УДК 629.7.017.1 EDN: IBDQZX

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ДОКАЗАТЕЛЬСТВА СООТВЕТСТВИЯ УЗЛОВ НАВЕСКИ АГРЕГАТОВ КРИТИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА ТРЕБОВАНИЯМ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

Е.И. Титов titovei@mai.ru

МАИ, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Современные гражданские самолеты транспортной категории необходимо сертифицировать по требованиям сертификационного базиса. В России для этого применяют нормы летной годности гражданских самолетов, в которых указаны требования по безопасному разрушению конструкции в случае аварийной посадки и частичного разрушения опор шасси. Соответствие конструкции самолета этому требованию доказывается экспериментально или с помощью численного моделирования. Рассмотрен алгоритм проектирования конструкции узлов навески основных опор шасси, содержащих особые элементы — слабые звенья, которые должны разрушиться при определенных нагрузках. Такой алгоритм применяется для учета требований норм летной годности гражданских самолетов по условиям статической, усталостной и динамической прочности на ранних этапах проектирования конструкции планера самолета. Выполнена сравнительная оценка результатов конечно-элементного моделирования разрушения срезного болта соединения ухо–вилка. В качестве критерия оценивания принято максимальное значение силы в узле навески основных опор шасси. Полученные данные сравнивались со значениями сил, рассчитанных аналитически. Конечно-элементное моделирование разрушения срезного болта соединения ухо–вилка проводилось в динамической и квазистатической постановках с учетом и без учета контактной задачи

Ключевые слова

Проектирование конструкции, сертификация, безопасное разрушение, конечный элемент, аварийная посадка, основная опора шасси, слабое звено

Поступила 21.03.2025
Принята 06.05.2026
© Автор(ы), 2026

Введение. Каждый агрегат самолета проектируется с учетом требований сертификационного базиса. В России в зависимости от назначения самолета, числа пассажиров и других проектных параметров основой для раз-

работки сертификационного базиса служат Нормы летной годности (НЛГ) [1, 2]. Например, транспортные самолеты должны соответствовать требованиям части 25 НЛГ «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» (НЛГ.25).

Цель настоящей работы — оценить возможности использования математических моделей для доказательства соответствия узлов навески критических агрегатов требованиям сертификационного базиса; разработать и предложить алгоритм проектирования и сертификации основных опор шасси (ООШ) на основании требований НЛГ.25.

В работе поставлено две задачи:

1) анализ факторов, влияющих на конструктивные решения при проектировании узлов навески ООШ;

2) конечно-элементное моделирование разрушения типового слабого звена навески ООШ с использованием различных подходов.

Из всех пунктов сертификации НЛГ.25, относящихся к конструкции шасси, можно выделить следующие: соответствие статической, усталостной и динамической прочности конструкции шасси.

Статическая прочность шасси — способность конструкции выдерживать расчетные нагрузки. Соответствие данным пунктам НЛГ.25 можно подтвердить испытанием и математическим моделированием. Требования к статической прочности конструкции ООШ определяются как типовые случаи нагружения конструкции при эксплуатации [3]. Для доказательства соответствия данным пунктам НЛГ.25 прибегают к обоим методам: проводят несколько статических испытаний, используя тензодатчики для определения деформаций реальной конструкции. После этого, те же испытания проводят с помощью математической модели данного агрегата. Таким образом, сравнивают математическую модель стойки ООШ с реальной конструкцией. Остальные испытания проводят, используя математическую модель конструкции ООШ [4, 5].

Усталостная прочность конструкции — способность конструкции сопротивляться циклическим нагрузкам без разрушения. С одной стороны, существуют требования по минимальной долговечности тех или иных агрегатов планера. С другой стороны, требования усталостной прочности деталей, которые можно заменить во время планового технического обслуживания самолета, задает заказчик, поскольку параметр долговечности таких деталей влияет только на частоту замены этих деталей и, следовательно, на стоимость обслуживания и коммерческую выгоду. Разрушение от циклических нагрузок происходит из-за усталости материала, т. е. от возникновения и накопления усталостных повреждений [6, 7]. Максимальное напря-

жение после определенного числа циклов нагрузок называется пределом выносливости.

Динамическая прочность конструкции ООШ — способность выдерживать быстро протекающие и ударные нагрузки, а при превышении нагрузки — разрушаться по заранее запланированному сценарию, избегая разрушения критических элементов планера [8]. Главным требованием пункта 721 НЛГ.25 (НЛГ.25.721) является недопущение повреждения топливной системы самолета при аварийной посадке с разрушением шасси. Для соответствия этому требованию в конструкцию навески основных опор шасси включают специальные срезные болты, называемые «слабыми звеньями». Данные элементы конструкции необходимы для жесткой передачи нагрузок под действием расчетных нагрузок, но при их превышении такие слабые звенья должны отсоединять конструкцию ООШ без передачи опасных нагружений на планер и, в частности, бак-кессон крыла [9, 10].

Расчет прочности слабых звеньев при классическом подходе к проектированию основной несущей конструкции шасси проводится при аналитической постановке задачи и подтверждается изолированными испытаниями слабого звена.

Материалы и методы. Разрабатываемый алгоритм. Рассмотрим алгоритм, учитывающий одновременный расчет узлов навески шасси и итерационный подбор конструкции слабых звеньев в целях оптимизации конструкции узлов навески ООШ. Расчет проводят, моделируя поведение конструкции, используя метод конечных элементов [11], что также может являться доказательством соответствия требованиям сертификационного базиса [12].

Для реализации поставленной задачи разработан алгоритм в целях создания наилучшей конструкции узлов навески ООШ по требованиям НЛГ.25.721. После некоторых модификаций и дополнительного анализа требований НЛГ.25.721 этот алгоритм можно применять для других агрегатов, в которых необходимы слабые звенья [13, 14], например, таких как узел навески пилона двигателя на кессон крыла. Блок-схема разрабатываемого алгоритма приведена на рис. 1.

Сначала принимают конструкторское решение по установке слабых звеньев. Места установки выбирают из условия задачи защиты конструктивных силовых элементов планера самолета от удара при аварийной посадке. Результат данного шага — определение предполагаемых мест установки слабых звеньев. Далее вводят ограничения по прочности слабых звеньев. Отметим, что ограничения по прочности устанавливают как

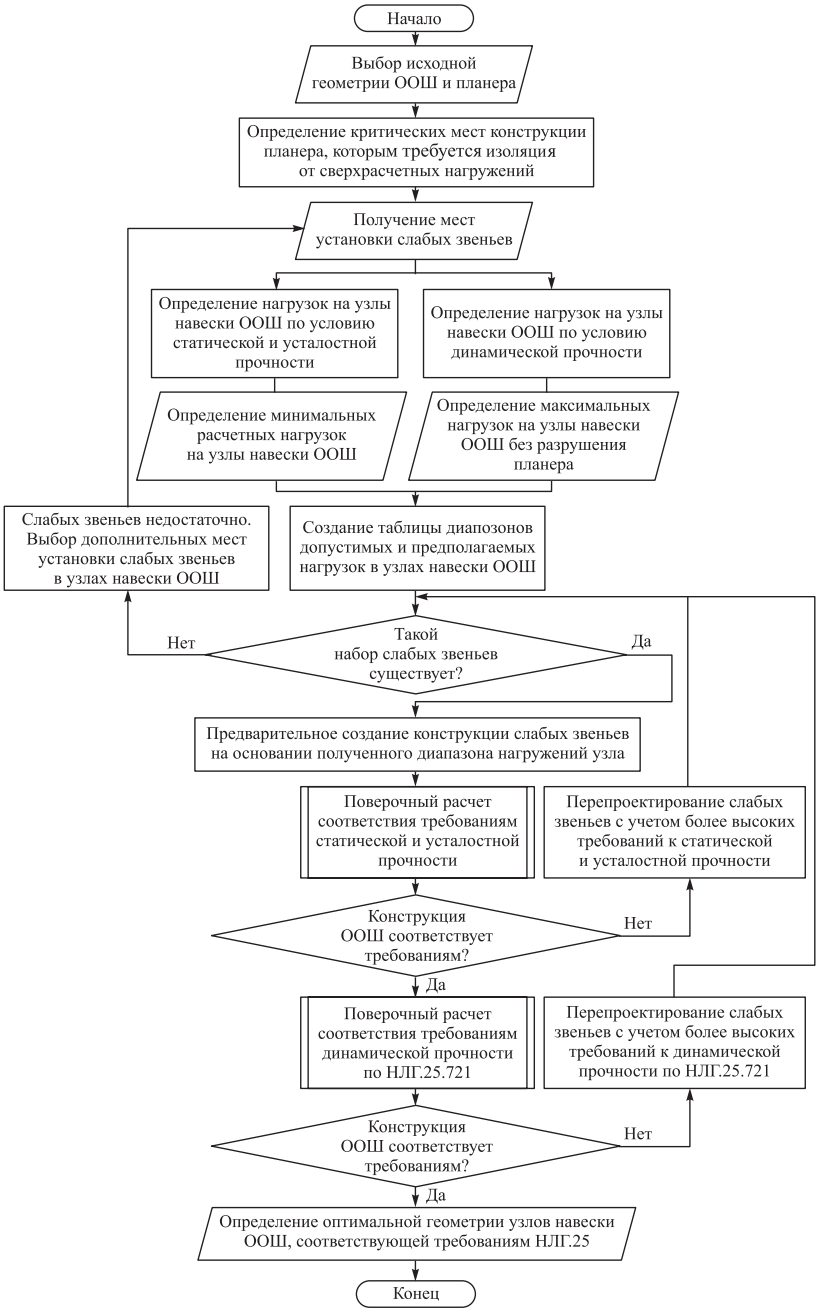


Рис. 1. Блок-схема разрабатываемого алгоритма

на минимально допустимые значения действующих сил (статическую прочность, блок слева), так и на максимальные (динамическую прочность, блок справа). Результат этого шага алгоритма — определение доступных диапазонов прочности каждого слабого звена [9] (рис. 2).

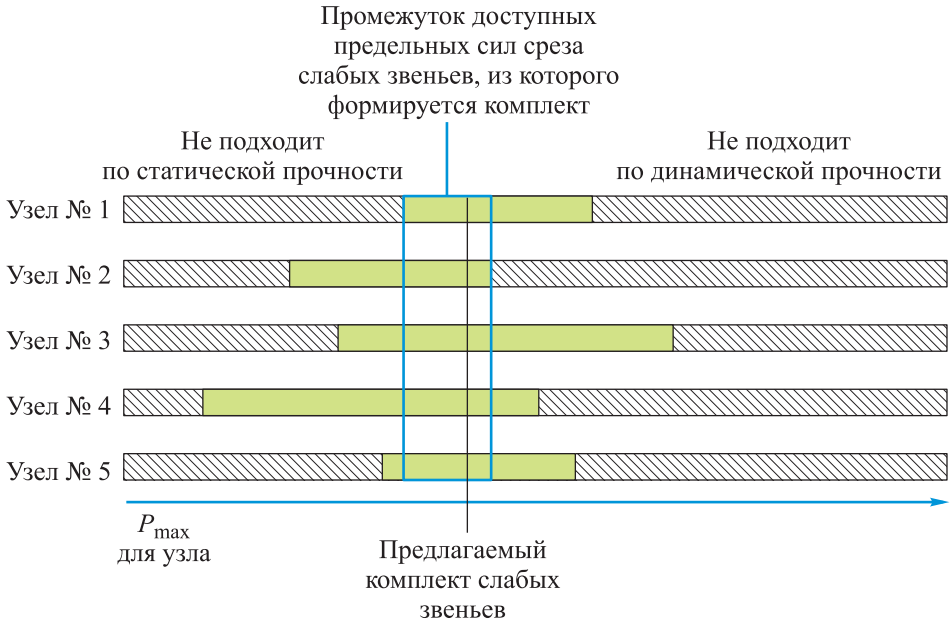


Рис. 2. Доступные диапазоны сил, передаваемых через пять узлов навески ООШ

Если выбраны неправильные места расположения слабых связей, то не существует набора слабых звеньев, удовлетворяющих требованиям НЛГ.25. Алгоритм начинается заново — с определения мест установки слабых звеньев.

Доступные диапазоны сил, передаваемых через пять узлов навески ООШ, приведены на рис. 2. В каждом узле навески ООШ есть слабое звено. На каждый узел накладываются ограничения по минимальной силе, которую узел должен выдержать без разрушения, и по максимальной силе, после превышения которой узел должен разрушиться, чтобы избежать передачи сверхрасчетных нагружений на критические места планера самолета [10]. После определения ограничений на графике появляется доступный диапазон прочностных характеристик каждого узла. Для корректной работы конструкции необходимо соблюсти как разрушение от сверхрасчетной нагрузки, так и последовательность разрушения конструкции ООШ. Заключительным шагом алгоритма является поверочный расчет слабых звеньев по статической и динамической прочностям и окончательная установка комплекта слабых звеньев для данного ООШ [12].

Поверочный расчет. Классический подход предполагает аналитический расчет слабых звеньев или их испытание на разрывной машине [15–17] в статической или динамической постановках. Аналитическое решение задачи расчета поведения конструкции при аварийной посадке

является трудоемким вследствие множества статических неопределимостей. Такая задача в большей степени является динамической, что еще более усложняет аналитическое решение [18, 19]. Эксперимент, при котором произойдет разрушение узлов навески ООШ, является дорогим методом получения искомых данных и материалов для доказательства соответствия требованиям НЛГ.25.721. Как следствие, наиболее распространенный метод получения доказательств соответствия требованиям НЛГ.25.721 — конечно-элементное моделирование НДС конструкции.

В настоящей работе проведено сравнение результатов расчетов разрушения срезной втулки в узле типа ухо–вилка с использованием аналитического метода и метода конечных элементов. Исходная геометрия и схема нагружения исследуемого узла приведены на рис. 3. Физические свойства материалов, использованных в модели, следующие: пределы текучести и временной прочности при растяжении $\sigma_т$ = 950 МПа, $\sigma_в$ = 1286 МПа; модуль Юнга 200 000 МПа; коэффициент Пуассона 0,3; плотность 7850 кг/м^3.

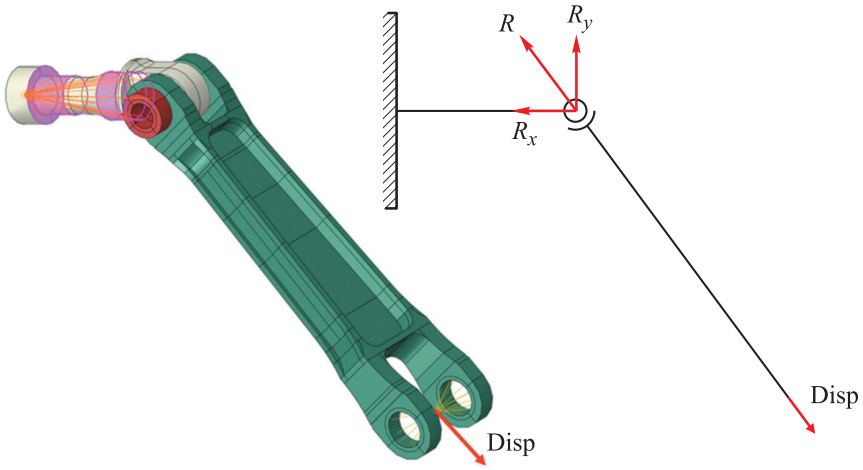


Рис. 3. Исходная геометрия и схема нагружения исследуемого узла

Аналитический расчет проведен из условия статического расчета, конечно-элементный расчет — в динамической и квазистатической постановках задачи [14].

Аналитический расчет. В данной постановке задачи слабым звеном узла является срезной болт, имеющий две плоскости среза (1 и 2). В качестве упрощения аналитический расчет проведем из условия чистого среза болта. Следовательно, только значение касательных напряжений по на-

правлениям 1, 2 не равно нулю. Следовательно, $\sigma_{1,2\,\max} = \tau_в$. Тогда по теории Мизеса, соотношение предельных нормального и касательного напряжений материала можно записать так:

$$\tau_в = \sigma_{1,2\,\max} = \frac{\sigma_в}{\sqrt{3}}, \tag{1}$$

где $\tau_в = \sigma_{1,2\,\max}$ — предельное касательное напряжение; $\sigma_в$ — предельное напряжение при растяжении (временное сопротивление).

Слабое звено является трубой, следовательно, площадь поперечного сечения, в которой происходит сдвиг, определяется так:

$$S_{ср} = \left(\frac{\pi D^2}{4}\right) - \left(\frac{\pi d^2}{4}\right), \tag{2}$$

где $D = 57$ мм, $d = 50$ мм — внешний и внутренний диаметры трубы.

Тогда сила, при приложении которой произойдет разрушение слабого звена, находится как

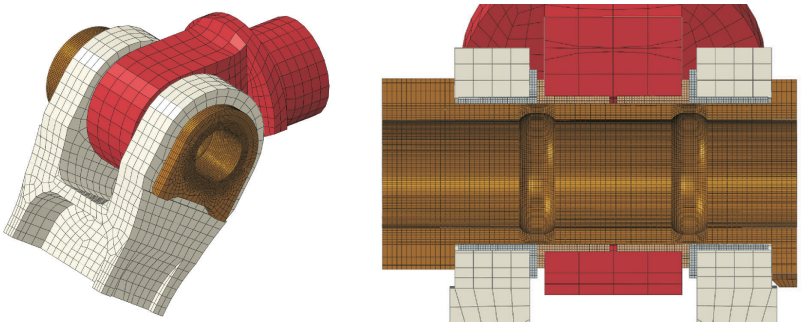
$$F_\sum = \tau_в S_{ср} n = 733,02 \cdot 612 \cdot 2 = 896\ 857 \text{ Н}. \tag{3}$$

Результаты аналитического расчета показали, что слабое звено разрушится, если к данному узлу будет приложена сила, превышающая 896 857 Н.

Конечно-элементный расчет. Для расчета методом конечных элементов смоделирована только зона, включающая в себя проушины кронштейна, втулки и слабое звено. Срезной болт и втулки в проушинах, непосредственно контактирующие с ним, смоделированы по скользящей посадке, т. е. без натяга или зазора. Втулки поставлены в проушины с натягом. Контакт в конечно-элементной модели рассчитывается из условия не проникания узлов одной детали сквозь поверхность элементов другой детали. Коэффициент трения задан глобальным и равен 0,2. Однако коэффициент трения между срезным болтом и втулками задан из условия наличия смазочного материала и равен 0,08. Конечно-элементные модели исследуемого соединения и сечения слабого звена по оси симметрии болта приведены на рис. 4.

Расчетная конечно-элементная модель состоит из 240 537 элементов и 299 344 узлов. Проушины содержат в себе грубую конечно-элементную сетку среднего размера 5 мм. Срезной болт и втулки, непосредственно контактирующие со срезным болтом, имеют малоразмерную сетку со средним размером элемента 1 мм. В модели использованы специальные элементы, учитывающие решение контактной задачи с учетом рас-

пределения напряжений в контакте болт–проушина. Размер элементов выбран из условия сетчатой сходимости расчета для элементов проушин и из условия обеспечения аппроксимации решения контактной задачи для элементов втулок и срезного болта.



а *б*

Рис. 4. Конечно-элементные модели исследуемого соединения (*а*) и сечения слабого звена по оси симметрии болта (*б*)

Материал в используемой математической модели создавался на основе ряда экспериментов элементарных образцов с различной степенью трехосности нагружения. Результатом стала математическая модель материала, содержащая упругую часть, зону пластической деформации и критерий разрушения, который зависит от степени трехосности нагружения. Скоростное упрочнение материала в данной модели не предусмотрено. Итоговая диаграмма материала является истинной диаграммой НДС, а не технической. Следовательно, для сравнительного анализа с аналитическими методами проведен эксперимент на растяжение элементарных образцов для определения $\sigma_в$ материала.

Расчет проводился в программном комплексе Abaqus CAE с использованием явного динамического решателя Dynamic Explicit. Для ускорения времени расчета выбрано целевое значение шага по времени 6…8 с. Для достижения соответствия времени шага целевому значению в расчет добавлен механизм *mass scaling*, незначительно увеличивающий плотность некоторых элементов. Таким образом, число Куранта $k \leq 1$ на протяжении всего расчета. Процент увеличения массы элемента не более 16 %. Итоговая прибавка массы модели не более 0,003 %, что указывает на пренебрежимо малое влияние прибавки массы на результаты расчета. Это важно при анализе высокоскоростных быстротекущих процессов, таких как динамический анализ разрушения слабого звена.

Нагрузка определяется как перемещение с постоянной скоростью и прикладывается к детали с проушинами [20]. В динамическом анализе скорость смещения выбирается из условий грубой посадки и моделирует посадку с вертикальной скоростью $V = 5$ м/с. Квазистатический расчет подразумевает расчет в динамической постановке задачи, но при условии, что кинетическая энергия при расчете пренебрежимо мала по сравнению с потенциальной энергией, реализуемой внутри материала. В данном случае кинетическая энергия при расчете не превышает 5 % потенциальной энергии в материале исследуемой конструкции. Поэтому данный расчет можно рассматривать как приближенный к статическому [21]. Нагрузка определяется как смещение основной стойки шасси вдоль главной оси. Скорость перемещения постоянна, выбрана из условия квазистатичности и равна 0,002 м/с.

Результатом анализа стало распределение напряжений Мизеса в срезном болте во всем расчетном диапазоне. Напряжения Мизеса в момент разрушения срезного болта в квазистатической и динамической постановках задачи приведены на рис. 5.

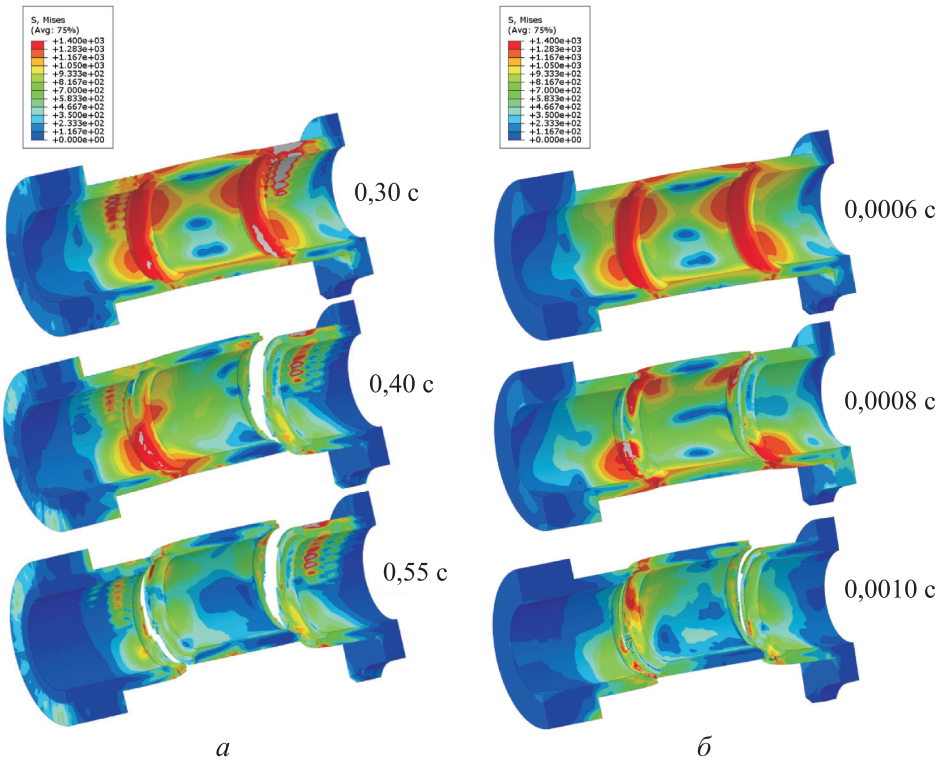


Рис. 5. Напряжения Мизеса в момент разрушения слабого звена в квазистатической (*а*) и динамической (*б*) постановках задачи

Как следует из рис. 5, максимальные значения напряжений достигли 1400 МПа. Значение, превышающее $\sigma_в$, обосновано тем, что является истинным значением напряжений Мизеса.

Результаты и их обсуждение. Результаты расчетов максимальных сил, передаваемых через исследуемое соединение, приведены в таблице.

Результаты расчетов максимальных сил, передаваемых через исследуемое соединение

Критерий	Расчет		
	аналитический	квазистатический	динамический
Максимальная сила, кН	896,857	785,435	843,417
Ошибка по отношению к аналитическому методу, %	–	12,42	5,96

Расчет с использованием метода конечных элементов с моделированием контактной задачи показал заниженное значение сил. Данный результат может быть связан с несколькими факторами.

1. Неодновременное разрушение срезного болта по двум плоскостям среза, при этом результат получается более физичный, но при аналитическом расчете этот фактор не учитывают. Как следствие, пиковая реакция в узле меньше при моделировании среза методом конечных элементов. Это частично доказывается повышением реакции в численном моделировании в динамической постановке задачи, поскольку при высокой скорости деформации срез по обеим плоскостям среза болта произошел практически одновременно и эффект среза по одной плоскости менее ярко выражен.

2. Смятие и прогиб втулки. Аналитический расчет не учитывает изгиб втулки и подмятие стенок болта. Следовательно, аналитический расчет показывает большее значение сил, чем численное моделирование. Данный эффект предположительно снижается при уменьшении отношения внутреннего диаметра отверстия в срезном болте к внешнему и будет изучен в следующих работах.

Несовместимый режим восьмиузлового кубического элемента типа C3D8I представляет собой улучшенную версию элемента типа C3D8. В частности, устранена блокировка сдвига и значительно уменьшена объемная блокировка. Это достигается за счет дополнения стандартных функций формы так называемыми пузырьковыми функциями, которые имеют нулевое значение во всех узлах и ненулевые значения между ними.

Заключение. Проведен анализ факторов, влияющих на конструктивные решения при проектировании узлов навески ООШ. Составлен список пунктов НЛГ.25, составляющих граничные условия при проектировании узлов навески ООШ.

Проведено конечно-элементное моделирование нагружения типового слабого звена навески ООШ с использованием различных скоростей нагружения. Проведен сравнительный анализ полученных результатов.

Конечно-элементный метод позволяет предсказать поведение детали типа втулки под действием нагружения, превышающего предельно допустимое для данного узла по критерию прочности. Для реализации удовлетворительной точности моделирования НДС материала на значениях деформации, превышающих $\varepsilon_в$, необходимо использовать обширный перечень исходных данных о материале с учетом данных о критерии разрушения в зависимости от степени трехосности и сложной конечно-элементной модели агрегата, включающей в себя элементы типа C3D8I, которые позволяют достичь высокой точности расчета без серьезного уменьшения шага расчета.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Попов Ю.И., Серебрянский С.А., Майсак М.В. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета. *Справочник. Инженерный журнал*, 2019, № 12, с. 32–39. EDN: PJOIAQ

[2] Погосян М.А. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. М., Изд-во МАИ, 2020.

[3] Bhat S., Moger V. Aircraft landing gear layouts and functions. *JETIR*, 2019, vol. 6, no. 2, pp. 565–570.

[4] Zhuravlev A.A., Serebryansky S.A. Approach to the selection of the optimal sized of the ear — fork lug. *E3S Web Conf.*, 2023, vol. 383, art. 05010.
DOI: https://doi.org/10.1051/e3sconf/202338305010

[5] Mikułowski G., Jankowski L. Adaptive landing gear: optimum control strategy and potential for improvement. *Shock Vib.*, 2009, vol. 16, art. 732803.
DOI: https://doi.org/10.3233/SAV-2009-0460

[6] Журавлев А.А., Ерофеев М.В., Серебрянский С.А. Исследования коэффициента осевой нагрузки для расчета проушин типа ухо–вилка. Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. *Сб. тез. докл. Междунар. науч.-техн. конф.* М., ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2023, с. 128–130. EDN: NKNEPU

[7] Kravchenko G., Kravchenko K., Kolosov A., et al. Features of the experimental evaluation of the fatigue resistance characteristics of power lugs. *E3S Web Conf.*, 2024, vol. 531, art. 01010. DOI: https://doi.org/10.1051/e3sconf/202453101010

[8] Titov E., Serebryansky S. Theoretical model of the methodology of landing gear bracket design taking into account the adjusted calculation for shear bolt design. *E3S Web Conf.*, 2023, vol. 446, art. 03006.
DOI: https://doi.org/10.1051/e3sconf/202344603006

[9] Konstantinov I., Tereshonkov V. Development of a model for analyzing the impact of configuration integrity loss on the aircraft product cycle time duration. *J. Phys.: Conf. Ser*., 2020, vol. 1925, art. 012080.
DOI: https://doi.org/10.1088/1742-6596/1925/1/012080

[10] Lou K., Zimmermann R., Schaefer Ph., et al. A method for smart hydraulic landing gear modeling and simulation with experimental validation. *SAE Tech. Pap*. VFS-F69-0413, 2013.

[11] Trifonov R., Shelkov K., Perepechaev S., et al. Determining the applicability limits of different accuracy models when analyzing the loads on the landing gear during landing. *AS*, 2024, vol. 7, no. 3, pp. 617–627.
DOI: https://doi.org/10.1007/s42401-023-00253-2

[12] Benseddiq N., Imad A. A ductile fracture analysis using a local damage model. *Int. J. Press. Vessels Pip*., 2008, vol. 85, no. 4, pp. 219–227.
DOI: https://doi.org/10.1016/j.ijpvp.2007.09.003

[13] Tereshonkov V.A., Shavelkin D.S., Pocebneva I.V. Choosing a rational design of the engine fastening span. In: *Advances in automation III*. Springer, 2022, pp. 274–289. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-94202-1_27

[14] Wong J., Ryan L., Kim I.Y. Design optimization of aircraft landing gear assembly under dynamic loading. *Struct. Multidisc. Optim.*, 2018, vol. 57, no. 3, pp. 1357–1375.
DOI: https://doi.org/10.1007/s00158-017-1817-y

[15] Ammar M., Shirinzadeh B., Elgamal H., et al. On the role of damage evolution in finite element modeling of the cutting process and sensing residual stresses. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 21, art. 8547. DOI: https://doi.org/10.3390/s22218547

[16] Titov E., Serebryansky S. Approach to designing a construction of typical main landing gear brackets of an aircraft. *16th MLSD*, 2023.
DOI: https://doi.org/10.1109/MLSD58227.2023.10303898

[17] Ii R., Zhan M., Zheng Z., et al. A constitutive model coupling damage and material anisotropy for wide stress triaxiality. *Chin. J. Aeronaut.*, 2020, vol. 33, no. 12, pp. 3509–3525. DOI: https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.09.018

[18] Туранов Р.А., Пыхалов А.А. Анализ работы конструкции соединения типа «ухо–вилка» с применением метода конечных элементов и решением контактной задачи теории упругости. *Труды МАИ*, 2019, № 104.
URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=102119

[19] Levanger H. Simulating ductile fracture in steel using the finite element method: comparison of two models for describing local instability due to ductile fracture. Master of Science Thesis. Oslo, Faculty of Mathematics and Natural Sciences University, 2012.

[20] Журавлев А.А. Исследования коэффициента, учитывающего угол приложения нагрузки для расчета проушин типа ухо–вилка. *Гагаринские чтения–2023. Сб. тез. докл. XLIX Междунар. молодеж. науч. конф.* М., Перо, 2023, с. 35. EDN: JIBAOQ

[21] Абрамов Я.С., Серебрянский С.А. Влияние конструктивно-силовой схемы и материала агрегата на обеспечение прочности при условии минимума массы. *Авиация и космонавтика. Тез. 22-й Междунар. конф*. М., Перо, 2023, с. 6. EDN: LJWQCZ

Титов Егор Иванович — инженер 1-й категории Центра композиционных конструкций МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Титов Е.И. Математическая модель для доказательства соответствия узлов навески агрегатов критических элементов конструкции планера требованиям норм летной годности. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2026, № 3 (158), с. 38–53. EDN: IBDQZX

MATHEMATICAL MODEL FOR PROVING THE COMPLIANCE OF UNIT ATTACHMENT ASSEMBLIES OF CRITICAL ELEMENTS OF AIRFRAME DESIGN WITH THE REQUIREMENTS OF AIRWORTHINESS STANDARDS

E.I. Titov titovei@mai.ru

MAI, Moscow, Russian Federation

Abstract

All modern civil aircraft of the transport category must be certified according to the requirements of the certification basis. In Russian Federation, these are airworthiness standards, paragraph 25. This paragraph of the airworthiness standards contains a requirement for safe destruction of the structure in the event of an emergency landing and partial destruction of the landing gear. The aircraft design's compliance with this requirement must be demonstrated either experimentally or using numerical simulations. This article considers an algorithm for designing the structure of the main landing gear suspension units containing special elements in their design, "weak links", the purpose of which is destruction upon reaching certain loads. This algorithm is proposed in order to take into account the requirements of airworthiness standards for static, fatigue and

Keywords

Structural design, certification, safe failure, finite element, emergency landing, main landing gear, weak link

dynamic strength at the early stages of airframe design. Further, the work provides a comparative assessment of the results of finite element modeling of the destruction of the shear bolt of the ear–fork connection. The maximum value of the force in the unit was taken as the evaluation criterion. The obtained data were compared with the value of the force obtained analytically. Finite element modeling of destruction was carried out in dynamic and quasi-static settings, with and without taking into account the contact problem

Received 21.03.2025
Accepted 06.05.2026
© Author(s), 2026

REFERENCES

[1] Popov Yu.I., Serebryanskiy S.A., Maysak M.V. Ensuring the operational survivability of the airframe design. *Spravochnik. Inzhenernyy zhurnal* [Handbook. An Engineering Journal], 2019, no. 12, pp. 32–39 (in Russ.). EDN: PJOIAQ

[2] Pogosyan M.A. Tsifrovye tekhnologii v zhiznennom tsikle rossiyskoy konkurentosposobnoy aviatsionnoy tekhniki [Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment]. Moscow, MAI Publ., 2020.

[3] Bhat S., Moger V. Aircraft landing gear layouts and functions. *JETIR*, 2019, vol. 6, no. 2, pp. 565–570.

[4] Zhuravlev A.A., Serebryansky S.A. Approach to the selection of the optimal sized of the ear–fork lug. *E3S Web Conf.,* 2023, vol. 383, art. 05010.
DOI: https://doi.org/10.1051/e3sconf/202338305010

[5] Mikułowski G., Jankowski L. Adaptive landing gear: optimum control strategy and potential for improvement. *Shock Vib*., 2009, vol. 16, art. 732803.
DOI: https://doi.org/10.3233/SAV-2009-0460

[6] Zhuravlev A.A., Erofeev M.V., Serebryanskiy S.A. [Research of the axial load coefficient for calculating the lugs of the ear-fork type]. *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva. Sb. tez. dokl. Mezhdunar. nauch.-tekhn. konf*. [Civil Aviation at the Present Stage of Development of Science, Technology and Society. Abs. Int. Sc.-Tech. Conf.]. Moscow, ID Akademii imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2023, pp. 128–130 (in Russ.). EDN: NKNEPU

[7] Kravchenko G., Kravchenko K., Kolosov A., et al. Features of the experimental evaluation of the fatigue resistance characteristics of power lugs. *E3S Web Conf*., 2024, vol. 531, art. 01010. DOI: https://doi.org/10.1051/e3sconf/202453101010

[8] Titov E., Serebryansky S. Theoretical model of the methodology of landing gear bracket design taking into account the adjusted calculation for shear bolt design. *E3S Web Conf*., 2023, vol. 446, art. 03006. DOI: https://doi.org/10.1051/e3sconf/202344603006

[9] Konstantinov I., Tereshonkov V. Development of a model for analyzing the impact of configuration integrity loss on the aircraft product cycle time duration. *J. Phys.: Conf. Ser*., 2020, vol. 1925, art. 012080. DOI: https://doi.org/10.1088/1742-6596/1925/1/012080

[10] Lou K., Zimmermann R., Schaefer Ph., et al. A method for smart hydraulic landing gear modeling and simulation with experimental validation. *SAE Tech. Pap*. VFS-F69-0413, 2013.

[11] Trifonov R., Shelkov K., Perepechaev S., et al. Determining the applicability limits of different accuracy models when analyzing the loads on the landing gear during landing. *AS*, 2024, vol. 7, no. 3, pp. 617–627. DOI: https://doi.org/10.1007/s42401-023-00253-2

[12] Benseddiq N., Imad A. A ductile fracture analysis using a local damage model. *Int. J. Press. Vessels Pip.*, 2008, vol. 85, no. 4, pp. 219–227.
DOI: https://doi.org/10.1016/j.ijpvp.2007.09.003

[13] Tereshonkov V.A., Shavelkin D.S., Pocebneva I.V. Choosing a rational design of the engine fastening span. In: *Advances in automation III*. Springer, 2022, pp. 274–289.
DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-94202-1_27

[14] Wong J., Ryan L., Kim I.Y. Design optimization of aircraft landing gear assembly under dynamic loading. *Struct. Multidisc. Optim*., 2018, vol. 57, no. 3, pp. 1357–1375.
DOI: https://doi.org/10.1007/s00158-017-1817-y

[15] Ammar M., Shirinzadeh B., Elgamal H., et al. On the role of damage evolution in finite element modeling of the cutting process and sensing residual stresses. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 21, art. 8547. DOI: https://doi.org/10.3390/s22218547

[16] Titov E., Serebryansky S. Approach to designing a construction of typical main landing gear brackets of an aircraft. *16th MLSD*, 2023.
DOI: https://doi.org/10.1109/MLSD58227.2023.10303898

[17] Ii R., Zhan M., Zheng Z., et al. A constitutive model coupling damage and material anisotropy for wide stress triaxiality. *Chin. J. Aeronaut*., 2020, vol. 33, no. 12, pp. 3509–3525. DOI: https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.09.018

[18] Turanov R.A., Pykhalov A.A. Analysis of the "ear-plug" type structure operation by the finite elements method and by the contact problem of elasticity theory solution. *Trudy MAI*, 2019, no. 104 (in Russ.).
Available at: https://trudymai.ru/published.php?ID=102119

[19] Levanger H. Simulating ductile fracture in steel using the finite element method: comparison of two models for describing local instability due to ductile fracture. Master of Science Thesis. Oslo, Faculty of Mathematics and Natural Sciences University, 2012.

[20] Zhuravlev A.A. [Research of the coefficient taking into account the angle of load application for calculating the lugs of the ear-fork type]. *Gagarinskie chteniya–2023. Sb. tez. dokl. XLIX Mezhdunar. molodezhnoy nauch. konf*. [Gagarin Readings–2023. Abs. XLIX Int. Youth Sc. Conf.]. Moscow, Pero Publ., 2023, p. 35 (in Russ.). EDN: JIBAOQ

[21] Abramov Ya.S., Serebryanskiy S.A. [Influence of the structural-power scheme and material of the unit on ensuring strength under the condition of minimum mass]. *Aviatsiya i kosmonavtika. Tez. 22-y Mezhdunar. konf*. [Aviation and Cosmonautics. Abs. 22nd Int. Conf.]. Moscow, Pero Publ., 2023, p. 6 (in Russ.). EDN: LJWQCZ

Titov E.I. — Engineer of the 1st category, Composite Structures Center, MAI (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Titov E.I. Mathematical model for proving the compliance of unit attachment assemblies of critical elements of airframe design with the requirements of airworthiness standards. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2026, no. 3 (158), pp. 38–53 (in Russ.). EDN: IBDQZX