

Аппроксимация изменения демпфирующих характеристик в процессе циклических нагружений

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

Изменение демпфирующих характеристик материалов при циклическом нагружении было замечено давно Г.С. Писаренко, который отмечал: "Демпфирующие свойства материала не остаются постоянными при длительном воздействии циклических напряжений. Так, при амплитуде напряжений, превышающих предел выносливости, у сталей наблюдается быстрый и почти равномерный рост рассеяния энергии по мере увеличения числа циклов (рис.1). В зависимости от состояния материала тренировка напряжениями, равными пределу выносливости, может привести к первоначальному повышению или снижению рассеяния энергии при последующей его стабилизации (рис. 2)" [1, с. 29].

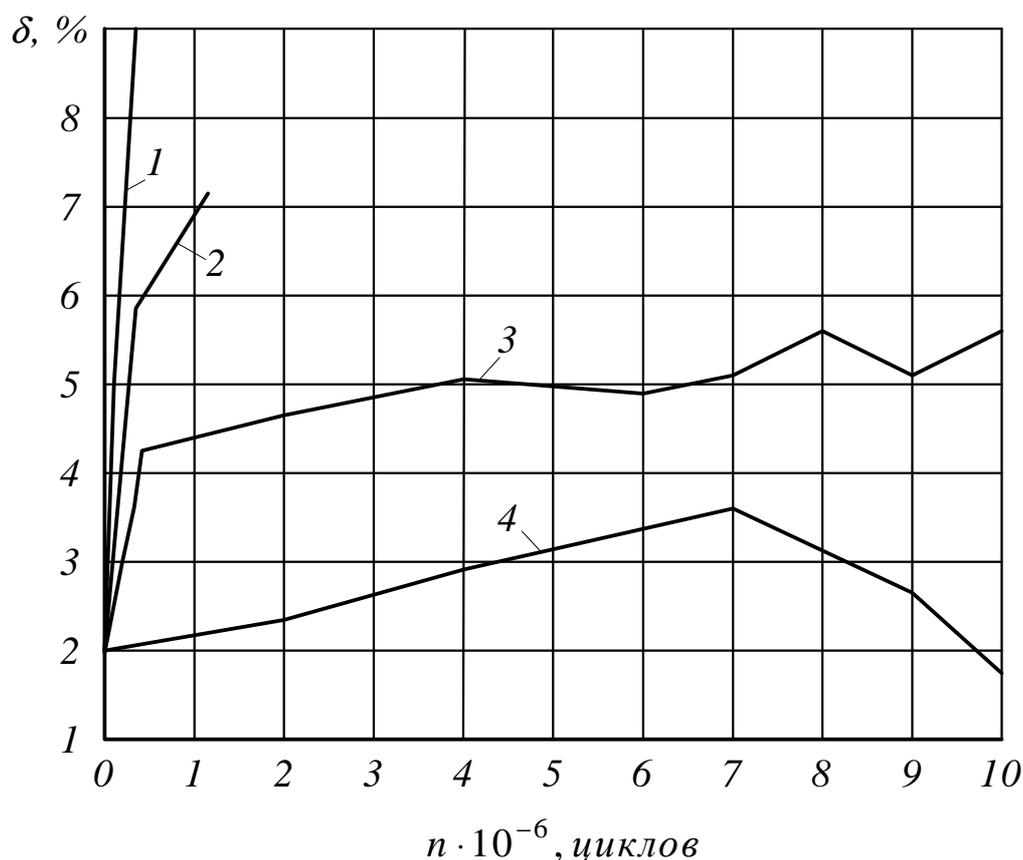


Рис. 1. Зависимость декремента колебаний для стали 15 от длительности нагружения (в циклах) при различных амплитудах напряжений:
 1 – $\sigma = 220$ МПа, 2 – $\sigma = 180$ МПа, 3 – $\sigma = 155$ МПа,
 4 – $\sigma = 130$ МПа ($\sigma_1 = 155$ МПа)

Несмотря на известность данного явления, часто на него не обращают внимания. Более того, некоторые специалисты утверждают, что такого не может быть, а полученные аналогичные результаты – просто ошибки при проведении измерений, так как они противоречат данным исследований петли гистерезиса при циклическом нагружении.

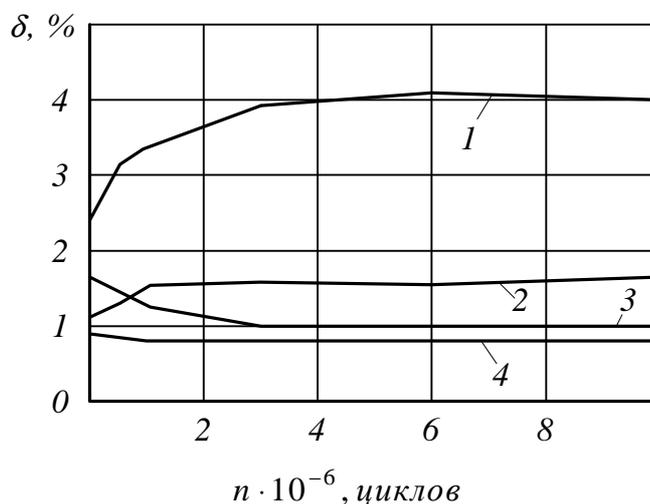


Рис. 2. Зависимость декремента колебаний изгиба образцов из стали 15 после различной термообработки от длительности тренировки при напряжениях, равных пределу выносливости:

1 – отжиг ($\sigma = 125$ МПа), 2 – отпуск при температуре 450°C ($\sigma = 160$ МПа), 3 – закалка ($\sigma = 250$ МПа), 4 – закалка ($\sigma = 125$ МПа)

При этом обращают внимание на то, что логарифмический декремент колебания (ЛДК) – δ при усталостном нагружении в конце испытаний всегда только увеличивается на 50...200%. Для различных материалов площадь петли гистерезиса S , т.е. величина поглощенной энергии, может быть постоянной, увеличиваться или уменьшаться. Изменение величины S достигает 10...30% от первоначальной величины. Никакого противоречия в этих характеристиках нет. Исследования петли гистерезиса проводят только на начальном этапе усталостного нагружения – в пределах нескольких сот циклов. На этом этапе нагружения δ , как показывают исследования, ведет себя аналогично, т. е. может быть постоянным, уменьшаться или расти на 5...10% [5]. Принципиальным отличием δ является то, что это параметр, описывающий материал, конструкцию в целом, глобально, в то время как S – параметр в основном локальный, так как измеряют деформацию в точке. Между величинами δ и S имеется связь [1,2].

Близкими по характеру являются исследования, проведенные в Новосибирске. Там изучали нагрев образцов при циклических нагрузках. При нагружении ниже предела выносливости температура образца стабилизируется, а при более высоком уровне нагрузки температура образца постепенно увеличивается. Исследователи это объясняют выделением энергии при трении в трещинах образца.

На основании данных [1], а также исследований, проведенных в Харьковском авиационном институте [2 – 4], можно утверждать, что рост δ обусловлен накоплением усталостных повреждений. При напряжениях меньше предела вынос-

ливости декремент практически не изменяется. Усталостное повреждение материала, конструкции выражается сначала в зарождении микротрещин, далее идет их рост. По мере роста трещин длина некоторых из них не меняется, а других продолжает увеличиваться. Постепенно выделяется главная - генеральная трещина, которая при своем дальнейшем росте приводит к разрушению образца или конструкции. Таким образом, увеличение ЛДК δ вызывается ростом трения в трещинах материала. Визуальное сравнение кривых роста трещин [5] и δ [2 – 4] в процессе усталостных испытаний показывает согласованность характера их изменения.

В начале испытаний трещины отсутствуют или имеется какое-то начальное значение длины микротрещины, с которой начинается ее увеличение. Затем происходит рост длины трещины – сначала медленно, а затем все быстрее. Здесь следует отметить, что в начале испытаний на протяжении 20... 40% долговечности декремент изменяется сравнительно мало – на $\pm(2...3\%)$ от начального значения. Это соответствует инкубационному развитию трещин. Декремент затухания непосредственно зависит от длины трещины. При увеличении ее длины увеличивается трение на ее внутренней поверхности и соответственно возрастает δ . В начале усталостных испытаний имеется какое-то начальное значение δ для неповрежденной конструкции, образца, затем δ растет вначале медленно, а затем во все убыстряющемся темпе. Начальное значение декремента соответствует внутреннему трению в материале без трещин, трению в опорах и в среде. В общем виде можно записать

$$\delta(n) = \delta_0 + \delta_{\text{тр}}(n) = \delta_0(1 + \delta_{\text{тр}}(n)/\delta_0) = \delta_0 \cdot f(n),$$

где $\delta(n)$ – функция δ от числа циклов нагружения n ; δ_0 – начальное значение $\delta(n)$ при $n=0$; $\delta_{\text{тр}}(n)$ – часть $\delta(n)$, зависящая от длины трещины; $f(n)$ – функция изменения декремента по n .

С физической стороны следует отметить, что скорость развития трещин все время увеличивается с ростом числа циклов нагружения. Это позволяет представить функцию $f(n)$ в общем виде:

$$f_1(n) = e^{b \times n + c \times n^2}$$

или

$$f_2(n) = 10^{b \times n + c \times n^2}.$$

Для оценки степени приближения этой функции использовали экспериментальные данные, полученные при проведении усталостных испытаний консоли крыла программными циклами. В процессе испытаний периодически измеряли декремент при различных начальных величинах нагрузки. Всего реализовано было пять различных начальных нагрузок при четырех величинах наработки в программных циклах. Кроме основных функций $f_1(n)$ и $f_2(n)$ анализировали их укороченные и упрощенные варианты:

$$f_3(n) = e^{b \times n},$$

$$f_4(n) = e^{c \times n^2},$$

$$f_5(n) = 10^{b \times n},$$

$$f_6(n) = 10^{c \times n^2}.$$

С помощью каждой из этих функций проводили аппроксимацию описанных выше экспериментальных данных и определяли среднее квадратичное отклонение по всем данным m_{cp} . Аппроксимацию проводили на ЭВМ с использованием программных средств MATCAD. Результаты исследований приведены в таблице.

Среднее квадратичное отклонение m_{cp} для различных функций

Функции	$f_1(n)$	$f_2(n)$	$f_3(n)$	$f_4(n)$	$f_5(n)$	$f_6(n)$
m_{cp}	0,00217	0,002004	0,00973	0,003932	0,00896	0,003298

Величину ЛДК определяли с абсолютной погрешностью $\pm 0,0002$ при средних значениях 0,115. Количество программных циклов округляли с погрешностью порядка ± 400 при среднем значении 25000 циклов. Это дает возможность оценить среднюю абсолютную погрешность в 0,0018, что в достаточной степени согласуется со средним квадратичным отклонением. На основании приведенных в таблице данных можно сделать вывод, что наилучшее приближение дает функция $f_2(n)$. В сокращенном варианте наилучшее представление обеспечивает функция $f_6(n)$.

Аналитическое представление $\delta(n)$ полезно для дальнейших исследований исчерпания ресурса конструкций в процессе эксплуатации.

Список литературы

1. Писаренко Г.С., Яковлев А.П., Матвеев В.В. Вибропоглощающие свойства конструкционных материалов. – К.: Наук. думка, 1971. – 374 с.
2. Буланов В.В., Кирпикин А.А., Мизонов В.А. Исследование физико-механических характеристик материалов конструкций // Прочность конструкций летательных аппаратов. Сб. науч. трудов ХАИ.- 1978.- Вып.5.- С. 126 – 130.
3. Буланов В.В., Кирпикин А.А. Методика прогнозирования остаточного ресурса элементов конструкции ЛА // Депонировано в ГосНИИ ГА 28.12.1988, №698–ГА88. – 26 с.
4. Буланов В.В., Кирпикин А.А., Сулова А.Г. Вопросы методики прогнозирования остаточного ресурса конструкции.// Прочность конструкций летательных аппаратов. Сб. науч. трудов ХАИ.- 1990.- Вып.11. - С. 62 – 67.
5. Херцберг Р.В. Деформация и механика разрушения конструкционных материалов. - М.: Metallurgy, 1989. – 575 с.