

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

УДК 504.064.36

doi 10.54708/22259309_2026_2364

КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ SSJ-100, ПОВЫШАЮЩАЯ НАДЁЖНОСТЬ

А. Р. ЧАНЫШЕВ¹, А. И. ЖУК²

^{1,2} ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий» (УУНИТ)

¹azatdit@yandex.ru, ²a_zhuk_ufa@mail.ru

Аннотация. В статье рассматриваются ключевые аспекты разработки конструкции основной опоры шасси (ООШ), предотвращающей нарушение герметичности топливных баков-кессонов вследствие посадок с высокой перегрузкой, включая анализ проблем существующих конструкций ООШ и их конструктивные недостатки, проектирование модели стойки шасси повышенной надёжности и прочностные расчёты узлов её крепления.

Ключевые слова: безопасность полётов; безопасная посадка; нештатная посадка самолёта; узел «планируемого разрушения»; «слабое звено» конструкции.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность разработки конструкции основной опоры шасси, предотвращающей нарушение целостности стенки лонжерона крыла, образующей бак-кессон подтверждается:

1. Участвовавшими случаями возгорания топлива вследствие разрушения топливных ёмкостей из-за посадок с превышением расчётных нагрузок.

2. Несоответствием требованиям Авиационных правил, части 25 Нормы лётной годности шасси самолетов транспортной авиации. Для исключения возникновения пожара, опоры шасси должны быть спроектированы таким образом, чтобы в случае их разрушения не происходило нарушения герметичности топливных емкостей самолета – кессонов, расположенных в крыле в зонах установки опор.

3. Стремлением существенно повысить уровень безопасности воздушных перевозок посредством минимизации рисков возникновения аварийных ситуаций и катастроф, что, в свою очередь, позволяет уменьшить возможное число жертв пассажиров в результате возможных авиапроисшествий.

4. Значительным сокращением экономических издержек, связанных с восстановительными работами, либо потерей воздушного судна и последующим процессом утилизации авиатехники, подвергшейся возгоранию.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМЫ

Из современных конструкций известна ООШ телескопического типа, установленная на самолёте Airbus A320 (рис. 1), содержащая корпус стойки шасси с амортизатором, поворотные узлы крепления, поперечную траверсу и подкос. Данная схема является наиболее близким аналогом к исследуемой стойке.

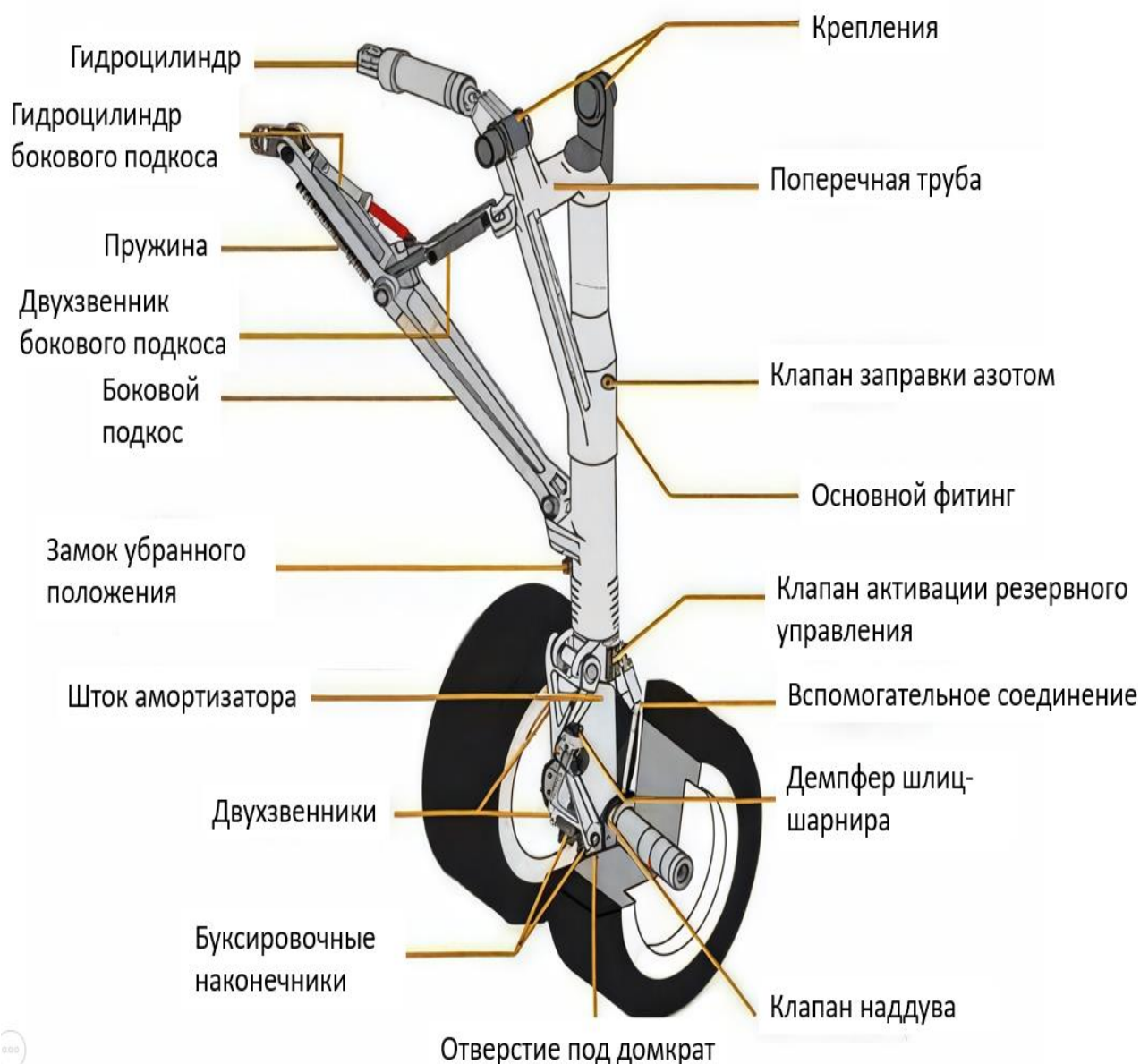


Рис. 1. Конструкция ООШ Airbus A320

Недостатком такого технического решения является значительная длина опоры шасси. Увеличенная длина опоры приводит к росту реакции в узлах крепления шасси к крылу вследствие того, что определяющей посадочной нагрузкой является горизонтальная составляющая от силы удара при посадке, действующая на большом плече.

В настоящее время на самолёте SSJ-100 применяется конструкция основной опоры шасси, показанная на рис. 2.

Основным недостатком шасси SSJ-100 является крепление основных стоек непосредственно к задней стенке лонжерона, который жестко сочленён с крыльевыми баками-кессонами. Опыт лётной эксплуатации показал, что такое проектирование конструкции основной опоры шасси эффективно работает при соблюдении условий выполнения посадки воздушного судна. Грубая ошибка экипажа, которая выполнена с перегрузкой, превышающей эксплуатационную расчётную, приводит к разрушению топливных баков с последующим воспламенением керосина вследствие превышения расчётных нагрузок на основную опору шасси, что и произошло в аэропорту Шереметьево в 2019 г.

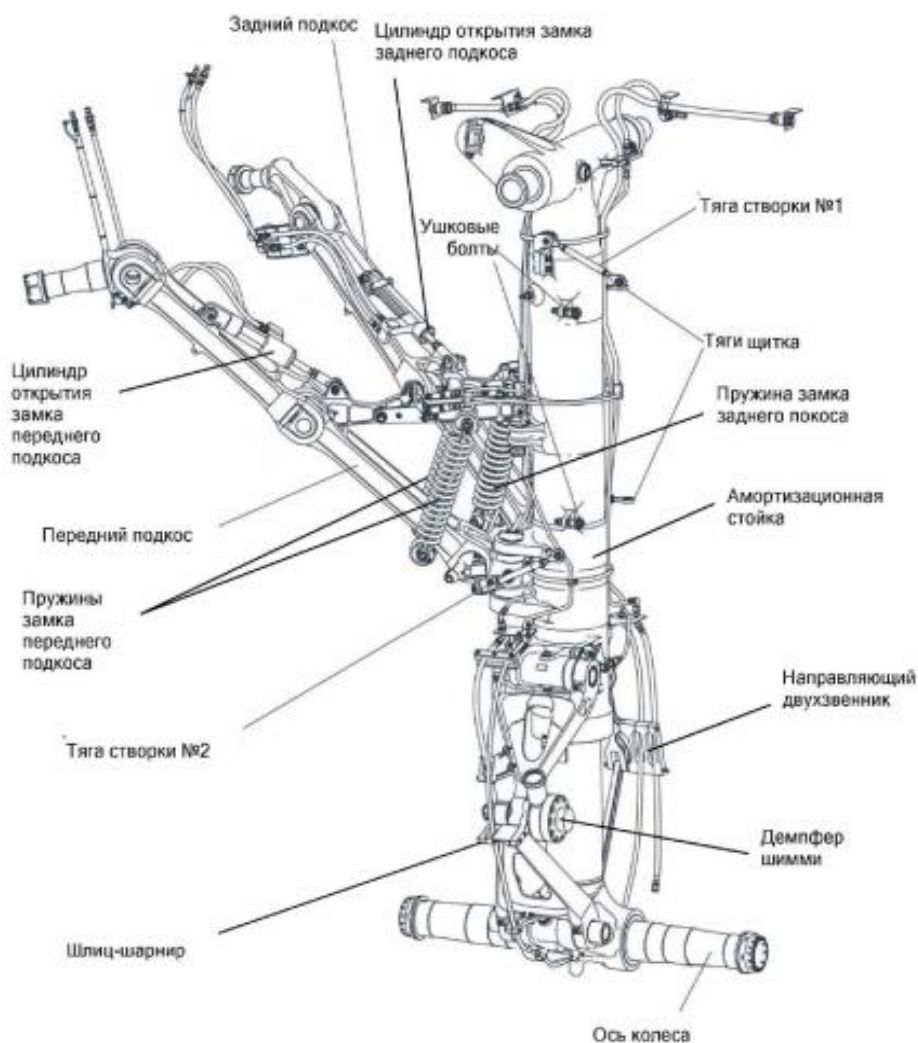


Рис. 2. Конструкция ООШ SSJ-100

Для того чтобы исключить проблему нарушения герметичности топливных баков при посадках с высокой перегрузкой, в работе рассматривается стойка шасси (рис. 3), которая имеет в своей конструкции узлы «планируемого разрушения».

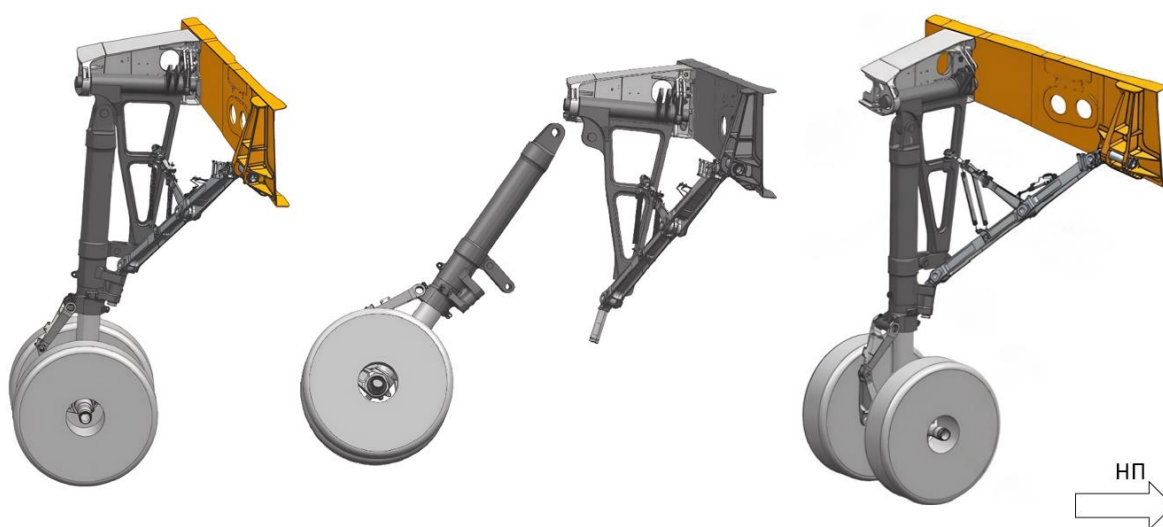


Рис. 3. Исследуемая конструкция ООШ

Это означает, что при нагрузках, превышающих расчётные значения, которые возникают

вследствие посадки с большой перегрузкой, происходит отсоединение амортистойки в местах её крепления, и она смещается в сторону, совершая движение по криволинейной поверхности узла опоры как по направляющей. В результате пробитие баков-кессонов не происходит, и факт возможного возгорания топлива исключается.

Отличием данного технического решения от устанавливаемой в настоящее время ООШ на SSJ-100 являются элементы конструкции, предотвращающие прямую передачу нагружающей силы непосредственно на лонжерон крыла, образующий стенку топливного бака.

На рис. 4 представлены узлы крепления амортизационной стойки, которые при посадке с перегрузкой, превышающей расчётные значения, «планируемо разрушаются». В обоих случаях это достаточно распространённое соединение «Ухо – Проушина», в отверстие которого в данной конфигурации устанавливается призонный болт, работающий на срез.

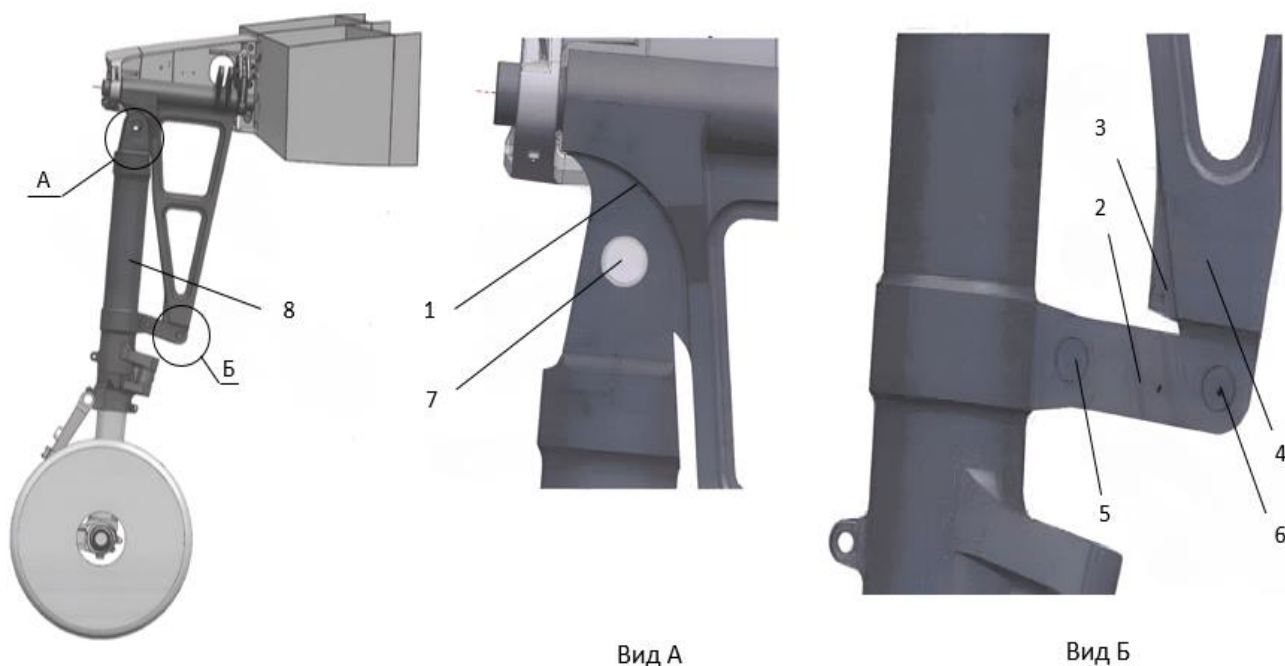


Рис. 4. Узлы «планируемого разрушения»:

1 – криволинейная поверхность; 2 – поворотная серьга; 3 – силовой элемент; 4 – подкос; 5 – шарнирный узел; 6 – нижний срезной болт; 7 – верхний срезной болт; 8 – амортизационная стойка

Исследуемое техническое решение обеспечивает отделение корпуса амортизационной стойки до начала повреждения элементов конструкции крыла в случае превышения расчетных нагрузок при нештатной посадке самолёта.

При возникновении нештатной ситуации при посадке самолёта с выпущенными шасси, выполненными по исследуемому техническому решению, с возникновением нештатных нагрузок на конструкцию самолёта, в том числе на стойки шасси и конструкции крыла самолёта, корпус амортизационной стойки движется вверх и вперед. Происходит разрушение верхнего срезного болта (7), установленного в отверстие проушины, и перемещение корпуса амортизационной стойки вверх и вперед до контакта с криволинейной поверхностью (1). При последующем движении амортистойка (8), как по направляющей, «проскальзывает» по ней и смещается в сторону. При этом возникает перекос поворотной серьги (2) со смещением её вверх до контакта с силовым элементом (3) подкоса (4) амортизационной стойки (8). Вследствие контакта силового элемента (3) подкоса (4) с поворотной серьгой (2) возникают силы реакции, превышающие прочностные характеристики шарнирного узла (5) и/или болта (6), происходит разрушение (или деформация) упомянутых элементов (5) и/или (6) и отделение корпуса стойки шасси с амортизатором от подкоса (4) стойки шасси. В случае деформации производится замена срезных элементов.

РАСЧЁТ ИССЛЕДУЕМОГО УСТРОЙСТВА

Выполнение прочностных расчётов является важным аспектом для подтверждения теоретической модели разрушения.

В конкретном случае расчёту на прочность подвергается верхний узел крепления амортизационной

стойки шасси.

На рис. 5 представлено рассчитываемое соединение. «Вилка» и «ухо» выполнены из материала ВКС-9, такая сталь применяется для узлов повышенной нагрузки. В отверстиях проушин устанавливаются втулки из материала 30ХГСНА, работающие на смятие. Замыкающим элементом, установленным в отверстия проушин, является призонный болт, который для обеспечения «планируемого разрушения» работает «на срез». Болт изготовлен из материала 30ХГСА. Соединение разъемное и неподвижное.

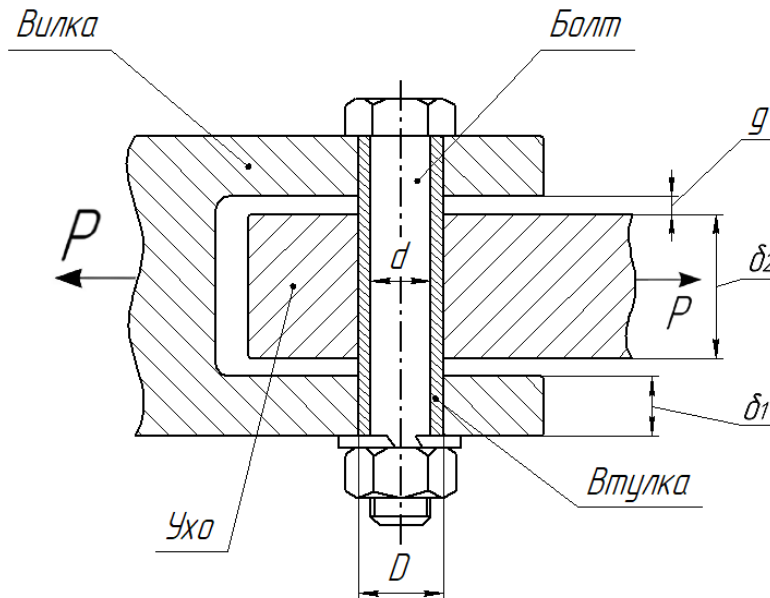


Рис. 5. Соединение «Ухо – Вилка»

Нагрузка, действующая на шасси, определяется из условия нештатной посадки с перегрузкой составляющей 2,2G и равна:

$$P_p = 885 \text{ кН.}$$

Значение силы, при котором происходит разрушение «вилки» от разрыва, составляет:

$$P_{\text{раст}}^{(1)} = 2750 \text{ кН,}$$

а от среза

$$P_{\text{ср}}^{(1)} = 1965 \text{ кН.}$$

В конечном результате определяющей силой разрушения этого элемента будет являться значение меньшее, так как это событие произойдет раньше, в данном случае это разрушающая сила среза.

$$P_{\text{разр}}^{(1)} = \min(P_{\text{раст}}^{(1)}; P_{\text{ср}}^{(1)}) = \min(2750; 1965) = 1965 \text{ кН.}$$

Аналогично определяется разрушающая сила для «Уха», она будет равна:

$$P_{\text{разр}}^{(2)} = \min(P_{\text{раст}}^{(2)}; P_{\text{ср}}^{(2)}) = \min(2915; 1965) = 1965 \text{ кН.}$$

Втулка, установленная в отверстие, работает лишь на смятие, и численные значения силы будут равно:

$$P_{\text{см}} = 2450 \text{ кН.}$$

Болт, установленный в отверстия, работает на срез и изгиб, но при двухсрезном соединении изгиб, по статистике, очень редкое явление.

Разрушающая сила среза для болта будет равна:

$$P_{\text{ср}} = 1323 \text{ кН.}$$

Значение разрушающей силы при изгибе болта:

$$P_{\text{изг}} = 1612 \text{ кН.}$$

Значение разрушающей силы при изгибе болта больше значения разрушающей силы при срезе, это говорит о том, что болт, изготовленный из материала 30ХГСА и диаметром равным 36 мм, имеет достаточную жёсткость на изгиб.

В результате, определяющей силой разрушения узла в сборе будет минимальное значение от разрушающей нагрузки каждого элемента, в данном случае, это болт, работающий на срез.

$$P_{\text{разр}} = \min(P_{\text{ср}}; P_{\text{изг}}; P_{\text{разр}}^{(1)}; P_{\text{разр}}^{(2)}) = \min(1323; 1612; 1965; 1965) = 1323 \text{ кН.}$$

Коэффициент запаса прочности определяется отношением разрушающей нагрузки узла «Ухо – Вилка» к расчётной нагрузке равной и равен:

$$\eta = \frac{P_{\text{разр}}}{P_p} = \frac{1323}{885} = 1,49.$$

Нижний узел крепления амортистойки разрушается одновременно с верхним. Для него расчет производится аналогично.

В результате можно сделать вывод о том, что исследуемое техническое решение целесообразно использовать в настоящее время на авиационной технике, так как это существенно повысит показатели безопасности полётов и снизит число авиационных происшествий, связанных со взлётно-посадочными устройствами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Чепурных, И. В.** Прочность конструкций летательных аппаратов: Учебное пособие / И.В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2013. – 137 с.
2. Патент RU2824229 С1. Основная опора шасси самолёта: № 2024103604; заявл. 13.02.2024; опублик. 06.08.2024 / С. И. Джамгаров, В.Н. Орлов; заявитель, патентообладатель Публичное акционерное общество "Яковлев" (RU). – Электронная копия доступна на сайте Федерального института промышленной собственности // ФИПС: [сайт]. URL: https://fips.ru/publication-web/publications/document?type=doc&tab=I_ZPM&id=C6BC6357-BF4A-402C-A9E3-436B0E4F7529 (дата обращения 17.04.2025).
3. **Майнсков, В. Н., Глушков, С. В., Савельев, Л. М., Скворцов, Ю. В., Арзыбов, О. И.** Расчёт и проектирование соединений «ухо-вилка» [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В. Н. Майнсков, С. В. Глушков, Л. М. Савельев, Ю. В. Скворцов, О. И. Арзыбов; Минобрнауки России, Самар, гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2011. (дата обращения 17.04.2025).
4. Конструкция основных опор шасси самолётов А-320, SSJ-100 / [Электронный ресурс] // РРТ онлайн [сайт]. URL: <https://ppt-online.org/605898?ysclid=ma3iulxdfk977726588> (дата обращения: 17.04.2025).
5. **Андреев, В. И.** Конструкция и проектирование самолетов: Учебник для авиационных вузов / В. И. Андреев. – М.: Машиностроение, 1989. – 416 с.

ОБ АВТОРАХ

ЧАНЫШЕВ Азат Рустемович, студент каф. АД

ЖУК Александр Игоревич, доцент каф. АД. Дипл. инженер-механик по конструкции ЛА и АД (ВВИА им. Жуковского 1983). Канд. тех. наук (ВВИА им. Жуковского, 1986).

METADATA

Title: The attachment device of the main landing gear of the aircraft to the tail of the wing.

Authors: A. R. Chanyshiev¹, A. I. Zhuk²

Affiliation:

^{1,2} Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Email: ¹ azatdit@yandex.ru, ² a_zhuk@mail.ru

Language: Russian.

Source: Molodezhnyj Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), no. 2 (36), pp. 4-10, 2026. ISSN 2225-9309 (Print).

Abstract: The article discusses the key aspects of the design of the main landing gear (MLG), which prevents leakage of fuel tank caissons due to high-overload landings, including an analysis of the problems of existing MLG structures and their design flaws, the design of a high-reliability chassis rack model and strength calculations of its attachment points.

Key words: flight safety, safe landing, abnormal landing of the aircraft, the node of "planned destruction", the "weak link" of the structure.

About authors:

CHANYSHEV, Azat Rustemovich, Student. Dept. of Aircraft engines.

ZHUK, Aleksandr Igorevich, docent dept of aircraft engines. Dipl. Mechanical engineer for the design of aircraft and aircraft engines (Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1983). Candidate of Technical Science (Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1986).