

АНАЛИЗ ВЫНОСЛИВОСТИ КОНСТРУКЦИЙ В УСЛОВИЯХ ЦИКЛИЧЕСКИХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ НАГРУЖЕНИЙ

Выявлена проблема, связанная с деформациями конструкций авиационной техники, работающей в условиях Крайнего Севера и орбитальных объектов, находящихся на околоземных орбитах в условиях циклических знакопеременных температурных нагрузжений. Приведена постановка задачи исследований деформаций материалов конструкций, работающих в условиях циклических знакопеременных температурных нагрузжений с использованием теорий циклической прочности, малоциклового усталости и трещиностойкости. Сделано предположение о том, что при 16 оборотах орбитального объекта вокруг Земли (число циклов температурного нагружения $n \geq 1,2 \cdot 10^5$) происходит трещинообразование или увеличение размера имеющихся трещин до критического размера от малоциклового усталости. Определены линейные деформации материала корпуса международной космической станции (МКС), с учетом нагрева от солнечного излучения и охлаждения, при нахождении в тени Земли. Выдвинута гипотеза о том, что в условиях циклических температурных нагрузжений максимальное воздействие на выносливость материала оказывают расчетные: амплитуда цикла напряжений, максимальное напряжение цикла и размах колебаний напряжений в цикле, как по отдельности, так и совместно. Сравнительный анализ результатов расчета напряжений при циклических температурных нагружениях по трем гипотезам показал, что значения расчетных напряжений наиболее приближены к максимальному напряжению цикла или к амплитуде напряжений цикла.

Ключевые слова: выносливость, цикл температур, деформации, трещины, малоцикловая усталость.

Введение. Анализ эксплуатации авиационной техники в условиях Крайнего Севера [1] и орбитальных объектов на околоземных орбитах, показывает, что они испытывают значительные циклические знакопеременные температурные деформации. Величины этих деформаций по модулю близки к величинам, соответствующим пределу выносливости (авиация) или пределу текучести (орбитальные объекты) и влияют на расчетный ресурс. Проведенный патентно-информационный обзор показал, что в открытых источниках отсутствует информация о соответствующих расчетах.

Например, в статье [2] приведены результаты экспериментального исследования малоциклового усталости алюминиевых образцов в форме двойной лопатки при различном напряжении цикла. Исследовались образцы из алюминиевого сплава марки 1163. В работе проведены исследования малоциклового усталости алюминиевых

образцов при испытании изгибом до образования магистральных трещин различного размера. Установлено, что количество микротрещин, образующихся на поверхности образцов, а также их длина зависят от напряжения цикла.

В статье [3] исследуется характеристика многоциклового усталости и распространения усталостных трещин в зависимости от микроструктуры алюминиевого сплава 5083-О.

Определены прочность и сопротивление образцов алюминиевого сплава 5083-О при параллельном и вертикальном направлениях прокатки. При вертикальном направлении прокатки материал показывает более высокое сопротивление и, соответственно, более низкую скорость распространения усталостных трещин. Наличие частиц железа/марганца в исследуемом материале может вызвать вторичное зарождение трещин и значительно ускорить распространение усталостных трещин.

В статье [4] исследована многоцикловая усталость и соответствующий механизм зарождения трещин супераустенитной нержавеющей стали 654SMO при комнатной температуре и высокой температуре 300 °С. Обнаружено, что гетерогенная микроструктура материала сильно влияет на механизм усталостного разрушения, при котором места зарождения трещин переходят от мелких зерен к крупным зернам. При комнатной температуре усталостные трещины образовывались за счет имеющихся в материале микропор. При высокой температуре образование микротрещин за счет имеющихся микропор не происходило из-за повышения пластичности материала. Таким образом, высокая температура уменьшает чувствительность зарождения трещин от имеющихся микродефектов в режиме многоцикловой усталости.

Исследования, проведенные в работах [2–4], не рассматривают влияние циклических знакопеременных температурных нагружений на выносливость конструкций. Поскольку увеличение сроков эксплуатации техники приводит к увеличению числа циклов нагружения за расчетный ресурс, возникает необходимость в проведении анализа и расчета выносливости конструкций в условиях циклических знакопеременных температурных деформаций.

Циклические температурные деформации некоторых деталей машин наблюдаются при периодических пусках и относительно длительных остановках. Например, стоянка двигателя внутреннего сгорания в зимний период при температуре до -40 °С и его рабочий режим при температуре до $+90$ °С. При этом линейная деформация деталей из алюминиевых сплавов в цикле меняется от $\approx -0,089$ % до $\approx +0,2$ % [5], что соответствует изменению напряжений стандартного алюминиевого образца от ≈ -63 МПа до $\approx +142$ МПа. Амплитуда симметричного цикла при этом $\approx 102,5$ МПа, при условных пределе текучести $\sigma_{0,2} = 130-150$ МПа и пределе выносливости цикла одноосного растяжения–сжатия $\sigma_{-1} = 100-120$ МПа при теоретическом коэффициенте концентрации напряжений $K_t = 1$ [6]. Число циклов n такого нагружения оценим как число суток эксплуатации до капитального ремонта, например, 10 лет. Таким образом, $n < 365 \cdot 10 \approx 0,4 \cdot 10^4$, т.е. меньше чем 10^6 , при котором в соответствии с ГОСТ 25.505-1985 [7] для сосудов из алюминиевых сплавов расчет на малоцикловую усталость не проводится. Кроме того, полученное значение числа циклов n нагружения значительно меньше, чем базовое число циклов ($N_b \approx 10^7$) при испытаниях на неограниченную выносливость. Сделано предположение, что именно поэтому расчет поправок на потерю выносливости от циклического изменения температурных деформаций не проводится, и в литературе нет оценок возможного эффекта от такого нагружения. Однако приведенные цифры далеки от предельных.

Рассмотрены орбитальные объекты на околоземных орбитах, температура поверхности которых за один оборот вокруг Земли изменяется от -150 °С до $+150$ °С [8, с. 19]. Температурные деформации определены по [9] и составляют

примерно от $-0,33$ % до $+0,33$ %, данные значения соответствуют условному напряжению выше предела текучести.

Срок эксплуатации орбитальных объектов на не стационарных орбитах уже сейчас достигает 20 лет, что, предположительно, превышает расчетный ресурс. При числе оборотов орбитальных объектов вокруг Земли 16 в сутки [10], число циклов составляет $n \approx 1,2 \cdot 10^5$. Выдвинута гипотеза, что при таком числе циклов нагружения происходит превышение расчетной выносливости (работа в левой части кривой усталости), а также трещинообразование, как от малоцикловой усталости, так и от самопроизвольного роста трещин до критических размеров. Поэтому увеличение времени эксплуатации орбитальных объектов приводит к необходимости учета циклических температурных нагружений при проведении расчета подобных материалов конструкций.

Проведение физических экспериментальных исследований выносливости и трещиностойкости материалов конструкции при циклических знакопеременных температурных нагружениях с высокой частотой, сопряжено значительными трудностями и практически невозможно. Реальные испытания на выносливость проводятся при постоянной температуре и механическом нагружении с частотой до 3000 циклов в минуту, и все равно делятся долго. Например, амплитуда напряжений, соответствующая пределу выносливости, считается определенной, если три–пять образцов подряд выдержали базовое число циклов $\approx 10^7 \dots 10^8$. При этом испытания, даже при постоянной температуре, делятся годами. Разброс результатов по числу циклов до разрушения велик и ± 20 % считается нормальным [9].

Испытания на выносливость и трещиностойкость традиционно проводятся при фиксированных напряжениях и одноосном напряженном состоянии [11, 12] или, значительно реже, при чистом сдвиге. Рассматриваемые циклические температурные напряжения приводят к объемному деформированному состоянию [9, с. 255], что необходимо учитывать при расчете.

Проведенный анализ существующих исследований выносливости и трещиностойкости конструкций при циклических температурных деформациях показал, что данное направление исследований является актуальным.

В настоящей работе проведено прогнозирование выносливости при циклических знакопеременных температурных деформациях на базе теории, результатов испытаний [13, 14] и практики расчетов при известных напряжениях цикла.

Выводы авторов косвенно подтверждаются известными фактами повреждений узлов и объектов при циклических температурных деформациях.

Постановка задачи. Целью данной работы является проведение анализа выносливости материалов конструкций, эксплуатируемых в условиях циклических температурных нагружений. Для выполнения поставленной цели на первых этапах исследований необходимо решить следующие задачи:

1. Анализ результатов статических испытаний на выносливость материалов конструкций

Исходные данные для определения выносливости материала корпуса МКС

Параметр материала корпуса	Обозначение	Источник литературы	Значение
1. Температура в тени	T_1	[8], с. 19	$-150\text{ }^\circ\text{C}$
2. Температура на солнце	T_2	[8], с. 19	$+150\text{ }^\circ\text{C}$
3. Напряжение в тени	σ_1	[6], рис. 2	-200 МПа
4. Напряжение на солнце	σ_2	[6], рис. 2	200 МПа
5. Амплитуда напряжений цикла	σ_a	[6], с. 395	200 МПа
6. Максимальное напряжение цикла	σ_{\max}	—	200 МПа
7. Размах колебаний напряжений цикла	$2\sigma_a$	—	400 МПа

Таблица 2

Результаты расчета

Параметр	Источник	Значение
Деформация в тени	—	$-0,33\%$
Деформация на солнце	—	$+0,33\%$
Выносливость по 1-й гипотезе	[13] [14]	$2,5 \cdot 10^5$ $1,7 \cdot 10^5$
Выносливость по 2-й гипотезе	[13] [14]	$2,5 \cdot 10^5$ $1,7 \cdot 10^5$
Выносливость по 3-й гипотезе	[13] [14]	— —

при циклических знакопеременных температурных нагружениях.

2. Оценка выносливости материалов конструкций при действии циклических знакопеременных температурных нагружений на основе теорий циклической прочности, малоциклового усталости и трещиностойкости, с учетом объёмного деформированного состояния конструкции.

3. Сравнительный анализ результатов расчета условных напряжений при циклических температурных нагружениях.

Теория. Известные результаты испытаний материалов конструкций на выносливость [13, 14] в виде зависимости амплитуды напряжений и числа циклов до разрушения пересчитываются в циклы выносливости из плоского напряженного состояния в объёмное деформированное состояние. На основе проведенного анализа результатов испытаний на выносливость материалов конструкций сформулированы следующие положения:

— гипотезы статической прочности в напряжениях работают только в пределах упругости, а в рассматриваемой задаче, предположительно, присутствует пластическая деформация;

— для большинства применяемых гипотез при трехосном однородном растяжении-сжатии эквивалентные напряжения равны нулю;

— при усталости материала, когда происходит его дефект и последующее трещинообразование однородное трехосное деформирование опаснее, чем неоднородное.

На начальном этапе исследований принято допущение, что кривые выносливости при одноосном растяжении-сжатии применимы для анализа выносливости при температурной трехосной (объемной) деформации. Оценка выносливости материала осуществляется с использованием известного алгоритма:

— вычисляется линейная деформация от температуры материала по известной зависимости [9];

— по диаграмме статического растяжения [6] определяются условные параметры цикла напряжений (максимальное σ_{\max} и минимальное σ_{\min} значения, среднее значение σ_m и амплитуда σ_a , коэффициент асимметрии r);

— по кривой усталости, полученной при симметричном цикле линейного напряженного состояния, вычисляется ожидаемое число циклов n до разрушения.

При определении выносливости материала выдвинуты гипотезы о том, что в условиях циклических температурных нагружений на выносливость материала максимальное воздействие оказывает:

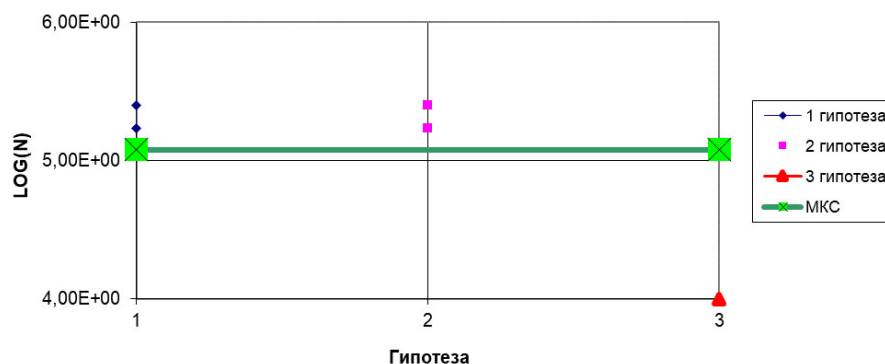


Рис. 1. Расчётная выносливость: 1 — по гипотезе 1 (амплитуда цикла напряжений); 2 — по гипотезе 2 (максимальное напряжение цикла); 3 — по гипотезе 3 (размах колебаний напряжений в цикле); 4 — для материала корпуса МКС

Гипотеза 1 — амплитуда цикла напряжений.

Гипотеза 2 — максимальное напряжение цикла.

Гипотеза 3 — размах колебаний напряжений в цикле.

В качестве примера, для определения выносливости материалов конструкций орбитальных объектов, находящихся под воздействием циклических температурных нагрузений и оценки адекватности гипотез, рассматривается корпус МКС. Исходные данные для расчета представлены в табл. 1.

Деформация материала корпуса на солнце и в тени определяется по [9]:

$$\varepsilon = \alpha/10^6 \cdot T, \quad (1)$$

где α — коэффициент температурного линейного расширения, $\alpha = 22,2 \cdot 10^6 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ [5]; T — температура материала корпуса на солнце (T_1) и в тени (T_2).

Амплитуда напряжений цикла материала корпуса [9]:

$$\sigma_a = (\sigma_2 - \sigma_1)/2. \quad (2)$$

В табл. 2 приведены результаты расчетов по формулам (1)–(2), а также результаты выносливости материалов конструкций. Однако данные выносливости для сплава АМгб при напряжении 400 МПа либо отсутствуют вовсе, либо этой информации нет в открытом доступе.

На рис. 1 приведен сравнительный анализ расчётного количества циклов температурного нагружения по трем гипотезам и фактического числа циклов до повреждения для МКС.

Выводы.

1. Сравнительный анализ результатов расчета циклов температурного нагружения по трем гипотезам с результатами фактических испытаний [13, 14] показал, что происхождение трещин связано с усталостным разрушением материала конструкции МКС, что могло привести к потере герметичности МКС.

2. Основная причина деформации материала конструкции — циклические изменения температуры, что является следствием усталости или малоциклового усталости материала. В первом

приближении можно рекомендовать вести расчет выносливости по условной амплитуде цикла напряжений или по условному максимальному напряжению цикла.

3. В первом приближении результат можно оценивать при наличии:

- зависимости линейной деформации от температуры;
- кривых статического растяжения и сжатия;
- кривой усталости применяемого материала.

Работа выполнена в рамках соглашения № 075-15-2021-1202 от 30.09.2021 г. по гранту «Приоритет-2030».

Библиографический список

1. Горбунов В. П. Проблемы эксплуатации современных самолетов в условиях низких и сверхнизких температур Сибири, Севера и Арктики // Научный вестник московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. № 204. С. 110–114.
2. Башков О. В., Ким В. А., Гадоев Г. А. Исследование процесса образования трещин на ранних стадиях их развития в алюминиевом сплаве 1163 // Производственные технологии будущего: от создания к внедрению: сб. тр. Междунар. науч.-практ. конф. Комсомольск-на-Амуре: Изд-во Комсомольского-на-Амуре гос. ун-та, 2018. С. 21–26.
3. Ma M., Zhang J., Yi D. [et al.]. Investigation of high-cycle fatigue and fatigue crack propagation characteristic in 5083-O aluminum alloy // International Journal of Fatigue. 2019. Vol. 126. P. 357–368. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2019.05.020.
4. Li X., Zhang R., Wang X. [et al.]. Effect of high temperature on crack initiation of super austenitic stainless steel 654SMO in very high cycle fatigue // Materials and Design. 2020. Vol. 193. 108735. DOI: 10.1016/j.matdes.2020.108750.
5. Клименко А. П., Новиков Н. В., Смоленский Б. Л. [и др.]. Изменение свойств конструкционных материалов при охлаждении. Холод в машиностроении. Москва: Машиностроение, 1969. 248 с.
6. Справочник инженера. URL: [МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОБЛАДАНИЕ](https://inzhener-info.ru/razdely/materialy/deformiruemye-alyuminiyevye-splavy/splavy-alyuminiya-s-magniem-magnalin-svarivaemye/splav-

</div>
<div data-bbox=)

aluminiumvj-amg6-s-magniem-magnalij-svarivaemyj.html (дата обращения: 22.10.2021).

7. ГОСТ 25.505-1985. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Метод испытаний на малоцикловую усталость при термомеханическом нагружении. 1986–01–01. Москва: Стандартинформ, 2005. 10 с.

8. Никольский В. В. Исследование процессов в бортовых системах автоматических космических аппаратов. Санкт-Петербург: Изд-во Балтийского гос. техн. ун-та «Военмех», 2013. 59 с.

9. Федосьев В. И. Сопrotивление материалов. 3-е изд. Москва: Наука, 1964. 540 с.

10. Garcia M. International Space Station Facts and Figures. NASA. URL: <https://www.nasa.gov/feature/facts-and-figures> (дата обращения: 23.10.2021).

11. ГОСТ 25.506–1985. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при статическом нагружении. 1986–01–01. Москва: Стандартинформ, 2005. 38 с.

12. ГОСТ 25.507–1985. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы испытаний на усталость при эксплуатационных режимах нагружения. Общ. требования. 1986–07–01. Москва: Стандартинформ, 2005. 19 с.

13. Ерпалов А. В., Шефер Л. А., Рихтер Е. Е., Тараненко П. А. Усталостные испытания материалов и конструкций с использованием современного оборудования // Контроль и испытания. 2015. Т. 15, № 2. С. 70–80.

14. Бялонович А. В., Матохнюк Л. Е., Мордюк Б. Н. [и др.]. Физико-механические свойства сплава АМг6 и стали 20ГЛ при комбинации электроискрового легирования и ультразвуковой ударной обработки // Повреждение материалов во время эксплуатации, методы его диагностиро-

вания и прогнозирования: тр. V Междунар. науч.-технич. конф. 2017. Тернополь: Изд-во ТНТУ, 2017. С. 181–184.

ЛЕСНЯК Иван Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Машиноведение», старший научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории «Парогазовые смеси в конструкциях ракет-носителей», и. о. заведующего кафедрой «Машиноведение».

SPIN-код: 6114-0646

ResearcherID: E-6397-2014

СОКОЛОВСКИЙ Зиновий Наумович, кандидат технических наук, доцент (Россия), доцент кафедры «Машиноведение».

SPIN-код: 2094-1470

AuthorID (РИНЦ): 864068

AuthorID (SCOPUS): 57203342573

ГАВРИЛЕНКО Сергей Вячеславович, инженер кафедры «Машиноведение», магистрант гр. ПМм-211 факультета элитного образования и магистратуры.

Адрес для переписки: serg11-1999@mail.ru

Для цитирования

Лесняк И. Ю., Соколовский З. Н., Гавриленко С. В. Анализ выносливости конструкций в условиях циклических температурных нагружений // Омский научный вестник. 2021. № 6 (180). С. 16–20. DOI: 10.25206/1813-8225-2021-180-16-20.

Статья поступила в редакцию 20.10.2021 г.

© И. Ю. Лесняк, З. Н. Соколовский, С. В. Гавриленко