

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫНОСЛИВОСТИ СПЛАВА АМГ6 ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ ОБЪЕМНОМ ТЕМПЕРАТУРНОМ ДЕФОРМИРОВАНИИ

Проведены теоретические исследования выносливости авиационного сплава типа АМГ6 при его длительном циклическом объемном температурном деформировании за пределами закона Гука. Разработана методика оценки выносливости авиационных сплавов при циклическом объемном температурном деформировании с учетом наличия каверн (трещин), основанная на приведении условий циклических объемных температурных деформирований к условиям стандартных механических испытаний образцов. По разработанной методике проведена предварительная оценка выносливости авиационного сплава типа АМГ6 с нагартованной и отожженной поверхностью, с использованием имеющейся ограниченной базы эмпирических данных, полученных на основе стандартных механических испытаний экспериментальных образцов. Проведена оценка влияния на выносливость экспериментальных образцов начальной длины трещины в экспериментальных образцах, при которой возможен ее неконтролируемый рост при циклическом объемном температурном деформировании. Сравнительный анализ расчетной выносливости экспериментальных образцов с фактической выносливостью материала конструкции (нагартованный сплав АМГ6) реального орбитального объекта типа модуля «Заря» международной космической станции показал расхождение не более 12,5 %.

**Ключевые слова:** оценка выносливости, цикл температур, деформация, трещины, нагружение.

**Введение.** В работе [1] выявлена проблема, связанная с не учетом влияния циклического объемного температурного деформирования (ЦОТД) на выносливость материала, из которого изготовлены авиационная и ракетно-космическая техника. Анализ результатов предварительной оценки показал, что вероятной причиной потери герметичности корпуса авиационной и ракетно-космической техники является малоцикловая усталость от ЦОТД и возникающих при этом циклических напряжений за пределами закона Гука.

Непосредственное экспериментальное исследование выносливости материала в условиях ЦОТД чрезвычайно трудоемко и длительно. Стандартные испытания на выносливость менее трудоемки. Однако в открытых источниках нет достаточной информации о характеристиках сплавов, применяемых в авиационной и ракетно-космической технике, особенно в условиях большого перепада температур, наличия каверн (трещин) и различной технологии обработки поверхности. Отсутствуют также сведения о коэффициенте интенсивности напряжений и расчете трещиностойкости сплавов.

В настоящее время известны различные методики определения выносливости материалов. Например, в стандарте [2] описывается метод, который

заключается в воздействии на вращаемый цилиндрический образец одной или двух изгибающих сил (нагрузок), вызывающих в образце переменные напряжения (растяжение – сжатие). За предел выносливости принимается наибольшее напряжение, при котором образец выдерживает без разрушения заданное число циклов, принимаемое за базу.

В работах [3, 4] предложен метод определения предела выносливости цилиндрических образцов из конструкционных сталей по остаточным напряжениям «образца-свидетеля». Метод «образца-свидетеля» позволяет сохранить штатные образцы от разрушения при экспериментальном определении остаточных напряжений. В этом случае предел выносливости штатных образцов рассчитывается по остаточным напряжениям «образца-свидетеля», который был упрочнен одновременно со штатными образцами по той же самой технологии.

В работе [5] рассматривается методика расчета предела выносливости упрочненных цилиндрических образцов с концентраторами напряжений при температурных выдержках в условиях ползучести. В процессе эксплуатации элементов конструкций при повышенных температурах происходит релаксация остаточных напряжений вследствие ползучести как для гладких изделий, так и для ци-

линдрических изделий с концентраторами напряжений.

Метод прогноза выносливости конструкционных материалов при циклическом нагружении рассмотрен в работе [6]. Он основан на установлении параметров функции выносливости в дальнем прогнозе по объективным выборкам оценочных показателей первичного (ближнего) массива экспериментальных данных.

Проведенный патентно-информационный обзор показал, что в существующих методиках определения выносливости материала прямо не рассматривается знакопеременное температурное объемное нагружение образцов. Нет сведений об опасности наличия трещин или поверхностных каверн и их критического размера при ЦОТД. Недостаточно материала даже для косвенной оценки выносливости сплава АМгб при ЦОТД, широко применяемого в ракетно-космической и авиационной технике.

Целью данной работы является проведение теоретических исследований выносливости авиационных материалов при ЦОТД на примере сплава АМгб с учетом наличия каверн (трещин) и способов обработки поверхности материала (нагартованный, отожженный).

**Постановка задачи.** Для выполнения поставленной цели необходимо выполнить следующие задачи:

— разработать методику оценки выносливости авиационных сплавов при ЦОТД на основе приведения условий ЦОТД к условиям стандартных механических испытаний образцов;

— провести предварительный расчет выносливости авиационного сплава, например, АМгб с нагартованной или отожженной поверхностью, при ЦОТД на базе имеющихся эмпирических данных по механическому нагружению экспериментальных образцов (ЭО) [7];

— провести верификацию полученных результатов расчета выносливости сплава АМгб с известными данными, например, для материала конструкции реального орбитального объекта типа модуля «Заря» международной космической станции;

— провести оценку влияния начальной длины трещины, при которой возможен её неконтролируемый рост при ЦОТД, на выносливость ЭО.

**Методика оценки выносливости авиационных сплавов при ЦОТД.** Методика оценки выносливости авиационных сплавов при ЦОТД заключается в следующем:

1. Из открытых источников определяются следующие параметры рассматриваемого материала при статических условиях нагружения:

- предел прочности  $\sigma_B$ , МПа;
- условный предел текучести  $\sigma_{0,2}$ , МПа;
- предел упругости  $\sigma_y \approx \sigma_{0,2}/2$ , МПа;
- модуль нормальной упругости  $E$ , МПа;
- коэффициент поперечной деформации  $\mu$  при  $\sigma < \sigma_y$  (в пределах закона Гука);
- коэффициент поперечной деформации  $\mu_B$  при  $\sigma_B$ ;
- максимальная температура цикла  $t_{max}$ ;
- минимальная температура цикла  $t_{min}$ ;
- коэффициент асимметрии цикла  $r$ .

2. Определяются линейные температурные деформации по формуле:

$$\varepsilon_t = \alpha \cdot 10^{-6} t, \quad (1)$$

где  $\alpha$  — коэффициент линейного расширения,  $^{\circ}\text{C}^{-1}$ ;  $t$  — температура материала,  $^{\circ}\text{C}$ .

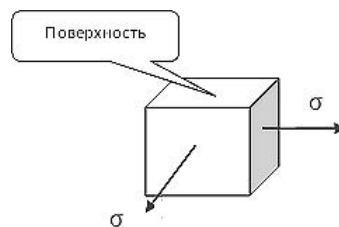


Рис. 1. Плоское напряженное состояние на поверхности

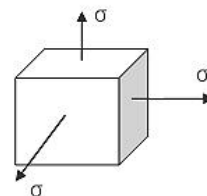


Рис. 2. Объемное напряженное состояние

3. Определяются напряжения  $\sigma$  по диаграмме растяжения материала.

4. В случае перехода за зону пропорциональности используется формула для расчета модуля нормальной упругости в зависимости от напряжения  $\sigma$ :

$$E_{\sigma} = \frac{d\sigma}{d\varepsilon}. \quad (2)$$

5. Определяется эквивалентное напряженное состояние.

Рассматриваются два варианта эквивалента линейного напряженного состояния (НС): плоское напряженное состояние (ПНС) и объемное напряженное состояние (ОНС) от циклического изменения температуры.

5.1. На поверхности при ПНС (рис. 1):

$$\varepsilon_t = \frac{1}{E_a} (\sigma(1 - \mu_a)), \quad (3)$$

где  $E_a$  — модуль упругости, МПа;  $\mu_a$  — коэффициент деформации,

$$\sigma = \varepsilon_t \cdot E_a / (1 - \mu_a). \quad (4)$$

Далее по диаграмме выносливости материала либо по уравнению зависимости напряжения от количества циклов, учитывая естественный разброс результатов испытаний  $\lg N \pm 6\%$ , определяется интервал ожидаемых результатов.

5.2. При ОНС (рис. 2):

$$\varepsilon_t = \frac{1}{E_a} (\sigma(1 - 2\mu_a)), \quad (5)$$

$$\sigma = \varepsilon_t \cdot E_a / (1 - 2\mu_a). \quad (6)$$

Наличие трещины, как и других дефектов, влияет на напряженное состояние материала, из-за чего ожидаемые результаты количества циклов будут ниже, чем для материала без трещины.

### Предварительный расчет выносливости сплава АМгб с нагартованной или отожженной поверхностью при ЦОТД

1. Нагартованная поверхность АМгб при ЦОТД

Оценочный расчет выносливости проводится на базе ограниченной информации по результатам механического нагружения образцов из [7]. В качестве примера рассматривается сплав АМгб в нагартованном состоянии без термической обработки, данные по которому максимально представлены в литературе:

- предел прочности  $\sigma_B = 425$  МПа;
- условный предел текучести  $\sigma_{0,2} = 150$  МПа;
- предел упругости  $\sigma_y \approx \sigma_{0,2}/2$ ;
- модуль нормальной упругости  $E = 7,1 \cdot 10^4$  МПа;
- коэффициент поперечной деформации при  $\sigma < \sigma_y$  в пределах закона Гука  $\mu = 0,32$ ;

— за пределами закона Гука принята приближенно зависимость коэффициента поперечной деформации  $\mu_\sigma$  от текущего напряжения  $\sigma$ :

$$\mu_\sigma \approx \mu + (\mu_B - \mu) \cdot \frac{\sigma_B - (\sigma - \sigma_y)}{\sigma_B}, \quad (7)$$

где  $\mu_B \approx 0,5$  — коэффициент поперечной деформации при  $\sigma_B$ ;

— диаграмма растяжения для плоского образца [7] и результаты её аппроксимации приведены на рис. 3.

Испытания проведены на плоских образцах толщиной 3 мм при комнатной температуре, что может привести к некоторому расхождению расчетных и фактических результатов.

Из диаграммы следует, что:

при  $\sigma \leq 250$  МПа (линия с квадратными точками):

$$\sigma = -450000\epsilon^2 + 66500\epsilon + 5,02, \quad (8)$$

где  $\epsilon$  — деформация материала;

при  $\sigma > 250$  МПа (линия с треугольными точками):

$$\sigma = 574,48\epsilon^{0,1589}, \quad (9)$$

с достоверностью  $R^2 > 0,97$ .

Модуль нормальной упругости в зависимости от напряжения  $\sigma$  вычисляется по (2). Результаты аппроксимации по рис. 3 сведены в табл. 1.

Зависимость  $E_\sigma(\sigma)$ , построенная по табл. 1, приведена на рис. 4 и описывается с высокой достоверностью полиномом 2-го порядка.

$$E_\sigma \approx 0,1898\sigma^2 - 272,25\sigma + 74563. \quad (10)$$

Кривая усталости, полученная в испытаниях ЭО с нагартованной поверхностью при линейном напряженном состоянии,  $r = -1$  и комнатной температуре, приведена на рис. 5.

Оцифрованная по средним значениям кривая усталости приведена на рис. 6.

$$\log N \approx 0,00003\sigma_a^2 - 0,0242\sigma_a + 8,7915 \quad (11)$$

$$\Delta \log N \approx 0,06 \text{ (6 \%)} \quad (13)$$

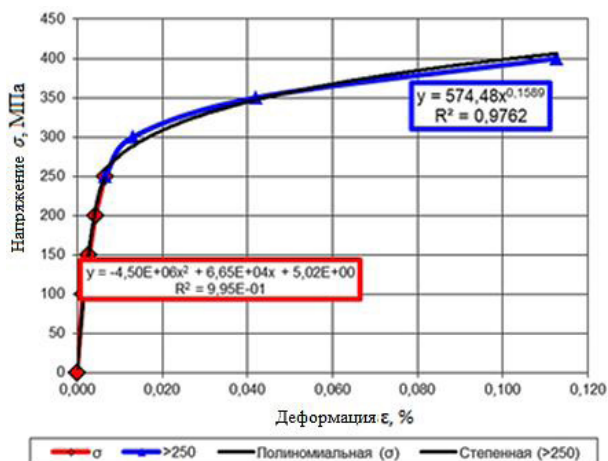


Рис. 3. Диаграмма растяжения сплава АМгб в нагартованном состоянии:  $\sigma \leq 250$  МПа (линия с квадратными точками);  $\sigma > 250$  МПа (линия с треугольными точками)

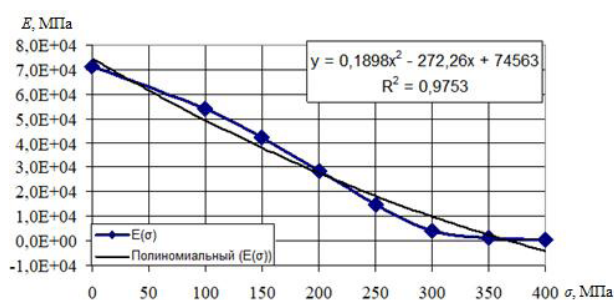


Рис. 4. Зависимость модуля упругости  $E_\sigma$  от напряжения  $\sigma$

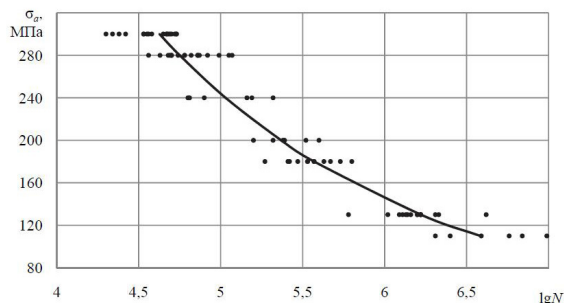


Рис. 5. Кривая усталости для образца из сплава АМгб:  $\sigma_a$  — амплитуда цикла при одноосном НС,  $N$  — число циклов до разрушения (выносливость)

и, соответственно, выносливость:

$$N = 10^{\log N}. \quad (12)$$

Точка на кривой усталости — результаты одного испытания. Естественный разброс результатов испытаний  $\log N$  от среднего значения составляет:

Таблица 1

Модуль нормальной упругости в зависимости от напряжения

$\sigma$ , МПа	0	100	150	200	250	300
$E(\sigma)$ , МПа	$7,10E+04$	$5,38E+04$	$4,23E+04$	$2,84E+04$	$1,50E+04$	$4,00E+03$

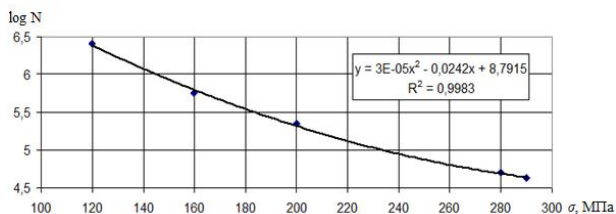


Рис. 6. Оцифрованная кривая усталости

Температурные деформации определялись по формулам и таблицам [1] при:

- максимальной температуре цикла  $t_{\max} = 150^\circ \text{C}$ ;
  - минимальной температуре цикла  $t_{\min} = -150^\circ \text{C}$ .
- Коэффициент асимметрии цикла при этом:

$$r_t = \frac{t_{\min}}{t_{\max}} = -1. \quad (14)$$

Линейные температурные деформации по (1) для сплава АМг6 [8]  $\alpha = 22,2$ .

Для верификации рассчитаем по формуле:

$$\varepsilon_t = \varepsilon_{\max} = -\varepsilon_{\min} = 0,00333. \quad (15)$$

Приведение условий ЦОТД к условиям механических испытаний проводится приравнением деформаций (15) и вычислением соответствующих им напряжений  $\sigma$ . Последние различны на поверхности объекта (плоское напряженное состояние (ПНС)) и в его объеме (объемное напряженное состояние (ОНС)).

Для расчета деформаций воспользуемся обобщенным законом Гука. При этом учтем, что при ЦОТД в объеме имеет место равенство главных напряжений. Поскольку при заданных температурах деформации превышают 0,002 и ожидаются напряжения  $\sigma > \sigma_y$ , то используем (7) и получим уравнение для оценки напряжений, соответствующих температурным деформациям в виде:

$$\varepsilon_t \approx \frac{1}{E_\sigma} (\sigma - \mu_\sigma (\sigma - \sigma_y)). \quad (16)$$

#### На поверхности при ПНС

Решаем численно совместно (4), (7) и (10) и вычисляем  $\sigma$ .

В нашем примере получаем:

$$\sigma_{\text{ПНС}} = 190 \text{ МПа}. \quad (17)$$

Подставляем полученное значение  $\sigma_{\text{ПНС}}$  в (11):

$$\log N = 5,28, \quad (18)$$

и из (12):

$$N_{\text{ПНС}} = 1,89 \cdot 10^5.$$

Учитывая естественный разброс результатов испытаний  $\log N \pm 6\%$  находим интервал ожидаемых результатов:

$$N_{\text{ПНС}}^{\min} = 9,13 \cdot 10^4, \quad N_{\text{ПНС}}^{\max} = 3,92 \cdot 10^5$$

#### При ОНС

Решаем численно совместно (6), (7) и (10) и вычисляем  $\sigma$ .

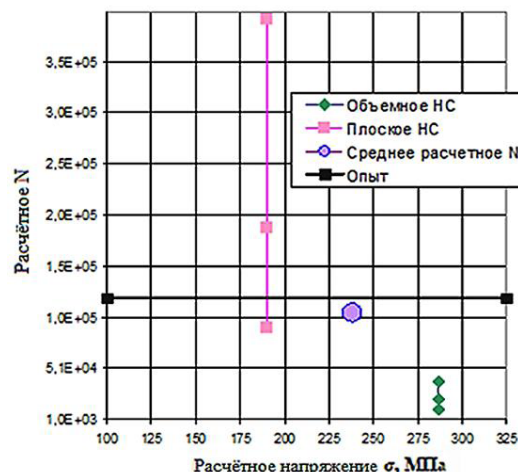


Рис. 7. Количество циклов знакопеременного температурного нагружения нагартованного сплава, при котором происходит трещинообразование

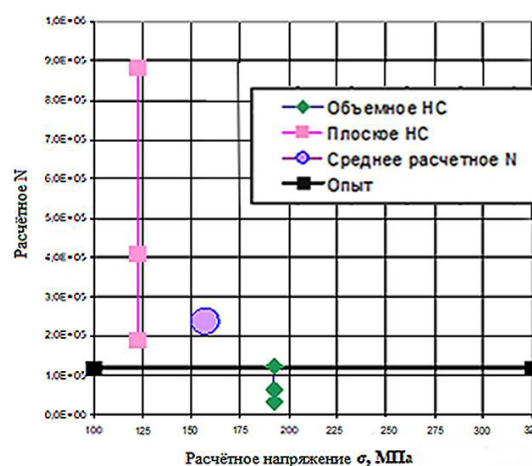


Рис. 8. Количество циклов знакопеременного температурного нагружения отожженного сплава, при котором происходит трещинообразование

В нашем примере получаем  $\sigma_{\text{ОНС}} = 287 \text{ МПа}$ ;  $\log N = 4,32$ ;  $N_{\text{ОНС}} = 2,09 \cdot 10^4$ .

Учитывая естественный разброс результатов испытаний  $\log N \pm 6\%$ , находим интервал ожидаемых результатов:

$$N_{\text{ПНС}}^{\min} = 1,15 \cdot 10^4, \quad N_{\text{ПНС}}^{\max} = 3,79 \cdot 10^4$$

Заметим, что учет разных температур в цикле приведет к  $r_t \neq 0$  и разным  $\sigma$  и скажется на расчете выносливости.

#### 2. Отожженная поверхность АМг6 при ЦОТД

В [7] приводятся данные о пределе текучести сплава АМг6 в отожжённом состоянии. Ввиду отсутствия данных о кривой усталости при переходе от нагартованной к отожженной поверхности скорректируем число циклов до разрушения с учетом приближенного справочного соотношения для алюминиевых сплавов [9]:

$$\sigma_{-1} \approx (0,35 \dots 0,45) \sigma_B. \quad (19)$$

Диаграмма растяжения материала в отожженном состоянии взята, скорректирована и оцифрована из того же источника [7], что и для нагартованного состояния. Предел прочности ото-

жженного сплава [7] составляет  $\sigma_B = 330$  МПа. Кривая усталости корректировалась на среднюю величину  $\Delta\sigma = (330 - 425) \cdot 0,4$  МПа.

**Верификация результатов расчета.** Результаты расчетов выносливости нагартованного и отожженного сплава приведены на диаграммах рис. 7 и рис. 8.

В опыте с рассматриваемыми параметрами ЦОТД объекта имеем оценку выносливости — число циклов до разгерметизации международной космической станции  $N = 1,2 \cdot 10^5$ .

Средние расчетные значения для ПНС и ОНС нагартованного сплава:

$$\sigma_p^{нар} = \frac{\sigma_{ПНС} + \sigma_{ОНС}}{2} = 238 \text{ МПа,}$$

$$N_p^{нар} = \frac{N_{ПНС} + N_{ОНС}}{2} = 1,05 \cdot 10^5 \text{ циклов.}$$

Средние расчетные значения для ПНС и ОНС отожженного сплава:

$$\sigma_p^{отож} = \frac{\sigma_{ПНС} + \sigma_{ОНС}}{2} = 158 \text{ МПа,}$$

$$N_p^{отож} = \frac{N_{ПНС} + N_{ОНС}}{2} = 2,32 \cdot 10^5 \text{ циклов.}$$

Результаты расчета выносливости АМгб для разной обработки поверхности при ПНС и ОНС существенно расходятся.

Для нагартованного сплава среднее расчетное значение выносливости отклоняется от опытного на  $\delta = 12,5$  %, что вполне удовлетворительно для малоциклового усталости. Для отожженного сплава отклонение составляет  $\delta = 93,2$  %, что объясняется не корректностью пересчета кривой усталости или иной обработкой поверхности материала объекта.

Очевидно, что в предлагаемой методике необходимо использовать кривые усталости, полученные экспериментальным путем с учетом способа обработки поверхности как у исследуемого объекта.

**Оценка критического размера трещины.** В статье [10] указано примерное значение коэффициента интенсивности напряжений для авиационных сплавов:

$$K_{1C} = 17,7245 \text{ кгс/см}^{3/2}.$$

Более точного значения для сплава АМгб в литературе не обнаружено.

По предлагаемой методике получено эквивалентное ЦОТД напряжение:

$$\sigma = 175...275 \text{ МПа.}$$

Критическая длина трещины определяется из [11]:

$$K_1 = \sigma\sqrt{\pi l}, \quad (20)$$

$$l = (0,13 \dots 0,32) \text{ мкм.}$$

При этих размерах трещина может расти неограниченно без повторного нагружения, поэтому расчет на выносливость проводить необязательно.

Для оценки выносливости материала при меньшей величине трещины (дефекта) и уточнения  $K_{1C}$

необходимо проведение экспериментальных исследований.

Оценим примерно выносливость материала АМгб при толщине листа 3 мм. Предположим, что критическая трещина растет на величину своей начальной длины за каждый цикл. При такой толщине листа в объекте и наклонной траектории роста находим:

$$N \geq 3/l = 0,92 \cdot 10^4 \dots 2,3 \cdot 10^4.$$

Результат соизмерим с числом циклов  $N = 1,2 \cdot 10^5$ , при котором происходит разгерметизация модуля «Заря» международной космической станции.

#### Выводы

1. Разработана методика оценки выносливости авиационных сплавов при ЦОТД на основе приведения условий ЦОТД к условиям стандартных механических испытаний образцов.

2. По разработанной методике проведен предварительный расчет выносливости авиационного сплава типа АМгб с нагартованной и отожженной поверхностью при ЦОТД на базе имеющихся эмпирических данных по механическому нагружению образцов.

3. Проведена верификация результатов расчета выносливости сплава АМгб с известными данными для материала конструкции реального орбитального объекта типа модуля «Заря» международной космической станции. Верификация полученных результатов показала их достаточную адекватность при средних значениях напряжения и выносливости на поверхности и в объеме материала. Для нагартованного сплава среднее расчетное значение выносливости отклоняется от опытного на 12,5 %.

4. Проведена оценка влияния начальной длины трещины, при которой возможен её неконтролируемый рост при ЦОТД, на выносливость ЭО. При длине трещины близкой к критической расчет по методике дает завышенную выносливость, поэтому рекомендуется проводить испытания по определению кривой усталости на образцах с соответствующим дефектом.

#### Благодарности

Работа выполнена в рамках соглашения № 22106В от 28.02.2022 г. по гранту «Приоритет-2030».

#### Библиографический список

- 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.
- ГОСТ 25.502-1979. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Метод испытаний на усталость. Введ. 1981–01–01. Москва: Стандартинформ, 2005. 10 с.
- Саушкин М. Н., Сазанов В. П., Вакулюк В. С. Метод определения предела выносливости цилиндрических образцов из конструкционных сталей по остаточным напряжениям «образца-свидетеля» // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2014. № 4. С 178–196. DOI: 10.15593/perm.mech/2014.4.07.
- Сазанов В. П., Вакулюк В. С., Шадрин В. К. [и др.]. Оценка влияния поверхностного упрочнения на предел вы-

носливости образцов из стали 40Х по остаточным напряжениям образца-свидетеля // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королёва (Национального исследовательского университета). 2014. № 5-4 (47). С 29–36.

5. Радченко В. П., Афанасьева О. С. Методика расчёта предела выносливости упрочнённых цилиндрических образцов с концентраторами напряжений при температурных выдержках в условиях ползучести // Вестник Самарского государственного технического университета. Сер. Физико-математические науки. 2009. Вып. 2 (19). С 264–268.

6. Неменко А. В., Никитин М. М. Прогнозная оценка выносливости конструкционных материалов при циклическом нагружении // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2015. № 5 (313). С 11–23.

7. Справочник инженера. URL: <https://inzheners-info.ru/razdely/materialy/deformiruemye-alyuminievye-splavy/splavy-alyuminiya-s-magniem-magnalin-svarivaemye/splav-alyuminievuj-amg6-s-magniem-magnalij-svarivaemyj.html> (дата обращения: 20.05.2022).

8. 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.

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

10. Сысоева В. В. Расчеты коэффициентов интенсивности напряжений для типовых авиационных конструкций с трещинами // Труды МАИ. 2011. № 45. С 60.

**ЛЕСНЯК Иван Юрьевич**, кандидат технических наук, и. о. заведующего, доцент кафедры «Машиноведение» Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск.

SPIN-код: 6114-0646

ResearcherID: E-6397-2014

ORCID: 0000-0002-9481-5985.

Адрес для переписки: [lesnyak.ivan@gmail.com](mailto:lesnyak.ivan@gmail.com)

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

SPIN-код: 2094-1470

AuthorID (РИНЦ): 864068

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

Адрес для переписки: [serg11-1999@mail.ru](mailto:serg11-1999@mail.ru)

#### Для цитирования

Лесняк И. Ю., Соколовский З. Н., Гавриленко С. В. Исследование выносливости сплава АМг6 при циклическом объемном температурном деформировании // Омский научный вестник. 2022. № 4 (184). С. 30–35. DOI: 10.25206/1813-8225-2022-184-30-35.

Статья поступила в редакцию 22.08.2022 г.

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