

Разрушающая нагрузка силового кронштейна при различных углах нагружения

© Е.И. Романенко^{1, 2}

¹Новосибирский государственный технический университет (НГТУ),
Новосибирск, 630073, Российская Федерация

²ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», Новосибирск, 630051,
Российская Федерация

Рассмотрен подход к определению разрушающих нагрузок авиационных конструкций методом виртуальных испытаний, позволяющим сократить объем дорогостоящих натурных испытаний. Представлены результаты валидации автоматизированного алгоритма поиска предельной нагрузки на основе анализа реакции опор в ANSYS APDL на примере силового кронштейна из стали 30ХГСА. Проведено контрольное натурное испытание образца при штатном угле нагружения и серия численных экспериментов с варьированием угла приложения вектора силы в плоскости проушины. Сравнение численных и экспериментальных данных показало, что алгоритм по максимуму реакции опор обеспечивает высокую точность, но дает неконсервативную оценку с расхождением +2,9 %. Дополнительный анализ локальных параметров деформирования выявил, что контроль по первой главной деформации позволяет получить консервативный результат с расхождением –6,5 %, тогда как оценка по эквивалентной деформации занижает несущую способность на 13,9 %. Построена зависимость разрушающей нагрузки от угла нагружения, демонстрирующая изменение несущей способности до 20 % в зависимости от направления вектора силы. Рекомендован комбинированный подход к определению предельной нагрузки, сочетающий автоматизированный поиск максимума реакции с проверкой по уровню первой главной деформации, что повышает надежность виртуального тестирования без увеличения объема натурных испытаний.

Ключевые слова: разрушающая нагрузка, силовой кронштейн, проушина, метод конечных элементов, нелинейный анализ, направление нагружения, критерий разрушения, валидация

Введение. Обеспечение прочности и надежности силовых элементов летательных аппаратов является ключевым требованием авиационных норм (АП-23) [1]. Традиционно подтверждение несущей способности выполняется путем натурных статических испытаний до разрушения, что сопряжено со значительными временными и финансовыми затратами. В современной практике все шире внедряется концепция «цифрового двойника» и виртуального тестирования [2, 3], позволяющая прогнозировать поведение конструкций на ранних этапах проектирования и оптимизировать их массу [4–9]. Однако большинство стандартных прочностных расчетов в САЕ-системах остаются в рамках линейно-упругой постановки и оперируют напряжениями, сравнивая их с пределами текучести или прочности материала. Такой подход не раскрывает реальную пластическую несущую способность

узла и затрудняет прямое сопоставление с результатами физических испытаний, где к конструкции прикладываются именно силовые воздействия.

В инженерной практике существует острая потребность в точном определении разрушающих нагрузок, а не только напряженного состояния. Знание предельной силы критически важно для корректного проектирования испытательной оснастки, планирования программ сертификационных испытаний и оценки остаточной ресурсной прочности узлов. Отсутствие достоверных данных о разрушающих нагрузках может привести к неоправданному завышению массы конструкции или, наоборот, к риску повреждения дорогостоящих образцов на стенде. В связи с этим разработка автоматизированных методов прямого численного определения предельных силовых параметров является актуальной научно-технической задачей.

Особую сложность представляет анализ соединений типа «проушина» в составе силовых кронштейнов. Несмотря на относительно простую геометрию, их работа вблизи предельного состояния характеризуется выраженной физической и геометрической нелинейностью, развитием зон пластичности и сложным контактным взаимодействием. Стандартные процедуры нелинейного МКЭ-анализа предполагают ручной подбор шага нагружения и критериев сходимости, что вносит субъективизм и может приводить к ошибкам в определении пика несущей способности. Ситуация усугубляется тем, что в реальных условиях эксплуатации вектор нагрузки на узел часто отклоняется от расчетного направления из-за комбинированных перегрузок и допусков сборки. Существующие эмпирические методики, как правило, используют усредненные коэффициенты снижения прочности, не учитывающие индивидуальную геометрию узла и точное направление силы.

Для решения указанных проблем автор статьи ранее уже разработал алгоритм автоматизированного поиска разрушающей нагрузки на основе анализа реакции опор при управляемом перемещении [10]. Метод, реализованный в среде ANSYS APDL, устраняет необходимость ручной настройки шага нагружения и однозначно фиксирует момент достижения максимума реакции. Предварительная валидация на образцах проушин из сплава Д16Т [10] и пластинах с отверстиями [11] продемонстрировала сходимость с экспериментом в пределах 1...7 %. Однако алгоритм еще не применялся для анализа конструкций сложной пространственной геометрии из высокопрочных сталей, а также не исследовалась его чувствительность к вариации направления нагружения.

Цель настоящей работы — валидация автоматизированного алгоритма определения разрушающей нагрузки [10] на примере силового кронштейна из высокопрочной стали 30ХГСА и количественная

оценка влияния направления вектора силы на его предельную несущую способность.

Объект исследования и методика проведения эксперимента.

Объектом исследования выступал силовой кронштейн, выполненный из высокопрочной легированной стали 30ХГСА (рис. 1). Конструктивно кронштейн представляет собой монолитную деталь, изготовленную методом фрезеровки из цельной заготовки, с рабочей проушиной, предназначенной для передачи усилий от присоединяемого агрегата. Прουшина толщиной 5 мм имеет отверстие диаметром 16 мм. Выбор данной конструкции обусловлен ее широкой распространенностью в авиационной технике: кронштейны подобного типа применяются в узлах крепления агрегатов шасси, системах управления, элементах мотогондол и силовых элементах фюзеляжа, где направления действующих нагрузок могут существенно варьироваться в зависимости от режима эксплуатации.

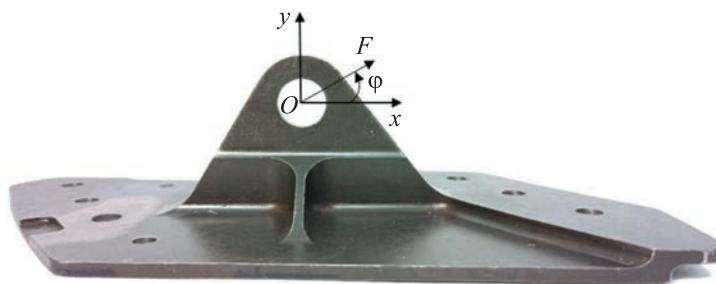


Рис. 1. Кронштейн и параметры нагружения: оси координат, вектор силы F и угол φ в плоскости проушины

Для определения механических характеристик материала, необходимых для численного моделирования, были изготовлены стандартные гладкие образцы-свидетели из той же партии материала, что и кронштейн. Испытания гладких образцов проводились на растяжение согласно ГОСТ 1497–2023. По результатам испытаний были получены следующие механические характеристики материала — стали 30ХГСА:

Модуль упругости E , МПа	210 000
Предел пропорциональности $\sigma_{\text{пц}}$, МПа	1030
Предел прочности $\sigma_{\text{в}}$, МПа	1187
Относительное удлинение после разрыва δ	0,085

На основе полученных экспериментальных данных построена условная диаграмма деформирования (сплошная линия на рис. 2). Для перехода к истинной диаграмме деформирования (пунктирная линия) на участке равномерной пластической деформации — вплоть

до точки максимальной нагрузки, соответствующей пределу прочности, применялись соотношения:

$$\begin{cases} \varepsilon_{\text{и}} = \ln(1 + \varepsilon_y); \\ \sigma_{\text{и}} = \sigma_y(1 + \varepsilon_y), \end{cases} \quad (1)$$

где ε_y и σ_y — условные деформации и условные напряжения; $\varepsilon_{\text{и}}$ и $\sigma_{\text{и}}$ — истинные деформации и напряжения соответственно.

Участок диаграммы, соответствующий локализованной пластической деформации (после начала образования шейки), описан экстраполяцией истинной диаграммы до значения деформации, равного относительному удлинению после разрыва. На графике данная часть диаграммы обозначена штрихпунктирной линией (см. рис. 2).

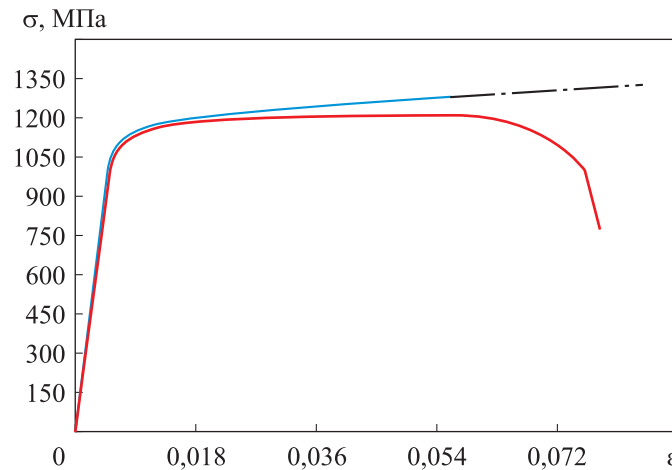


Рис. 2. Диаграммы деформирования материала 30ХГСА:
— условная; — истинная; — — — экстраполяция

Экспериментальное исследование кронштейна проводилось на базе ФАУ «СибНИА» им. С.А. Чаплыгина с использованием универсальной разрывной машины грузоподъемностью 50 кН. Для реализации нагружения под углом в условиях вертикальной разрывной машины была разработана специальная испытательная оснастка. Конструкция оснастки обеспечивает жесткое крепление кронштейна под расчетным углом к вертикальной оси машины. Такое решение продиктовано требованием соосности приложения нагрузки: оси захватов разрывной машины, силового пальца проушины и вектора внешней силы должны совпадать. Установка кронштейна в наклонном положении позволяет реализовать нагружение вдоль эксплуатационного вектора силы, исключая возникновение паразитных изгибающих моментов и перекосов, которые могли бы возникнуть при

попытке изменения угла тяги самой машиной. Крепление кронштейна к плите оснастки осуществлялось через штатные монтажные отверстия с помощью болтовых соединений, что моделирует реальную работу узла на воздушном судне.

Нагружение кронштейна осуществлялось через стальной палец, установленный в отверстие проушины. Конструкция узла предполагает, что нагрузка передается в плоскости проушины, что соответствует реальным условиям эксплуатации подобных соединений. Для исследования влияния направления нагрузки на несущую способность был введен параметр φ — угол отклонения вектора силы в плоскости проушины. Отсчет угла проводился от оси X , направленной вдоль основания кронштейна.

Испытания кронштейна проводились в квазистатическом режиме со скоростью перемещения траверсы 2 мм/мин. Машина обеспечивала плавное увеличение нагрузки с автоматической регистрацией диаграммы «нагрузка–перемещение». Натурное испытание было выполнено для одного случая нагружения, соответствующего штатному режиму эксплуатации при $\varphi = 20^\circ$. Данный режим был выбран в качестве реперной точки для валидации численной модели. В ходе испытания фиксировались максимальная нагрузка, выдерживаемая конструкцией, а также характер и локализация разрушения. Образец в процессе нагружения и разрушенная проушина кронштейна после испытания представлен на рис. 3.

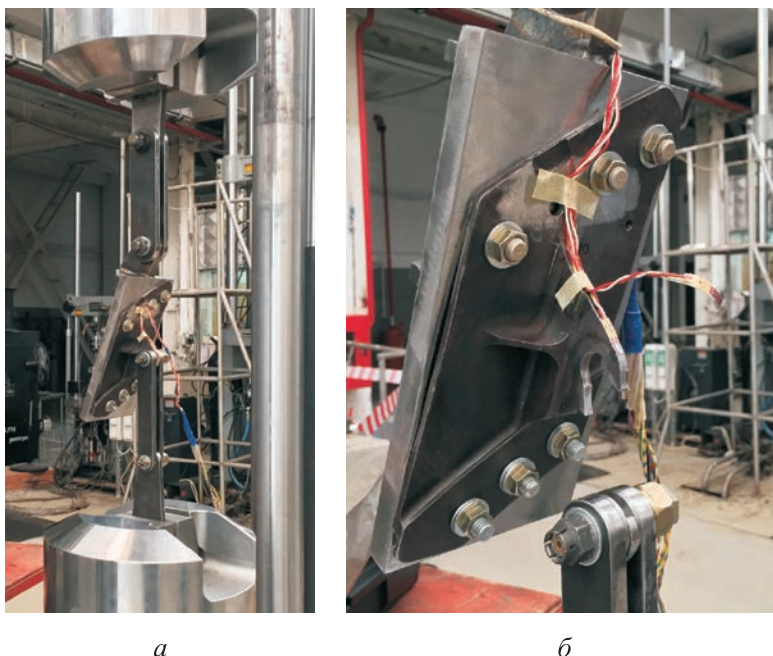


Рис. 3. Положение образца в захватах разрывной машины в процессе нагружения (а) и характер разрушения проушины кронштейна (б)

Методика численного моделирования. Численное моделирование выполнялось в программном комплексе ANSYS Mechanical APDL. Конечно-элементная модель кронштейна была построена с учетом реальной геометрии (рис. 4).

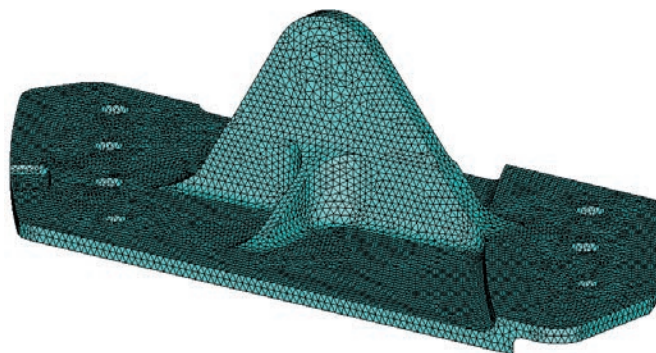


Рис. 4. Конечно-элементная модель кронштейна

Для аппроксимации объема детали использовались трехмерные элементы второго порядка SOLID186, позволяющие корректно описывать пластические деформации и большие перемещения. Выбор данных элементов обусловлен их способностью работать с нелинейными материалами и контактными задачами. Была построена конечно-элементная сетка, обеспечивающая необходимую точность решения в зоне концентрации напряжений.

Для моделирования взаимодействия пальца с проушиной в модель был введен дополнительный элемент — цилиндрическая шайба, имитирующая палец испытательной оснастки. Между внутренней поверхностью отверстия проушины и внешней поверхностью шайбы задано контактное взаимодействие типа «поверхность–поверхность». В качестве целевой поверхности выбрана внутренняя поверхность отверстия, в качестве контактной — поверхность шайбы. Был принят коэффициент трения $f = 0,4$. Такое моделирование контакта позволяет более точно воспроизвести распределение контактных давлений по сравнению с прямым приложением перемещения к узлам отверстия.

Граничные условия моделировались в соответствии со схемой закрепления в испытательной машине. Узлы в зоне крепления кронштейна к основанию фиксировались по всем степеням свободы. Нагрузка задавалась в виде управляемого перемещения узлов шайбы в направлении вектора силы.

В расчете учитывалась физическая нелинейность материала на основе истинной диаграммы деформирования стали 30ХГСА, полученной из испытаний гладких образцов-свидетелей (см. рис. 2). Для моделирования пластичности использована модель полилинейного кинематического упрочнения [12].

Определение разрушающей нагрузки осуществлялось автоматически разработанным APDL-макросом. Алгоритм анализирует изменение суммарной реакции в закреплениях на каждом шаге нагружения и фиксирует момент достижения максимума. Критерием остановки расчета служит условие отрицательного приращения реакции, что соответствует началу потери несущей способности конструкции. Данный подход исключает субъективизм ручного анализа диаграмм и обеспечивает воспроизводимость результатов.

Для исследования зависимости разрушающей нагрузки от направления вектора силы была проведена серия виртуальных испытаний с варьированием угла φ в диапазоне от 0 до 180° с шагом 15°. Выбор диапазона обусловлен возможностью охвата всех принципиально различных направлений нагружения в плоскости детали. На каждом шаге расчета алгоритм автоматически определял предельную нагрузку, фиксируя максимум реакции в закреплениях. При варьировании угла нагружения φ вектор перемещения, прикладываемого к шайбе, поворачивался в плоскости XOY на соответствующий угол относительно оси X .

Результаты и обсуждение. Валидация численной модели выполнялась путем сравнения результатов расчета с данными натурного эксперимента. Экспериментальное значение разрушающей нагрузки составило 93303 Н. Численное решение по разработанному алгоритму, фиксирующему максимум реакции опор, было получено в виде зависимости суммарной реакции от приложенного перемещения (см. рис. 1). Кривая имеет характерный максимум, после которого наблюдается снижение несущей способности. Алгоритм автоматически фиксирует точку максимума, соответствующую разрушающей нагрузке 96030 Н.

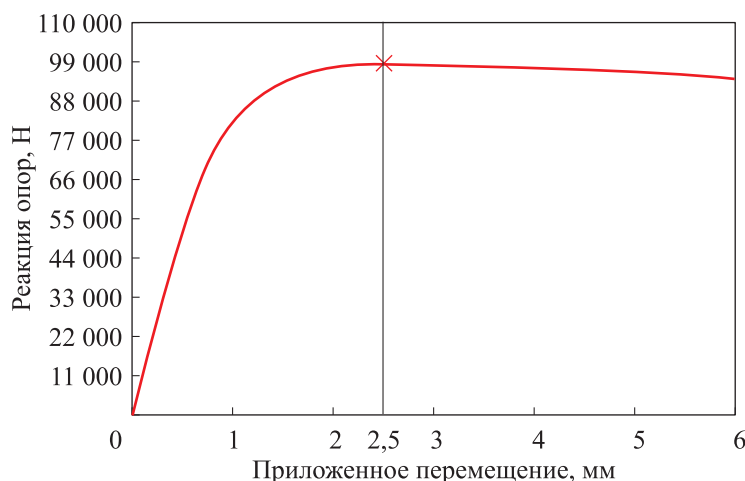


Рис. 5. График зависимости реакции опор от приложенного перемещения при $\varphi = 20^\circ$

Сравнение численного значения с экспериментальным показало расхождение +2,9 %. Несмотря на высокую точность, данная оценка является неконсервативной, так как прогнозируемая нагрузка превышает реальную разрушающую нагрузку. Для задач обоснования прочности авиационных конструкций предпочтительным является подход, обеспечивающий гарантированный запас прочности. В связи с этим было принято решение дополнительно проанализировать предельное состояние конструкции по локальным параметрам деформирования, используя предельную пластичность материала. В качестве дополнительных параметров для оценки несущей способности были рассмотрены:

1) достижение первой главной деформацией предельного значения, равного относительному удлинению после разрыва ($\varepsilon_1 = \delta$). Данный подход физически обоснован тем, что разрушение при растяжении инициируется в направлении максимального удлинения волокон материала;

2) достижение эквивалентной деформацией (по Мизесу) аналогичного предельного значения ($\varepsilon_{eqv} = \delta$). Хотя эквивалентная деформация является энергетической мерой и традиционно применяется для оценки начала текучести, ее сопоставление с пределом разрыва позволяет оценить нижнюю границу несущей способности.

Для сравнения в таблице приведены значения нагрузок, определенных с использованием различных подходов и экспериментально.

Значения разрушающей нагрузки, полученные различными подходами

Подход	Нагрузка, Н	Δ , %
Эксперимент	93 303	–
Максимум реакции опор	96 030	+2,9
Первая главная деформация	89 989	–6,5
Эквивалентная деформация	83 065	–13,9

Анализ данных показывает, что определение разрушающей нагрузки по первой главной деформации обеспечивает наилучшую сходимость с экспериментальными данными при консервативной оценке. Отклонение –6,5 % является приемлемым для нелинейных задач и соответствует требуемому запасу прочности. Оценка по эквивалентной деформации (по Мизесу) демонстрирует значительное занижение нагрузки (–13,9 %), что указывает на ее ограниченную применимость для прогнозирования разрушения при растяжении. Данный параметр является обобщённой энергетической мерой деформированного состояния и не учитывает знак главных деформаций, что приводит к излишне консервативным результатам в задачах с доминирующим одноосным растяжением.

Для исследования влияния направления нагрузки на несущую способность была построена зависимость разрушающей нагрузки от угла приложения силы (рис. 6). На графике приведены три кривые, соответствующие рассмотренным подходам к определению предельной нагрузки, что позволяет наглядно оценить разброс результатов. Экспериментальное значение разрушающей нагрузки отмечено отдельно. Сопоставление численных результатов с экспериментом позволяет рекомендовать комплексный подход к расчету: использование алгоритма по реакции опор с обязательной проверкой по уровню первой главной деформации для обеспечения консервативности оценки.

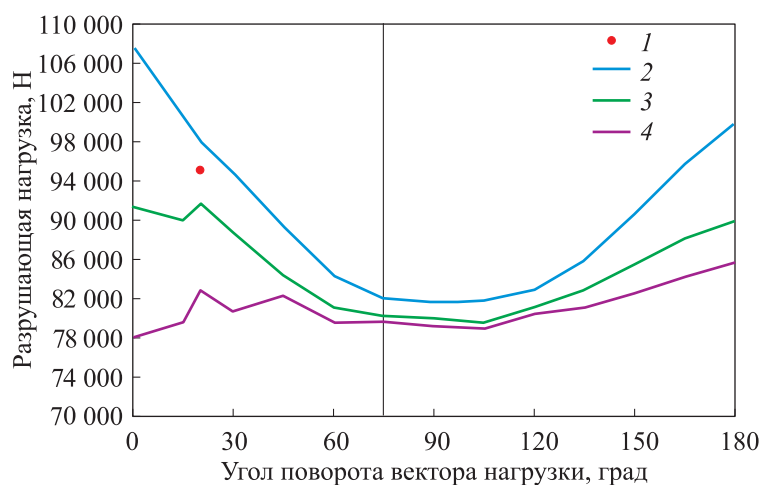


Рис. 6. Зависимость разрушающей нагрузки от угла приложения силы:

1 — эксперимент; 2 — по реакции опор; 3 — по первой главной деформации;
4 — по эквивалентной деформации

Алгоритм демонстрирует высокую сходимость и удобен для автоматизации, однако для конструкций из высокопрочных сталей может давать неконсервативную оценку. Использование критерия первой главной деформации позволяет скорректировать результат в сторону запаса прочности без потери точности. Зависимость разрушающей нагрузки от вектора приложения силы имеет существенный разброс значений, что подтверждает необходимость учета направления нагрузки при проектировании узлов данного типа и введении угловых коэффициентов снижения прочности.

Заключение. По результатам проведенного исследования установлено, что разработанный автоматизированный алгоритм определения разрушающей нагрузки на основе анализа реакции опор корректно применяется для конструкций сложной геометрии из высокопрочных сталей. Валидация на силовом кронштейне подтвердила работоспособность подхода, однако показала, что для обеспечения консервативной оценки прочности необходима дополнительная проверка по локальным

параметрам деформирования. Анализ показал, что достижение первой главной деформацией значения относительного удлинения после разрыва дает наилучшую сходимость с экспериментом при гарантированном запасе прочности, тогда как использование эквивалентной деформации приводит к существенно заниженным результатам. Построенная зависимость разрушающей нагрузки от угла приложения силы подтверждает сильное влияние направления нагружения на несущую способность узла.

Практическая ценность работы заключается в переходе от традиционного анализа напряжений в упругой постановке к прямому численному определению предельных силовых параметров. Это позволяет точно планировать программы натурных испытаний, корректно проектировать силовую оснастку и оценивать остаточную несущую способность узлов, существенно сокращая объем дорогостоящих экспериментальных работ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов*. Москва, Межгосударственный авиационный комитет, 2021, 240 с.
- [2] Селихов А.Ф., Гришин В.И., Замула Г.Н., Картамышев А.И., Чубань В.Д. Математическое моделирование прочности авиаконструкций. *Авиационная промышленность*, 1985, № 9, с. 3–8.
- [3] Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Балунов К.А., Зайцев А.М. Обоснование достоверности виртуального эксперимента в задачах статической прочности авиаконструкций. *Ученые записки ЦАГИ*, 2021, т. 52, № 4, с. 85–97.
- [4] Ostergaard M.G., Ibbotson A.R., Le Roux O., Prior A.M. Virtual testing of aircraft structures. *CEAS Aeronautical Journal*, 2011, vol. 1 (1–4), pp. 83–103.
- [5] Lopes C.S., González C., Falcó O., Naya F., Llorca J., Tijs B. Multiscale virtual testing: the roadmap to efficient design of composites for damage resistance and tolerance. *CEAS Aeronautical Journal*, 2016, vol. 7 (4), pp. 607–619.
- [6] Kaddour A.S., Hinton M.J. (Guest Eds.) Evaluation of theories for predicting failure in polymer composite laminates under 3-D states of stress: Part A of the Second World-Wide Failure Exercise (WWFE-II). *Journal of Composite Materials*, 2012, vol. 46 (19–20), pp. 2283–2595.
- [7] Gigliotti L., Pinho S.T. Virtual testing of large composite structures: a multiple length/time-scale framework. *Journal of Multiscale Modelling*, 2015, vol. 6 (3), art. no. 1550008.
- [8] Völkerink O., Hühne C. Virtual testing for design and certification of (fusion) bonded longitudinal joints in a fibre composite fuselage: A proposal using FEM-based progressive damage analysis. *Compos. Part C: Open Access*, 2022, vol. 7, 100236. DOI: 10.1016/j.jcomc.2022.100236
- [9] Gorskiĭ Yu.A., Gavrilov P.A., Borovkov A.I. Virtual proving ground for aircraft structures. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 986, art. no. 012020. DOI: 10.1088/1757-899X/986/1/012020
- [10] Романенко Е.И., Банщикова И.А., Пустовой Н.В., Селиванов Ю.С. Автоматизированный алгоритм определения предельной нагрузки конструкций на основе анализа реакции опор в ANSYS. *Научно-технический вестник Поволжья*, 2025, № 7, с. 78–81.

- [11] Романенко Е.И., Банщикова И.А., Пель А.Н. Определение разрушающей нагрузки пластин с отверстием. *Космические аппараты и технологии*, 2025, № 2, с. 101–110. DOI: 10.26732/j.st.2025.2.05
- [12] Малинин Н.Н. *Прикладная теория пластичности и ползучести*. 2-е изд. Москва, Машиностроение, 1975, 400 с.

Статья поступила в редакцию 20.04.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Романенко Е.И. Разрушающая нагрузка силового кронштейна при различных углах нагружения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 9. EDN ENNFBT

Романенко Евгений Игоревич — аспирант факультета летательных аппаратов НГТУ, инженер 2-й категории ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина». e-mail: yevgeny.romanenko@yandex.ru

Breaking Load of the Attachment Bracket at Various Loading Angles

© E.I. Romanenko^{1,2}

¹Novosibirsk State Technical University (NSTU),
Novosibirsk, 630073, Russian Federation

²Federal Autonomous Institution "Siberian Aeronautical Research Institute named after
S.A. Chaplygin" (SibNIA), Novosibirsk, 630051, Russian Federation

The paper addresses the problem of determining the breaking loads of aircraft structures using virtual testing, a method that reduces the need for costly physical tests. The results of the validation of an automated algorithm for determining the ultimate load — based on an analysis of support reactions in ANSYS APDL — are presented using a 30XFCA steel load-bearing bracket as an example. A control full-scale test of the specimen was conducted at the standard loading angle, along with a series of numerical experiments varying the angle of the force vector application in the eye plane. A comparison of numerical and experimental data showed that the algorithm based on the maximum support reaction provides high accuracy but yields a non-conservative estimate with a discrepancy of +2.9%. Additional analysis of local deformation parameters revealed that control based on the first principal strain yields a conservative result with a deviation of –6.5%, whereas the estimate based on equivalent strain underestimates the load-bearing capacity by 13.9%. A plot of the ultimate load versus the loading angle was constructed, demonstrating a change in bearing capacity of up to 20% depending on the direction of the force vector. A combined approach to determining the ultimate load is recommended, combining an automated search for the maximum reaction with a check based on the first principal strain, which increases the reliability of virtual testing without increasing the volume of full-scale tests.

Keywords: breaking load, attachment bracket, clamp, finite element method, nonlinear analysis, loading direction, failure criterion, validation

REFERENCES

- [1] *Aviatsionnye pravila. Chast 23. Normy letnoy godnosti grazhdanskikh legkikh samoletov* [Aviation regulations. Part 23. Airworthiness standards for civil light aircraft]. Moscow, Mezhdgosudarstvennyy aviatsionnyy komitet Publ., 2021, 240 p.
- [2] Selikhov A.F., Grishin V.I., Zamula G.N., Kartamyshev A.I., Chuban V.D. Matematicheskoe modelirovanie prochnosti aviakonstruktsiy [Mathematical modeling of the strength of aircraft structures]. *Aviatsionnaya promyshlennost*, 1985, no. 9, pp. 3–8.
- [3] Dudarkov Yu.I., Limonin M.V., Balunov K.A., Zaytsev A.M. Obosnovanie dostovernosti virtualnogo eksperimenta v zadachakh staticheskoy prochnosti aviakonstruktsiy [Validation of virtual experiment reliability in static strength problems of aircraft structures]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2021, vol. 52, no. 4, pp. 85–97.
- [4] Ostergaard M.G., Ibbotson A.R., Le Roux O., Prior A.M. Virtual testing of aircraft structures. *CEAS Aeronautical Journal*, 2011, vol. 1, no. 1-4, pp. 83–103.
- [5] Lopes C.S., González C., Falcó O., Naya F., Llorca J., Tijs B. Multiscale virtual testing: the roadmap to efficient design of composites for damage resistance and tolerance. *CEAS Aeronautical Journal*, 2016, vol. 7, no. 4, pp. 607–619.
- [6] Kaddour A.S., Hinton M.J., eds. Evaluation of theories for predicting failure in polymer composite laminates under 3-D states of stress: Part A of the Second

- World-Wide Failure Exercise (WWFE-II). *Journal of Composite Materials*, 2012, vol. 46, no. 19-20, pp. 2283–2595.
- [7] Gigliotti L., Pinho S.T. Virtual testing of large composite structures: a multiple length/time-scale framework. *Journal of Multiscale Modelling*, 2015, vol. 6, no. 3, paper 1550008.
- [8] Völkerink O., Hühne C. Virtual testing for design and certification of (fusion) bonded longitudinal joints in a fibre composite fuselage: A proposal using FEM-based progressive damage analysis. *Compos. Part C: Open Access*, 2022, vol. 7, paper 100236. DOI: 10.1016/j.jcomc.2022.100236
- [9] Gorskiy Yu.A., Gavrilov P.A., Borovkov A.I. Gorskiy Yu.A., Gavrilov P.A., Borovkov A.I. Virtualnyi ispytatelnyi poligon dlya aviatsionnykh konstruktсий [Virtual proving ground for aircraft structures]. In: *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 986, paper 012020. DOI: 10.1088/1757-899X/986/1/012020
- [10] Romanenko E.I., Banschikova I.A., Pustovoy N.V., Selivanov Yu.S. Avtomatizirovannyi algoritm opredeleniya predel'noy nagruzki konstruktсий na osnove analiza reaktsii opor v ANSYS [Automated algorithm for determining the ultimate load of structures based on the analysis of support reaction in ANSYS]. *Nauchno-tekhnicheskiiy vestnik Povolzh'ya — Scientific and Technical Volga Region Bulletin*, 2025, no. 7, pp. 78–81.
- [11] Romanenko E.I., Banschikova I.A., Pel' A.N. Opredelenie razrushayushey nagruzki plastin s otverstiem [Determination of the failure load of plates with a hole]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecrafts & Technologies*, 2025, no. 2, pp. 101–110. DOI: 10.26732/j.st.2025.2.05
- [12] Malinin N.N. *Prikladnaya teoriya plastichnosti i polzuchesti* [Applied theory of plasticity and creep]. 2nd ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 399 p.

Romanenko E.I., Postgraduate, Faculty of the Flying Vehicles, Novosibirsk State Technical University (NSTU); Engineer of 2st Category, Federal Autonomous Institution “Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin” (SibNIA).
e-mail: yevgeny.romanenko@yandex.ru