

Научная статья

УДК 539.43; 629.7.017.1

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188043>

EDN: <https://www.elibrary.ru/KTQRXG>



Расчетно-экспериментальное исследование длительности роста трещины в подкрепленной панели фюзеляжа

Юлия Леонидовна Ким¹, Денис Михайлович Пегов², Андрей Александрович Свиридов³✉

^{1, 2, 3} Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Московская область, Жуковский, Российская Федерация

¹ julia.kim2202@gmail.com

² pegov.dm@phystech.edu

³ sviridov98@yandex.ru ✉

Аннотация. Представлена методика расчета длительности роста сквозной усталостной трещины в подкрепленной обшивке фюзеляжа с учетом выпучивания и внутреннего давления. Для описания кинетики разрушения предложен метод определения коэффициента интенсивности напряжений (КИН), позволяющий моделировать резкий рост трещины до стоппера и последующее замедление ее развития. Коэффициент интенсивности напряжений определяется через комбинированную поправку, включающую учет влияния подкрепления. Введены также дополнительные корректирующие коэффициенты, учитывающие влияние клеевых соединений и дублеров на скорость роста трещины. Проведено сравнение результатов расчетов и данных эксперимента для различных зон расположения трещины относительно шпангоутов. Полученные результаты демонстрируют приемлемую сходимость с экспериментальными данными, что подтверждает применимость предложенного параметрического подхода.

Ключевые слова: подкрепленная панель, герметический фюзеляж, длительность роста трещины, клеевое соединение, стоппер трещин, выпучивание обшивки

Для цитирования: Ким Ю.Л., Пегов Д.М., Свиридов А.А. Расчетно-экспериментальное исследование длительности роста трещины в подкрепленной панели фюзеляжа // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 2. С. 132-139. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188043>

Original article

Computational and Experimental Study of Fatigue Crack Growth Duration in a Stiffened Fuselage Panel

Yuliya L. Kim¹, Denis M. Pegov², Andrei A. Sviridov³✉

^{1, 2, 3} Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Moscow Region, Zhukovsky, Russian Federation

¹ julia.kim2202@gmail.com

² pegov.dm@phystech.edu

³ sviridov98@yandex.ru ✉

Abstract

Ensuring operational survivability and safety of modern aircraft is a paramount challenge in aerospace engineering. Historical experience, including the catastrophic failures of the An-10A and Boeing-737 aircraft, has dictated a global shift from the “safe-life” concept to the principles of “fail-safe characteristic” and “damage acceptability”. In the context of the design service lives increasing and transition to the condition-based maintenance, the development of reliable computational and experimental methodologies for the fatigue crack growth (FCG) predicting in primary airframe structures, such as stiffened fuselage panels, is of critical importance. The article presents a comprehensive technique for the duration of through-thickness fatigue crack growth computing in a stiffened fuselage skin, explicitly accounting for the skin bulging effect, internal cabin pressure, and the presence of bonded crack stoppers.

The classical Forman equation is being employed to describe the fracture kinetics. This model is selected due to its effective description of the crack behavior in the high stress intensity factor (SIF) area and accounts for the load cycle asymmetry. Computations utilize the fracture toughness characteristics of the domestic 1163AT aluminum alloy. The key challenge in computing the crack growth in stiffened panels is accurate SIF determination, considering actual geometry of the structure. Application of analytical solutions for an infinite plate leads to significant errors. In the presented work, the SIF is being determined through a combined correction factor that integrates the geometric impact of the stiffeners and the bulging effect of the curved shell under internal pressure. To create a generalized correction applicable to a wide range of panel configurations, the stiffener impact is being approximated by a polynomial function based on parametric data.

Furthermore, the study introduces additional corrective coefficients, k_{red} and k_{stop} , directly into the SIF formulation. The coefficient k_{red} quantitatively assesses the impact of the adhesive joint between the skin and the central frame doubler. Based on experimental observations, it is assumed that adhesive failure occurs at the crack half-length of 200 mm. Until this moment the back-up restricts the crack opening; after failure, the crack growth rate increases substantially. The coefficient k_{stop} models the crack growth deceleration caused by the edge frame stoppers as the crack tip approaches them.

The proposed computational method was validated against the experimental data obtained for various damage configurations in stiffened panels. The calculations were being performed for the two typical scenarios: a crack located over an intact frame and a crack located over a failed frame. The results demonstrate acceptable convergence with the experimental data. Notably, for the case of a crack over an intact frame, the deviation between the calculated and experimental data does not exceed 1.5–4%, confirming accurate determination of the effective SIF value. The study concludes that the proposed method allows for the crack growth duration assessment in stiffened fuselage panels with acceptable accuracy.

Keywords: stiffened panel, pressurized fuselage, crack growth life, adhesive joint, crack stopper, skin buckling

For citation: Kim Yu.L., Pegov D.M., Sviridov A.A. Computational and Experimental Study of Fatigue Crack Growth Duration in a Stiffened Fuselage Panel. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(2):132–139. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188043>

List of Figures

Fig. 1. Schematic of a stiffened panel

Fig. 2. Approximation results for the panel stiffening correction factor

Fig. 3. Typical schematic of reinforced fuselage zones with a notch

Fig. 4. Crack growth curves for zones with a crack above an intact frame

Fig. 5. Dependence of k_{stop} on the crack half-length

Fig. 6. Crack growth curves for zones with a crack above a failed frame

Введение

Ключевой задачей авиастроения является одновременное обеспечение необходимого уровня надежности, высокой долговечности, минимальной массы и экономической эффективности конструкции самолета. Опыт создания и эксплуатации гражданских самолетов, включая катастрофы самолетов Ан-10А (1972 г.) и Boeing-737 (1988 г.), показал, что при проектировании необходимо руководствоваться критериями безопасного ресурса, безопасного

разрушения и допустимости повреждения [1]. При невозможности своевременного обнаружения усталостных, коррозионных и случайных повреждений конструкция эксплуатируется в соответствии с принципом безопасного ресурса.

Отечественная система обеспечения эксплуатационной живучести конструкции самолетов на стадии проектирования и эксплуатации была разработана в ЦАГИ при сотрудничестве с конструкторскими бюро и исследовательскими институтами

ГосНИИ ГА и СибНИА. Исследование усталости авиаматериалов неразрывно связано с изучением закономерности роста трещин. Так, с 60-х годов прошлого века проводятся испытания большого количества алюминиевых сплавов при регулярных нагружениях, начинает применяться коэффициент интенсивности напряжений (КИН), разрабатываются модели трещиностойкости и статистические методы определения характеристик усталостных трещин [2]. В условиях увеличения проектных ресурсов современных лайнеров и возможного перехода к эксплуатации по техническому состоянию, критически важным становится наличие надежных расчетно-экспериментальных методик прогнозирования роста усталостных трещин в силовых элементах планера, таких как подкрепленные панели фюзеляжа [3].

Для описания кинетики роста усталостных трещин в авиационной практике используются различные аппроксимационные зависимости. Наиболее распространенными являются уравнения Пэриса–Уолкера [4, 5], Формана [6], Коллиприста [7], а также обобщенное уравнение NASGRO [8], разработанное совместно NASA и Southwest Research Institute. У каждого из этих уравнений свои преимущества и ограничения [9]. Уравнение NASGRO является наиболее универсальным и учитывает пороговые эффекты, кривизну диаграммы на всех стадиях роста трещины и явление закрытия трещины, однако его параметры применительно к отечественным сплавам требуют адаптации, что подчеркнуто в исследованиях А.С. Кима [10]. Поэтому альтернативные модели остаются актуальными. Уравнение Формана эффективно в области высоких КИН и позволяет учесть влияние как размаха ΔK , так и параметра асимметрии R , что делает его предпочтительным при анализе состояний, близких к разрушению. Программный комплекс AFGROW [11], используемый в зарубежных исследованиях [12], в качестве базовой модели применяет уравнение Формана. Однако анализ скорости роста трещин в современных конструкциях из панелей требует определения коэффициента интенсивности напряжений с учетом реальной геометрии конструкции, наличия подкреплений, неоднородных напряженных состояний и выпучивания листа.

Применение КИН для бесконечной пластины со сквозной трещиной в задачах расчета трещиностойкости подкрепленных панелей приводит к значительным погрешностям, как показано в работе [13]. В инженерной практике используются поправочные коэффициенты, учитывающие в том числе влияние геометрии элемента, а также перераспределение нагрузки [14].

Ключевой проблемой расчета длительности роста трещины в подкрепленных панелях является корректное определение КИН с учетом реальной геометрии. В отечественной науке вопросы численного моделирования для определения длительности роста трещин детально исследовались в ЦАГИ и МАИ [15–17]. В данных работах показана важность определения поправок к КИН при расчетах длительности роста трещины в сложных случаях нагружения.

В данной статье предлагается усовершенствованная процедура расчета установившегося роста сквозной усталостной трещины в подкрепленной обшивке фюзеляжа с учетом выпучивания, действия внутреннего давления и конструктивных особенностей реальной панели. Основное внимание уделено корректному определению КИН для подкрепленных панелей, учету влияния приклеенных стопперов и верификации результатов расчета с экспериментальными данными.

1. Уравнение Формана

Для описания кинетики усталостного разрушения с учетом влияния коэффициента асимметрии цикла нагружения и приближения текущих значений КИН к критическому значению в данной работе применяется модель Формана. Математически зависимость скорости роста трещины da/dN от диапазона КИН ΔK выражается следующим образом:

$$\frac{da}{dN} = C \frac{\Delta K^n}{(1-R)K_c - \Delta K}, \quad (1)$$

где ΔK — размах КИН; R — асимметрия цикла; K_c — критическое значение КИН; C и n — параметры материала.

Параметры C и n , характеризующие свойства материала, для отечественных сплавов часто приводятся в инженерной системе. При расчетах длительности роста усталостных трещин в данной работе были использованы характеристики трещиностойкости материала 1163АТВ лист 0,8 2,0 мм ПД [18]: $n_\Phi = 2,324$, $C_\Phi = 8,15 \cdot 10^{-6}$, $K_c^Y = 303$ кгс/мм^{3/2}, $\sigma_b = 45,3$ кгс/мм², $\sigma_{0,2} = 31,6$ кгс/мм², $E = 7084$ кгс/мм².

2. Определение коэффициента интенсивности напряжений

КИН определяется как параметр, характеризующий асимптотику поля напряжений вблизи вершины трещины. Для сквозной трещины в бесконечном листе КИН определяется по формуле

$$K = \sigma \sqrt{\pi a}.$$

Традиционные подходы к определению КИН для более сложных конструктивных элементов, таких

как подкрепленные панели фюзеляжа, базируются на применении геометрических поправочных коэффициентов, которые отражают особенности трансформации поля напряжений при переходе от эталонной задачи (сквозная трещина в неограниченной пластине) к конкретной конструкции.

В современной инженерной практике наиболее обоснованным подходом к определению поправочных коэффициентов является метод комбинирования поправочных коэффициентов, каждый из которых учитывает влияние различных факторов. Для подкрепленной криволинейной панели под действием избыточного давления используется комбинированная поправка:

$$f = \beta_{bulg} \cdot \beta, \quad (2)$$

где β — поправка, учитывающая геометрию подкрепления панели [19];

β_{bulg} — поправка на влияние выпучивания оболочки [20].

Поправка β аппроксимирована полиномиальной функцией на основе графических данных, представленных в работе [19]. Данная поправка является функцией трех переменных: отношения шага крепежа панели и шпангоута к шагу шпангоутов, относительной длины трещины и параметра μ , характеризующего влияние подкрепления на жесткость конструкции:

$$\mu = \frac{A_s E_s}{A_s E_s + LtE},$$

где A_s и E_s — сечение подкрепляющего элемента и его модуль Юнга соответственно; t и E — толщина и модуль Юнга листа соответственно. Схема панели, для которой получена поправка, представлена на рис. 1.

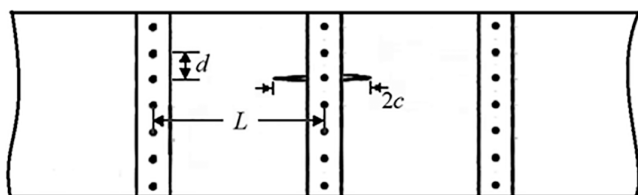


Рис. 1. Схема подкрепленной панели

Данная поправка определена в табличной форме для трех соотношений d/L , пяти значений μ и набора длин трещины. Для получения обобщенной поправки с возможностью рассчитывать большее число конфигураций панели, а также с учетом необходимости наличия непрерывной зависимости поправочного коэффициента от длины трещины, проведена полиномиальная аппроксимация.

Итоговые результаты аппроксимации табличных данных для $c/L = 1/6$ представлены на рис. 2.

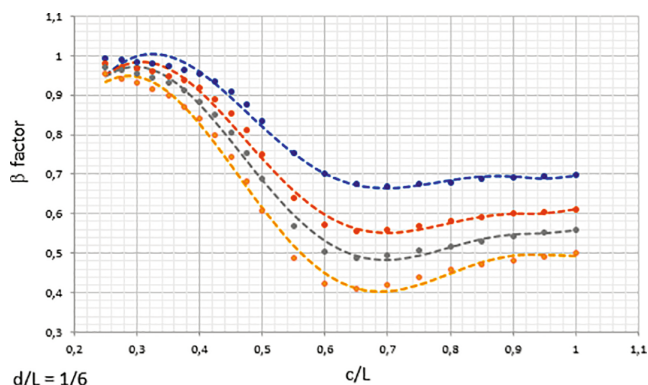


Рис. 2. Результаты аппроксимации поправки на подкрепление панели

Точками на данном графике обозначены табличные значения, пунктирной линией обозначен аппроксимирующий полином. Данный поправочный коэффициент играет наибольшую роль при относительной длине трещины от 0,4 до 1. При малых длинах трещины больший вклад вносит поправочный коэффициент k_{red} , учитывающий влияние подклеенного стоппера.

3. Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными

Расчеты выполнены для двух типовых конфигураций: трещина, расположенная над неповрежденным шпангоутом (зоны 1, 5), и трещина, расположенная между шпангоутами (зоны 2, 3, 6, 7). Экспериментальные данные взяты из работы [21]. Типовая схема зон представлена на рис. 3.

Помимо ранее указанных поправок к КИН, использовались поправочные коэффициенты k_{red} и k_{stop} , аналогичные примененным в работе [21] при расчете подкрепленного фюзеляжа со стопперами в программном комплексе NASGRO. В указанной работе поправки, связанные с конструктивными особенностями элемента, учитывались при определении эффективного напряжения. В данной работе поправки входят в формулу КИН, как при использовании комбинированного решения КИН. В этом случае КИН для зон с трещиной над целым шпангоутом определяется по формуле

$$K = \sigma \sqrt{\pi c} \cdot \beta_{bulg} \cdot \beta \cdot k_{red}. \quad (3)$$

Дополнительный поправочный коэффициент k_{red} предлагается определять по формуле

$$k_{red} = \begin{cases} 0,7071, & 2c < 200; \\ 1, & 2c \geq 200, \end{cases} \quad (4)$$

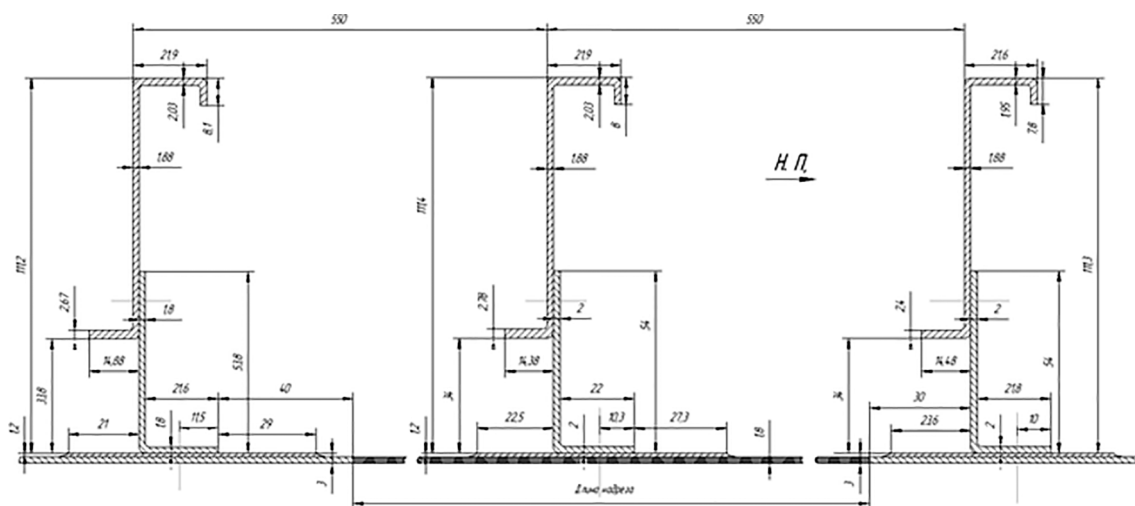


Рис. 3. Типовая схема зон подкрепленного фюзеляжа с надрезом

где s — полудлина трещины в миллиметрах. Коэффициент k_{red} учитывает влияние клеевого соединения между обшивкой и дублером под центральным шпангоутом. При разрушении клеевого слоя скорость роста трещины существенно возрастает, поскольку до момента разрушения дублер ограничивает раскрытие трещины, что не учитывается поправками β и β_{bulg} . В отсутствие иных экспериментальных данных для данной геометрии конструкции принято, что при расчете длительности роста продольной трещины, распространяющейся от оси центрального шпангоута с приклеенным к обшивке дублером, разрушение клеевого шва происходит при длине трещины 200 мм.

Данный подход не является универсальным, однако в рассматриваемом случае он обеспечивает высокую точность при всех длинах трещин в обеих зонах с целым шпангоутом.

Максимальные значения растягивающих циклических напряжений, принятые в данных расчетах, составляют 112,3 МПа и 87,8 МПа для зон 1 и 5 соответственно. Результаты расчета для зон с неповрежденным шпангоутом представлены на рис. 4.

Наибольшее расхождение между экспериментальными и расчетными данными наблюдается вблизи критической длины трещины в зоне I, оно не превышает 4%, что свидетельствует о корректном определении эффективного значения КИН.

Для зон с разрушенным шпангоутом, кроме вышеупомянутого поправочного коэффициента, используется k_{stop} . Таким образом, для зон с трещиной над разрушенным шпангоутом КИН определяется по формуле

$$K = \sigma \sqrt{\pi c} \cdot \beta_{bulg} \cdot \beta \cdot k_{red} \cdot k_{stop}. \quad (5)$$

Данный коэффициент учитывает замедление роста трещины при подходе вершины трещины к шпангоутам, объясняющееся наличием приклеенных к обшивке дублеров. Для данной конфигурации подкрепленной панели фюзеляжа, предлагается использовать зависимость k_{stop} , представленную на рис. 5.

В то время как k_{red} учитывает влияние дополнительного подкрепления на центральном шпангоуте, поправочный коэффициент k_{stop} моделирует замед-

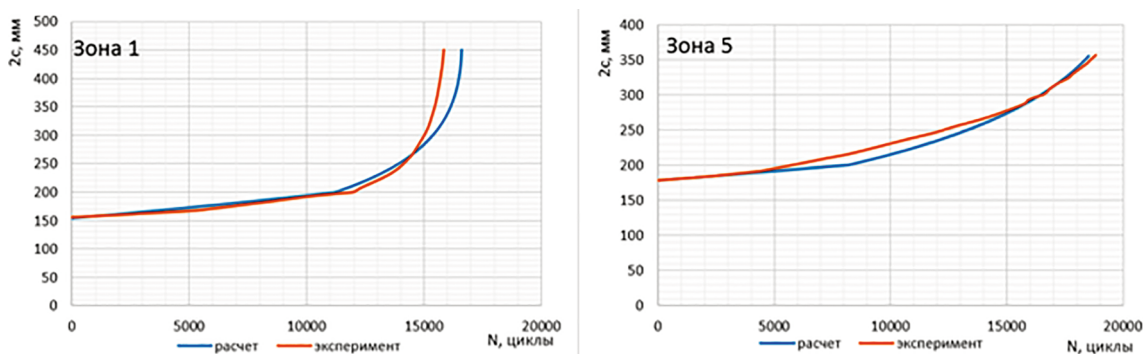
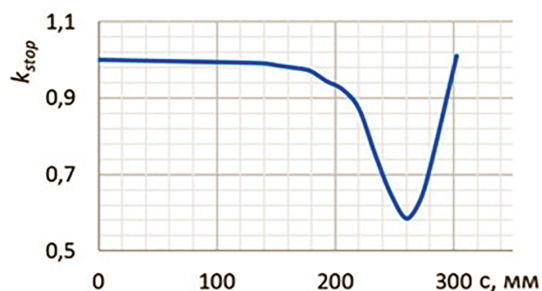


Рис. 4. Графики роста трещины в зонах с трещиной над целым шпангоутом

Рис. 5. Зависимость k_{stop} от полудлины трещины

ление развития трещины стопперами на краевых шпангоутах.

Значения напряжений в обшивке в зонах 2, 3, 6 и 7 приняты 119,2 МПа, 97,8 МПа, 87,8 МПа и 115,7 МПа соответственно. На рис. 6 представлены графики роста трещины в зонах с трещиной над разрушенным шпангоутом.

В зоне 6 наблюдается значительное отличие: в эксперименте существенного замедления роста трещины не произошло, что может указывать на некачественность клеевого соединения, поскольку в остальных зонах фиксируется существенное замедление роста трещины под стоппером. В зоне 3 при малой длине трещины в эксперименте наблюдается ее относительно быстрый рост, что также может быть результатом преждевременного разрушения клеевого соединения между стоппером и шпангоутом, поскольку далее экспериментальный и расчетный графики идут параллельно. В зонах 2

и 7 получено хорошее совпадение результатов (отклонение в пределах 10%), общий характер роста трещин также передан корректно. Основной проблемой в расчете длительности роста трещины в данных зонах является определение момента перехода от медленного роста к быстрому распространению трещины до шпангоута. Данный эффект учитывается коэффициентами k_{red} и k_{stop} . Предложенные коэффициенты зависят от геометрии конструкции и требуют обобщения и корректировки на большем объеме экспериментальных данных.

Выводы

Представлена усовершенствованная процедура расчета длительности роста трещины в подкрепленной панели фюзеляжа. Результаты показали приемлемую сходимость с экспериментальными данными — отклонением в пределах 10% в зависимости от сложности зоны.

Предложены корректирующие коэффициенты для учета влияния подкрепляющих элементов. Введение поправочных коэффициентов позволило смоделировать резкий рост трещины до шпангоута со стоппером и последующее замедление развития повреждения. Особенно следует отметить хорошее соответствие для случая, когда трещина расположена над целым шпангоутом (отклонение в пределах 1,5 – 4%).

Предложенный подход к аппроксимации поправки, входящей в формулу КИН, позволил с приемлемой точностью определить длительность роста трещины в сложной конструкции.

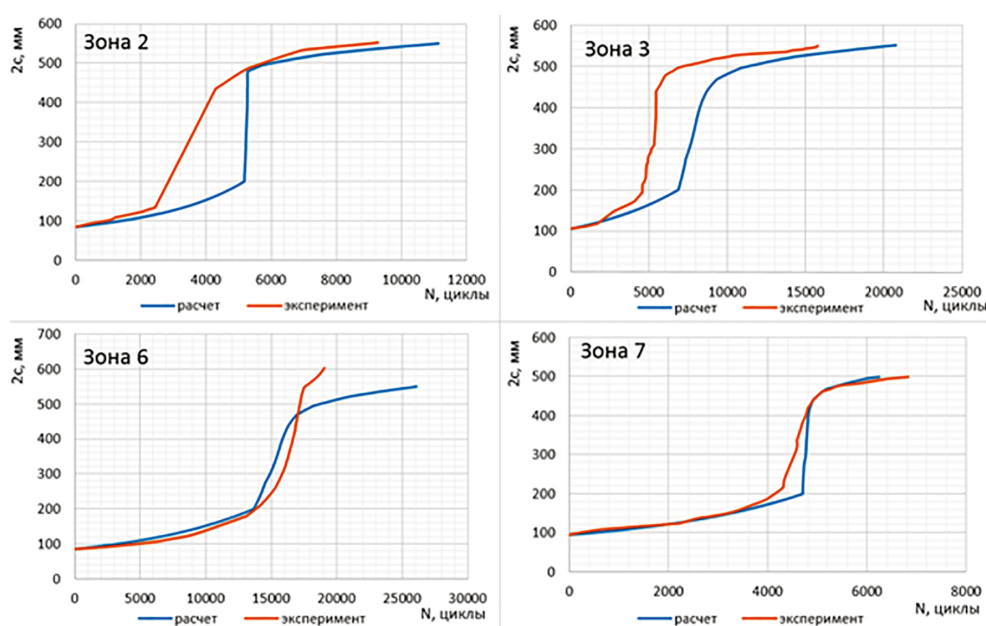


Рис. 6. Графики роста трещины в зонах с трещиной над разрушенным шпангоутом

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

1. Методы определения соответствия (МОС) к авиационному правилу АП 25.571 «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации», 1996. 29 с. URL: <https://files.stroyinf.ru/Data2/1/4293799/4293799213.pdf?ysclid=mq4y4538fi470804124>
Methods for determining compliance (MOS) with aviation regulation AP 25.571 "Ensuring structural safety under conditions of strength during long-term operation", 1996. 29 p. (In Russ.).
2. Доценко А.М., Воробьев А.З. Развитие трещины усталости // Журнал Заводская лаборатория. 1970. № 6. С. 714–717.
Dotsenko AM, Vorob'ev AZ. The development of fatigue cracks. *Journal Factory Laboratory*. 1970(6):714-717. (In Russ.).
3. Нестеренко Б.Г., Нестеренко Г.И. Ресурс конструкций стареющих транспортных самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 11–22.
Nesterenko BG, Nesterenko GI. Aging aircraft structures life time. *Civil Aviation High Technologies (Nauchnyi Vestnik MG TU GA)*. 2014(199):11-22. (In Russ.).
4. Paris P, Erdogan F. A critical analysis of crack propagation laws. *Journal of Basic Engineering, Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*. 1963;85(4):528-534. DOI: 10.1115/1.3656900
5. Walker K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7055-T6 aluminium. In: *Rosenfeld MS. Effects of Environment and Complex Load History on Fatigue Life: Special Technical Publication 462*. Philadelphia: American Society for Testing and Materials; 1970. p. 1–14. DOI: 10.1520/STP32032S
6. Forman RG, Kearney VE, Engle RM. Numerical Analysis of Crack Propagation in a Cyclic-Loaded Structure. *Journal Basic Engineering*. 1967;89(3):459-463. DOI: 10.1115/1.3609637
7. Coliprist JE. An Experimentalist's View of the Surface Flaw Problem. In: Swedlow JL. (ed) *The Surface Crack: Physical Problems and Computational Solutions*. ASME Publ.; 1972. p. 43–62.
8. Forman RG, Mettu SR. *Behavior of Surface and Corner Cracks Subjected to Tensile and Bending Loads in Ti-6Al-4V Alloy*. NASA Technical Reports Server (NTRS), 1990. 68 p.
9. Никонов В.В., Шапкин В.С. Об условиях применения моделей типа Пэриса-Эрдогана к расчетам живучести элементов авиаконструкций при случайных нагрузках // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 161. С. 15–23.
Nikonov VV, Shapkin VS. Using models of Paris-Ardogan for prediction of aircraft structures failure. *Nauchnyi vestnik MG TU GA*. 2010(161):15-23. (In Russ.).
10. Ким А.С. Исследование длительности роста трещины в конструкциях отечественных самолетов с использованием уравнения NASGRO // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 12(323). С. 103–112.
Kim AS. Investigation of crack growth propagation in constructions of russian aircrafts by using NASGRO equation. *Nauchnyi vestnik GosNII GA*. 2016(12):103-112. (In Russ.).
11. Harter JA. *AFGROW user guide and technical manual*. Wright-Patterson AFB: Air Force Research Laboratory, 1999. 191 p. DOI: 10.1111/j.1460-2695.2010.01476.x
12. Chakherlou TN, Mirzajanzadeh M, Saeedi Kh. Fatigue crack growth and life prediction of a single fitted hole plate. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*. 2010;33(10):633–644.
13. Ким А.С., Борисов М.П. Исследование влияния выпучивания обшивки гермофюзеляжа на скорость роста продольной трещины под целым/разрушенным шпангоутом и между шпангоутами // Прочность конструкций летательных аппаратов: Сборник статей научно-технической конференции. Сер. «Труды ЦАГИ». Выпуск 2782. Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2018. С. 45–48.
Kim AS, Borisov MP. Investigation of the effect of bulging of the fuselage skin on the growth rate of a longitudinal crack under a whole/destroyed frame and between frames. *Sbornik statei nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Prochnost' konstruktсии letatel'nykh apparatov". Ser. "Trudy TSAGI". Issue 2782*. Zhukovsky: TSAGI; 2018. p. 45-48. (In Russ.).
14. Сысоева В.В. Расчеты коэффициентов интенсивности напряжений для типовых авиационных конструкций с трещинами // Труды МАИ. 2011. № 45. URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=25559&PAGEN_2=2
Sysoyeva IV. The calculations of stress intensity factors for typical aviation structures with cracks. *Trudy MAI*. 2011(45). (In Russ.). URL: https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25559&PAGEN_2=2
15. Дементьев А.Д. Расчет коэффициентов интенсивности напряжения в вершине сквозной трещины с помощью специализированного гибридного конечного элемента // Ученые записки ЦАГИ. 1987. Т. 18. № 6. С. 84–91.
Dement'ev AD. Calculation of stress intensity coefficients at the tip of a through crack using a specialized hybrid finite element. *Uchenye zapiski TSAGI*. 1987;18(6):84-91. (In Russ.).

16. Леонтьев М.К., Ланевский Т.М. Расчёт коэффициента интенсивности напряжений трещины в диске турбины высокого давления // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 3. С. 121–127.
Leontiev MK, Lanevskiy TM. Calculation of crack stress intensity factor in high pressure turbine disk. *Aerospace MAI Journal*. 2012;19(3):121–127. (In Russ.).
17. Туманов Н.В. Физико-механические аспекты устойчивого роста усталостных трещин // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 132–136.
Tumanov NV. Physical and mechanical aspects of stable fatigue crack growth. *Aerospace MAI Journal*. 2011;18(2):132–136. (In Russ.).
18. Картамышев А.И., Яблонский И.С. (ред.) Расчетные характеристики конструкционных авиаматериалов: Справочник. Выпуск 1. Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 1987. 215 с.
Kartamyshev AI, Yablonskii IS. (eds) *Design characteristics of structural aircraft materials: Handbook*. Issue 1. Zhukovsky: TsAGI; 1987. 215 p.
19. Rooke DP, Cartwright DJ. *Compendium of Stress Intensity Factors*. London: Her Majesty's Stationery Office; 1976. 330 p.
20. Chen D. *Bulging of fatigue cracks in a pressurized aircraft fuselage*. Doctoral Thesis. Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, 1991.
21. Ким А.С. Методы расчета остаточной прочности и длительности роста трещин в обшивке крыла и фюзеляжа: Дисс. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2022. 173 с.
Kim AS. *Methods for calculating the residual strength and duration of crack growth in the wing and fuselage skin*. PhD thesis. Zhukovsky: TSAGI; 2022. 173 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 15.05.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 05.06.2026
Принята к публикации / Accepted 08.06.2026