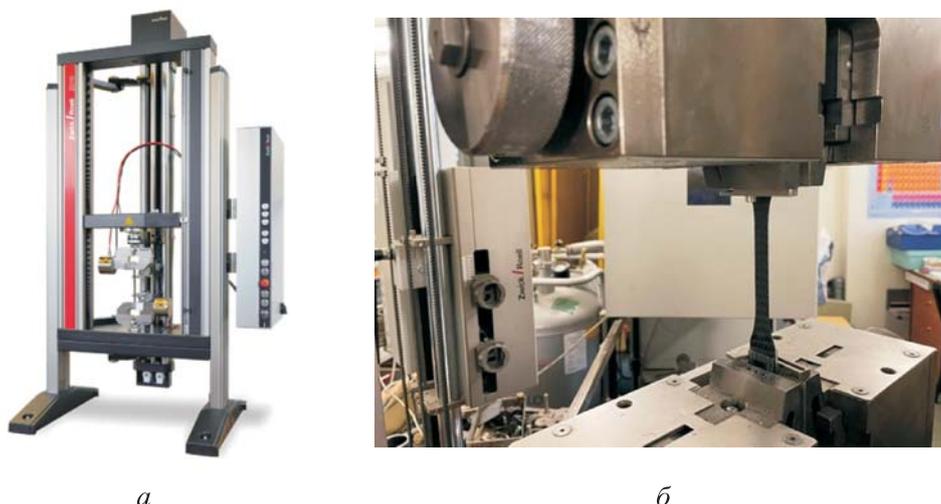


Рис. 10. Испытательная машина Zwick Z100 (*a*), установка образца УП в захваты испытательной машины (*б*)

В соответствии с ГОСТ 32656–2017 по результатам испытаний был проведен анализ разрушения на основе типа, зоны и местоположения разрыва. Корректным считается только разрушение в рабочей зоне образца [14].

Характер разрушения образцов после испытаний показан на рис. 11. Видно, что разрушение происходило в рабочей части образцов, по стандартному описанию тип разрушения обоих образцов представляет собой ГРС (Г — горизонтальное, Р — в рабочей зоне, С — в середине образца) [14].

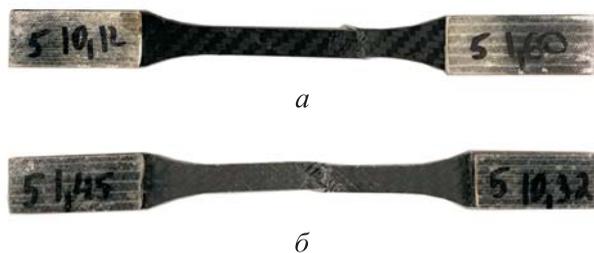


Рис. 11. Характерные виды разрушений образцов со схемами укладки $[0/90^\circ]_3$ в образце 1 (а) и $[\pm 45^\circ]_3$ в образце 2 (б)

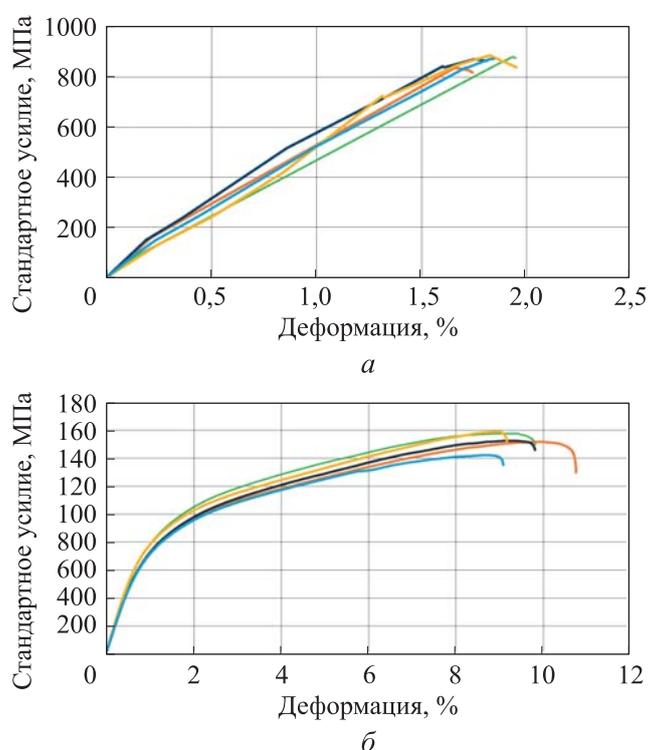


Рис. 12. Экспериментальные результаты для кривых напряжения — деформации образцов 1–5 со схемами укладки $[0/90^\circ]_3$ (а) и $[\pm 45^\circ]_3$ (б):
 — 1; — 2; — 3; — 4; — 5

В результате проведенных испытаний были получены диаграммы в координатах напряжения и деформации (рис. 12).

Результаты и обсуждение. Для сравнения результаты расчетно-экспериментального исследования модуля упругости УП и расчетно-теоретического исследования, проведенного в пакетах программ MSC.Digimat и ANSYS Material Designer, представлены в табл. 4. Приведенные в ней данные хорошо согласуются, расхождение между

расчетными и экспериментальными значениями характеристик не превышает 5 % для УП $[0/90^\circ]_3$ и 15 % для УП $[\pm 45^\circ]_3$. Это свидетельствует о том, что математическая модель характеристик материалов адекватна и ее можно использовать для анализа напряженно-деформированного состояния силовых элементов фюзеляжа.

Таблица 4

Результаты расчетно-теоретического и экспериментального исследований

Образец	Эксперимент			Расчетно-теоретическое исследование на макроуровне	Расхождение характеристик значений, %
	σ_B , МПа	ε , %	E_1 , ГПа	E_1 , ГПа	
УП $[0/90^\circ]_3$	833,53	1,87	49,2	51,65	4,7
УП $[\pm 45^\circ]_3$	159,6	9,228	11,32	13,14	14,85

Заключение. Выбран алгоритм для расчетно-теоретического определения характеристик ПКМ силового набора, включающего две модели полимерных конструкционных материалов — мезо- и макроуровня. По данным томографического исследования установлены основные геометрические параметры нитей в ламинате на основе ткани GG-200T. Расчетно-теоретическим методом с помощью многомасштабного моделирования определены физико-механические характеристики углепластика, используемого в силовых элементах конструкции фюзеляжа DA-62. Для валидации физико-механических характеристик материалов, полученных расчетно-теоретическим путем, изготовлены образцы углепластика со схемой укладки слоев $[0/90^\circ]_3$ и $[\pm 45^\circ]_3$ и проведены их испытания на разрыв. Установлено, что расхождение результатов расчетно-теоретического и расчетно-экспериментального исследований не превышает 15 %, что свидетельствует об адекватности используемой модели материала.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Путилина П.М., Куцевич К.Е., Исаев А.Ю. Полимерные композиционные материалы на основе углеродных и стеклянных волокон для изготовления деталей беспилотных летательных аппаратов и перспективы их развития. *Труды ВИАМ*, 2023, № 8 (126), с. 85–99. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-8-85-99
- [2] Kretov A., Tiniakov D. Evaluation of the mass and aerodynamic efficiency of a high aspect ratio wing for prospective passenger aircraft. *Aerospace*, 2022, no. 9 (497). <https://doi.org/10.3390/aerospace9090497>
- [3] Буланов И.М., Воробей В.В. *Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998, 516 с.

- [4] Solodov I., Bernhardt Y., Littner L., Kreutzbruck M. Ultrasonic anisotropy in composites: Effects and applications. *Journal of Composite Science*, 2022, no. 6 (93). <https://doi.org/10.3390/jcs6030093>.
- [5] Ashikhmina E.R., Petrov N.M., Prosuntsov P.V. Evaluation the complex of thermal properties for epoxy-based GFRP used in wing of tourist class reusable space vehicle. *IOP Conf. Ser: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 934, no. 012059. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012059
- [6] Muzel S.D., Bonhin E.P., Guimaraes N.M., Guidi E.S. Application of the finite element method in the analysis of composite materials: A review. *Polymers*, 2020, vol. 12, no. 4. <https://doi.org/10.3390/polym12040818>
- [7] *Diamond DA 62*. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/flight-school-solution/concept/> (дата обращения: 11.01.2024).
- [8] *GG 200T*. URL: <https://www.g-angeloni.com/elenco-prodotti/reinforcements/fabrics/carbon/balanced/gg-200-t/> (дата обращения: 20.05.2021).
- [9] *T300 Standard modulus carbon fiber*. URL: <https://www.toraycma.com/wp-content/uploads/T300-Technical-Data-Sheet-1.pdf.pdf> (дата обращения: 10.08.2021).
- [10] *Эпоксидный компаунд Этал Карбон Light*. URL: <https://graphite-pro.ru/materials/эпоксидный-компаунд-этал-257-карбон-light> (дата обращения: 20.12.2024).
- [11] Mojtaba K., Abbas S.M. Finite element modeling of woven fabric composites at meso-level under combined loading modes. In: S. Vassiliadis, Ed. *Advances in Modern Woven Fabrics Technology*, 2011, pp. 1–17. DOI: 10.5772/17333
- [12] Ferretti P., Santi G. M., Leon-Cardenas C., Fusari E., Donnici G., Frizziero L. Representative volume element (RVE) analysis for mechanical characterization of fused deposition modeled components. *Polymers*, 2021, vol. 13, no. 20. <https://doi.org/10.3390/polym13203555>.
- [13] Fathollah T.B., Emad P. A 3D RVE model with periodic boundary conditions to estimate mechanical properties of composites. *Structural Engineering and Mechanics*, 2019, vol. 72, no. 6, pp. 713–722. <https://doi.org/10.12989/sem.2019.72.6.713>.
- [14] ГОСТ 32656–2017. Композиты полимерные. Методы испытаний. Испытания на растяжение. Москва, Стандартинформ, 2017, 34 с.

Статья поступила в редакцию` 16.09.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Расчетно-теоретическое и экспериментальное определение физико-механических характеристик композиционных материалов многослойных силовых элементов фюзеляжа легкого самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 10. EDN HMAFWE

Тун Лин Хтет — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: проектирование конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов. e-mail: tunlinhtet64509@gmail.com

Просунцов Павел Викторович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: разработка конструкций из композиционных материалов, работающих в условиях интенсивного силового и теплового нагружения. e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru

Design-theoretical and experimental determination of physical and mechanical properties of the composite materials for the light aircraft fuselage multilayer load-bearing elements

© Tun Lin Htet, P.V. Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper considers methods for determining physical and mechanical properties of the composite materials used in design of the light aircraft fuselage structure. It analyzes physical and mechanical properties of these materials using the computational-theoretical approach based on multiscale simulation. To construct a representative volume element of the composite, tomographic studies were conducted making it possible to identify geometric dimensions of the reinforcing fabric threads in the composite. Composite material was numerically simulated at the meso- and macro-levels using the ANSYS Material Designer and MSC.Digimat software packages. The results obtained were compared. To validate the computation results, the samples were experimentally subjected to tensile testing. It was found that discrepancy between the computation and experimental study results was not exceeding 15%, which indicated adequacy of the material model used.

Keywords: *polymer composite materials, carbon fiber reinforced plastic, laying scheme, representative volume element, tensile testing, multiscale analysis, simulation, finite element method*

REFERENCES

- [1] Putilina P.M., Kutsevich K.E., Isaev A.Yu. Polimernye Kompozitsionnye materialy na osnove uglerodnykh i steklyannykh volokon dlia izgotovleniya detaley bespilotnykh letatelnykh apparatov i perspektivy ikh razvitiya [Carbon fiber-reinforced and glass fiber-reinforced polymer composites for the manufacture of components for unmanned aerial vehicles and their developing prospects]. *Trudy VIAM — Proceedings of VIAM*, 2023, no. 8 (126), pp. 85–99. <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2023-0-8-85-99>
- [2] Kretov A., Tiniakov D. Evaluation of the mass and aerodynamic efficiency of a high aspect ratio wing for prospective passenger aircraft. *Aerospace*, 2022, no. 9 (497). <https://doi.org/10.3390/aerospace9090497>
- [3] Bulanov I.M., Vorobey V.V. *Tekhnologiya raketnykh i aerokosmicheskikh konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Technology of rocket and aerospace structures from the composite materials]. Moscow, BMSTU Publ., 1998, 516 p.
- [4] Solodov I., Bernhardt Y., Littner L., Kreutzbruck M. Ultrasonic anisotropy in composites: Effects and applications. *Journal of Composite Science*, 2022, no. 6 (93). <https://doi.org/10.3390/jcs6030093>
- [5] Ashikhmina E.R., Petrov N.M., Prosuntsov P.V. Evaluation of the complex of thermal properties for epoxy-based GFRP used in the wing of tourist class reusable space vehicle. *IOP Conf. Ser: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 934, no. 012059. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/934/1/012059>
- [6] Muzel S.D., Bonhin E.P., Guimaraes N.M., Guidi E.S. Application of the finite element method in the analysis of composite materials: A review. *Polymers*, 2020, vol. 12, no. 4. <https://doi.org/10.3390/polym12040818>

- [7] *Diamond DA 62*. Available at: <https://www.diamondaircraft.com/en/flight-school-solution/concept/> (accessed January 11, 2024).
- [8] *GG 200T*. Available at: <https://www.g-angeloni.com/elenco-prodotti/reinforcements/fabrics/carbon/balanced/gg-200-t/> (accessed May 20, 2021).
- [9] *T300 Standard modulus carbon fiber*. Available at: <https://www.toraycma.com/wp-content/uploads/T300-Technical-Data-Sheet-1.pdf.pdf> (accessed August 10, 2021).
- [10] *Epoksidnyi kompaund Etal Karbon Layt [Etal Carbon Light epoxy compound]*. Available at: <https://graphite-pro.ru/materials/эповидный-компаунд-етал-257-карбо-light> (accessed December 20, 2024).
- [11] Mojtaba K., Abbas S.M. Finite element modeling of woven fabric composites at meso-level under combined loading modes. In: S. Vassiliadis, *Advances in Modern Woven Fabrics Technology*, Ed. 2011, pp. 1–17. <https://doi.org/10.5772/17333>
- [12] Ferretti P., Santi G. M., Leon-Cardenas C., Fusari E., Donnici G., Frizziero L. Representative volume element (RVE) analysis for mechanical characterization of fused deposition modeled components. *Polymers*, 2021, vol. 13, no. 20. <https://doi.org/10.3390/polym13203555>
- [13] Fathollah T. B., Emad P. A 3D RVE model with periodic boundary conditions to estimate mechanical properties of composites. *Structural Engineering and Mechanics*, 2019, vol. 72, no. 6. p. 713–722. <https://doi.org/10.12989/sem.2019.72.6.713>
- [14] *GOST 32656–2017. Kompozity polimernye. Metody ispytaniy. Ispytaniya na rastyazhenii [GOST 32656–2017. Polymeric composites. Test methods. Tensile test methods]*. Moscow, Standartinform Publ., 2017, 34 p.

Tun Lin Htet, Postgraduate, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: design of aircraft structures made of the polymer composite materials. e-mail: tunlinhtet64509@gmail.com

Prosuntsov P.V., Dr. Sc. (Eng), Professor of the Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: design and development of structures from composite materials operating under intensive force and thermal loading conditions. e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru