

**Способ нагружения конструктивно-подобного образца
толстостенной композитной трехпролетной
стрингерной панели кессона крыла
совместным действием нагрузок от сжатия и сдвига**

© К.А. Переломов

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет),
Москва, 125993, Российская Федерация

Предложена кинематическая схема нагружения толстостенной композитной трехпролетной стрингерной панели кессона крыла, позволяющая реализовать нужную комбинацию сжатие + сдвиг. Приведено описание нерегулярных зон, исследование которых возможно на предлагаемом стенде. Рассмотрены проблемы, которые могут возникать при нагружении конструктивно-подобного образца таких габаритов, а именно, большие значения действующих нагрузок, реализация вида нагружения, сложность создания правильных граничных условий и возникающие краевые эффекты. Данным проблемам уделено особое внимание. Численным методом в программном обеспечении Abaqus CAE проведен расчет с такими исходными данными, как геометрическая модель трехстрингерной панели кессона крыла, механические свойства композитного материала. Результат расчета показывает достижение заданной комбинации деформаций сжатия со сдвигом. Внимание также уделено сужению зачетной зоны, обусловленной краевыми эффектами. Рассматриваемое нагружение панели совместным действием нагрузок от сжатия и сдвига представляет научную новизну: проведенный анализ источников по нагружению подобных панелей показал отсутствие составляющей сдвига при нагружении, тем самым завышая несущую способность объекта испытаний. При учете сдвига удалось добиться нагружения, более близкого к реальному, а полученные на стенде результаты подобных испытаний будут полезны на более ранних этапах проектирования конструкции агрегата. Предложенная кинематическая схема обеспечивает проведение многократного нагружения образца для сбора и систематизации экспериментальных данных по исследованию нерегулярной зоны и/или дефекта.

Ключевые слова: *стендовые испытания, сжатие со сдвигом, нерегулярные зоны, краевые эффекты, композитные материалы, композитная панель*

Введение. Проведение наземных статических и ресурсных испытаний — неотъемлемая часть проектирования авиационной техники и сертификации летательного аппарата. Реализация по испытаниям и моделированию в соответствии с «пирамидой расчетно-экспериментальных исследований» позволяет создать необходимую базу данных для подтверждения сертификационного базиса [1].

В процессе проектирования агрегатов возникает потребность более детального исследования на уровне узлов и деталей различных концентраторов или новых конструктивных решений, таких как нерегулярные зоны, стыки и соединения силовых элементов конструкции, толсто-

стенные композитные панели (рис. 1). Результаты подобных исследований важны на более ранних этапах разработки конструкции, которые существенно влияют на ее итоговый вариант. Конечно, подобные данные будут получены в результате полномасштабных статических и ресурсных испытаний на уровне агрегата, являющихся обязательными при сертификации изделия. Однако имеется риск получить неудовлетворительные результаты из-за недостаточности исследования описанных проблем на более ранних этапах проектирования, что может привести к увеличению сроков и стоимости.

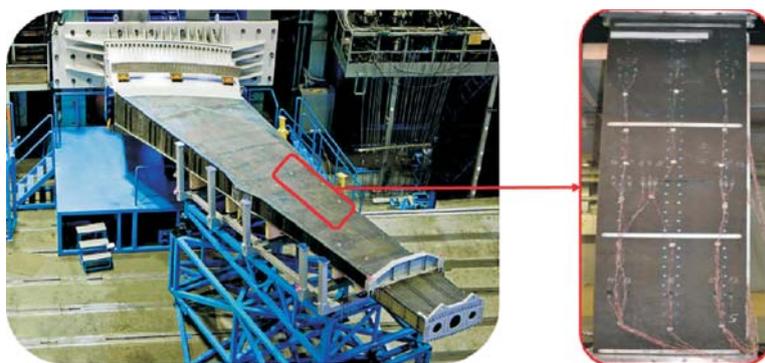


Рис. 1. Трехстрингерная трехпролетная композитная панель кессона крыла

Испытания на универсальных стендах окажут влияние на итоговый вариант конструкции агрегата и помогут выявить «болезни», связанные с недостаточностью исследования нерегулярных зон, неправильно выбранной технологией изготовления, отсутствием данных по реальному поведению конструкции при заданной нагрузке. Подобные установки помогут определить эти данные до этапа испытаний реальных агрегатов, что будет способствовать повышению достоверности проекторочных и поверочных расчетов, получению оптимизированной конструкции и уменьшению стоимости сертификации изделия в целом.

Одна из проблем отсутствия подобных испытательных установок — габариты исследуемых зон, в которых требуются большие усилия для создания нагружения. Поэтому прибегают к использованию специальных кинематических схем (рычагов с качалками, тонкостенных коробок, роликовых систем с подшипниками качения и шкивами), позволяющих получить усилие нужной величины.

Помимо больших нагрузок сложность может вызывать реализация вида нагружения. Так, для сжатия/растяжения панели достаточно закрепить исследуемый участок по торцам и разработать рычаг для получения нужного усилия [2]. Кинематические схемы нагружения сдвигом представляют собой ромбовидную рамку, закрепленную по

всем торцам панели и имеющую свободную степень свободы для своего вращения: прикладывая диагонально силу, можно получить сдвиг. Комбинация сжатия и сдвига хорошо описана для элементарных образцов в [3], однако достижение сложного напряженно-деформированного состояния стрингерной панели может вызвать сложности в связи с габаритами, характером разрушения и нагрузками, которые должна передавать и воспринимать кинематическая схема. По возможности следует учитывать также дополнительные нагрузки, имеющиеся в агрегате/детали: радиальное давление в фюзеляже, давление топлива в крыле, различные климатические условия. Разумеется, для учета подобных видов нагружения требуется усложнение конструкции стенда.

Цель работы — поиск путей решения проблем, возникающих при нагружении конструктивно-подобного образца (КПО) толстостенной композитной трехпролетной стрингерной панели кессона крыла.

Предлагаемые зоны для исследования. Нагружение КПО толстостенной композитной подкрепленной трехпролетной стрингерной панели кессона крыла совместным действием нагрузок от сжатия и сдвига необходим высокий уровень проработки кинематической схемы для воссоздания нужного напряженно-деформированного состояния, наличие экспериментальной базы элементарных образцов с исследованными свойствами композитного материала, сформированной области всех возможных комбинаций сжатия и сдвига и оценки влияния каждой составляющей на КПО. На подобной панели могут быть следующие исследуемые зоны:

- брошенный стрингер;
- сбеги толщины вдоль и поперек панели;
- крепежные соединения стрингерной панели с нервюрами;
- дефекты 1-й и 2-й категории при статических и усталостных испытаниях [4–8];
- технологические овальные отверстия на нижней панели.

Брошенный стрингер является концентратором напряжений, нежелательным в конструкции. Но в композитной панели стрингеры отформовываются заодно с панелью и имеют длинный сбеги, переходящий в регулярную зону, поэтому его влияние может оказаться незначительным.

Исследование сбегов толщины вдоль и поперек панели (рис. 2) докажет правильное распределение нагрузки и правильность выполнения самого «сбега» (количество сброшенных слоев композитного материала, длина выполнения сбегов).

Крепежные соединения стандартно испытываются на усталостную прочность, доказывая правильность технологии выполнения соединения (использование втулок и/или прокладок между композитом и металлической деталью, правильно выбранные допуски, толщина

потайной головки, шаг и диаметр крепежа). Важной зоной исследования может являться место закрепления пояса лонжерона с панелью, образующих замкнутый контур для восприятия изгибающего и крутящего момента. Не следует пренебрегать и исследованием крепежных соединений нервюр, служащих для подкрепления обшивки.



Рис. 2. Примеры нерегулярных зон на нижней панели крыла: отсутствие брошеного стрингера (доведен до нервюры — предпочтительное выполнение), технологические вырезы овальной формы, резкий сбег толщины

Технологические вырезы овальной формы (см. рис. 2), предназначенные для выполнения различных технических работ (например, монтаж оборудования различных систем самолета — гидравлической, топливной), являются вынужденной мерой. Как и любое отверстие, подобный вырез будет служить концентратором, поэтому требуется более детальная проработка при проектировании композитной панели.

Допущения. Под конструктивно-подобным образцом не всегда понимается в виду реальный образец конструкции, узла или детали. Он предназначен для исследования конкретной зоны, поэтому может иметь некоторые геометрические отличия от исходного вида. В соответствии с этим к нему могут применяться следующие допущения:

- отсутствие кривизны поверхности;
- наличие дополнительных элементов конструкции;
- упрощение конструктивного вида до КПО с эквивалентной жесткостью.

Анализ разрушения композитной трехстрингерной панели кессона. Проведенное исследование на статическую прочность двухстрингерной панели после удара (с дефектом первой категории) описано

в [9–11], где разрушение панели происходило по ослабленному ударным повреждением сечению с расслоением материала обшивки и стрингеров, при этом наблюдалось коробление панели. Отметим, что согласно работе [10] под толстостенной композитной панелью понимается панель, толщина которой более 11,8 мм или имеет соотношение ширины пластины к толщине выше значения $1/23$.

В работах [12, 13] проведено исследование нагружения стрингерной панели на сжатие, где показано начало закритической области, и сменой форм волнообразования стенок стрингеров по мере разрушения панели. В общем, могут быть следующие возможные виды разрушения:

- потеря устойчивости [14–17] стенок стрингеров со сменой форм волнообразования;
- расслоение стрингеров от панели и последующее выпучивание (коробление);
- разрушение матрицы композитного материала;
- разрыв/разрушение армирующих волокон.

Следует отметить, что в рассмотренных источниках не учитывается составляющая сдвига. Поэтому разрушающая нагрузка на сжатие может оказаться меньше: при комбинированном нагружении волокна композитного материала работают не только на растяжение/сжатие, но и на срез [18].

Граничные условия. Для воссоздания сложного напряженно-деформированного состояния, близкого к полетному, необходимо реализовать все граничные условия по всем направлениям: конструктивно-подобный образец должен быть закреплен со всех торцов деталями, имеющими жесткость, эквивалентную жесткости реальной конструкции кессона, и правильно передающими нагрузку по всем направлениям. Для панели подобных габаритов важно наличие имитаторов нервюр, подкрепляющих стрингерную панель, так как в противном случае напряженно-деформированное состояние будет существенно отличаться от того, которое возникает в полете. Следует отметить, что кинематическая схема нагружения должна воссоздавать силовые факторы по всей длине КПО, обеспечивая равномерное нагружение стрингерной панели.

Использование участка кессона крыла как граничное условие. Наиболее достоверное нагружение можно получить путем создания специальной конструкции, эквивалентной по жесткости и конструктивно-подобной реальному участку кессона крыла. С ее помощью можно добиться всех граничных условий по торцам исследуемой панели и передать нагрузку наиболее достоверно (рис. 3). Однако, помимо такого существенного преимущества, имеется ряд недостатков, например:

- большие величины изгибающего и крутящего момента для создания заданной нагрузки на КПО;
- невозможность многократного доведения КПО до разрушения;
- неуниверсальность;
- габариты конструкции.

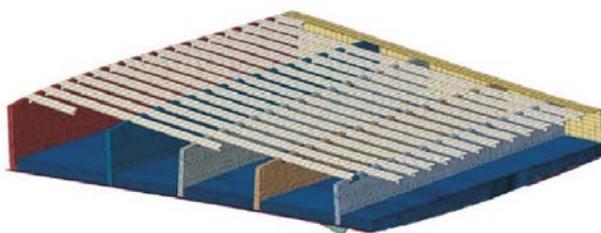


Рис. 3. Возможный вариант конструкции для создания граничных условий по всем направлениям (некоторые силовые элементы скрыты для наглядности)

Создание изгибающего и крутящего момента потребует либо значительных усилий от силовых цилиндров (источника), либо большой длины рычага, габариты которого могут быть ограничены, например, помещением. Помимо значительных усилий закрепить подобную конструкцию можно с помощью либо кронштейна, прикрепленного к силовому полу или стене, либо специально спроектированной конструкции. Кроме того, у нее конкретная жесткость для испытываемого КПО, из-за чего ее нельзя использовать при нагружении панелей других самолетов.

Краевые эффекты. Вид закрепления играет важную роль. Так, болтовое соединение будет надежным, но наличие отверстий в детали из композитного материала может привести к деградации механических свойств образца. В таком случае предпочтительнее использовать соединения, не предполагающие механической обработки образца (зажимы, кассеты, струбцины). Однако при таких больших габаритах и нагрузках стандартные приспособления не подойдут по прочности, а для проектирования подобных изделий могут потребоваться дополнительные экономические затраты и высокое качество изготовления.

Величина краевого эффекта будет зависеть не только от вида закрепления, но и от воссозданной жесткости по краям (заделки). Для учета этого применяются аналитические формулы и зависимости при вычислении расстояния от заделки и определении регулярной (зачетной) зоны на объекте исследования.

Комбинация сжатия и сдвига. Оценивать все возможные комбинации сжатия и сдвига на стрингерной панели удобно по эллипсу прочности — графическому представлению, показывающему зависимость деформаций сжатия и сдвига (рис. 4).

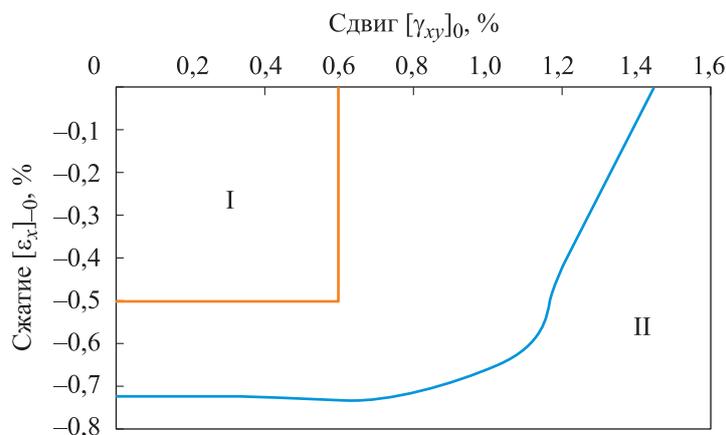


Рис. 4. Графическое представление возможных комбинаций деформаций:
 I — ограничения по допустимым деформациям при проектировании; II — зона разрушения по критерию усеченной максимальной деформации

В первом приближении границу гарантированного разрушения можно найти по критерию усеченной максимальной деформации [18], рассматривающему не разрушение матрицы, а разрушение волокон композитных материалов на растяжение и срез. Подобный критерий будет хорошо сходиться с результатами испытаний элементарных образцов, но, как отмечалось ранее, стрингерная панель может иметь иной вид разрушения. Для уточнения границы разрушающих комбинаций нанесены допускаемые деформации по статической прочности. Следовательно, разрушение стрингерной панели должно находиться в зоне, ограниченной критерием и допустимыми деформациями.

Требуется дальнейшее уточнение подобного графика по виду разрушения КПО, но на данном этапе с его помощью можно определять порядок деформаций для нагружения или разрушения КПО.

Достижение комбинации сжатие + сдвиг. Кинематическая схема нагружения образца композитной панели приведена на рис. 5. Изгибающим моментом $M_{изг}$ реализуется чистое сжатие панели (показан красным цветом), крутящим $M_{кр}$ — сдвиг (синим цветом). При управлении четырьмя силовыми цилиндрами создаются крутящий и изгибающий моменты [19, 20] для достижения нужной комбинации деформаций на трехстрингерной панели кессона крыла. При моделировании принимается следующая комбинация деформаций: сжатие $[\varepsilon_x]_0 = -0,3$ %; сдвиг $[\gamma_{xy}]_0 = 0,6$ %).

Результаты численного моделирования показывают достижение заданной комбинации деформации в регулярной зоне панели (рис. 6, 7). По краям панели имеет место отклонение от заданных значений, обусловленное граничными условиями. Расширять зачетную зону можно увеличением габаритов панели.

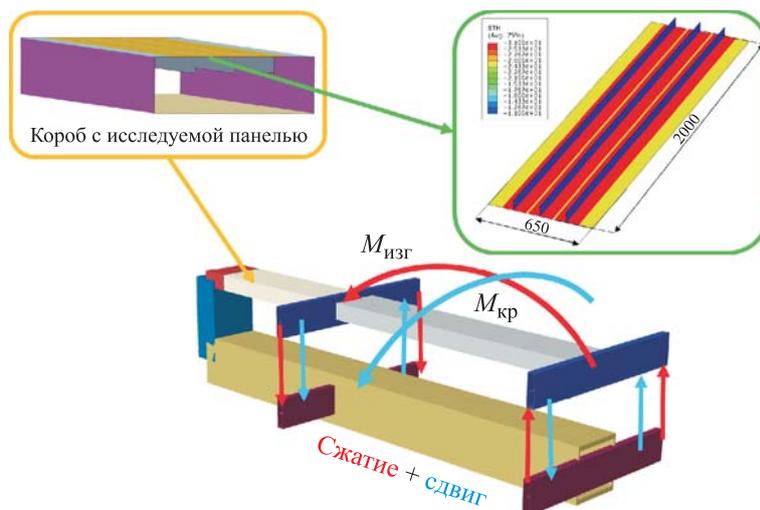


Рис. 5. Кинематическая схема с конструктивно-подобным образцом (также показаны габариты и толщина панели)

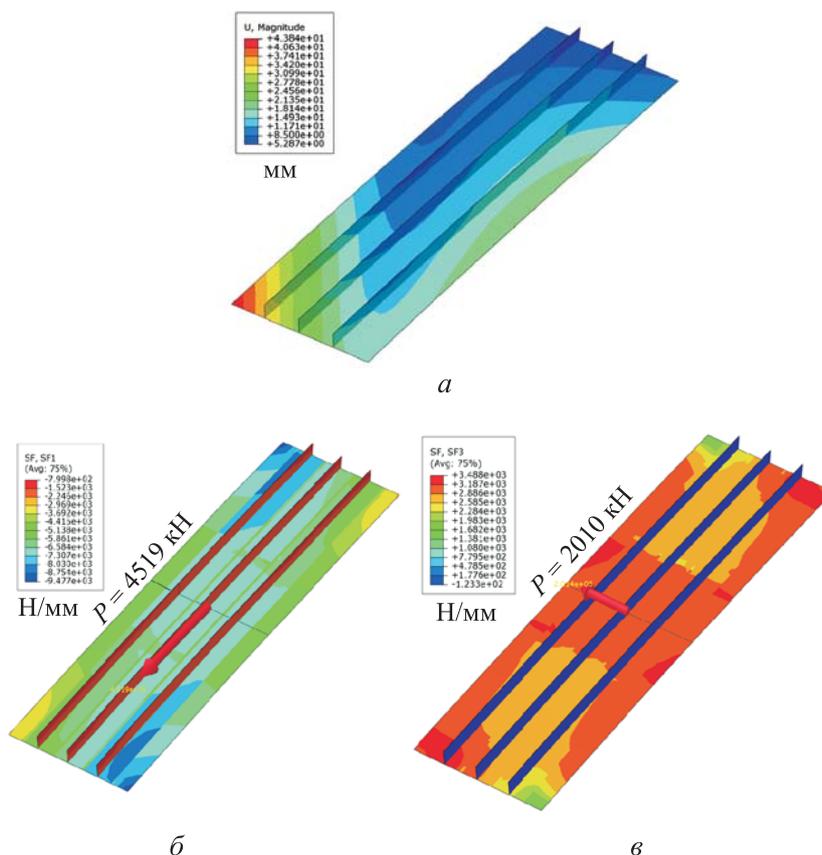


Рис. 6. Поле перемещений (а), поток касательных сил на сжатие (б) и сдвиг (в) трехстрингерной композитной панели

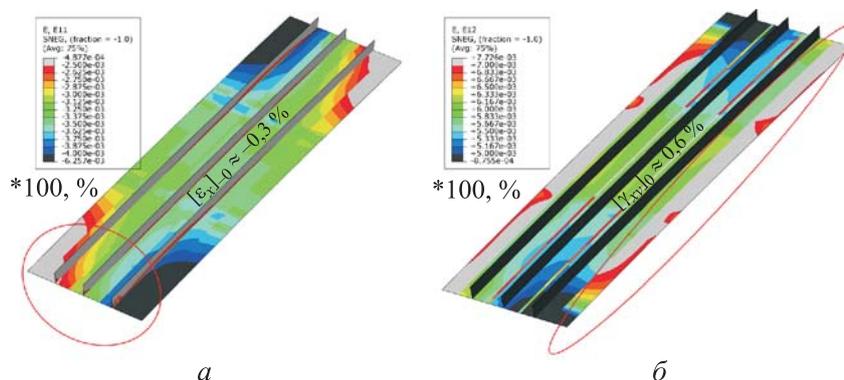


Рис. 7. Деформации сжатия (а) и сдвига (б) в трехстрингерной композитной панели (выделены зоны с краевыми эффектами)

Заключение. Приведенный анализ показывает актуальность исследования нерегулярных зон конструкций при совместном действии нагрузок сжатие + сдвиг на ранних этапах проектирования самолета. Если не учитывать при испытаниях составляющей сдвига при нагружении панели, то не исключено завышение несущей способности панели, которая может отличаться от нагруженной в полете панели. «Эллипс прочности» дает первую оценку для определения всех возможных комбинаций деформаций. Исходя из экономических соображений, показана неэффективность стенда с полногабаритным участком кессона крыла, поэтому предложена схема нагружения образца, позволяющая реализовать силовые факторы на конструктивно-подобном образце. Численный расчет доказывает возможность достижения нужной комбинации деформаций в регулярной зоне, однако следует продумать увеличение этой зоны при тех же габаритах панели.

В дальнейшем намечено провести детальное исследование численным методом всех нерегулярных зон с описанием механизма и вида разрушения. Предложенная кинематическая схема стенда для реализации многообразного нагружения конструктивно-подобных образцов на статическую прочность комбинацией сжатие + сдвиг будет дорабатываться, для того чтобы можно было получить напряженно-деформированное состояние, близкое к полетному (необходимо достичь обеспечения жесткости короба и граничных условий по всем направлениям). Планируется дополнять «эллипс прочности» по результатам численных расчетов и испытаний с учетом характера разрушения стрингерной панели. Рассматривается также возможность проведения на разрабатываемом стенде усталостных испытаний образцов аналогичных габаритов с учетом и без учета дефектов различных категорий для определения остаточной прочности панели и подтверждения ресурса крыла в целом.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Pogosyan M. et al. Aircraft composite structures integrated approach: a review. *Journal of Physics: Conference Series*. IOP Publishing, 2021, vol. 1925, no. 1, p. 012005.
- [2] Курулюк Д.В. Развитие расчетно-экспериментальных методов обработки прочности конструкций с применением цифрового комплекса визуализации анализа результатов испытаний: Дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2023, 169 с.
- [3] Полилов А.Н. *Экспериментальная механика композитов*. 2-е изд. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, 375 с. ISBN 978-5-7038-4169-3
- [4] Щербань К.С. *Ресурсные испытания натурных конструкций самолетов*. Москва, Физматлит, 2009, 234 с.
- [5] Фейгенбаум Ю.М. [и др.]. *Обеспечение прочности композитных авиационных конструкций с учетом случайных эксплуатационных ударных воздействий: монография*. Москва, Техносфера, 2018, 506 с.
- [6] Turbin N.V. et al. Cyclic damage quantification in composite materials using discrete damage mechanics. *Composite Structures*, 2024, vol. 342, p. 118271.
- [7] Turbin N., Shelkov K. Analysis method for post-impact damage development in carbon fiber reinforced laminate under repeated loading. *Journal of Composites Science*, 2023, vol. 7, no. 5, p. 201.
- [8] Turbin N. et al. Fatigue life analysis of a composite materials structure using allowable strain criteria. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2025, vol. 239, no. 2, pp. 123–135.
- [9] Bolshikh A., Klesareva M., Nazarov E., Ustinov B. Experimental and computational investigation of stiffened composite panels with compression after impact. *Research on Engineering Structures and Materials*, 2024. <http://dx.doi.org/10.17515/resm2024.372cs0623rs>
- [10] Больших А.А. *Методика проектирования толстостенного композитного кессона крыла широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета с учетом дефектов: Дис. ... канд. техн. наук*. Москва, 2024, 159 с.
- [11] Gavva L.M., Firsanov V.V. Investigation method of the static strength of structurally-anisotropic composite panels according to a refined theory. *Mechanics of Composite Materials*, 2023. vol. 59, no. 2, pp. 553–568. DOI: 10.1007/s11029-023-10115-9
- [12] Голован В.И. [и др.]. Несущая способность панелей из композиционных материалов при наличии эксплуатационных повреждений. *Труды МАИ*, 2020, № 110, с. 5. DOI: 10.34759/trd-2020-110-5
- [13] Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. *Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов*. Москва, Физматлит, 2013, 272 с.
- [14] Мольков О.Р., Больших А.А., Грибцов Д.Д. расчетное исследование устойчивости композитных ортотропных панелей больших толщин с учетом деформаций поперечного сдвига при сжимающих и сдвиговых нагрузках. *Авиация и космонавтика: Тезисы 22-й Международной конференции*. Москва, Изд-во «Перо», 2023, т. 20, с. 39.
- [15] Mitrofanov O., Shkurin M. Analytical methodology for the design of load-bearing anisotropic panels for the wing box of a light aircraft subject to geometric nonlinearity under compression. *Sigma Journal of Engineering and Natural Sciences*, 2024, vol. 42, no. 6, pp. 1756–1762.
- [16] Mitrofanov O.V., Shkurin M.V. Evaluation of geometrically nonlinear behavior of delamination type edge anisotropic defects in compressed composite panels. *AIP Conference Proceedings*. AIP Publishing, 2024, vol. 3021, no. 1.

- [17] Mitrofanov O. et al. Assessment of the load-bearing capacity in the supercritical behavior of composite panels with an asymmetric structure during shear, taking into account the initial loss from compression. *Natural and Technical Sciences*, 2019, vol. 3, no. 129, pp. 190–193.
- [18] Barbero E.J. *Introduction to composite materials design*. CRC press, 2010.
- [19] Chadha R. et al. *Airframe Beam Structural Test (ABST) fixture-capabilities description and user manual*. US Department of Transportation Federal Aviation Administration DOT/FAA/TC-TN19/7. 2019.
- [20] Bakuckas Jr. J.G. et al. *Bonded repairs of composite panels' representative of wing structure*. International Committee on Aeronautical Fatigue. Cham, Springer International Publishing, 2019, pp. 565–580.

Статья поступила в редакцию 10.06.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Переломов К.А. Способ нагружения конструктивно-подобного образца толстостенной композитной трехпролетной стрингерной панели кессона крыла совместным действием нагрузок от сжатия и сдвига. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 9. EDN QAGWQP

Переломов Константин Александрович — инженер Центра композиционных конструкций, НИО-101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета). e-mail: perelomovka@mai.ru

A method for loading the structurally similar sample of a thick-walled composite three-span stringer panel of the wing torsion box by combined action of the compressive and shear loads

© K.A. Perelomov

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

The paper proposes a kinematic scheme of loading the thick-walled composite three-span stringer panel of the wing torsion box making it possible to implement the required compression and shear combination. It provides a description of irregularity zones; their study becomes possible using the proposed bench. The problems that could arise when loading a structurally similar sample of such dimensions are considered; they include large values of the acting loads, implementation of the loading type, complexity in creating the correct boundary conditions, and the resulting edge effects. Special attention is paid to these problems. Computation is performed applying the numerical method in the Abaqus CAE software, its result shows that the specified deformations are achieved. The initial data in computation include geometric model of the wing torsion box three-stringer panel, and the composite material mechanical properties. Computation result shows that the required combination of the compression deformations with shear is achieved. Besides, special attention is paid to narrowing the scoring zone caused by the edge effects. The considered panel loading by combined action of the compression and shear loads represents a scientific novelty; analysis of the loading sources of similar panels shows the absence of a shear component during loading, thereby overestimating the bearing capacity of a test object. Taking into account the shear would allow achieving loading closer to the real one; the results of such testing obtained on the bench would be useful at the earlier stages of design and development of the unit structure. The proposed kinematic scheme makes it possible to repeatedly load a sample to collect and systematize experimental data in studying the irregularity zone and/or defect.

Keywords: bench testing, shear compression, irregularity zones, edge effects, composite panel

REFERENCES

- [1] Pogosyan M. et al. Aircraft composite structures integrated approach: a review. *Journal of Physics: Conference Series*. IOP Publishing, 2021, vol. 1925 no. 1, p. 012005.
- [2] Kurulyuk D.V. *Razvitie raschetno-eksperimentalnykh metodov otrabotki prochnosti konstruktsiy s primeneniem tsifrovogo kompleksa vizualizatsii analiza rezultatov ispytaniy: Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Development of computational and experimental methods for testing the strength of structures using a digital complex for visualization and analysis of the test results. Diss. ... Cand. Sc. (Eng.)]. Zhukovsky, 2023, 169 p.
- [3] Polilov A.N. *Eksperimentalnaya mekhanika kompozitov* [Experimental mechanics of the composites]. 2nd edition. Moscow, BMSTU Publ., 2015, 375 p. ISBN 978-5-7038-4169-3
- [4] Shcherban K.S. *Resursnye ispytaniya naturnykh konstruktsiy samoletov* [Resource tests of the full-scale aircraft structures]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2009, 234 p.

- [5] Feigenbaum Yu.M. et al. *Obespechenie prochnosti kompozitnykh aviatsionnykh konstruksiy s uchetom sluchaynykh ekspluatatsionnykh udarnykh vozdeystviy: monografiya* [Ensuring strength of the composite aircraft structures taking into account the accidental operational impacts: monography]. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2018, 506 p.
- [6] Turbin N.V. et al. Cyclic damage quantification in composite materials using discrete damage mechanics. *Composite Structures*, 2024, vol. 342, p. 118271.
- [7] Turbin N., Shelkov K. Analysis method for post-impact damage development in carbon fiber reinforced laminate under repeated loading. *Journal of Composites Science*, 2023, vol. 7, no. 5, p. 201.
- [8] Turbin N. et al. Fatigue life analysis of a composite materials structure using allowable strain criteria. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2025, vol. 239, no. 2, pp. 123–135.
- [9] Bolshikh A., Klesareva M., Nazarov E., Ustinov B. Experimental and computational investigation of stiffened composite panels with compression after impact. *Research on Engineering Structures and Materials*, 2024.
<https://doi.org/10.17515/resm2024.372cs0623rs>
- [10] Bolshikh A.A. *Metodologiya proektirovaniya tolstostennogo kompozitnogo kessonа kryla shirokofyuzelyazhnogo dalnemagistralnogo samoleta s uchetom defektov: Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methodology for designing a thick-walled composite wing torsion box of a wide-body long-range aircraft taking into account the defects. Diss. ... Cand. Sc. (Eng.)]. Moscow, 2024, 159 p.
- [11] Gavva L.M., Firsanov V.V. Investigation method of the static strength of structurally-anisotropic composite panels according to a refined theory. *Mechanics of Composite Materials*, 2023, vol. 59, no. 3, pp. 553–568.
<https://doi.org/10.1007/s11029-023-10115-9>
- [12] Golovan V.I., Dudarkov Y.I., Levchenko E.A., Limonin M.V. Nesushchaya sposobnost paneley iz kompozitsionnykh materialov pri nalichii ekspluatatsionnykh povrezdeniy [Load bearing capacity of composite panels with in-service damages]. *Trudy MAI*, 2020, no. 110, p. 5.
<https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-5>
- [13] Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudakov Yu.I. *Prochnost i ustoychivost elementov i soedineniy aviatsionnykh konstruksiy iz kompozitov* [Strength and stability of elements and joints of aircraft structures made of the composites]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2013, 272 p.
- [14] Molkov O.R., Bolshikh A.A., Gribtsov D.D. Raschetnoe issledovanie ustoychivosti kompozitnykh ortotropnykh paneley bolshikh tolshchin s uchetom deformatsii poperechnogo sdviga pri szhimayushchikh i sdvigovykh nagruzkakh [Computational study of stability of the composite orthotropic panels of large thicknesses taking into account the transverse shear deformations under compressive and shear loads. In: *Aviatsiya i kosmonavtika: Tezisy 22-y Mezhdunarodnoy konferentsii* [Aviation and Cosmonautics: abstracts of the 22nd International Conference]. Moscow, “Pero” Publ., 2023, vol. 20, p. 39.
- [15] Mitrofanov O., Shkurin M. Analytical methodology for the design of load-bearing anisotropic panels for the wingbox of a light aircraft subject to geometric nonlinearity under compression. *Sigma Journal of Engineering and Natural Sciences*, 2024, vol. 42, no. 6, pp. 1756–1762.
- [16] Mitrofanov O.V., Shkurin M.V. Evaluation of geometrically nonlinear behavior of delamination type edge anisotropic defects in compressed composite panels. *AIP Conference Proceedings*. AIP Publishing, 2024, vol. 3021 no. 1.
- [17] Mitrofanov O. et al. Assessment of the load-bearing capacity in the supercritical behavior of composite panels with an asymmetric structure during shear, taking

- into account the initial loss from compression. *Natural and Technical Sciences*, 2019, vol. 3, no. 129, pp. 190–193.
- [18] Barbero E. J. *Introduction to composite materials design*. CRC Press, 2010.
- [19] Chadha R. et al. *Airframe Beam Structural Test (ABST) fixture-capabilities description and user manual*. US Department of Transportation, Federal Aviation Administration, DOT/FAA/TC-TN19/7. 2019.
- [20] Bakuckas Jr. J.G. et al. *Bonded repairs of composite panels representative of wing structure*. International Committee on Aeronautical Fatigue, Cham, Springer International Publishing, 2019, pp. 565–580.

Perelomov K.A., Engineer, Center for Composite Structures, NIO-101, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: perelomoka@mai.ru