

УДК 629.7.02

doi 10.54708/22259309_2026_23623

УСТРОЙСТВО КРЕПЛЕНИЯ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ САМОЛЁТА К ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ КРЫЛА

Д. М. БАСЫРОВ¹, А. И. ЖУК²

¹basyrovdinislam@mail.ru, ²a_zhuk_ufa@mail.ru

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

Аннотация. В представленной статье детально исследуются ключевые аспекты процесса разработки инновационного защитного устройства, предназначенного для повышения безопасности воздушных судов. Основная цель разработки — предотвращение двух критически опасных сценариев во время аварийной («грубой») посадки: пробития топливных баков в кессонах крыла и разрушения задней стенки лонжерона. Сочетание этих повреждений представляет собой серьёзную угрозу, способную привести к катастрофам, включая пожар и потерю структурной целостности крыла. В рамках исследования проводится комплексный анализ самой проблемы: изучаются механизмы возникновения ударных нагрузок при жёстком приземлении и их воздействие на уязвимые элементы крыльевой конструкции.

Ключевые слова: основная опора; хвостовая часть крыла; топливные баки; срезные элементы; задняя стенка лонжерона; разрушение топливных баков крыла.

ВВЕДЕНИЕ

Конструкция шасси самолёта подвергается воздействию значительных нагрузок, классифицируемых как статические и динамические.

Статические нагрузки включают:

- вертикальную силу, определяемую массой воздушного судна и скоростью его движения;
- боковую нагрузку, возникающую в точках контакта колёс с поверхностью и зависящую от величины вертикальной нагрузки;
- лобовую нагрузку, образующуюся при торможении колёс и пропорциональную коэффициенту трения.

К динамическим нагрузкам относятся:

- ударные воздействия при посадке и выполнении маневров, поглощаемые упругими элементами шасси – амортизаторами (рессорами) и пневматиками колёс;
- колебания, вызванные движением по неровностям аэродромного покрытия, гасимые демпферами, ограничивающими скорость поворота колёс.

Наличие концентраторов напряжений в конструкции, особенно в элементах шасси, существенно влияет на прочностные характеристики самолёта в целом. Возникновение таких дефектов способно привести к отмене или задержке запланированного вылета, что влечёт за собой финансовые убытки из-за простоя воздушного судна. В подобных ситуациях критически важным становится оперативное и высококачественное проведение ремонтных работ.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМЫ

В процессе взлёта и посадки происходит постепенный переход от одной среды к другой: от земли к воздуху при взлёте и от воздуха к земле при посадке. Скорость движения при этом остается непостоянной. Эти процессы обеспечиваются благодаря специальным устройствам. Устройства подразделяются на две категории. К первой относится устройство для взлёта и посадки. Ко второй – устройства, которые способствуют изменению скорости при разбеге и пробеге за счёт изменения подъёмной силы самолёта. К таким устройствам относятся: механизация крыла; тормозные системы; шасси.

Механизация крыла (рис. 1) служит для снижения длины разбега и пробега за счёт изменения подъёмной силы крыла. Чтобы сократить длину разбега и пробега при взлёте и посадке, необходимо обеспечить минимальное значение скорости взлёта и посадки. Однако увеличить площадь крыла невозможно, так как это приведёт к увеличению веса и сопротивления самолёта. Поэтому для уменьшения взлётно-посадочных скоростей необходимо увеличить коэффициент подъёмной силы крыла.

Для снижения дистанции пробега используются специальные механизмы (рис. 2). В их число входят интерцепторы, воздушные тормоза и тормозные парашюты. Комбинированное использование этих устройств позволяет уменьшить дистанцию пробега в 1,5–2 раза. Применение тормозного парашюта снижает дистанцию пробега на 30–40 %. Использование реверса – изменения направления тяги двигателя – позволяет значительно уменьшить дистанцию пробега на 25–30 %.



Рис. 1. Механизация крыла



Рис. 2. Работа интерцепторов при посадке

Шасси самолёта – совокупность систем, которая обеспечивает перемещение, взлёт и посадку летательного аппарата. Конструкция шасси состоит из передней или хвостовой опоры, основных опор, а также вспомогательных опор и створок, которые выполняют функцию закрытия ниши для уборки шасси воздушного судна.

При движении по полосе, взлете или посадке летательного аппарата возникают статические и динамические нагрузки, которые воспринимаются основными, передними, хвостовыми опорами. Задачу устойчивости воздушного судна на земле решают вспомогательные опоры.

Конструкция основных элементов опор шасси летательного аппарата включает следующие элементы:

- Стойка шасси – основной силовой элемент, который воспринимает нагрузки и передает их на планер воздушного судна.

- Амортизатор – его задача гасить ударные нагрузки при посадке и движении по взлетно-посадочной полосе.

- Система жёстких подкосов – обеспечение дополнительной жёсткости конструкции летательного аппарата, а также распределение реакций земли.

- Складывающийся подкос отвечает за изменение длины при уборке или выпуске шасси.

- Механизмы уборки или выпуска – обеспечение уборки или выпуска шасси при взлетах и посадке воздушного судна.

- Замки положений – после выпуска или уборки шасси фиксируют опору в убранном или выпущенном положении.

- Тележка шасси – удержание колес, возможность иметь несколько осей.

- Рулѐжное устройство – обеспечение руления воздушного судна при передвижении по взлетно-посадочной полосе к месту стоянки или во время буксировки.

- Тормозные устройства служат для уменьшения скорости летательного аппарата, а именно – сокращения пробега после посадки с помощью колодочных или дисковых тормозов.

Опыт эксплуатации показывает, что на безопасность полѐтов при взлѐте и посадке воздушного судна существенное влияние оказывают основные стойки шасси. Разрушение основных стоек шасси (или одной из них) может привести к тяжѐлым летным происшествиям. Большинство взлѐтно-посадочных устройств крепятся к лонжерону крыла, около которого находятся баки с топливом, или сам лонжерон является одной из стенок бака. Деформация или пробитие топливных баков влечѐт за собой пролив топлива с последующим возгоранием, которое может привести к катастрофе, что существенно влияет на безопасность полѐтов. Примером такого авиационного происшествия является катастрофа самолѐта SSJ-100, которая произошла в 2019 г. в аэропорту Шереметьево в результате грубой посадки воздушного судна из-за ошибки, допущенной его командиром.

Для повышения безопасности полѐтов и исключения повреждения топливных баков воздушного судна предлагается использовать устройство (рис. 3), в конструкцию которого включены узлы безопасного повреждения («слабые звенья»).

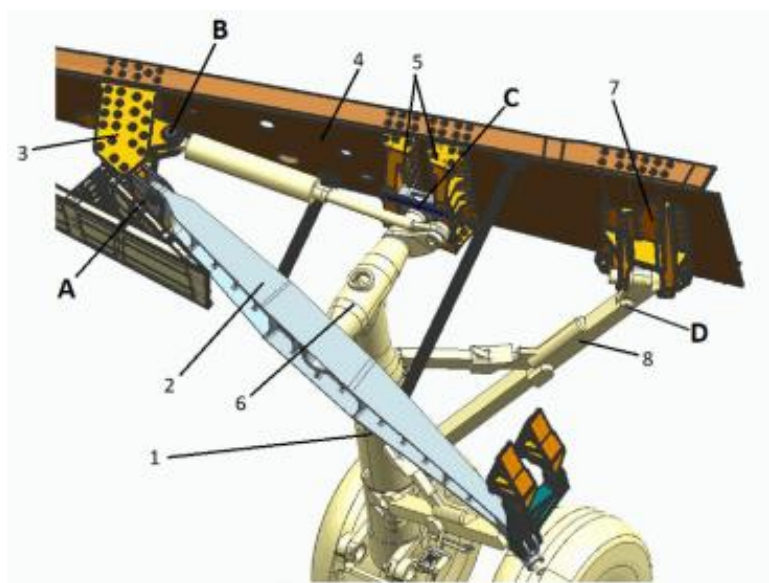


Рис. 3. Устройство крепления основной опоры шасси самолёта к хвостовой части крыла:

- 1 – основная опора шасси; 2 – балка основной опоры шасси; 3 – кронштейн крепления балки на лонжероне кессона крыла; 4 – лонжерон кессона крыла; 5 – кронштейн крепления траверсы основной опоры шасси; 6 – траверса основной опоры шасси; 7 – кронштейн крепления переднего подкоса основной опоры шасси; 8 – передний подкос основной опоры шасси

На рис. 3 «слабые звенья» обозначены позициями, которые имеют следующие обозначения: «А» – узел крепления балки шасси к кронштейну на лонжероне крыла; «В» – узел крепления гидроцилиндра уборки шасси на лонжероне крыла; «С» – узел крепления траверсы на лонжероне кессона крыла; «D» – узел крепления переднего подкоса основной опоры шасси на лонжероне кессона крыла.

В представленной конструкции стойка основной опоры шасси отделяется за счёт срезных втулок, которые образуют концентратор напряжений в месте соединения серьги с кронштейном. Место соединения «А» будет «слабым звеном», которое безопасно будет отделяться друг от друга. В случае, когда эксплуатационные нагрузки превышают расчетные, узел «А» будет разрушаться, так как является концентратором напряжений. Это позволяет стойке шасси отделиться от балки, безопасно отклонившись от хвостовой части крыла. Благодаря такому решению предотвращается повреждение топливных баков, расположенных в кессоне крыла, что повышает общую безопасность полёта.

Конструкция узла «В» формируется за счёт крепёжных элементов, связывающих накладку с рёбрами, которые формируют «слабое звено». Основная опора шасси отделяется за счёт того, что элементы разрушаются из-за того, что конструкция намеренно рассчитана на меньшие перегрузки, чем соседние узлы. Расчет на меньшие перегрузки позволяет обеспечивать контролируемое разрушение в конкретном месте, которое предотвращает разрушение более критичных элементов конструкции.

Место крепления кронштейна находится на заднем лонжероне кессона отъёмной части крыла. Конструкция состоит из двух одинаковых деталей, которые изготавливаются фрезеровкой из высокопрочной алюминиевой поковки. Также в этой конструкции имеется подшипниковая опора. Крепление подшипниковой опоры осуществляется за счёт двух стальных срезных шпилек, которые также являются концентратором напряжений и формируют «слабое звено» – узел «С». Такое решение обеспечивает защиту лонжерона кессона крыла и предотвращает разлив топлива при аварийных перегрузках: в случае превышения расчётных нагрузок на стойку шасси разрушение происходит в заданном узле, минимизируя риск повреждения критичных элементов конструкции. Этот инженерный подход повышает безопасность, локализуя возможное разрушение в заранее предусмотренной зоне.

Кронштейн фиксируется к лонжерону посредством болтового соединения. Конструкция представляет собой ушки, в которые навешиваются серьги. В серьге имеется проушина, в которой предусмотрено место крепления подкоса через срезную втулку. Место крепления образует «слабое звено» – узел «D».

РАСЧЁТ ИССЛЕДУЕМОГО УСТРОЙСТВА

Для подтверждения теоретической модели разрушения выполняется расчет на прочность узла «А» по типу соединения «ухо – вилка». Расчёты проводились на основе анализа свойств материалов. В качестве материала для проушины берется Сталь 45, а для втулки – Сталь 30ХГСА.

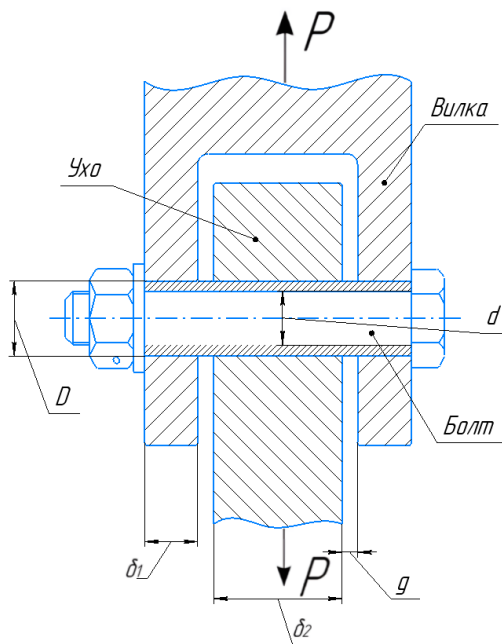


Рис. 4. Соединение «ухо – вилка»

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

$$P_p = 90 \text{ кН.}$$

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

$$P_{\text{раст}}^{(1)} = 126,7 \text{ кН,}$$

а от среза

$$P_{\text{ср}}^{(1)} = 120,7 \text{ кН.}$$

В конечном результате определяющей силой разрушения этого элемента будет являться меньшее значение.

$$P_{\text{разр}}^{(1)} = \min(P_{\text{раст}}^{(1)}; P_{\text{ср}}^{(1)}) = \min(126,7; 120,7) = 120,7 \text{ кН.}$$

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

$$P_{\text{разр}}^{(2)} = \min(P_{\text{раст}}^{(2)}; P_{\text{ср}}^{(2)}) = \min(134,2; 120,7) = 120,7 \text{ кН.}$$

Втулка, установленная в отверстие, работает лишь на смятие, и численное значение силы будет равно:

$$P_{\text{см}} = 311 \text{ кН.}$$

Болт, установленный в отверстия, работает на срез и изгиб.

Разрушающая сила среза для болта будет равна:

$$P_{\text{ср}} = 330 \text{ кН.}$$

Значение разрушающей силы при изгибе болта:

$$P_{\text{изг}} = 206 \text{ кН.}$$

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 23 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.

$$P_{\text{разр}} = \min(P_{\text{ср}}; P_{\text{изг}}; P_{\text{разр}}^{(1)}; P_{\text{разр}}^{(2)}) = \min(330; 206; 120,7; 120,7) = 120,7 \text{ кН.}$$

Коэффициент запаса прочности определяется отношением разрушающей нагрузки узла «ухо – вилка» к расчетной нагрузке и равен:

$$\eta = \frac{P_{\text{разр}}}{P_p} = \frac{120,7}{90} = 1,34.$$

Из полученных результатов можно сделать выводы:

Применение исследуемого устройства для предотвращения поломки лонжерона и пробития топливных баков эффективно при «грубых» посадках, при этом:

- перегрузки, при которых срабатывает устройство, более 3 G;
- коэффициент запаса прочности $\eta = 1,34$, что обеспечивает безопасную посадку при штатных ситуациях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Устройство крепления основной опоры шасси самолета к хвостовой части крыла [Электронный ресурс]. URL: <https://patenton.ru/patent/RU2812063C1> (дата обращения: 12.01.2025).
2. Учебное пособие по шасси самолетов [Электронный ресурс]. URL: <https://repo.ssau.ru/bitstream/Uchebnye-posobiya/Shassi-samoleta-Superjet-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-po-napravleniu-podgot-bakalavrov-162300-Tehn-ekspluatatsiya-letat-apparatov-i-aviac-dvigateli-54502/> (дата обращения: 07.04.2025).
3. Шасси самолета SUPERJET [Электронный ресурс]. URL: https://repo.ssau.ru/bitstream/Uchebnye-posobiya/Shassi-samoleta-Superjet-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-po-napravleniu-podgot-bakalavrov-162300-Tehn-ekspluatatsiya-letat-apparatov-i-aviac-dvigateli-54502 (дата обращения: 12.04.2025).
4. SSI-100 инцидент [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ixbt.com/news/2024/11/26/incident-s-probitiem-toplivnogo-baka-ssj100-stal-uzhe-tretim-shassi-samoljota-dorabotajut-vo-izbezhanie-budushih-avarij.html> (дата обращения: 19.02.2025).
5. Возможные неисправности шасси [Электронный ресурс]. URL: <https://cyberpedia.su/1x1cd1.html> (дата обращения 10.04.2025).
6. Отчет по расследованию катастрофы в аэропорту Шереметьево [Электронный ресурс]. URL: https://mak-iac.org/upload/iblock/087/report_ra-89011.pdf (дата обращения 27.04.2025).
7. Авиакомпания опубликовала отчет о жесткой посадке «Sukhoi Superjet 100» в Турции [Электронный ресурс]. URL: <https://mash.ru/news/201369/> (дата обращения 19.04.2025).

ОБ АВТОРАХ

БАСЫРОВ Динислам Маратович, 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: D. M. Basyrov¹, A. I. Zhuk²

Affiliation:

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

Email: ¹ basyrovdinislam@mail.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. 23-29, 2026. ISSN 2225-9309 (Print).

Abstract: The presented article examines in detail the key aspects of the process of developing an innovative protective device designed to improve the safety of aircraft. The main goal of the development is to prevent two critically dangerous scenarios during an emergency ("rough") landing: penetration of fuel tanks in the wing caissons and destruction of the rear wall of the spar. The combination of these damages poses a serious threat that can lead to disasters, including fire and loss of structural integrity of the wing. The study provides a comprehensive analysis of the problem itself: the mechanisms of shock loads during a hard landing and their impact on vulnerable elements of the wing structure are studied.

Key words: Main support, tail section of the wing, fuel tanks, shear elements, rear wall of the spar, destruction of the wing fuel tanks.

About authors:

BASYROV Dinislam Maratovich, 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).