

Научная статья
УДК 629.7.018.4
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187573>
EDN: <https://www.elibrary.ru/UNVGVT>



Оценка влияния продольных размеров элементов силового набора подкреплённого отсека ракеты-носителя на их предел выносливости

Руслан Ансарович Заляев

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет), Самара, Российская Федерация
zalyaefruslann@gmail.com

Аннотация. Рассматривается вопрос зависимости предела выносливости от продольных размеров силовых элементов конструкции подкреплённого отсека ракеты-носителя. С использованием возможностей программного модуля “SolidWorks Simulation” проведены виртуальные испытания унифицированных образцов, а также стыковочного стрингера двутаврового сечения на усталость. Представлены результаты виртуальных испытаний для определения предела выносливости при различных соотношениях продольных и поперечных размеров исследуемых элементов. По результатам виртуальных испытаний сделан вывод о том, что в рассматриваемом диапазоне отношения продольных размеров к поперечным предел выносливости не изменяется.

Ключевые слова: ракета космического назначения, хвостовой отсек, силовой набор, циклическое нагружение тягой двигателя, предел выносливости балок, усталость балок, продольные размеры элементов силового набора, виртуальные испытания на усталость

Для цитирования: Заляев Р.А. Оценка влияния продольных размеров элементов силового набора подкреплённого отсека ракеты-носителя на их предел выносливости // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 22-30. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187573>

Original article

Evaluation of the Launch Vehicle Stiffened Bay Primary Structure Elements Longitudinal Sizes Effect on Their Endurance Limit

Ruslan A. Zalyaev

Samara National Research University, Samara, Russian Federation
zalyaefruslann@gmail.com

Abstract

The dependence of the endurance limit on longitudinal dimensions of the space rocket carrier stiffened section frame structural elements is studied. In particular, the lengthwise stiffeners (stringers) are taken into account.

The short overview of the existing studies is given. The overview shows that the previous research inferences only have a limited range of application (e. g., concentrated around a particular technical object or a branch of industry)

and are based on the experimental data with a considerable amount of outliers combined with a simple least squares linear approximation approach.

Furthermore, in order to obey the equal secondary factor restrictions the unified geometry fatigue specimens are modeled in SolidWorks computer-aided design system. Their dimensions are in accordance with GOST 25.502-79 standard except for the gauge zone length. The length-to-specimen diameter ratio is considered to be 1...150 which is the statistical value range for the motor section height of a middle-class space rocket. The corresponding fatigue symmetrical bending tests are carried out in SolidWorks Simulation structural strength analysis application. This program allowed to take into account the impact of plastic deformations on the dynamic behavior in cases of large specimen gauge lengths as well as the buckling in a bending form probability. The results showed no clear dependence of the fatigue characteristics on specimen length.

In the final part the checking calculation is made. The variable length I-shaped rectangular equishelf beams have been tested under the identical loading conditions. Such a cross section shape is considered for use in space rocket section panel skin redocking through a stressed stringer. Such sections have high technological effectiveness due to the optimal degree of structural division – the so-called panelling. The virtual fatigue testing showed that endurance limits for the beams of different lengths remained within a short range of approximately $\pm 4\%$ of the median thus determining a good correlation between the unified and structural specimen results.

In summary, the research-based inference is that the structural endurance limit of a space rocket carrier stiffened section frame abstract element is basically constant and independent from its longitudinal dimensions if the length-to-transverse dimension ratio happens to be within the 1–150 interval.

Keywords: space intended rocket, motor section, frame, cyclic loading by the engine thrust, beam endurance limit, beam fatigue, longitudinal dimensions of the frame elements, virtual fatigue tests

For citation: Zalyaev R.A. Evaluation of the Launch Vehicle Stiffened Bay Primary Structure Elements Longitudinal Sizes Effect on Their Endurance Limit. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):22-30. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187573>

List of Figures

Fig. 1. Fatigue testing sample [16]

Fig. 2. Fatigue testing results [16]

Fig. 3. Fatigue testing sample geometry [18]

Fig. 4. Fatigue testing sample

Fig. 5. The D16chT alloy fatigue curve [23]

Fig. 6. The sample loading: *a* – loading scheme; *b* – finite element realization

Fig. 7. Preliminary tests results for the finite element size determining

Fig. 8. The results of fatigue tests simulation by SolidWorks

Fig. 9. Recoupling the rocket carrier tail section panels through the H-section stringer

Fig. 10. Finite element realization of the beam rigid fixing (*a*) and loading (*b*) at $L/d = 1$ (*d* is the circumference diameter of the cross-section)

Fig. 11. The results of the beam fatigue tests with SolidWorks Simulation module

Введение

Перед отечественной ракетно-космической промышленностью поставлен ряд задач, связанных с проектированием тяжелонагруженных ракетных блоков для выведения полезного груза как на высокие околоземные орбиты, так и к соседним небесным телам Солнечной системы [1–3]. Большие значения тяги двигательной установки требуют разработки конструкции каркаса из крупногабаритных подкрепляющих элементов хвостового отсека, таких, например, как стрингеры и шпангоуты [4–9].

Указанные элементы ракетных блоков испытывают в процессе эксплуатации значительные динамические нагрузки [10], характеризующиеся широким спектром циклических частот и амплитуд, от пульсирующей тяги двигателей, как след-

ствие – циклов переменного нагружения. Кроме того, задача проектирования отечественных возвращаемых блоков ракет-носителей актуализирует проблематику мало- и многоциклового усталости конструкций ракетно-космической техники, в частности проблему исследования гипотетического влияния продольных размеров подкрепляющих элементов на сопротивление усталости.

Целью настоящей статьи является оценка влияния продольных размеров алюминиевых силовых элементов подкрепляющего набора фюзеляжного отсека ракеты-носителя на предел выносливости.

Состояние рассматриваемого вопроса

По вопросу влияния продольных размеров элементов конструкции на сопротивление усталости в научно-технической литературе представлено не-

значительное количество сведений, а имеющиеся сведения носят противоречивый характер.

Так, в работе [11] предложена методика экстраполяции кривых усталости [12–15] в зависимости от длины объекта исследования. Однако данная методика была предложена и проверена применительно к стальным длинномерным конструкциям типа подвесных цепей с длиной $\gg 2$ м, что говорит об относительной ограниченности области применимости полученных результатов.

В публикации [16] представлены результаты испытаний на усталость, проведенных при одноосном растяжении-сжатии с асимметрией цикла $R = 0,1$ на образцах из литейного алюминиевого сплава АК7Т7, форма и размеры которых представлены на рис. 1.

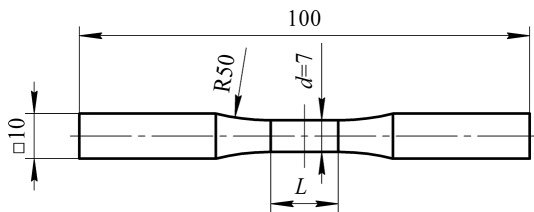


Рис. 1. Образец для испытания на усталость [16]

В исследовании варьировалась длина образца L при неизменном диаметре d .

На рис. 2 приведены результаты испытаний на усталость, полученные авторами работы [16]. Экспериментальные значения, соответствующие двум различным длинам L образцов, аппроксимированы прямыми в полулогарифмических координатах.

Можно видеть, что предел выносливости убывает с ростом продольных размеров образца. Однако предложенные в публикации [16] аппроксимирующие зависимости малодостоверны, поскольку эмпирический график, очевидно, имеет множество точек, являющихся выбросами данных. Докажем данное предположение, применив статистическую обработку результатов (рис. 2).

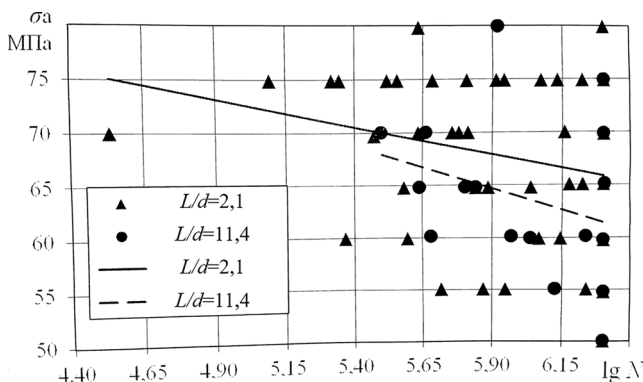


Рис. 2. Результаты испытаний на усталость [16]

Для оценки очевидности или ошибочности указанного предположения автором были вычислены среднеквадратические отклонения пределов выносливости по двум имеющимся выборкам. Вычисления проводились по зависимости [17]

$$S = \sqrt{\frac{\sum (\sigma_a^{appr} - \hat{\sigma}_a)^2}{n}}$$

где $\hat{\sigma}_a$ – точечное значение амплитудного напряжения цикла, МПа;

σ_a^{appr} – амплитудное напряжение цикла по предлагаемому авторами приближению, МПа;

n – число точек выборки.

Пределы выносливости σ_1 , а также соответствующие им полученные значения среднеквадратических отклонений равны $65,8 \pm 8,5$ и $63,5 \pm 2,0$ МПа. Как видно, второй интервал входит в диапазон первого. Исходя из этого заявленные в публикации [3] опытные данные не выявляют характера зависимости $\sigma_{0,1}(L/d)$, что говорит о справедливости предположения о наличии выбросов данных в результатах испытаний на усталость, которые приведены на рис. 2.

В статье [18] говорится о результатах исследования динамической прочности при сопротивлении повторно-переменному изгибу образцов из деформируемого алюминиевого сплава В95Т1, геометрия которых представлена на рис. 3.

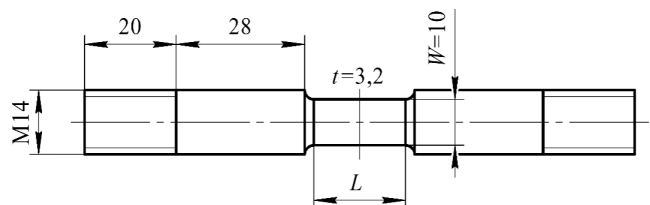


Рис. 3. Геометрия образца для испытания на усталость [18]

Авторы [18] утверждают, что зависимость предела выносливости от длины рабочей зоны образца отсутствует, однако они рассматривают крайне малый объем выборки входных данных – испытаниям подвергаются лишь образцы с удлинением L/W , равным 4 и 8.

Полученные результаты не позволяют сделать однозначный вывод о характере зависимости предела выносливости от длины элемента и свидетельствуют о необходимости проведения дополнительных исследований.

Метод исследования

Известно, что усталостные трещины образуются в областях с концентрацией напряжений, которыми

могут являться различные отверстия, скругления, галтели и пр.; кроме того, на циклическую прочность силовых элементов оказывает влияние целый комплекс иных факторов, таких как наличие упрочняющих операций, чистота поверхности, площадь поперечного сечения, разреженность окружающей атмосферы при эксплуатации и др. Тем не менее, поскольку целью работы является оценка характера зависимости предела выносливости абстрактного элемента силового набора подкрепленного отсека ракеты от конкретного отдельно взятого фактора, в данном случае – от его длины, остальные факторы (концентраторы напряжений (отверстия под крепеж, следы от припиловки и т. д.), чистота поверхности, наличие упрочнения и т. д.) решено считать прочими равными условиями, в настоящей работе они не моделируются.

Для выявления зависимости предела выносливости от длины элемента с использованием возможностей программного модуля “SolidWorks Simulation” были проведены расчеты унифицированных цилиндрических образцов ($L/d = 1;150$) в соответствии с ГОСТ 25.502-79. Форма и размеры образцов представлены на рис. 4. Отметим, что диаметр образца d остается неизменным, и это позволяет исключить влияние поперечного масштабного фактора на результаты виртуальных испытаний.

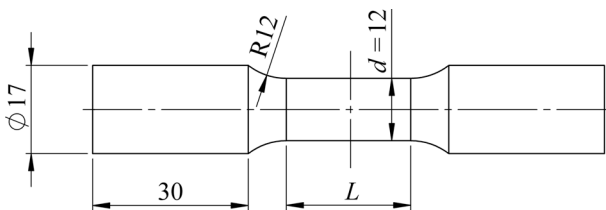


Рис. 4. Образец для испытаний на усталость

Характеристика σ_{-1} в пакете “SolidWorks Simulation” определяется в соответствии с так называемой теорией кумулятивного повреждения [18–20]: образец нагружается с поитерационным возрастанием амплитудного напряжения σ_a до тех пор, пока скорость роста усталостной трещины dl/dN не примет постоянного значения:

$$\frac{dl}{dN} = \text{const} = \sigma_a = \sigma_{-1}.$$

В качестве материала образцов выбран дюралюминиевый сплав Д16чТ ОСТ1 90048-90 (соответствующая кривая усталости материала приведена на рис. 5). Нагружение осуществляли по симметричному циклу с базой испытаний $N_0 = 10^8$. Расчетная схема и ее конечно-элементная реализация представлены на рис. 6.

Следует подчеркнуть, что в качестве геометрических граничных условий предполагалось закрепление модели образца по всем степеням свободы (фиксация) для одной из опорных граней, что соответствует реальному случаю сопряжения усталостного образца с ответной цилиндрической поверхностью на бабке установки для испытаний на конструкционную выносливость типа «МУИ-6000» [21] (обозначено на рис. 6,б зелеными маркерами).

Несмотря на то что восприятие чистого изгиба продольным силовым набором хвостового отсека ракетного блока – идеализация, именно испытания на изгибную выносливость традиционно преобладают в общей массе усталостных испытаний, поскольку они легче реализуются на практике. Как следствие, предел выносливости при чистом изгибе – одна из самых часто встречающихся в научно-технической литературе динамических конструктивных характеристик [15, 23]. Именно поэтому виртуальные испытания проводились по схеме чистого изгиба.

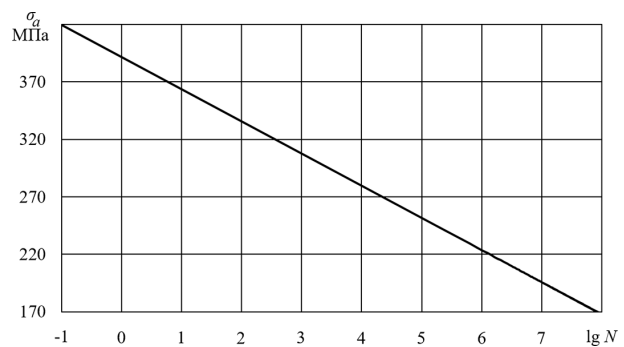


Рис. 5. Кривая усталости сплава Д16чТ [23]

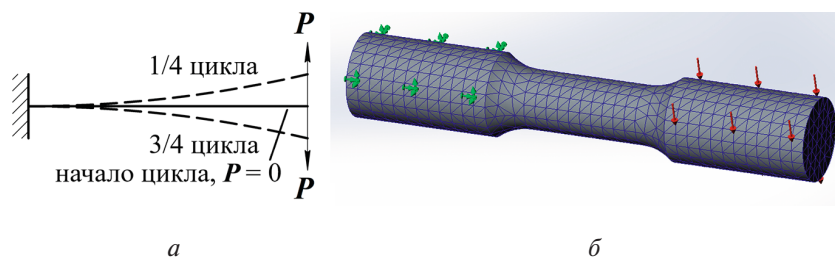


Рис. 6. Нагружение образца: а – схема нагружения; б – конечно-элементная реализация

Хотя рассматриваемые образцы воспринимают чистый изгиб, для моделирования был выбран такой тип конечного элемента, как параболический тетраэдр, так как балочные конечные элементы в среде “SolidWorks Simulation” предполагают, что геометрическая модель получена движением по некоторой траектории постоянного поперечного сечения [19–21]. В нашем же случае сечение образца является переменным.

Необходимо отметить, что конечно-элементное моделирование в вышеупомянутой среде учитывает повышение вероятности разрушения под влиянием пластической деформации и изгибной потери устойчивости при увеличении соотношения L/d .

Отдельно коснемся вопроса выбора размера конечного элемента для моделирования сетки.

Среда “SolidWorks Simulation” предлагала для построенной геометрической модели использование конечно-элементной сетки с размером элемента l , взятым из полуинтервала $(0; 6]$ мм. С целью определения расчетного размера конечного элемента были проведены предварительные испытания для образца с удлинением рабочей части L/d , равным 10. Результаты этих испытаний представлены на рис. 7.

Для дальнейшего моделирования был выбран размер конечного элемента 3 мм, поскольку результаты предварительных испытаний показывают, что для него обеспечивается достаточно низкий уровень относительной погрешности:

$$\varepsilon_1 = \frac{\Delta\sigma_{-1}}{\Delta\sigma_{-1}^{\text{асимпт}}} \cdot 100\% = \frac{3,4}{163,8} \cdot 100\% = 2,1\%.$$

Результаты и обсуждение

Результаты виртуальных испытаний на усталость в среде “SolidWorks Simulation” представлены на рис. 8.

Можно видеть, что с возрастанием длины рабочей части образца при прочих равных условиях его предел выносливости колеблется в пределах по-

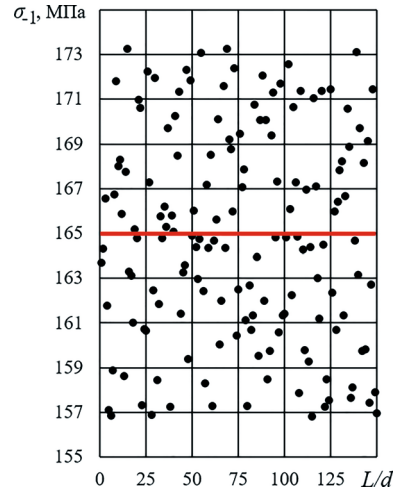


Рис. 8. Результаты испытаний на усталость в “SolidWorks Simulation”

рядка $\pm 5\%$ от медианного значения $\sigma_{-1} \approx 165$ МПа, что объясняется погрешностью, обусловленной размером конечного элемента, а также наличием погрешности численного интегрирования. Таким образом, явная зависимость предела выносливости образца от длины рабочей части отсутствует.

Покажем, что данный вывод справедлив для деталей силового набора подкрепленного отсека летательного аппарата.

Для поверочного расчета выбрана балка двутаврового поперечного сечения, размеры которого соответствуют профилю № 430022 по ГОСТ 13621-90 (сечение образцов неизменно, что позволяет исключить влияние соответствующего масштабного фактора). Пример конструктивной реализации подобного элемента, то есть перестыковки секций хвостового отсека ракеты-носителя через стрингер двутаврового сечения, приведен на рис. 9.

Двутавровые профили применяются в конструктивных схемах летательных аппаратов, в первую очередь – в силовых, нагруженных зонах. Как известно, каркас хвостового отсека ракеты может воспринимать высокие нагрузки,

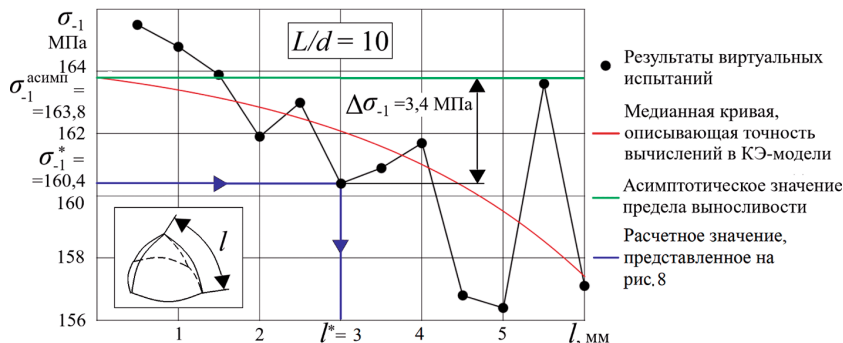


Рис. 7. Результаты предварительных испытаний для определения размера конечного элемента

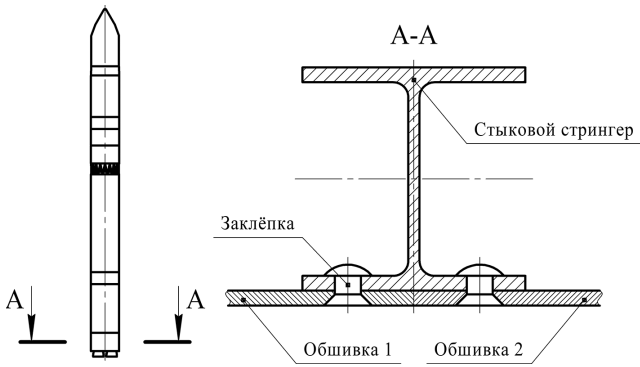


Рис. 9. Перестыковка панелей хвостового отсека ракеты-носителя через стрингер двутаврового сечения

в особенности при большой тяговооруженности ракеты [10]. Частным случаем использования прессованных профилей двутаврового поперечного сечения является продольный силовой набор зарубежных ракет-носителей серий “NLS” и “SLS” [24]. Как отмечают разработчики проектно-конструкторской документации (NASA), использование балок данной формы поперечного сечения в качестве стрингеров способствует повышению и местной, и общей устойчивости силовых элементов; кроме того, они воспринимают значительные (в упомянутых ракетах тяжелого класса) повторно-переменные изгибные усилия при передаче нагрузок от камер рулевых двигательных установок.

В качестве материала балки также выберем алюминиевый сплав Д16чТ ОСТ1 90048-90. Схема нагружения аналогична схеме, представленной на рис. 5 (восприятие чистого изгиба также имеет практическую интерпретацию в случае передачи на продольный набор значительных поперечных усилий от рулевых камер двигательной установки),

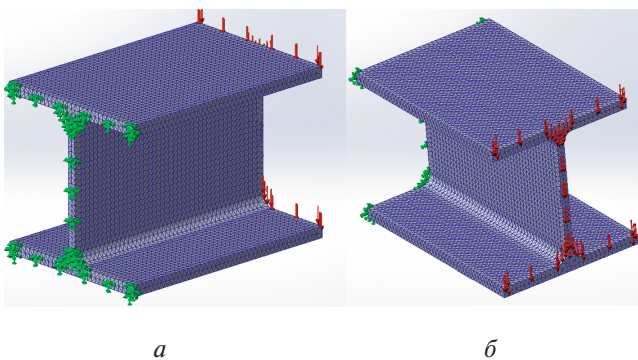


Рис. 10. Конечно-элементная реализация жесткого закрепления (а) и нагружения (б) балки при $L/d=1$ (d – диаметр описанной окружности поперечного сечения)

цикл нагружения – симметричный, база испытаний также составляет 10^8 циклов. На рис. 10 показана конечно-элементная модель виртуального образца для случая $L/d = 1$, построенная в пакете “SolidWorks”. Для обеспечения подобия результатов испытания моделирование в поверочном расчете проводилось аналогично основному расчету – конечными элементами типа «параболический тетраэдр». Отметим, что размер конечного элемента выбирался в соответствии с рекомендациями, данными в источниках [20, 21]. В частности, число элементов по толщине полок принято равным 2, что является необходимым требованием к точности расчета в задачах циклической прочности, связанных с восприятием конструкцией чистого изгиба.

Результаты испытаний на усталость двутавровых балок различной длины приведены на рис. 11.

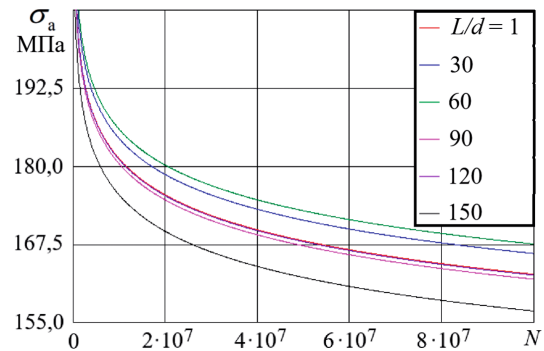


Рис. 11. Результаты испытаний балок в модуле “SolidWorks Simulation”

Из данных рис. 11 можно видеть, что кривые усталости для образцов различной длины расположены близко друг к другу, пределы выносливости колеблются в пределах порядка $\pm 3,7\%$ от медианного значения $\sigma_{-1} \approx 163$ МПа, что входит в пределы погрешности численного интегрирования и дискретизации тела (по этой причине, в частности, наблюдается незначительное расхождение кривых, соответствующих значениям $L/d = 90$ и $L/d = 120$). При этом увеличение отношения L/d не тождественно однозначному смещению кривой в положительном либо отрицательном направлении оси ординат. Данные факты позволяют сделать вывод о хорошей корреляции результатов с результатами виртуальных испытаний на унифицированных образцах (см. рис. 8).

Коснемся вопроса о физической природе отсутствия зависимости предела выносливости образцов от их длины.

Как известно [25, 26], очагами возникновения усталостных трещин главным образом являются различные поверхностные микроструктурные дефекты материала, в частности дислокации в кристаллической решетке, характеризующиеся такой величиной распределения, как плотность дислокаций. Так, в работах [27, 28] приведены результаты испытаний унифицированных алюминиевых образцов, целью которых было выявление зависимости плотности дислокаций от относительной деформации в рассматриваемой точке объекта исследования.

По итогам виртуальных испытаний, проведенных в настоящей работе, максимальная относительная деформация на поверхности усталостного образца варьировалась по его длине в пределах $\epsilon_{\max} \in (0; 1,774 \cdot 10^{-3})$. Исходя из модели, предложенной в публикации [27], для такого полуинтервала значений плотность дислокаций будет изменяться в пределах 3,5%, что также подтверждается результатами, опубликованными в [28].

Итак, можно предположить, что плотность дислокаций по осевой координате остается постоянной, и это во многом определяет отсутствие существенной зависимости предела выносливости унифицированных образцов от их длины.

Выводы

Проведенные исследования свидетельствуют об отсутствии существенной зависимости предела выносливости алюминиевых силовых элементов подкрепляющего набора фюзеляжного отсека летательного аппарата от их длины в рассматриваемом диапазоне значений данного фактора (отношение продольных размеров к поперечным — 1 ... 150), что отражает хорошую корреляцию с результатами натурных испытаний на выносливость [18]. Наблюдаемая погрешность вычислений связана с приближенностью численного интегрирования и дискретизации объекта при создании конечно-элементной сетки.

Физически отсутствие видимой зависимости предела выносливости упомянутых силовых элементов от их длины объясняется постоянством распределения микроструктурных поверхностных дефектов (в частности, плотности дислокаций кристаллической решетки) в осевом направлении — определяющим в контексте динамической прочности подобных металлоконструкций является учет поперечных абсолютных размеров.

Полученный вывод соответствует общей концепции отраслевой нормативно-технической документации, учитывающей изменение механических свойств металлических заготовок, в основном,

за счет переменных поперечных габаритов полуфабрикатов [29, 30].

Список источников

1. Гапоненко О.В., Гаврин Д.С., Свиридова Е.С. Анализ структуры стратегических планов развития ракетно-космической промышленности методом классификации НИОКР космических функциональных и промышленных технологий // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 64-81.
2. Яценко М.Ю., Воронцов В.А. Постановка задачи выбора схемных решений мультироторного летательного аппарата для исследования планеты Венера // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 67-74. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180649>
3. Боровик И.Н., Астахов С.А., Мукамбетов Р.Я. Анализ технического облика безгенераторной кислородно-водородной жидкостной ракетной двигательной установки межорбитального транспортного аппарата многократного использования, выводящего полезный груз на окололунную орбиту // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 122-135. DOI: 10.34759/vst-2022-3-122-135
4. Куренков В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных характеристик и формирование конструктивного облика. Самара: Изд-во СГАУ, 2011. 457 с.
5. Паничкин Н.И., Слепушкин Ю.В., Шинкин В.П. и др. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 344 с.
6. Грабин Б.В., Давыдов О.И., Жихарев В.И. и др. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.
7. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
8. Fleetan E.L. Tactical missile design (AIAA Education Series). American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001. 267 p.
9. Галкин В.И., Галкин Е.В., Палтиевич А.Р. и др. Изучение технологических схем производства деталей типа «СЕГМЕНТ ШПАНГОУТА» // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 210-220.
10. Залаяев Р.А. Расчет рамы маршевой двигательной установки с учетом динамического нагружения пульсирующей тягой // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XXVI Всероссийского семинара (14–16 июня 2023; Самара). Самара: Изд-во Самарского университета, 2023. С. 114-119.
11. Castillo E., López-Aenlle M., Ramos A., et al. Specimen length effect on parameter estimation in modelling fatigue strength by Weibull distribution // International Journal of Fatigue. 2006. Vol. 28. No. 9, pp. 1047-1058. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2005.11.006

12. Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю., Перевалов А.В. и др. Испытания элементов конструкции и узлов вертолета на усталостную прочность // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 7–16.
13. Рыбаулин А.Г., Сидоренко А.С. Напряженное состояние и ресурс конструкции с дискретными сварными соединениями при стационарных случайных колебаниях // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 125–137.
14. Евдокимов Д.В., Алексенцев А.А., Ахтамьянов Р.М. Разработка комплексной методики оценки отклонений формы изделия и его ресурса в зависимости от технологических остаточных напряжений // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 164–173. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180659>
15. Forrest P. *Fatigue of Metals*. Oxford: Pergamon Press, 2014. 436 p.
16. El Khoukhi D., Morel F., Saintier N., et al. Scatter and size effect in high cycle fatigue of cast aluminum-silicon alloys: A comprehensive experimental investigation // *Procedia Structural Integrity*. 2022. Vol. 38, pp. 611–620. DOI: 10.1016/j.prostr.2022.03.063
17. Каргин В.А., Скороходов Я.А., Николаев Д.А. и др. Алгоритмы оценивания вероятностных характеристик информационных процессов по статистикам превышений уровней // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=63145>
18. Ravi Chandran K.S., Galyon Dorman S.E. The nature of specimen-size-effect on fatigue crack growth and net-section fracture mechanics approach to extract the size-independent behavior // *International Journal of Fatigue*. 2021. Vol. 145: 106088. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2020.106088
19. Verma G., Weber M. *SolidWorks Simulation 2017 Black Book*. Eastman, GA: Cadcamcae Works, 2016. 1362 p.
20. King R.H. *Finite Element Analysis with Solidworks Simulation*. Boston, MA: Cengage Learning, 2018. 432 p.
21. Akin J.E. *Finite Element Analysis Concepts via Solidworks*. Singapore: World Scientific, 2010. 348 p.
22. Змызгова Т.П. Развитие методов диагностики усталостных повреждений деталей металлоконструкций по показаниям датчиков деформаций интегрального типа // Актуальные вопросы современной науки: Сборник научных трудов. Новосибирск: ЦРНС-Сибпринт, 2009. Выпуск 07 (книга 1). С. 103–109.
23. Boyer E.H. *Atlas of Fatigue Curves*. Russell, OH: ASM International, 1986. 518 p.
24. Finckenor J., Rogers P., Otte N. CORSS: Cylinder Optimization of Rings, Skin and Stringers. NASA Technical Paper 3457, 1994. 92 p.
25. Jonsson J.C., Chapman D.J., Farbaniec L., et al. Effect of Dislocation Density on the Dynamic Strength of Aluminium // *Journal of Dynamic Behavior of Materials*. 2024. Vol. 10. No. 1, pp. 426–440. DOI: 10.1007/s40870-024-00436-8
26. Wang S.C., Zhu Z., Starink M.J. Estimation of dislocation densities in cold rolled Al-Mg-Cu-Mn alloys by combination of yield strength data, EBDS and strength models // *Journal of Microscopy*. 2005. Vol. 217. No. 2, pp. 174–178. DOI: 10.1111/j.1365-2818.2005.01449.x
27. Adachi H., Miyajima Y., Sato M., et al. Evaluation of Dislocation Density for 1100 Aluminium with Different Grain Size during Tensile Deformation by using In-Situ X-ray Diffraction Technique // *Materials Transactions*. 2015. Vol. 56. No. 5, pp. 671–678. DOI: 10.2320/matertrans.L-M2015803
28. Sidor J.J., Chakravarty P., Bátorfi J.G., et al. Assessment of Dislocation Density by Various Techniques in Cold Rolled 1050 Aluminum Alloy // *Metals*. 2021. Vol. 11. No. 10:1571. DOI: 10.3390/met11101571
29. Залыев Р.А., Курничев В.А. Моделирование предела выносливости корсетных образцов в зависимости от размеров поперечного сечения методом получения поверхности усталости // Математическое моделирование и краевые задачи: Материалы XII Всероссийской научной конференции с международным участием (17–19 сентября 2024; Самара). Самара: СамГТУ, 2024. Т. 1. С. 131–133.
30. Залыев Р.А. Зависимость предела выносливости от эксплуатационных факторов // Естественные и технические науки: Сб. тезисов I Самарской областной студенческой научной конференции (15–26 апреля 2024; Самара). СПб.: Эко-Вектор Ай-Пи, 2024. Т. 1. С. 302–303.

References

1. Gaponenko OV, Gavrin DS, Sviridova ES. Structure analysis of the strategic plans of the space-rocket industry development by method of space functional and industrial technologies R&D classification. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(1):64–81. (In Russ.)
2. Yatsenko MY, Vorontsov VA. Statement of the Schematic Solutions Selection Problem of the Multicopter Aircraft for Venus Exploration. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(2):67–74. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180649>
3. Borovik IN, Astakhov SA, Mukambetov RY. Technical layout analysis of generator-free hydrogen-oxygen propulsion unit for interorbital transport reusable spacecraft, which puts payload in the near-earth orbit. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(3):122–135. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-3-122-135
4. Kurenkov VI. *Rocket carrier design fundamentals. Choosing the main characteristics and preliminary structural design*. Samara: SGAU; 2011. 457 p. (In Russ.).
5. Panichkin NI, Slepishkin YuV, Shinkin VP, et al. *Structure and design of spacecraft*. Moscow: Mashinostroenie; 1986. 344 p. (In Russ.).

6. Grabin BV, Davydov OI, Zhikharev VI, et al. *Rocket carrier structural design fundamentals*. Moscow: Mashinostroenie; 1991. 416 p. (In Russ.).
7. Golubev IS, Samarin AV. *Aircraft structural design*. Moscow: Mashinostroenie; 1991. 512 p. (In Russ.).
8. Fleeman EL. *Tactical missile design (AIAA Education Series)*. American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2001. 267 p.
9. Galkin VI, Galkin EV, Paltievich AR, et al. Analyzing technological schemes of production of “FRAME SEGMENT” type parts. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(2):210-220. (In Russ.).
10. Zalyaev RA. Calculation of dynamic thrust loaded booster rocket engine frame. *Materialy XXVI Vserossiiskogo Seminara “Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatel’nykh apparatov” (June 14-16, 2023; Samara)*. Samara: Samarskii universitet; 2023. p. 114-119. (In Russ.).
11. Castillo E, López-Aenlle M, Ramos A, et al. Specimen length effect on parameter estimation in modelling fatigue strength by Weibull distribution. *International Journal of Fatigue*. 2006;28(9):1047-1058. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2005.11.006
12. Bokhoeva LA, Kurokhtin VY, Perevalov AV, et al. Helicopter structural elements and components fatigue resistance tests. *Aerospace MAI Journal*. 2017;24(1):7-16. (In Russ.).
13. Rybaulin AG, Sidorenko AS. Tensity and endurance of a structure with discrete weld bonding under stationary random vibrations. *Aerospace MAI Journal*. 2016;23(2):125-137. (In Russ.).
14. Evdokimov DV, Aleksentsev AA, Akhtam’yanov RM. Developing Complex Evaluation Technique for the Product Shape Deviations and Its Endurance in Dependence of Technological Residual Stresses. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(2):164-173. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180659>
15. Forrest P. *Fatigue of Metals*. Oxford: Pergamon Press; 2014. 436 p.
16. El Khoukhi D, Morel F, Saintier N, et al. Scatter and size effect in high cycle fatigue of cast aluminum-silicon alloys: A comprehensive experimental investigation. *Procedia Structural Integrity*. 2022;38:611-620. DOI: 10.1016/j.prostr.2022.03.063
17. Kargin VA, Skorokhodov YA, Nikolaev DA, et al. Algorithms for estimating of information processes probability characteristics on statistics of the exceedances above the given levels. *Trudy MAI*. 2015(84). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=63145>
18. Ravi Chandran KS, Galyon Dorman SE. The nature of specimen-size-effect on fatigue crack growth and net-section fracture mechanics approach to extract the size-independent behavior. *International Journal of Fatigue*. 2021;145:106088. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2020.106088
19. Verma G, Weber M. *SolidWorks Simulation 2017 Black Book*. Eastman, GA: Cadcamcae Works; 2016. 1362 p.
20. King RH. *Finite Element Analysis with Solidworks Simulation*. Boston, MA: Cengage Learning; 2018. 432 p.
21. Akin JE. *Finite Element Analysis Concepts via Solidworks*. Singapore: World Scientific; 2010. 348 p.
22. Zmyzgova TR. Development of methods for diagnosing fatigue damage to metalwork parts according to the readings of integral type strain sensors. In: *Aktual’nye voprosy sovremennoi nauki: Sbornik nauchnykh trudov*. Novosibirsk: TsRNS-Sibprint; 2009. Issue 07 (book 1). p. 103-109. (In Russ.).
23. Boyer EH. *Atlas of Fatigue Curves*. Russell, OH: ASM International, 1986. 518 p.
24. Finckenor J, Rogers P, Otte N. CORSS: *Cylinder Optimization of Rings, Skin and Stringers*. NASA Technical Paper 3457; 1994. 92 p.
25. Jonsson JC, Chapman DJ, Farbaniec L, et al. Effect of Dislocation Density on the Dynamic Strength of Aluminium. *Journal of Dynamic Behavior of Materials*. 2024;10(1):426-440. DOI: 10.1007/s40870-024-00436-8
26. Wang SC, Zhu Z, Starink MJ. Estimation of dislocation densities in cold rolled Al-Mg-Cu-Mn alloys by combination of yield strength data, EBDS and strength models. *Journal of Microscopy*. 2005;217(2):174-178. DOI: 10.1111/j.1365-2818.2005.01449.x
27. Adachi H, Miyajima Y, Sato M, et al. Evaluation of Dislocation Density for 1100 Aluminium with Different Grain Size during Tensile Deformation by using In-Situ X-ray Diffraction Technique. *Materials Transactions*. 2015;56(5):671-678. DOI: 10.2320/matertrans.L-M2015803
28. Sidor JJ, Chakravarty P, Bátorfi JG, et al. Assessment of Dislocation Density by Various Techniques in Cold Rolled 1050 Aluminum Alloy. *Metals*. 2021;11(10):1571. DOI: 10.3390/met11101571
29. Zalyaev RA, Kirpichev VA. Modeling of endurance limit dependence on transverse dimensions of corset specimens using the fatigue surface creation method. *Materialy XII Vserossiiskoi nauchnoi konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem “Matematicheskoe modelirovanie i kraevye zadachi” (September 17-19, 2024; Samara)*. Samara: SamGTU; 2024. Vol. 1. p. 131-133. (In Russ.).
30. Zalyaev RA. Endurance limit dependence on operational factors. *Materialy L Samara Regional Student Scientific Conference “Estestvennye i tekhnicheskie nauki” (April 15-26, 2024; Samara)*. Saint Petersburg: Eco-Vector IP; 2024. Vol. 1. p. 302-303. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 06.02.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 01.12.2025
Принята к публикации / Accepted 01.12.2025