

УДК 620.178.3, 629.735, 62-19 DOI: 10.32326/1814-9146-2023-85-4-510-521

РАСЧЕТ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ПРИ НЕРЕГУЛЯРНОМ НАГРУЖЕНИИ МЕТОДОМ СНИЖЕНИЯ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ*

© 2023 г.

**Агамиров Л.В.^{1,2}, Вестяк В.А.¹,
Агамиров В.Л.^{1,2}, Петров А.Н.³**

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

²Московский технический университет связи и информатики, Москва, Российская Федерация

³Национальный исследовательский Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, Нижний Новгород, Российская Федерация

kaf311@yandex.ru

Поступила в редакцию 30.09.2023

Расчет ресурса деталей, работающих в области многоциклового усталости, как правило, базируется на линейной гипотезе накопления повреждений, которая является результатом многолетнего опыта оценки ресурса машин и конструкций при действии переменных во времени нагрузок. В то же время линейная гипотеза предполагает неизменными в процессе расчета характеристики сопротивления усталости материалов и поэтому не в полной мере отражает физические процессы накопления повреждений. В связи с этим разработка новых подходов к расчету усталостной долговечности при эксплуатационных нагрузках является актуальной задачей.

Исследуется модель непрерывного снижения предела выносливости – основной характеристики сопротивления усталостному разрушению при действии циклической нагрузки. Эта модель позволяет сформулировать и аналитически обосновать закономерности снижения статических и циклических свойств по мере наработки, на основе которых предлагается модель расчета ресурса при нерегулярном (схематизированном блочном) нагружении путем итерационного последовательного расчета текущего значения предела выносливости и определения остаточной долговечности от действия повреждающей амплитуды.

Итерационный процесс предусматривает оценку долговечности, определяемой по соответствующей вторичной кривой усталости, то есть предполагается, что на каждом шаге итерации происходит непрерывное снижение характеристики усталостных и статических свойств.

Для экспериментальной проверки методики привлекались результаты усталостных испытаний сплавов АВТ-1, Д16, а также натуральных элементов лонжерона лопасти несущего винта вертолета из сплава АВ при регулярном и

* Выполнено при финансовой поддержке государственного задания Минобрнауки РФ (проект N FSWR-2023-0036).

программном режиме нагружения, которые показали удовлетворительное соответствие опытных и расчетных значений характеристик сопротивления усталостному разрушению.

Ключевые слова: многоцикловая усталость, накопление повреждений, циклическое деформирование, авиационные материалы, энергетическая модель, предел выносливости, усталостные испытания, нерегулярное нагружение.

Непрерывное увеличение динамических и тепловых нагрузок, действующих на машины и конструкции, требует дальнейшего совершенствования расчетных методов оценки надежности и ресурса при действии эксплуатационных нагрузок. Наиболее распространенная для этих целей гипотеза линейного накопления повреждений не учитывает изменения характеристик сопротивления усталостному разрушению по мере выработки ресурса конструкции. В публикациях [1–3] приведены анализ накопления повреждений и методы расчета на основе линейной и скорректированной линейной гипотезы. Высокой оценки заслуживает разработанная проф. В.П. Когаевым [2, 3] применительно к сталям и сплавам статистическая теория подобия усталостного разрушения, позволяющая детально учесть концентрацию напряжений, масштабный фактор, градиент напряжений и другие важные факторы при действии регулярных переменных напряжений. Для легких сплавов теория подобия рассматривалась в статьях [4, 5]. Эти исследования могут служить основой для обоснования базовой кривой усталости натуральных деталей по результатам испытаний лабораторных образцов различного типоразмера, так или иначе необходимой для расчета ресурса при нерегулярном нагружении. Тестовый пример расчета на основе скорректированной линейной гипотезы и теории подобия с открытым кодом на языке Javascript размещен по ссылке <http://inteh.byethost12.com/Resurs/fatigue.html>. Закономерности схематизации переменной нагруженности и накопления повреждений рассматривались применительно к деталям машин [2, 6], конструкциям самолетов [7, 8], авиационных двигателей [9–11] и барабанов авиаколес [12]. Физические модели положены в основу ряда энергетических и кинетических моделей накопления повреждений [13–18]. В статье [14] предложена модель снижения характеристик статической и циклической прочности после предварительного циклического нагружения, основанная на энергетическом методе неупругого рассеяния энергии [13] (соответствующие материалы доступны по ссылке <http://inteh.byethost12.com/Resurs/stat.html>).

Модель позволяет определить текущее значение долговечности N_x образца, предварительно поврежденного числом циклов n_0 на уровне σ_0 , при последующем испытании его на уровне амплитуды напряжений σ_a :

$$N_x(\sigma_a) = \left\{ \left(\frac{\sigma_a}{\sigma_0} \right)^{\theta_x - \theta} [N(\sigma_a)]^{1 - b \lg \sigma_a / s_b} \left[1 - \frac{n_0}{N(\sigma_a)} \right]^{1 - b \lg \sigma_0 / s_{bx}} N(\sigma_a)^{b \lg s_{bx} / s_x} \right\}^{1 / (1 - b \lg \sigma_a / s_{bx})}, \quad (1)$$

где s_b – истинное временное сопротивление; θ , b – параметры материала, характеризующие интенсивность увеличения рассеяния энергии с изменением σ_a ; $N(\sigma_a)$, $N(\sigma_0)$ – долговечности, определяемые по кривой усталости для соответствующих амплитуд напряжений. Снижение статических свойств определяется выражением [19]:

$$s_{bx} = s_b \left\{ 1 - \left[1 - \frac{\sigma_0}{s_b} \right]^{(m_0+1)/m_0} \frac{n_0}{N(\sigma_0)} \right\}^{m_0/(m_0+1)}, \quad (2)$$

где m_0 – коэффициент деформационного упрочнения.

Приведенная методика позволяет производить вычисление остаточной долговечности при нерегулярном нагружении в соответствии с алгоритмом, представленным блок-схемой на рис. 1.

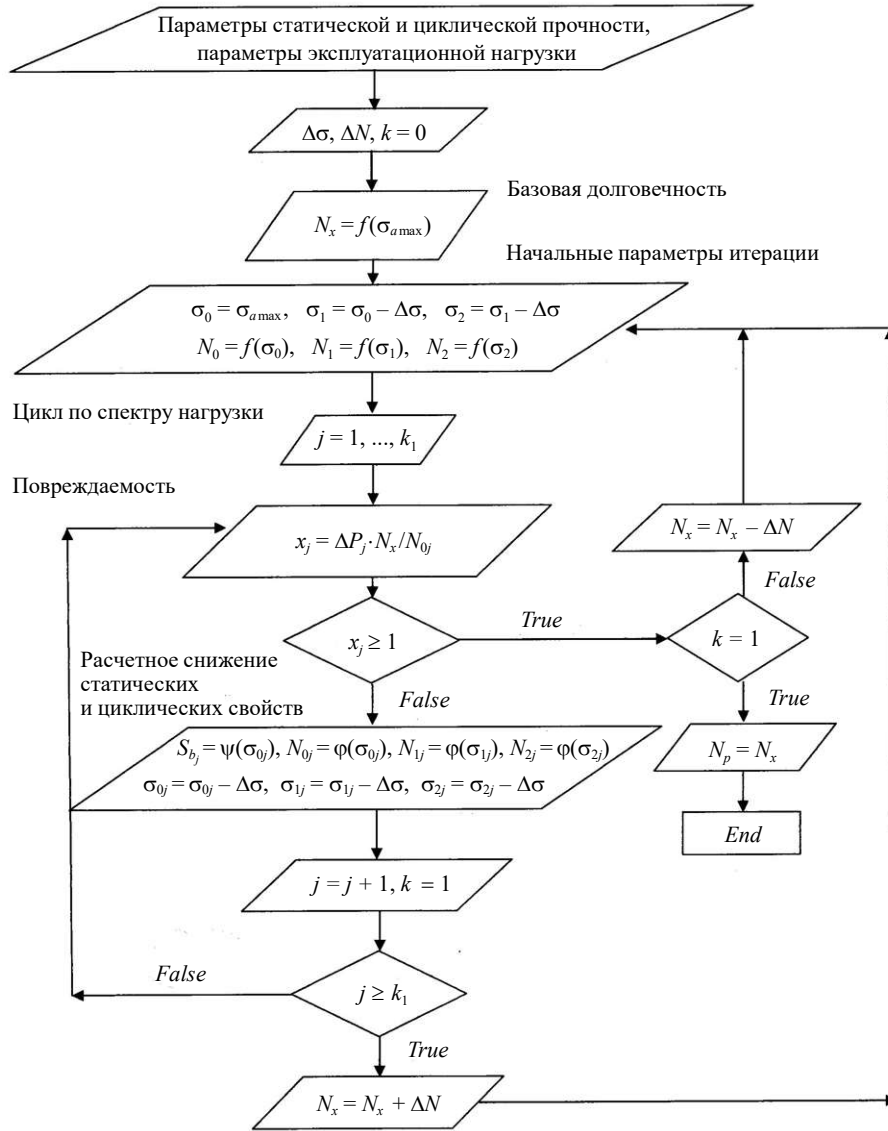


Рис. 1. Блок-схема алгоритма расчета долговечности при блочном нагружении методом снижения статических и циклических свойств

Начальные долговечности $N_0 = f(\sigma_a)$, N_1 , N_2 , ... определяются по базовой кривой усталости при регулярном нагружении. Форма кривой усталости может быть произ-

вольной, например, в настоящей статье применялось соотношение, надежно обоснованное для легких сплавов [21]:

$$\sigma_a = \sigma_{-1} + A \lg N^{-\alpha}, \quad (3)$$

где σ_{-1} , A , α – параметры кривой усталости, определяемые по результатам усталостных испытаний

Число циклов n_j действия повреждающей амплитуды σ_{0j} за срок службы определяется по формуле: $n_j = \Delta P_j N_x$, где N_x – расчетная долговечность при нерегулярном нагружении, ΔP_j – вероятность попадания амплитуды $\sigma_{0j} = \sigma_0 - \Delta\sigma_j$ в заданный интервал. Расчетная долговечность N_x на первом шаге итерации равна начальной долговечности $N_0 = f(\sigma_{amax})$, где σ_{amax} – максимальное напряжение в блоке нагружения. Циклическое нагружение амплитудой σ_{0j} приводит к снижению статических и циклических свойств в соответствии с (1), (2).

На каждом шаге итерационного процесса (k_1 – число интервалов разбиения спектра нагрузки) оцениваются остаточные долговечности от действия повреждающей амплитуды σ_{0j} при последующем испытании на нескольких (не менее двух) более низких уровнях $N_{0j} = \varphi(\sigma_{0j})$, N_{1j} , N_{2j} , ... по формуле (1). Изменение статических параметров $S_{bj} = \psi(\sigma_{0j})$ определяется формулой (2). Таким образом, формируется участок вторичной кривой усталости, соответствующий наработке от повреждающей амплитуды σ_{0j} . На следующем шаге определяется участок вторичной кривой усталости, необходимый для последующей итерации. При этом в расчет закладываются долговечности, определяемые по соответствующей вторичной кривой усталости, то есть предполагается, что на каждом шаге мы имеем дело с материалом, характеристики усталостных и статических свойств которого ниже предыдущих.

Итерационный процесс продолжается, пока повреждаемость $x_j = \Delta P N_x / N_{0j}$ не превысит единицу. На каждом шаге проверяется условие разрушения от снижения временного сопротивления $S_{bj} = \psi(\sigma_{0j}) < \sigma_{amax} - \Delta\sigma_j$. Если указанные условия разрушения не выполняются внутри цикла по нагрузке, итерационный процесс повторяется с начала с измененным на шаг ΔN значением расчетной долговечности N_x . Квантиль долговечности при нерегулярном нагружении уровня P определяется аналогично, но в расчет закладываются параметры квантильной кривой усталости образцов или деталей при регулярном нагружении.

Программа расчета доступна по ссылке <http://inteh.byethost12.com/Resurs/fatigue.html>.

Величина ΔP_j определяется анализом повторяемости эксплуатационной нагруженности. Для деталей машин [20] предлагаются четыре типовых режима нагружения.

1. Тяжелый режим, для которого накопленная вероятность значений амплитуд описывается бета-распределением.

2. Средний равновероятный режим, для которого накопленная вероятность значений амплитуд описывается интегральной функцией равновероятностного распределения.

3. Средний нормальный режим, для которого накопленная вероятность амплитуд описывается интегральной функцией нормального распределения.

4. Легкий режим, для которого накопленная вероятность амплитуд описывается интегральной функцией гамма-распределения.

Для характеристики нагруженности авиационных конструкций часто используют

экспоненциальный спектр, описывающий распределение нагрузок от воздушных порывов.

На рис. 2 приведены в относительных координатах программные блоки, построенные исходя из спектров нагруженности лонжеронов несущих винтов вертолетов. Программный блок 1 близок к тяжелому режиму, описываемому интегральной функцией бета-распределения. Программный блок 2 близок к среднему нормальному режиму, описываемому интегральной функцией нормального распределения. Программные блоки 3 и 4 в настоящей статье не анализировались. Напряжения, действующие в элементах конструкций в рабочих условиях, оказываются во многих случаях относительно низкими, соответствующими высоким долговечностям. Это не позволяет проводить усталостные испытания на эксплуатационных уровнях напряжений в связи с большой трудоемкостью. Поэтому широко используют форсированные программные испытания. При этом партии образцов или деталей подвергают испытаниям по программным режимам нескольких уровней, причем переход от одного уровня к другому осуществляется путем подобного преобразования с сохранением формы блока.

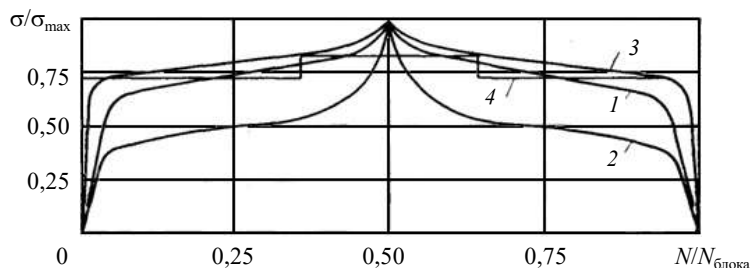


Рис. 2. Программные блоки циклического нагружения в относительных координатах

На рис. 2 приняты следующие обозначения: σ_{\max} — максимальная амплитуда напряжений в программном блоке; $N_{\text{блока}}$ — число циклов в блоке; σ , N — текущие значения амплитуды напряжений и числа циклов в программном блоке нагружения.

По результатам таких испытаний строят кривые усталости (вторичные) в координатах максимальное напряжение программного блока N — число циклов до разрушения, которые позволяют оценить уровень предельной нагруженности на данной базе, а также путем экстраполяции произвести оценку долговечности на рабочих режимах.

Для оценки сопротивления усталости материала в условиях нестационарного нагружения и получения соответствующих расчетных характеристик в МАТИ им. К.Э. Циолковского под руководством проф. М.Н. Степнова проводились массовые испытания на усталость при программном и случайном нагружении [20]. Испытаниям подвергались образцы сплава АВТ-1 и Д16 диаметром 8 мм при изгибе с вращением в условиях, когда в программных блоках (блок 1) задавалось различное число циклов и, соответственно, для разрушения необходимо было различное количество блоков. В каждом варианте испытывали от 16 до 40 образцов, что позволило оценить долговечность с учетом вероятности разрушения. Испытания проводились на машинах МУИ-6000 и У-107 с использованием программного устройства бесступенчатого нагружения при изгибе с вращением и плоском изгибе. Программы изменения амплитуд напряжений строились исходя из спектров нагруженности лонжеронов лопасти несущих винтов вертолетов из сплава АВ.

Образцы из сплава АВТ-1 вырезались из прессованных полос одной плавки. Помимо лабораторных образцов испытывались натурные элементы лонжеронов несущего винта вертолета. Испытания планировались таким образом, чтобы оценить влияние типа спектра, асимметрии цикла, масштабного фактора, состояния поверхности и других факторов на сопротивление усталости. С этой целью на каждом уровне амплитуд напряжений испытывалось не менее 15–20 образцов.

С целью аналитического расчета долговечности до разрушения при программном нагружении в настоящей статье спектр нагруженности аппроксимировался полиномом

$$P_i = \sum_{j=1}^k b_j \sigma_{0j}^{j-1}, \quad (4)$$

где $k-1$ – степень полинома, b_j – коэффициенты полинома.

Значения коэффициентов полинома 7-й степени для трех амплитуд представлены в таблице 1.

Таблица 1

$P_i \backslash b_j$	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	b_7	b_8
185 МПа	-140,686	107,94034	34,600085	5,9137042	-0,582	0,0331	-0,001	$1 \cdot 10^{-05}$
165 МПа	-140,684	121,02299	-43,495954	8,3352561	-0,92	0,0587	-0,002	$2,8498 \cdot 10^{-05}$
145 МПа	-140,685	137,71623	-56,32252	12,281973	-1,543	0,112	-0,004	$7,0408 \cdot 10^{-05}$

Для проверки разработанной методики производилась статистическая обработка результатов усталостных испытаний образцов и конструктивных элементов при регулярном и программном режимах нагружения и сопоставление кривых усталости при нерегулярном нагружении, полученных расчетным и опытным путем. Параметры исходных кривых усталости и их статистические характеристики получены в соответствии с методикой построения квантильных кривых усталости, описанной в [21].

Результаты статистической обработки регулярных и программных испытаний представлены в таблице 2 для всех испытанных образцов и элемента лонжерона ($\lg N_s$ – эксперимент, $\lg N_p$ – расчет). В таблице представлены значения амплитуд напряжений σ_a при испытаниях, соответствующие им выборочные значения логарифмов долговечностей $\lg N$ и средние квадратические отклонения $s_{\lg N}$ логарифмов долговечностей как при регулярном, так и при нерегулярном нагружениях.

Таблица 2

№	Сплав	Вид нагружения	Параметр	Значение параметра				
				5	6	7	8	9
1	АВТ-1	Регулярное, $D = 40$ мм, изгиб с вращением	σ_a	170	150	130	–	–
$\lg N$			5,929	6,353	6,796	–	–	
$s_{\lg N}$			0,113	0,148	0,175	–	–	
2	АВТ-1	Программное, $D = 40$ мм, изгиб с вращением	σ_a	205	185	165	–	–
$\lg N_s$			6,030	6,304	6,693	–	–	
$\lg N_p$			6,053	6,366	6,733	–	–	
			$s_{\lg N}$	0,114	0,142	0,232	–	–

Таблица 2 (продолжение)

1	2	3	4	5	6	7	8	9
3	АВТ-1	Регулярное, $D = 8$ мм, изгиб с вращением	σ_a	190	170	150	–	–
			$\lg N$	5,867	6,144	6,581	–	–
			$s_{\lg N}$	0,182	0,281	0,324	–	–
4	АВТ-1	Программное, $D = 8$ мм, спектр №3, $n = 106$	σ_a	205	185	165	–	–
			$\lg N_3$	5,916	6,264	6,502	–	–
			$\lg N_p$	5,873	6,245	6,600	–	–
5	ВТ-1	Программное, $D = 8$ мм, спектр №3, $n = 56$	σ_a	205	185	165	–	–
			$\lg N_3$	6,309	6,517	6,953	–	–
			$\lg N_p$	6,279	6,613	7,005	–	–
6	АВТ-1	Регулярное, $D = 8$ мм, плоский изгиб, $n = 45$	σ_a	220	200	180	160	–
			$\lg N$	5,476	5,766	6,085	6,487	–
			$s_{\lg N}$	0,216	0,229	0,283	0,328	–
7	АВТ-1	Регулярное, $D = 8$ мм, $\sigma_m = 50$ МПа, $n = 46$	σ_a	220	200	180	160	150
			$\lg N$	5,449	5,696	6,084	6,445	6,810
			$s_{\lg N}$	0,269	0,284	0,349	0,354	0,280
8	АВТ-1	Регулярное, $D = 8$ мм, $\sigma_m = 100$ МПа, $n = 50$	σ_a	220	200	180	160	140
			$\lg N$	5,095	5,487	5,874	6,229	6,990
			$s_{\lg N}$	0,222	0,287	0,364	0,408	0,520
9	АВТ-1	Программное, $D = 8$ мм, спектр №3, плоский изгиб, $n = 25$	σ_a	250	225	205	185	–
			$\lg N_3$	5,784	6,174	6,415	6,885	–
			$\lg N_p$	5,771	6,088	6,382	6,722	–
10	АВТ-1	Программное, $D = 8$ мм, спектр №3, $\sigma_m = 50$ МПа, $n = 18$	σ_a	250	225	205	–	–
			$\lg N_3$	5,635	6,046	6,467	–	–
			$\lg N_p$	5,715	5,989	6,273	–	–
11	АВТ-1	Программное, $D = 8$ мм, спектр №3, $\sigma_m = 100$ МПа, $n = 25$	σ_a	225	205	185	–	–
			$\lg N_3$	5,928	6,261	6,789	–	–
			$\lg N_p$	5,781	6,130	6,642	–	–
12	АВ	Регулярное, элемент лонжерона, $n = 23$	σ_a	170	150	130	110	–
			$\lg N$	5,432	5,794	6,389	7,134	–
			$s_{\lg N}$	0,216	0,181	0,267	0,297	–
13	АВ	Программное, элемент лонжерона, спектр №1, $n = 13$	σ_a	185	165	145	–	–
			$\lg N_3$	5,804	6,266	6,735	–	–
			$\lg N_p$	5,840	6,270	6,695	–	–
14	Д16	Регулярное $d = 8$ мм, изгиб с вращением, $n = 60$	σ_a	260	240	220	195	–
			$\lg N_3$	5,254	5,551	5,922	6,444	–
			$s_{\lg N}$	0,200	0,220	0,252	0,280	–

Таблица 2 (окончание)

1	2	3	4	5	6	7	8	9
15	Д16	Программное, $D = 8$ мм, спектр №3, $n = 106$	σ_a	300	280	250	230	–
			$\lg N_s$	5,903	6,235	6,640	6,753	–
			$\lg N_s$	5,788	6,209	6,513	6,750	–
			$s_{\lg N}$	0,257	0,282	0,353	0,242	–

В таблице 2 приведены расчетные $\lg N_p$ и экспериментальные $\lg N_s$ значения логарифмов долговечностей при программном нагружении в соответствии с описанной выше методикой. Истинное временное сопротивление s_b и истинная пластичность e_p для сплава АВТ-1 составляли 740 МПа и 0,35 соответственно.

Как видно из таблицы 2, расхождения в значениях расчетных и опытных оценок логарифмов долговечностей до разрушения при нерегулярном нагружении для образцов различного размера из сплава АВТ-1 при разных уровнях средних напряжений σ_m не превышают 3%. Для сплава Д16 это отличие составляет в среднем около 2%. Расчетные и опытные значения оценок средних логарифмов долговечностей для элемента лонжерона несущего винта вертолета из сплава АВ отличаются не более чем на 1%. Хорошее соответствие расчетных и экспериментальных значений свидетельствует о возможности использования метода снижения статических и усталостных свойств в процессе циклического деформирования для оценки долговечности при нерегулярном нагружении.

Для оценки квантильных значений ресурса в качестве параметров базовой кривой усталости принимались параметры квантильной кривой усталости элемента лонжерона заданной вероятности, определенные при регулярных испытаниях. Аналогично доверительные границы функции распределения с доверительной вероятностью $\beta = 0,95$ построены путем использования в качестве параметров базовой кривой усталости, начиная с которой происходит итерационный процесс снижения предела выносливости, аналитического выражения для верхней или нижней доверительной границы соответствующей квантильной кривой усталости заданной вероятности. Результаты расчета непараметрической функции распределения ресурса приведены в таблице 3 в диапазоне вероятностей 0,01–0,99 для максимальных амплитуд 185, 165 и 145 МПа, соответствующих заданным экспериментальным значениям максимальных амплитуд при программных испытаниях. Там же приведены верхние ($\lg N_{pup}$) и нижние ($\lg N_{plow}$) 95% и 97,5% доверительные границы для квантилей долговечностей ($\lg N_p$) до разрушения при нерегулярных испытаниях.

Таблица 3

σ_{amax} , МПа	P	0,01	0,05	0,10	0,30	0,50	0,70	0,90	0,95	0,99
185	$\lg N_p$	5,4609	5,5935	5,6484	5,8740	5,8405	5,9651	6,2331	6,3043	6,4414
	$\lg N_{pup}$	5,7119	5,7258	5,7762	6,0063	5,9633	6,1072	6,3227	6,4255	6,6275
	$\lg N_{plow}$	5,3717	5,4351	5,5014	5,7394	5,7153	5,9265	6,0564	6,1013	6,2755
163	$\lg N_p$	5,8519	5,8927	5,9532	6,3008	6,2701	6,4074	6,5931	6,6721	6,9252
	$\lg N_{pup}$	6,0140	6,0289	6,0805	6,4189	6,3792	6,5282	6,7512	6,8519	7,0540
	$\lg N_{plow}$	5,6824	5,7523	5,8248	6,1907	6,1673	6,2974	6,4511	6,6030	6,6952
145	$\lg N_p$	6,3262	6,3776	6,4455	6,7217	6,6945	6,9484	7,1577	7,2469	7,4210
	$\lg N_{pup}$	6,5123	6,5278	6,5808	6,9315	6,8957	7,0543	7,2924	7,3948	7,7050
	$\lg N_{plow}$	6,0585	6,1416	6,3239	6,6254	6,6044	6,7548	7,0330	7,0938	7,2090

Выводы

1. Разработан алгоритм расчета снижения характеристик статических и усталостных свойств материалов в процессе циклического деформирования, позволяющий производить оценку долговечности при нерегулярном нагружении.

2. Алгоритм представляет собой итерационный последовательный расчет текущего значения предела выносливости и определения остаточной долговечности от действия повреждающей амплитуды. На каждом шаге итерации определяется участок вторичной кривой усталости, необходимый для последующей итерации, то есть предполагается, что на каждом шаге мы имеем дело с материалом, характеристики усталостных и статических свойств которого изменяются.

3. Экспериментальная проверка методики по результатам усталостных испытаний образцов и конструктивных элементов при регулярном и программном режимах нагружения показала, что расхождения в значениях расчетных и опытных оценок логарифмов долговечностей до разрушения при нерегулярном нагружении для образцов из сплавов АВТ-1 и Д16 и натурального элемента винта вертолета из сплава АВ при разных уровнях средних напряжений не превышает 1–3%.

4. Разработанная методика построения функции распределения ресурса элементов конструкций и ее доверительная оценка на основе разработанного алгоритма снижения статических и усталостных свойств в процессе циклического деформирования при нерегулярном нагружении может быть рекомендована для практического использования

Список литературы

1. Серенсен С.В. *Избранные труды*. В 3 т. Т. 2. *Усталость материалов и элементов конструкций*. Киев: Наукова думка, 1985. 256 с.
2. Когаев В.П. *Расчет деталей машин на прочность при многоцикловом нагружении*. М.: Машиностроение, 1985. 64 с.
3. Когаев В.П. Зависимость параметров уравнения подобия усталостного разрушения от числа циклов для легированных сталей. *Проблемы машиностроения и автоматизации*. 1988. №22. С. 72–87.
4. Agamirov L.V. Analytic substantiation of the fatigue curve of a structural element on the basis of the fatigue damage similarity criterion. *Russian Engineering Research*. 2000. Vol. 20. No 11. P. 16–22.
5. Агамиров Л.В., Вестяк В.А. Статистическое оценивание сопротивления усталости деталей на базе теории подобия усталостного разрушения. *Изв. РАН. МТТ*. 2020. №3. С. 143–152. DOI: 10.31857/S0572329920030022.
6. Гусев А.С. *Сопротивление усталости и живучесть конструкций при случайных нагрузках*. М.: Машиностроение, 1989. 248 с.
7. Воробьев А.З., Олькин Б.И., Стебнев В.Н., Родченко Т.С. *Сопротивление усталости элементов конструкций*. М.: Машиностроение, 1990. 240 с.
8. Фомичев П.А., Клепцов В.И. Обоснование долговечности конструкции транспортного самолета при многоцелевом применении по результатам ресурсных и летных испытаний. *Вестник СГАУ*. 2013. №2. С. 46–52.
9. Петухов А.Н. *Сопротивление усталости деталей ГТД*. М.: Машиностроение, 1993. 240 с.
10. *Временное положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих изделий*. М.: ЦИИМ им. П.И. Баранова, 2006. 80 с.
11. Кутырев В.В. Оценка циклической долговечности дисков авиационных двигателей с учетом влияния технологических факторов. *Конверсия в машиностроении*. 2008. №2. С. 24–28.

12. Agamirov L.V., Kramarenko E.I., Lisin A.N., Mozalev V.V. Influence of various factors on the fatigue of airplane wheels. *Russian Engineering Research*. 2010. Vol. 30. No 11. P. 1095–1102. DOI: 10.3103/S1068798X10110067.
13. Трощенко В.Т. *Деформирование и разрушение металлов при многоцикловом нагружении*. Киев: Наукова думка, 1981. 343 с.
14. Агамиров Л.В., Сташків М.С., Шевченко И.В. Энергетическая модель снижения предела выносливости авиационных материалов в результате предварительного циклического нагружения. *Авиационная промышленность*. 2019. №3-4. С. 67–73.
15. Ahmadzadeh G.R., Varvani-Farahani A. Energy-based damage descriptions to assess fatigue life of steel samples undergoing various multiaxial loading spectra. *International Journal of Damage Mechanics*. 2017. Vol. 28. Iss. 1. P. 35–51. <https://doi.org/10.1177/1056789517741531>.
16. Welsch M., Mentis D., Howells M. Long-term energy systems planning. In: *Renewable Energy Integration: Accounting for Short-Term Variability and Flexibility*. Elsevier, 2014. P. 215–225. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-407910-6.00017-X>.
17. Petinov S., Guchinsky R. Criteria for fatigue failure of materials: Application in fatigue assessment of structures. *Advanced Engineering Forum*. 2018. Vol. 26. P. 1–8. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AEF.26.1.
18. Schijve J. *Fatigue of Structures and Materials*. Amsterdam: Springer, 2009. 621 p.
19. Степнов М.Н., Трушкин М.А. Вторичные кривые усталости деформируемых алюминиевых сплавов. В сб.: *Усталостная прочность и долговечность авиационных конструкций*. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1974. С. 4–14.
20. Степнов М.Н., Гиацинтов Е.В. *Усталость легких конструкционных сплавов*. М.: Машиностроение, 1973. 317 с.
21. Агамиров Л.В., Вестяк В.А. *Вероятностные методы расчета показателей надежности авиационных конструкций при переменных нагрузках*. М.: Изд-во МАИ, 2022. 253 с.

References

1. Serensen S.V. *Izbrannye trudy*. V 3 t. T. 2. *Uсталost materialov i elementov konstruksiy* [Selected Works. In 3 Vols. Vol. 2. *Fatigue of Materials and Structural Elements*]. Kiev. Naukova dumka Publ. 1985. 256 p. (In Russian)
2. Kogaev V.P. *Raschet detaley mashin na prochnost pri mnogotsiklovom nagruzhenii* [Calculation of Machine Parts for Strength under High-Cycle Loading]. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1985. 64 p. (In Russian).
3. Kogaev V.P. Zavisimost parametrov uravneniya podobiya ustalostnogo razrusheniya ot chisla tsiklov dlya legirovannykh staley [Dependence of the parameters of the fatigue fracture similarity equation on the number of cycles for alloy steels]. *Problemy mashinostroeniya i avtomatizatsii* [Problems of Mechanical Engineering and Automation]. 1988. No 22. P. 72–87 (In Russian).
4. Agamirov L.V. Analytic substantiation of the fatigue curve of a structural element on the basis of the fatigue damage similarity criterion. *Russian Engineering Research*. 2000. Vol. 20. No 11. P. 16–22.
5. Agamirov L.V., Vestyak V.A. Statistical estimation of fatigue resistance for parts using the theory of fatigue failure similarity. *Mechanics of Solids*. 2020. Vol. 55. No 3. P. 387–395. DOI: 10.3103/S0025654420030024.
6. Gusev A.S. *Soprotivlenie ustalosti i zhivuchest konstruksiy pri sluchaynykh nagruzkakh* [Fatigue Resistance and Survivability of Structures under Random Loads]. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1989. 248 p. (In Russian).
7. Vorobyev A.Z., Olkin B.I., Stebnev V.N., Rodchenko T.S. *Soprotivlenie ustalosti elementov konstruksiy* [Fatigue Resistance of Structural Elements]. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1990. 240 p. (In Russian).
8. Fomichev P.A., Kleptsov V.I. Obosnovanie dolgovechnosti konstruksii transportnogo samoleta pri mnogotselevom primenenii po rezultatam resursnykh i letnykh ispytaniy [Assuring the durability of transport aircraft structure in multipurpose use based on the results of endurance and flight tests]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2013. No 2. P. 46–52 (In Russian).

9. Petukhov A.N. *Soprotivlenie ustalosti detaley GTD [Fatigue Resistance of Gas Turbine Engine Parts]*. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1993. 240 p. (In Russian).
10. *Vremennoe polozhenie ob ustanovlenii i uvelichenii resursov i srokov sluzhby gazoturbinnykh dvigateley grazhdanskoy aviatsii, ikh agregatov i komplektuyushchikh izdeliy [Temporary Regulation on Establishing and Increasing the Resources and Service Life of Gas Turbine Engines for Civil Aviation, their Units and Components]*. Moscow. TsIAM n.a. P.I. Baranov Publ. 2006. 80 p. (In Russian).
11. Kuttyrev V.V. Otsenka tsiklicheskoj dolgovechnosti diskov aviatsionnykh dvigateley s uchetom vliyaniya tekhnologicheskikh faktorov [Estimation of cyclic durability of aircraft engine disks with account of technological factors effect]. *Konversiya v mashinostroenii*. 2008. No 2. P. 24–28 (In Russian).
12. Agamirov L.V., Kramarenko E.I., Lisin A.N., Mozalev V.V. Influence of various factors on the fatigue of airplane wheels. *Russian Engineering Research*. 2010. Vol. 30. No 11. P. 1095–1102. DOI: 10.3103/S1068798X10110067.
13. Troshchenko V.T. *Deformirovanie i razrushenie metallov pri mnogotsiklovom nagruzhenii [Deformation and Destruction of Metals under High-Cycle Loading]*. Kiev. Naukova dumka Publ. 1981. 343 p. (In Russian).
14. Agamirov L.V., Stashkiv M.S., Shevchenko I.V. Energeticheskaya model snizheniya predela vynoslivosti aviatsionnykh materialov v rezultate predvaritelnogo tsiklicheskogo nagruzheniya [Energy model of reducing the fatigue limit of aviation materials as a result of preliminary cyclic loading]. *Aviatsionnaya promyshlennost [Aviation Industry]*. 2019. No 3-4. P. 67–73 (In Russian).
15. Ahmadzadeh GR., Varvani-Farahani A. Energy-based damage descriptions to assess fatigue life of steel samples undergoing various multiaxial loading spectra. *Int. J. Damage Mech*. 2017. Vol. 28. Iss. 1. P. 35–51. <https://doi.org/10.1177/1056789517741531>.
16. Welsch M., Mentis D., Howells M. Long-term energy systems planning. In: *Renewable Energy Integration: Accounting for Short-Term Variability and Flexibility*. Elsevier. 2014. P. 215–225. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-407910-6.00017-X>.
17. Petinov S., Guchinsky R. Criteria for fatigue failure of materials: Application in fatigue assessment of structures. *Advanced Engineering Forum*. 2018. Vol. 26. P. 1–8. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AEF.26.1.
18. Schijve J. *Fatigue of Structures and Materials*. Amsterdam. Springer. 2009. 621 p.
19. Stepnov M.N., Trushkin M.A. Vtorichnye krivye ustalosti deformiruemykh alyuminievykh splavov [Secondary fatigue curves of deformed aluminum alloys]. V sbornike: *Ustalostnaya prochnost i dolgovechnost aviatsionnykh konstruksiy [In: Fatigue Strength and Durability of Aircraft Structures]*. Kuybyshev. Kuybyshevskiy aviatsionnyy institute Publ. 1974. P. 4–14 (In Russian).
20. Stepnov M.N., Giatsintov E.V. *Ustalost legkikh konstruksionnykh splavov [Fatigue of Light Structural Alloys]*. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1973. 317 p. (In Russian).
21. Agamirov L.V., Vestyak V.A. *Veroyatnostnye metody rascheta pokazateley nadezhnosti aviatsionnykh konstruksiy pri peremennykh nagruzkakh [Probabilistic Methods for Calculating Reliability Indicators of Aircraft Structures under Variable Loads]*. Moscow. MAI Publ. 2022. 253 p. (In Russian).

CALCULATION OF DURABILITY UNDER IRREGULAR LOADING USING THE METHOD OF REDUCING THE ENDURANCE LIMIT*

Agamirov L.V.^{1,2}, Vestyak V.A.¹, Agamirov V.L.¹, Petrov A.N.³

¹*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation*

²*Moscow Technical University of Communication and Informatics, Moscow, Russian Federation*

³*National Research Lobachevsky State University of Nizhny Novgorod,
Nizhny Novgorod, Russian Federation*

kaf311@yandex.ru

Received by the Editor 2023/09/30

Calculation of the service life of parts operating in the field of high-cycle fatigue is, as a rule, based on the linear hypothesis of damage accumulation, which is the result of many years of experience in assessing the service life of machines and structures under the action of time-varying loads. At the same time, the linear hypothesis assumes that the fatigue resistance characteristics of materials remain unchanged during the calculation process and therefore does not fully reflect the physical processes of damage accumulation. In this regard, the development of new approaches to calculating fatigue life under operational loads is an urgent task. This paper examines a model for the continuous reduction of the endurance limit: the main characteristic of resistance to fatigue failure under cyclic loading. This model makes it possible to formulate and analytically substantiate the patterns of decrease in static and cyclic properties with operating time, on the basis of which a model is proposed for calculating the resource under irregular (schematized block) loading by iteratively sequentially calculating the current value of the endurance limit and determining the residual durability from the action of the damaging amplitude.

The iterative process involves assessing the durability, determined from the corresponding secondary fatigue curve, that is, it is assumed that at each iteration step there is a continuous decrease in the characteristics of fatigue and static properties.

To experimentally test the methodology, we used the results of fatigue tests of AVT-1 and D16 alloys, as well as natural elements of a helicopter rotor blade spar made of AB alloy under regular and programmed loading conditions, which showed satisfactory agreement between the experimental and calculated values of the characteristics of resistance to fatigue failure.

Keywords: high-cycle fatigue, damage accumulation, cyclic deformation, aircraft materials, energy model, endurance limit, fatigue testing, irregular loading.

* Completed with financial support from the State Assignment of the Ministry of Education and Science of Russia (project No FSWR-2023-0036).