



Научная статья

УДК 534.8, 620.19, 629.735.33

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188820>

EDN: <https://www.elibrary.ru/AOKVTN>

Анализ новых подходов к обеспечению статической и ударной прочности интегральной металлокомпозитной конструкции перспективного пассажирского самолета

Дмитрий Вячеславович Ведерников¹, Сергей Борисович Гальперин², Евгений Аркадьевич Дубовиков^{3✉}, Михаил Чеславович Зиченков⁴, Данил Юрьевич Фомин⁵, Александр Николаевич Шаныгин⁶

^{1, 3, 4, 5, 6} Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Московская область, Российская Федерация

² Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского», Москва, Российская Федерация

¹ vedernikov@phystech.edu, orcid 0000-0002-4121-0050

² galperinsb@nrczh.ru

³ evgeniy.dubovikov@tsagi.ru ✉, orcid 0000-0001-9402-3649

⁴ mikhail.zichenkov@tsagi.ru

⁵ danil.fomin@tsagi.ru, orcid 0000-0001-9931-4701

⁶ alexander.shanygin@tsagi.ru, orcid 0000-0002-1389-7924

Аннотация. Представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований конструкции планера для обоснования нового подхода к обеспечению прочности на примере перспективного пассажирского самолета с интегральной компоновочной схемой и металлокомпозитной каркасной силовой схемой. В ходе проведения исследований обоснованы преимущества интегральной компоновки и новой силовой схемы в обеспечении ударной и статической прочности. Для подтверждения реализуемости и оценки эффективности предложенных инноваций приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований запасов прочности и устойчивости металлокомпозитной конструкции натурного демонстратора центральной части планера перспективного магистрального самолета с интегральной компоновкой. Обосновано снижение массы конструкции планера с интегральной компоновкой до 10% по сравнению с конструкциями традиционных компоновочных и силовых схем.

Ключевые слова: интегральная компоновочная схема, металлокомпозитные стыки, однонаправленные композиты, сетчатые панели крыла, параметрические прочностные МКЭ-модели

Для цитирования: Ведерников Д.В., Гальперин С.Б., Дубовиков Е.А., Зиченков М.Ч., Фомин Д.Ю., Шаныгин А.Н. Анализ новых подходов к обеспечению статической и ударной прочности интегральной металлокомпозитной конструкции перспективного пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 3. С. 23–35. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188820>

Original article

Analysis of New Approaches to the Prospective Passenger Aircraft Composite Structure Static and Impact Strength Ensuring

Dmitry V. Vedernikov¹, Sergey B. Galperin², Evgeny A. Dubovikov^{3✉}, Mikhail Ch. Zichenkov⁴, Danil Yu. Fomin⁵, Alexander N. Shanygin⁶

^{1, 3, 4, 5, 6} Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russian Federation

² National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia Federation

¹ vedernikov@phystech.edu, orcid 0000-0002-4121-0050

² galperinsb@nrczh.ru

³ evgeniy.dubovikov@tsagi.ru[✉], orcid 0000-0001-9402-3649

⁴ mikhail.zichenkov@tsagi.ru

⁵ danil.fomin@tsagi.ru, orcid 0000-0001-9931-4701

⁶ alexander.shanygin@tsagi.ru, orcid 0000-0002-1389-7924

Abstract

The article deals with the study of and airframe design with an integrated layout diagram and a metal-composite load-bearing structure of the central airframe section. The study aims at substantiating the key advantages of the integrated configuration and the new structural layout in ensuring both impact and static strength, as well as the weight reduction evaluating of the integrated airframe compared to conventional configurations and structural designs.

The research focuses on the BWB configuration and the metal-composite framework structure of a prospective mainline passenger aircraft. To evaluate the geometric and topological features of the BWB configuration effect on the strength, stiffness, and weight characteristics of the airframe, detailed preliminary design computations were performed for a hypothetical passenger aircraft (both traditional and integrated configurations) with a takeoff weight of approximately 160 tons, developed in compliance with the aerodynamic requirements.

The computational results demonstrated that the integrated configuration has the potential to the airframe structural weight by 6% to 8% reduction compared to a traditional “all-metal” layout due to its geometric and topological features. With this, utilizing a composite framework structure in the central airframe section (comprising composite lattice panels, unidirectional composite spar caps, and a metallic frame of spars and ribs) yields additional weight reduction of 3.4% for the BWB structure.

The study validates the structural and buckling margin computations of the lattice panels employing experimental data from the individual panel tests on specialized rigs, factoring in the boundary conditions established during the BWB structure demonstrator testing.

In the course of the Demonstrator designing and assembling numerous computing strength and weight FEM-models of various dimensionality allowing determining rational configuration and scaling of the Demonstrator were employed. Particularly, the framework-to-protective panel stiffness ratios were obtained to realize the targeted distribution of load paths from bending and torsional moments. The availability of full-scale models of the Demonstrator allowed parameters defining of the metallic webs equivalent in stiffness to the composite framework webs.

The article presents experimental results of structurally similar samples to substantiate the strength characteristics of the proposed integrated composite frame structure for the central airframe section.

The research outcomes on the new looped joints provide justification for further reduction in structural weight by the composite panel webs replacing with the high-strength truss structures, which leverage higher stress values. Design studies indicated that this substitution might reduce the airframe weight by 2.5 to 3%.

The article provides theoretical estimates for additional airframe weight reduction achieved by the spar and rib webs replacing with the high-strength composite truss structures through the higher stress values utilization, enabling a structural weight reduction up to 16%.

Keywords: integral layout scheme, metal-composite joints, unidirectional composites, mesh wing panel, parametric FE stress model

For citation: Vedernikov D.V., Galperin S.B., Dubovikov E.A., Zichenkov M.C., Fomin D.Yu., Shanygin A.N. Analysis of New Approaches to the Prospective Passenger Aircraft Composite Structure Static and Impact Strength Ensuring. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(3):23-35. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188820>

List of Figures

- Fig. 1. A composite skin structure basic levels of detail
Fig. 2. Composite lattice structures: *a* – Proton serial adapter; *b* – the fuselage mesh compartment demonstrator
Fig. 3. The alternative integral layout schemes for prospective mainline passenger aircraft
Fig. 4. Basic elements of the composite structural frame for the integral layout scheme
Fig. 5. Alternative layouts for the hypothetical passenger aircraft
Fig. 6. General view of loading and aerodynamic models for the Layout 2
Fig. 7. Construction heights distribution for the alternative layouts
Fig. 8. The panel photo. View from the inside
Fig. 9. Photo of the integral structure Demonstrator on the “Integral” bench
Fig. 10. Stress models of the Demonstrator structure: *a* – FE-model of the structure with fixation elements;
b – deformation values distribution along the Demonstrator structure
Fig. 11. Distribution over the span of the cross-section movements while a positive force P_Y applying (the upward bending)
Fig. 12. Panels strength tests on the benches: *a* – the test bench for the panel supercharging;
b – testing installations for the panel stretching/compression
Fig. 13. The results of the lattice panel supercharging study
Fig. 14. The purpose of a multi-loop joint
Fig. 15. Loading configurations for the two types of structural joints
Fig. 16. A three-loop attachment joint
Fig. 17. Weight reduction factors of the metal-composite structural frame

List of Tables

- Table 1. The baseline passenger aircraft weight summary
Table 2. The layouts weight summaries
Table 3. Weight summaries for the alternative layout options

Введение

Для создателей и эксплуатантов авиационной техники вопрос о выборе рациональной компоновочной и силовой схемы перспективных пассажирских самолетов критически важен. Это обусловлено:

- значительным исчерпанием потенциала улучшения прочностных и весовых характеристик традиционных металлических конструкций и традиционных компоновок ЛА;
- недостаточной весовой эффективностью композитных обшивочных конструкций типа “Black metal” для высоконагруженных частей планера магистральных самолетов.

Основной причиной недостаточной весовой эффективности высоконагруженных композитных обшивочных конструкций являются низкие прочностные и деформационные характеристики современных связующих (смола) [1], крайне чувствительных к ударным воздействиям и концентрациям напряжений на различных уровнях структурной композиции композитных ламинатных обшивок (рис. 1).

По этой причине развитие так называемых про-композитных структур (в которых высокопрочные углеродные волокна в наибольшей степени реализуют свой потенциал, а недостатки связующего проявляются в меньшей степени) стало востребованным направлением научной и практической деятельности как у нас в стране [2, 3], так и за рубежом [4, 5]. Рассматривались новые задачи обеспечения прочности таких конструкций [4, 7]. В отечественных работах [8, 9] с участием ЦАГИ и ЦНИИСМ обоснован высокий потенциал сетчатых композитных структур в снижении массы применительно к конструкциям фюзеляжа пассажирских самолетов (рис. 2).

Данные структуры, сформированные из однонаправленных композитных реберных элементов, позволяют реализовать более высокий уровень допускаемых напряжений/деформаций в волокнах и в значительной степени снизить концентрации напряжений в связующем на мезо- и микроуровнях.

Следующим важным этапом развития высоконагруженных композитных конструкций стало решение проблемы ударной прочности композит-

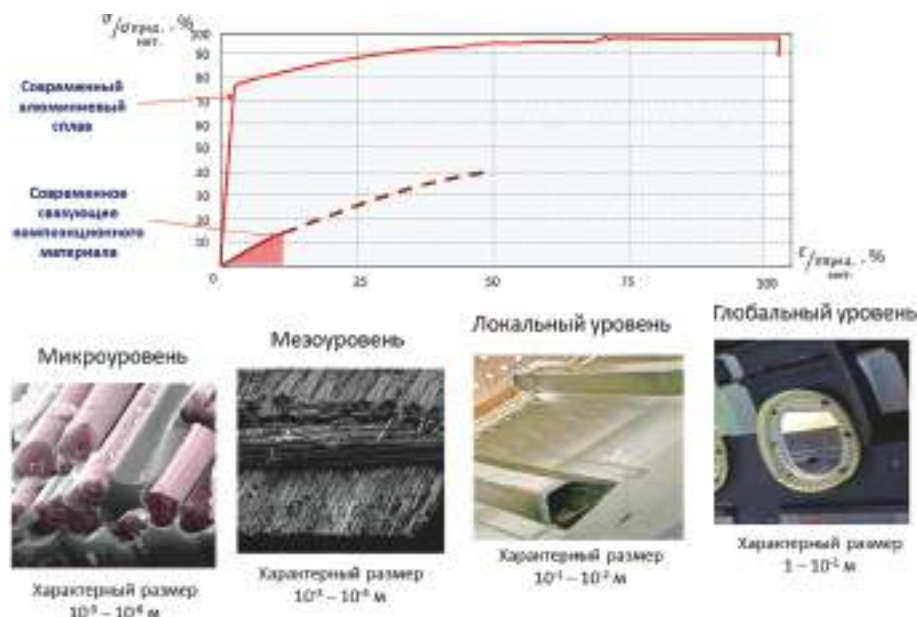


Рис. 1. Основные уровни детализации обшивочной композитной конструкции

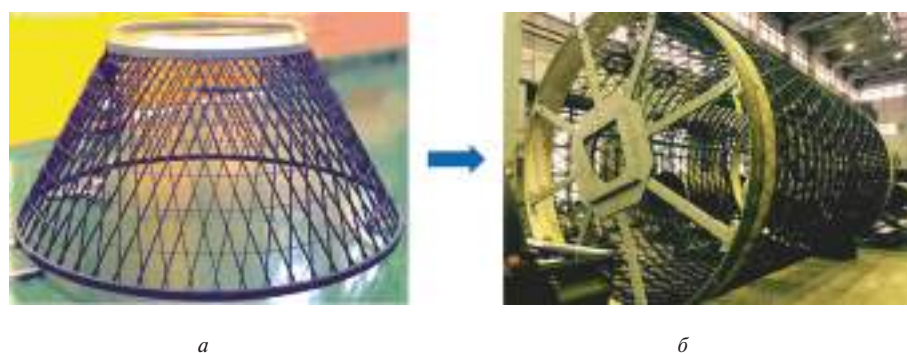


Рис. 2. Сетчатые композитные конструкции: а – серийный адаптер РН Протон; б – демонстратор сетчатого отсека фюзеляжа

ной конструкции при низкоскоростных ударных воздействиях с энергией 50–150 Дж, снижающих несущую способность конструкций типа “Black metal” от 1,5 до 2,5 раз. В проекте НЦМУ «Сверхзвук» была предложена концепция пробионической конструкции на основе сетчатой/каркасной конструктивно-силовой схемы (КСС) с защитным противоударным слоем [10].

1. Новые КСС и компоновочные схемы магистральных самолетов

Эволюция силовых конструкций показывает, что внедрение нового материала без изменения КСС значительно снижает эффективность его применения. В частности, первое поколение композитных магистральных самолетов В-787 и А-350 не оправдало ожиданий разработчиков по уровню достигнутого весового совершенства силовых элементов крыла и фюзеляжа.

Отказ от традиционных и переход к новым КСС позволил ученым и конструкторам космических аппаратов в АО «ЦНИИСМ» обеспечить снижение массы ряда отсеков от 30 до 50% [11]. Позднее подобные КСС на основе сетчатых композитных структур были адаптированы для ряда конструкций демонстраторов планера пассажирских самолетов различных размеров [12].

В настоящей работе в качестве объекта исследований были выбраны интегральные компоновочные и каркасные металлокомпозитные конструкции, применительно к перспективным магистральным самолетам (рис. 3).

Интегральные компоновки имеют принципиальное отличие от традиционных в сочленении крыла и фюзеляжа, когда осуществляется интеграция нижних и верхних обводов крыла с нижними и верхними обводами фюзеляжа без использования центроплана (рис. 3). При этом открываются новые



Рис. 3. Альтернативные интегральные компоновочные схемы для перспективных магистральных пассажирских самолетов

возможности по сравнению с классической компоновкой для обеспечения прочности за счет:

- *увеличения строительной высоты* в зоне сочленения крыла и фюзеляжа (от 60 до 120%);
- *перемещения стыка* консоли крыла дальше от плоскости симметрии самолета на 25–30%, благодаря чему при том же размахе снижается уровень нагруженности стыка;
- *увеличения в несколько раз силового контура, воспринимающего крутящий момент*, для корневых сечений крыла;
- *исключения работающих под давлением плоских стенок ниши шасси*

Помимо перечисленных выше преимуществ, интегральная компоновка, имея большие строительные высоты, позволяет создать легкую и надежную композитную каркасную (ферменную/рамную) конструкцию, которая будет защищена от ударных и климатических воздействий легкими ударостойкими защитными панелями (рис. 4).



Рис. 4. Основные элементы композитной каркасной конструкции для интегральной компоновочной схемы

Принцип необходимой защиты означает обеспечение полной защиты элементов силового каркаса в диапазоне низкоскоростных ударных воздействий от 10 до 150 Дж. Второй важный принцип формирования ударозащитных композитных конструкций состоит в том, что каркас должен обеспечивать не менее 67% несущей способности планера (т. е. обеспечить несущую способность во всем диапазоне эксплуатационных нагрузок). По этой причине при проектировании ударозащитных обшивок основными критериями будут ее ударозащитные свойства при минимуме массы, а также ее ремонтпригодность при разном уровне повреждений, поскольку

повреждения панелей не являются критическим фактором.

В рамках такой концепции потенциал снижения массы реализуется за счет:

— экономии массы силового каркаса, который теперь можно проектировать без ограничений по ударной прочности;

— экономии массы ударозащитных панелей благодаря их эксплуатации по состоянию и возможности их замены или простого ремонта (данные элементы конструкции в рамках принятой концепции являются слабонагруженными);

— повышения уровня допускаемых напряжений благодаря возможности использования односторонних композитных силовых структур в каркасе и панелях;

— использования в составе ударозащитных панелей 3D-армированных эластичных обшивок с вязким связующим, что делает их нечувствительными к локальной потере устойчивости и концентрациям напряжений на мезоуровне;

— экономии массы плоских панелей или панелей с малой кривизной благодаря безыгбному восприятию наддува эластичными обшивками панелей.

Интегральная компоновка имеет и ряд особенностей, которые могут повлиять на повышение массы конструкции. Это увеличенные площади омываемой поверхности, увеличение геометрических размеров стенок лонжеронов и нервюр, увеличение длины стыкуемых частей конструкции. Оценка баланса особенностей интегральной компоновочной схемы стала предметом исследований в настоящей статье.

2. Анализ влияния интегральной компоновки на прочностные и весовые характеристики конструкции планера

Ряд исследований посвящен аэродинамическому проектированию интегральных компоновок [13, 14], а также исследованиям интегральных компоновок схемы «среднеплан» [15, 16], которые способствуют обеспечению прочности конструкции планера. Для оценки влияния геометрических и топологических особенностей интегральной компоновки на прочностные, жесткостные и весовые характеристики планера и оценки возможного

потенциала снижения массы были проведены подробные проектировочные расчеты для следующих двух компоновочных схем гипотетического пассажирского самолета со взлетной массой ~160 т, сформированных с учетом требований аэродинамики (рис. 5):

- компоновка 1 – традиционная компоновочная схема с цилиндрическим фюзеляжем, центропланом и стреловидным крылом;
- компоновка 2 – интегральная компоновка (среднеплан) с овальным фюзеляжем, рамной конструкцией центральной части планера и стреловидным крылом без центроплана.

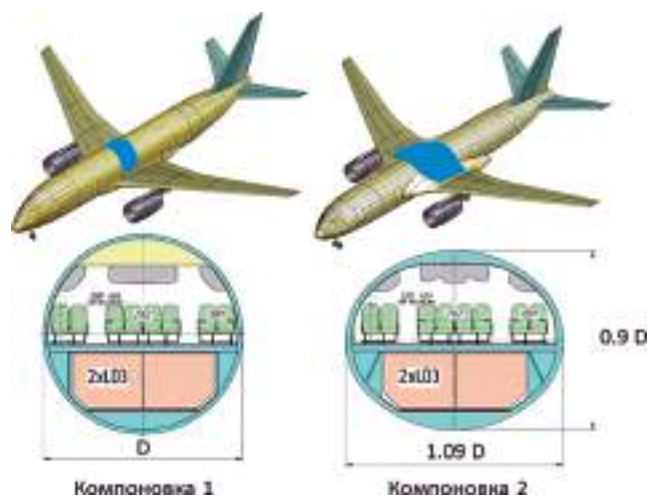


Рис. 5. Альтернативные компоновки гипотетических пассажирских самолетов

Для корректного сравнения в качестве материала обоих вариантов конструкции рассматривались традиционные алюминиевые сплавы и приняты одинаковые технологические ограничения.

Компоновочные схемы имели не только одинаковую взлетную массу, но и одинаковые пассажирместимость, размах крыла и длину фюзеляжа.

Для обеих компоновок использовалась одна и та же весовая сводка для определения расчетных нагрузок на конструкцию планера (табл. 1). В состав весовой сводки, формирующей взлетный вес (ВВ), входили следующие компоненты: конструкция планера (КП), топливо (Т), коммерческая нагрузка (КН), оборудование (О) и силовая установка (СУ).

Таблица 1. Исходная весовая сводка пассажирского самолета

Компонент	КП	Т	КН	О	СУ	ВВ
Относительная масса, %	29	28,38	19,06	14,56	9	100

Для каждой компоновки были построены многопараметрические прочностные МКЭ-модели и аэродинамические дискретные нагрузочные модели (рис. 6).



Рис. 6. Общий вид параметрических прочностной и аэродинамической нагрузочной моделей для компоновки 2

Поиск расчетных нагрузок проводился в пространстве допустимых режимов полета (ДРП): число Маха, высота, взлетная масса – с учетом упругости конструкции для большого количества точек пространства ДРП. Прочностной и весовой расчет проводился с использованием многоуровневых прочностных и нагрузочных параметрических МКЭ-моделей по разработанным в ЦАГИ подходам к комплексному анализу прочности с применением коммерческих МКЭ-решателей.

Результаты расчетов, приведенные в табл. 2, показывают, что интегральная компоновка имеет потенциал снижения массы конструкции планера от 7 до 8% (с учетом погрешности расчетов) по сравнению с традиционной («металлической») компоновкой. Следует отметить, что ранее предпринимавшиеся попытки реализации данного потенциала с использованием металлических обшивочных конструкций были неудачными, поскольку при увеличении строительных высот невозможно пропорционально уменьшить толщины обшивок панелей, стенок лонжеронов и нервюр, из-за снижения запасов местной устойчивости и конструктивных ограничений [17, 18]. Иначе подобные компоновочные схемы уже давно были бы реализованы.

Параметры базовой интегральной компоновки (компоновка 2) были выбраны на основе многопараметрических исследований с учетом ограничений по аэродинамическому качеству. Как пример

Таблица 2. Весовые сводки компоновок

Агрегат	Компоновка 1, %	Компоновка 2, %
Центральная часть	11,7	15,3
Отсеки фюзеляжа	43,9	41,7
Консоли крыла	38,4	28,8
Горизонтальное оперение	3,1	3,4
Вертикальное оперение	2,9	3,2
Сумма	100,0	92,4

на рис. 7 показаны относительные значения весов еще для двух компоновок: компоновки 2— и компоновки 2+, отличающихся от компоновки 2 распределением строительных высот по размаху.

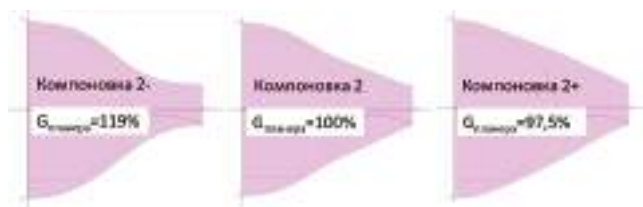


Рис. 7. Распределения строительных высот для альтернативных компоновок

В следующих разделах данной статьи представлены результаты исследований эффективности использования каркасных сетчатых КСС и ударозащитных обшивок применительно к интегральной компоновке 2.

3. Исследование прочностных и весовых характеристик каркасных металлокомпозитных конструкции для магистральных самолетов с интегральной компоновкой

Современные композиционные материалы, используемые в силовых авиаконструкциях, имеют примерно в два раза меньшую плотность, и при равных значениях параметров общего напряженно-деформированного состояния (НДС) у них значительно больше запасы по местной устойчивости, что благоприятно для их использования в интегральных компоновочных схемах. Вторым важным достоинством композитных конструкций является возможность создания легких ударостойких конструкций на основе пространственно-армированных плетеных обшивок с эластичными связующими (термопласты). Такие конструкции имеют меньшую прочность и устойчивость, однако обладают высокой ударостойкостью, герметичностью и высоким потенциалом в восприятии наддува.

Использование однонаправленных жестких композитных структур в сочетании с ударостойкими пространственно-армированными эластичными обшивками позволяет эффективно реализовать упомянутую выше концепцию каркасных композитных КСС с защитным слоем (см. рис. 4). В основе такой концепции лежит принцип разделения конструктивных элементов на ответственные и вспомогательные. К ответственным относятся силовые элементы, обеспечивающие несущую способность, а вспомогательные части конструкции создают противоударную защиту для ответственных композитных элементов, выполняя при этом

некоторые функции обеспечения прочности при действии механических нагрузок. В рамках такой концепции ударная прочность силовых композитных конструкций может быть обеспечена со значительно меньшими весовыми затратами, чем ударная прочность конструкций, в которых ответственные композитные элементы напрямую воспринимают ударные нагрузки, при этом их прочность снижается более чем в два раза.

В настоящей статье приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований ударозащитных панелей, сформированных на основе сетчатых композитных КСС с элементами собственной защиты сетчатого каркаса панелей. В рамках рассматриваемой концепции панели должны обеспечить защиту ответственных элементов силового каркаса от ударных низкоскоростных воздействий с уровнем энергии до 150 Дж. При этом до уровня 50 Дж сетчатый каркас самих защитных панелей не должен получать повреждений. Для предотвращения таких повреждений применяются специальные ударозащитные накладки на ребрах и пространственно-армированные композитные обшивки. Помимо этого, панели должны участвовать в восприятии 25–30% нагрузок от общего НДС, приходящих на конструкцию планера от изгибающих, крутящих моментов и перерезывающих сил, идущих от крыла, а пространственно-армированные обшивки должны воспринимать 100 % аэродинамического давления и внутреннего давления от наддува и последовательно передавать его на сетчатые ребра панелей и далее на несущие элементы каркаса. При этом панели должны быть максимально легкими. Благодаря выполнению вышеуказанных условий несущая каркасная композитная конструкция может быть спроектирована значительно более легкой, а за счет этого и вся интегральная конструкция будет иметь меньшую массу по сравнению с традиционной металлической конструкцией.

В связи с критической важностью подобных панелей для успешной реализации каркасной композитной несущей конструкции, вопросы разработки, изготовления и исследования прочности таких панелей стали предметом ряда работ. В частности, в работе [19] исследовались цилиндрические композитные панели применительно к конструкции фюзеляжа. В настоящей работе рассматривались панели с малой кривизной, а также плоские панели. На рис. 8 показано фото данной панели (центральная часть планера интегральной конструкции). Панель изготовлена в КНИТУ–КАИ для проведения прочностных и жесткостных испытаний.

При проектировании ударозащитных сетчатых панелей были использованы следующие ограни-

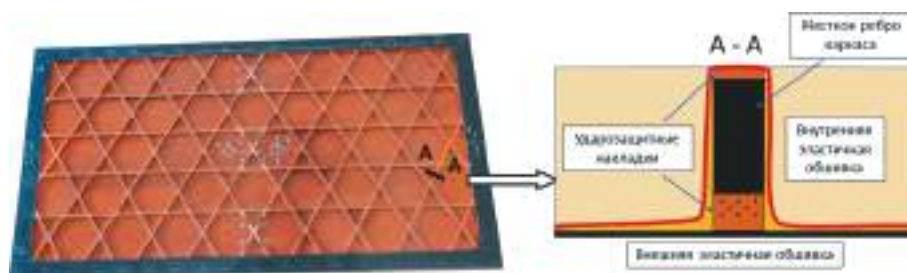


Рис. 8. Фото панели. Вид с внутренней стороны

чения по прочности для ребер однонаправленного сетчатого каркаса: $\epsilon_{\text{доп}}^+ = 0,9\%$, $\epsilon_{\text{доп}}^- = 0,6\%$, где $\epsilon_{\text{доп}}^+$ — максимально допустимая деформация при растяжении; $\epsilon_{\text{доп}}^-$ — максимально допустимая деформация при сжатии. Принятые значения намного превышают допустимые характерные для ламинатных обшивок: $\epsilon_{\text{доп}}^+ = 0,45\%$, $\epsilon_{\text{доп}}^- = 0,3\%$. Подобные результаты для конструкций из сетчатых композитных структур были получены ранее [20].

Для экспериментального исследования статической прочности и устойчивости каркасной композитной конструкции центральной части планера с защитными панелями был разработан, изготовлен и частично испытан натурный демонстратор такой конструкции (рис. 9), соответствующий по масштабам легким магистральным самолетам с взлетной массой ~ 25 т. Конструкция демонстратора состояла из металлокомпозитного каркаса и композитных ударостойких сетчатых панелей. Основные элементы конструкции демонстратора были показаны на рис. 4. Секционирование защитного слоя на отдельные панели необходимо не только для улучшения ремонтпригодности защитного слоя, но и для ограничения доли воспринимаемых им нагрузок от изгиба, кручения и перерезывающей силы, идущих с крыла. Ответственный силовой каркас демонстратора был изготовлен из четырех металлических лонжеронов и 11 нервюр. Пояса лонжерона были усилены однонаправленными композитными высокопрочными накладками, поверх которых располагались панели. На фото



Рис. 9. Фото демонстратора интегральной конструкции на стенде «Интеграл»

защитный слой демонстратора черного цвета, металлические лонжероны желтого цвета, а элементы заделки и имитатор нагружения — красного. Использование металлических лонжеронов и нервюр объясняется необходимостью снижения стоимости конструкции, выполнения исследований в заданный срок и недостаточной отработкой конструкции защитных панелей.

Защитный слой конструкции демонстратора состоял из 16 верхних и 16 нижних сетчатых ударостойких композитных сетчатых панелей (рис. 4 и 10). Главной целью создания такого демонстратора было обоснование:

- технической и технологической реализуемости инновационной металлокомпозитной конструкции при существующих композитных технологиях и конструкционных материалах;
- более высокой весовой эффективности композитной конструкции применительно к планеру магистрального пассажирского самолета с интегральной компоновкой;
- корректности расчетных прочностных и весовых моделей, используемых для численного анализа прочности и создания виртуальных двойников конструкции;
- новых физических и механических закономерностей, проявляющихся при нагружении подобных металлокомпозитных конструкций, включая новые типы соединений.

При разработке, создании и тестировании демонстратора использовались многочисленные расчетные прочностные и весовые МКЭ-модели различной размерности. Наличие многомасштабных моделей демонстратора позволило определить параметры металлических стенок, эквивалентных по жесткости композитным стенкам каркаса.

На рис. 10,а представлены расчетные прочностные МКЭ-модели конструкции с различной размерностью для анализа общего НДС конструкции демонстратора. На рис. 10,б показано распределение потоков усилий напряжений по конструкции демонстратора. Видно, что поток усилий в панелях не превышает заданного уровня (отсутствие чер-

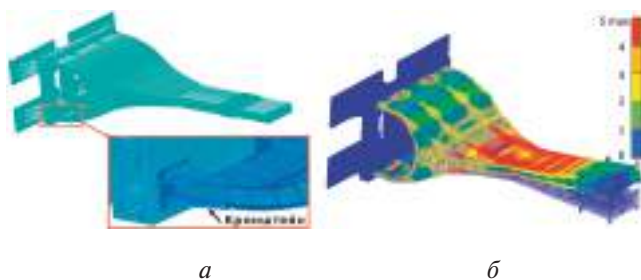


Рис. 10. Прочностные модели конструкции демонстратора:
а – подробная МКЭ-модель конструкции с элементами крепления;
б – распределение значений деформаций по конструкции демонстратора

ного цвета на рисунке) при действии расчетного изгибающего момента. Подобная картина распределения напряжений была получена в эксперименте при значении внешней нагрузки, соответствующей 20% от расчетной.

Используемая МКЭ-модель прошла успешную валидацию. На рис. 11 приведены значения линейных перемещений при вертикальном изгибе, полученные экспериментальным и расчетным путем. Различие результатов расчетных и экспериментальных исследований составляет не более 6,12% (максимальная невязка при всех видах нагружения). Невязка по напряжениям составила, соответственно, не более: 2,6% для стенок каркаса, 8,8% для поясов каркаса, 7% для композитных панелей.

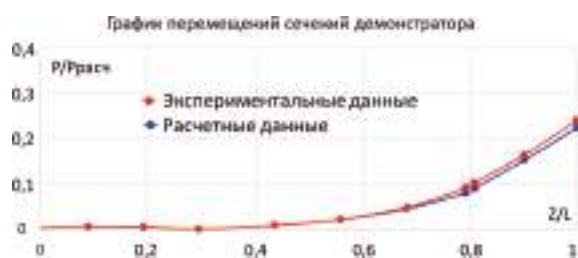


Рис. 11. Распределение по размаху перемещений сечений при приложении положительной силы P_y (изгиб вверх)

Другая важная прочностная задача, которая была решена с помощью конструкции демонстратора, – это подтверждение корректности оценки распределения суммарных усилий по защитному слою и рамному каркасу конструкции демонстратора. Успешная валидация расчетных моделей обосновала корректность проводимых на их основе прочностных и весовых оценок для каркасных металлокомпозитных конструкций в рамках интегральных компоновок с другим набором значений конструктивных параметров.

Валидация результатов расчетных исследований по запасам прочности и устойчивости сетчатых панелей проводилась с использованием данных исследований отдельных панелей на экспериментальных стендах. Экспериментальные исследования отдельных панелей проводились с учетом граничных условий, полученных для них при испытаниях демонстратора. На рис. 12 показаны стенды с закрепленными на них панелями в процессе проведения прочностных испытаний на наддув (рис. 12,а) и на растяжение-сжатие, устойчивость (рис. 12,б). Для испытания панели на наддув был изготовлен специальный металлический герметичный короб с фланцевым герметичным креплением панели. При разработке стенда для испытаний панели на растяжение-сжатие были использованы специальные ограничители для формирования корректных граничных условий.

Результаты проведенных исследований подтвердили высокие прочностные характеристики ударозащитных панелей по наддуву и устойчивости. В процессе испытаний панели на наддув были достигнуты расчетные значения нагрузок от давления при $p = 1,2$ атм, где p – избыточное давление, создаваемое в герметичном коробе. При этом конструкция панели не получила ни-



а



б

Рис. 12. Прочностные испытания панелей на стендах:
а – испытательный стенд панели на наддув;
б – испытательные установки панели на растяжение/сжатие
(1 – герметичный короб; 2 – шланг для подачи воздуха; 3 – испытываемая панель; 4 – датчики измерений)

каких повреждений, видимых и регистрируемых с помощью УЗИ (рис. 13). Обшивка опирается на жесткий сетчатый каркас и способна выдержать нагрузку, значительно превышающую достигнутую в эксперименте. Результаты данных исследований подтверждают практическую возможность использовать такие панели с малой или нулевой кривизной также в конструкциях овальных фюзеляжей или в конструкциях типа «летающее крыло».

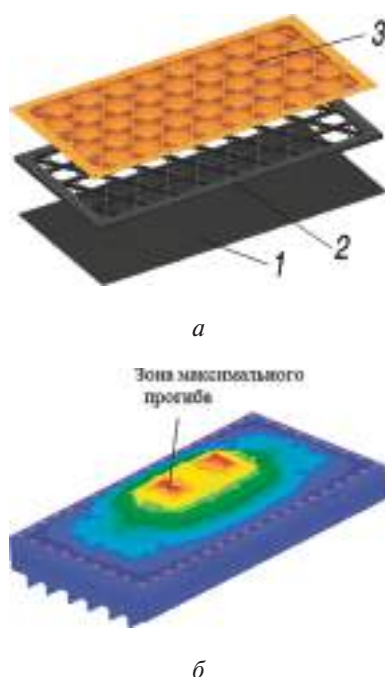


Рис. 13. Результаты исследований сетчатой панели на наддув:

- 1 – внешняя формообразующая обшивка;
2 – жесткий силовой реберный каркас;
3 – внутренняя гермообшивка

Результаты проведенных исследований по растяжению-сжатию панели, а также по проверке запасов устойчивости показали, что в ребрах сетчатого каркаса может быть достигнут уровень деформаций 0,9% на растяжение и 0,6% на сжатие.

Результаты расчетно-экспериментальных исследований каркасной конструкции с использованием подробной многоуровневой модели (с проведением

подетальных расчетов) позволили обосновать возможность реализации в рамках компоновки 2 с каркасной композитной конструкцией значительной части (~6,5% из возможных 7,5%) потенциала по снижению массы, обусловленного геометрическими и топологическими особенностями интегральной компоновочной схемы. Кроме этого, благодаря использованию сетчатой композитной структуры в ударозащитных панелях и однонаправленных композитных накладок обосновано расчетно-экспериментальным путем дополнительное снижение массы интегральной конструкции еще на 3,4% (табл. 3).

4. Исследование дополнительных возможностей улучшения прочностных и весовых характеристик каркасной композитной конструкции

Использование композитных каркасных силовых схем позволяет реализовать для них новые типы легких и высокопрочных стыков, дающих возможность не только снизить массу самого соединения, но и значительно повысить уровень нагружения однонаправленного композитного каркаса. В качестве таких соединений были разработаны, реализованы и испытаны металлокомпозитные петлевые стыки для соединения консоли крыла и центральной части планера. Такие стыки могут быть использованы и для соединения отдельных частей лонжеронов и нервюр, нервюр между собой.

На рис. 14 представлены конструктивно-подобные образцы (КПО) однопетлевого и трехпетлевого стыковочных узлов применительно к каркасной конструкции демонстратора.

В основе концепции петлевого стыка лежит принцип передачи усилий непосредственно от ар-

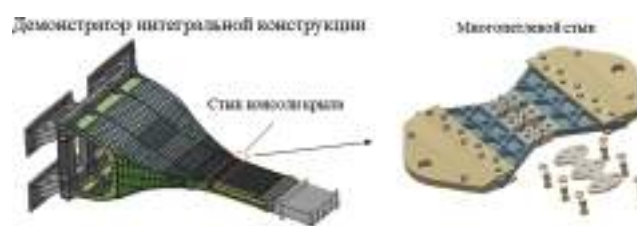


Рис. 14. Назначение многопетлевого стыка

Таблица 3. Весовые сводки альтернативных вариантов компоновок

Агрегат	Компоновка 1, %	Компоновка 2 (металл), %	Компоновка 2 (композит), %
Центральная часть	11,7	15,3	12,9
Отсеки фюзеляжа	43,9	41,7	41,7
Консоли крыла	38,4	28,8	28,8
Горизонтальное оперение	3,1	3,4	3,5
Вертикальное оперение	2,9	3,2	3,2
Планер	100,0	92,4	90,1

мирующих волокон композиционного материала к металлическим элементам стыка. Это достигается за счет снижения объемного содержания связующего в контактных зонах. На рис. 15 представлены схемы передачи усилий в волокнах двух типов стыков:

- традиционного, характерного для ламинатных панелей;
- петлевого, хорошо гармонируемого с однонаправленной структурой ребер.

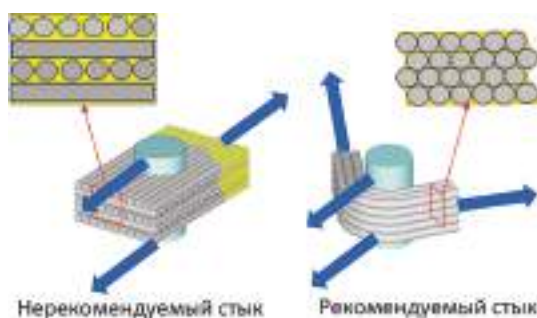


Рис. 15. Схемы нагружения двух типов стыков

В результате экспериментальных исследований КПО трехпетлевого стыковочного узла было показано, что может быть получен уровень деформаций ребер стыковочного узла, сравнимый с уровнем деформаций ребер регулярной зоны. При этом максимальные относительные деформации в композитных ребрах составляли не менее 0,55%. Максимальные напряжения в металлической части (титан) накладки составили 763,4 МПа (рис. 16). Расчетно-экспериментальные исследования показали, что контактирующие части такого стыка хорошо гармонизированы по уровню действующих напряжений/деформаций и позволяют обеспечить высокий уровень допускаемых деформаций (как в композитной, так и в металлической части), а стык имеет существенный потенциал снижения массы в сравнении с

традиционными типами металлокомпозитных стыков. Кроме того, через стык могут передаваться значительные усилия.

Положительные результаты проведенных исследований новых петлевых стыков позволяют обосновать возможность дальнейшего снижения массы конструкции силового каркаса путем замены обшивочных композитных стенок высокопрочными ферменными структурами, для которых могут быть реализованы более высокие значения напряжений. Расчетные исследования показали, что такая замена может снизить массу планера на 2,5–3%.

И наконец, дополнительный весовой выигрыш может быть получен, если перепроектировать самолет с учетом снижения массы конструкции и, как следствие, снижения взлетной массы, учитывая, что при этом снижается и уровень нагрузок на конструкцию планера. Проведенные расчетные исследования показали, что благодаря этому может быть достигнуто еще ~3%-ное снижения массы планера. На рис. 17 представлены основные факторы, приводящие к снижению массы конструкции самолета с интегральной компоновкой, два из которых (А и Б) были оценены и обоснованы расчетно-экспериментальными исследованиями, а что касается фактора В, то для него была проведена расчетная оценка, подтвержденная испытаниями на КПО (для обоснования требуются испытания на отсеках/агрегатах-демонстраторах). Для фактора Г проведены лишь расчетные оценки.

Выводы

По результатам расчетно-экспериментальных исследований каркасной металлокомпозитной конструкции планера магистрального самолета применительно к интегральной компоновочной схеме обоснована возможность снижения массы конструкции до 10% и показаны основные направления дополнительного повышения весовой эффективности.

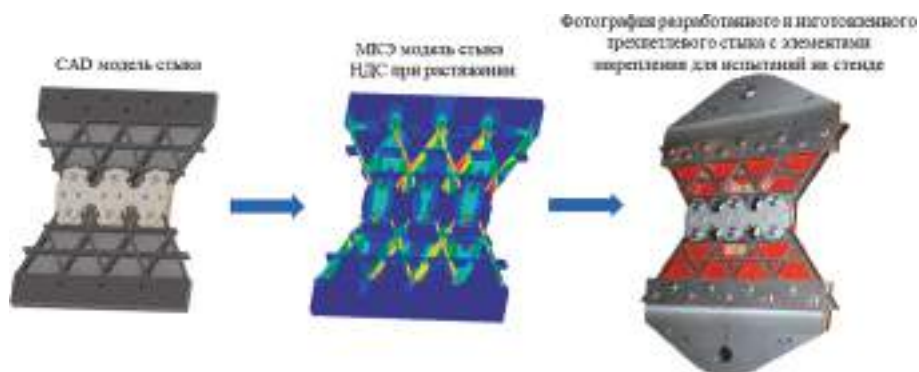


Рис. 16. Трехпетлевой стыковочный узел

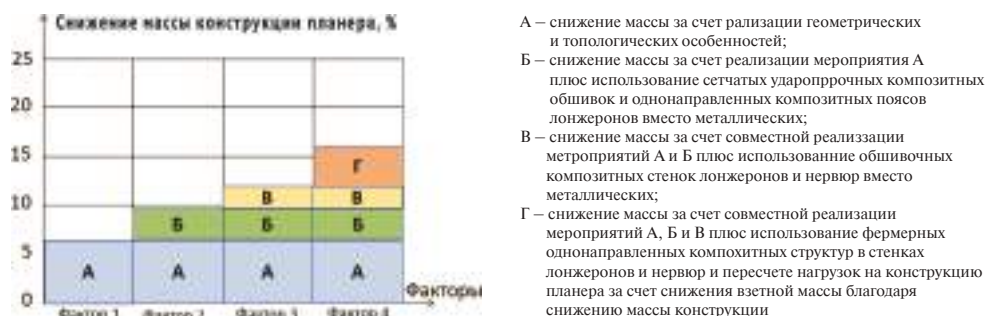


Рис. 17. Факторы снижения массы каркасной металлокомпозитной конструкции

Возможность создания подобных конструкций была показана на примере масштабной конструкции демонстратора центральной части планера и

натурных элементов конструкции планера (КПО), включая ударозащитные панели и новые высоконагруженные части несущей силовой конструкции.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

- Бабин А.Н. Связующие для полимерных композиционных материалов нового поколения // Труды ВИАМ. 2013. № 4. Ст. 11. URL: <http://www.viam-works.ru>
Babin AN. Resin system for new generation of polymer composite materials. *Trudy VIAM*. 2013(4):11. (In Russ.).
- Vasiliev VV, Barynin VA, Razin AF. Anisogrid composite lattice structures—Development and aerospace applications. *Composite Structures*. 2012;94(3):1117–1127. DOI: 10.1016/j.compstruct.2011.10.023
- Склезнев А.А. Сетчатые композитные конструкции — текущее состояние исследований и разработок в России и мире // Космические аппараты и технологии. 2024. Т. 8. № 4(50). С. 222–232.
Skleznev AA. Lattice composite structures — current state of research and development in Russia and the world. *Spacecrafts & Technologies*. 2024;8(4):222–232. (In Russ.).
- Hühne C, Niemann S. Anisogrid Design for Fuselage Primary Structures — Results of EU/RU Projects ALaSCA and PoLaRBEAR. *5th Aircraft Structural Design Conference (October 4–6, 2016; Manchester, Great Britain)*. URL: <https://elib.dlr.de/106672/>
- Liu D, Lohse-Busch H, Toropov V, et al. Detailed design of a lattice composite fuselage structure by a mixed optimization method. *Engineering Optimization*. 2016;48(10):1707–1720. DOI: 10.1080/0305215X.2015.1125262
- Бунаков В.А., Лебедев И.К. Динамическая устойчивость оболочек сетчатой структуры из композитных материалов // Научный вестник МГТУ ГА. 2000. № 29. С. 45–50.
Bunakov VA, Lebedev IK. Dynamic stability of shells of a mesh structure made of composite materials. *Civil Aviation High Technologies*. 2000;29:45–50. (In Russ.).
- Склезнев А.А., Бабичев А.А. К вопросу расчета жесткостных характеристик сетчатых композитных конструкций с металлическими обшивками // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 220–227. DOI: 10.34759/vst-2022-2-220-227
Skleznev AA, Babichev AA. On stiffness characteristics computing of lattice composite structures with metal sheathing. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(2):220–227. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-2-220-227
- Бабичев А.А., Васильев В.В., Разин А.Ф. и др. Исследование сопротивления композитных сетчатых конструкций ударному повреждению // Конструкции из композиционных материалов. 2021. № 3(163). С. 3–6. DOI: 10.52190/2073-2562_2021_3_3
Babichev AA, Vasiliev VV, Razin AF, et al. Study of impact resistance of composite lattice structures. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov*. 2021(3):3–6. (In Russ.).
- Кондаков И.О. Разработка и валидация методики расчетного анализа прочности сетчатых композитных конструкций фюзеляжа // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19. № 6. С. 137–146.
Kondakov IO. Development and validation of numerical method for strength analysis of lattice composite fuselage structures. *Civil Aviation High Technologies*. 2016;19(6):137–146. (In Russ.).

10. Chernyshev SL, Dubovikov EA, Ionov AA, et al. Basic principles for creating light, efficient and safe structures for the next generation supersonic transport. *Acta Astronautica*. 2023;204:728–737. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.035
11. Васильев В.В., Разин А.Ф., Азаров А.В. Композитные сетчатые конструкции – проектирование, расчет и изготовление. М.: Инновационное машиностроение, 2023. 488 с.
Vasiliev VV, Razin AF, Azarov AV. *Composite mesh structures – design, calculation and manufacture*. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie; 2023. 488 p. (In Russ.).
12. Vedernikov DV, Shanygin AN, Mirgorodsky YS, et al. Strength Analysis of Alternative Airframe Layouts of Regional Aircraft on the Basis of Automated Parametrical Models. *Aerospace*. 2021;8(3):80. DOI: 10.3390/aerospace8030080
13. Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П. и др. Аэродинамическое проектирование перспективного дальне-магистрального самолета интегральной схемы // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. 54. № 6. С. 45–53.
Bolsunovsky AL, Bragin NN, Buzoverya NP, et al. Aerodynamic design of a perspective long-range aircraft in an integral layout. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2023;54(6):45–53. (In Russ.).
14. Брагин Н.Н., Волков А.И., Заварзина Е.А. и др. Об особенностях обтекания наплыва магистрального самолета интегральной компоновки // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. 55. № 5. С. 3–10.
Bragin NN, Volkov AI, Zavarzina EA, et al. About the features of flow root section of the wing long-haul aircraft of an integral layout. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2024;55(5):3–10. (In Russ.).
15. Брагин Н.Н., Заварзина Е.А., Волков А.И. и др. Особенности обтекания механизированного крыла в схеме «средне-план» // Труды МАИ. 2026. № 146. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187447>
Bragin NN, Zavarzina EA, Volkov AI, et al. Features of the flow around the high-lift midwing aircraft. *Trudy MAI*. 2026(146). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=187447>
16. Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Заварзина Е.А. и др. Аэродинамическое проектирование законцовок крыла магистрального самолета, выполненного в схеме «среднеплан» // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. 55. № 6. С. 87–96.
Bragin NN, Buzoverya NP, Zavarzina EA, et al. The aerodynamic design of winglets of long-range middle wing aircraft. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2024;55(6):87–96. (In Russ.).
17. *Final Report Summary - NACRE (New aircraft concepts research)*. 2024. URL: <https://cordis.europa.eu/project/id/516068/reporting>
18. Фомин В.П. Поперечный изгиб слоистых пластинок // Труды ЦАГИ. 2004. № 2664. С. 122–135.
Fomin VP. Transverse bending of layered plates. *Trudy TsAGI*. 2004(2664):122–135. (In Russ.).
19. Левченков М.Д., Дубовиков Е.А., Миргородский Ю.С. и др. Весовая эффективность сетчатой конструкции с нерегулярной структурой для отсека фюзеляжа пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 98–108. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177610>
Levchenkov MD, Dubovikov EA, Mirgorodskii YuS, et al. Weight efficiency of the design of a passenger aircraft barrel with a nonregular lattice structural layout. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(4):98–108. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=177610>
20. Vasiliev VV, Morozov EV. *Advanced mechanics of composite materials and structures*. 4th ed. Elsevier; 2018. 882 p.

Статья поступила в редакцию / Received 16.07.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 06.08.2026
Принята к публикации / Accepted 06.08.2026