

УДК 629.735.33

В.И. КЛЕПЦОВ¹, С.В. ВАКУЛЕНКО²¹ ТАНТК им. Г.М. Бериева, г. Таганрог, Российская федерация² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ СХЕМАТИЗАЦИИ СЛУЧАЙНЫХ ПРОЦЕССОВ НА ОЦЕНКУ НАГРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА

Выполнена количественная оценка влияния параметров схематизации полетных записей перегрузки в центре тяжести самолета на результаты схематизации по методам экстремумов и полных циклов. Проведена обработка совокупности из записей перегрузки в 17 полетах самолета на пожаротушение. Даны рекомендации по выбору ширины класса и зависимости для учета асимметрии цикла перегрузки при использовании метода полных циклов. Установлено, что из-за значительного влияния ширины класса схематизации метод экстремумов, в отличие от метода полных циклов, не позволяет получить достоверную величину усталостного повреждения. Вместе с тем, максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля" практически не зависит от ширины класса.

Ключевые слова: метод полных циклов, метод экстремумов, ширина класса, асимметрия цикла.

Введение

Нагружение в эксплуатации самолета носит случайный характер. В процессе создания объектов авиационной техники крайне важным является вопрос учета реальных нагрузок, что особенно актуально при эксплуатации по нестандартным профилям полета (пожаротушение, перевозка нестандартных грузов и т.п.). Для экспериментального измерения нагрузок используют различные системы, наиболее распространенной из которых является штатная многоканальная система регистрации параметров полета (МСРП), записывающая, в числе прочего, вертикальную перегрузку в центре тяжести самолета n .

Для получения статистических данных о нагруженности самолета в виде интегральных повторяемостей повреждающих силовых факторов полетные записи перегрузок подвергают схематизации. При этом реальный процесс нагружения заменяют схематизированным, используя один из стандартных методов [1]. В авиационной отрасли наибольшее распространение получили метод экстремумов и метод полных циклов.

Метод экстремумов является однопараметрическим методом и позволяет получить последовательности максимумов и минимумов перегрузки. Интегральные повторяемости максимумов и минимумов приращений перегрузки могут быть найдены непосредственно по этим последовательностям экстремумов.

В отличие от метода экстремумов, метод полных циклов является двухпараметрическим методом и позволяет получить последовательность циклов,

характеризующихся средней перегрузкой и амплитудой перегрузки. Для удобства анализа нагруженности самолета результат работы метода полных циклов представляют в виде интегральной повторяемости одного параметра – эквивалентной амплитуды. Для вычисления эквивалентной амплитуды необходима зависимость, учитывающая асимметрию цикла перегрузки.

Стандарт [1] описывает алгоритмы методов схематизации, однако не содержит однозначных рекомендаций по следующим параметрам:

- методике учета асимметрии цикла перегрузки для материалов, отличных от сталей;
- ширине класса схематизации.

Целью данной работы является количественный и качественный анализ влияния этих параметров схематизации на параметры нагруженности самолета. В качестве количественных параметров, характеризующих нагруженность, рассмотрены:

1. Параметры H_0 и c интегральных повторяемостей максимумов приращений перегрузки и эквивалентных амплитуд, аппроксимированных функциями экспоненциального вида

$$H(\Delta n) = H_0 \cdot e^{-\frac{\Delta n}{c}}, \quad (1)$$

где Δn – повреждающий фактор (максимальное приращение или эквивалентная амплитуда перегрузки), для которого вычисляется интегральная повторяемость H ;

2. Относительное усталостное повреждение за 1 км полета.

3. Максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля" типового полета.

В качестве исходных данных использованы за-

писи вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета на конвейерах полетов на пожаротушение. Конвейер представляет собой совокупность этапов типового полета от снижения для забора воды и до полета к водоему для следующего забора включительно. То есть, проведенная обработка не охватывает наземные режимы, а также этапы от аэродрома до места тушения пожара и обратно. В связи с этим не рассмотрена минимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля", определяющаяся нагрузками при посадке. Выполнена обработка совокупности из 17 полетов. Частота записи перегрузки – 16 Гц, что превышает частоты, соответствующие нагружению самолета от порывов воздуха и от маневренных перегрузок.

1. Учет асимметрии цикла при схематизации по методу полных циклов

Для конструкций, изготовленных из сталей, стандарт [1] предписывает вычислять эквивалентную в смысле усталостного повреждения приведенную амплитуду $n_{пр}$ симметричного цикла перегрузки по формуле Гудмана

$$n_{пр} = n_a + \psi \cdot n_m, \quad (2)$$

где ψ – коэффициент чувствительности к асимметрии нагружения.

Ввиду того, что применение сталей в современных авиационных конструкциях ограничено, вопрос о выборе зависимости для учета асимметрии требует уточнения

Формула Гудмана с коэффициентом $\psi = 0,5$ [3] может быть применена и для алюминиевых сплавов. Однако эта формула завышает значения $n_{пр}$ в области малых амплитуд, которая важна для реального спектра перегрузок самолета.

Использование эквивалентной амплитуды симметричного цикла не является целесообразным, так как для самолета характерны циклы перегрузки со средним значением, близким к единице – величине перегрузки в горизонтальном установившемся полете. Введем эквивалентную амплитуду Δn_1 как амплитуду цикла, средняя перегрузка которого равна единице, а вносимое усталостное повреждение равно повреждению реального цикла со средней перегрузкой n_m и амплитудой n_a . При использовании формулы Гудмана это условие имеет вид:

$$n_{пр} = n_a + \psi \cdot n_m = \Delta n_1 + \psi \cdot 1,$$

откуда получим

$$\Delta n_1 = n_a + \psi \cdot (n_m - 1). \quad (3)$$

В авиационной отрасли для учета асимметрии цикла нагрузки широкое распространение получила

формула Одингга. Эта формула, по мнению авторов работы [3], является более физической для конструкций из алюминиевых сплавов, чем формула Гудмана. При использовании формулы Одингга имеем

$$n_0 = \sqrt{2 \cdot \Delta n_1 \cdot (1 + \Delta n_1)} = \sqrt{2 \cdot n_a \cdot (n_m + n_a)}, \quad (4)$$

где n_0 – максимальная перегрузка эквивалентного отнулевого цикла.

Выражая Δn_1 из уравнения (4), получим

$$\Delta n_1 = -\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + n_a \cdot (n_m + n_a)}. \quad (5)$$

Следует отметить, что зависимости (2) и (4) справедливы при линейном соотношении между перегрузкой и напряжением в конструкции.

2. Влияние способов учета асимметрии цикла на результаты схематизации

Выполнено сопоставление усталостных повреждений при схематизации с использованием различных способов учета асимметрии, а также с использованием спектра амплитуд перегрузки, то есть без учета средней перегрузки цикла (в предположении, что $n_m = 1$ для всех циклов).

На рисунке 1 приведены интегральные повторяемости (ИП) эквивалентных амплитуд перегрузки $H_1(\Delta n_1)$ за 1 км полета, полученные при обработке совокупности из 17 полетов с использованием зависимостей (3) и (5). На том же рисунке приведена интегральная повторяемость амплитуд перегрузки $H_a(n_a)$.

Для расчета усталостного повреждения за 1 км полета D_L применен метод расчета по номинальным напряжениям. Принято степенное уравнение кривой усталости и линейная гипотеза суммирования усталостных повреждений:

$$D_L = \sum_i D_i, \quad D_i = \frac{\sigma_i^m}{C}, \quad \sigma_i = n_{0i} \cdot \sigma_{n=1}, \quad (6)$$

где D_i – усталостное повреждение, вносимое одним отнулевым циклом с максимальным номинальным напряжением σ_i ;

m, C – параметры кривой усталости, для алюминиевых сплавов можно принять $m = 4$ [4];

$\sigma_{n=1}$ – номинальное напряжение в точке конструкции при перегрузке, равной единице;

n_{0i} – перегрузка n_0 эквивалентного отнулевого цикла с номером i .

Перегрузка n_0 найдена по формуле Одингга, так как учет асимметрии по формуле Гудмана значительно завышает усталостное повреждение в области малых амплитуд цикла перегрузки.

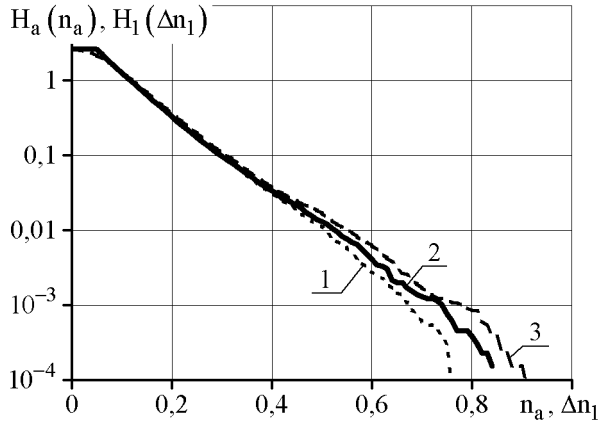


Рис. 1. Влияние способа учета асимметрии на интегральные повторяемости повреждающих факторов:

- 1 – ИП амплитуд перегрузки;
- 2 – ИП эквивалентных амплитуд перегрузки, рассчитанных с помощью формулы Одингга по (5);
- 3 – ИП эквивалентных амплитуд перегрузки, рассчитанных с помощью формулы Гудмана по (3)

При использовании зависимостей (6) можно ввести понятие относительного повреждения за 1 км полета \bar{D}_L , которое зависит только от спектра перегрузки в центре тяжести и показателя степени кривой усталости m :

$$\bar{D}_L = \frac{C}{\sigma_{n=1}^m} \cdot D_L = \sum_i (n_{0i})^m$$

Величина \bar{D}_L удобна в качестве количественной меры нагруженности самолета и позволяет оценить влияние параметров схематизации без использования данных о напряженном состоянии конструкции и параметра C кривой усталости.

Используя методику расчета усталостного повреждения по параметрам H_0 и c интегральной повторяемости амплитуд перегрузки, изложенную в [5], величину относительного повреждения за 1 км полета \bar{D}_L запишем так:

$$\bar{D}_L = \frac{H_0}{c} \cdot \int_0^\infty \left(2 \cdot (x^2 + x) \right)^{m/2} \cdot e^{-x/c} dx \quad (7)$$

Верхний предел интегрирования в формуле (7) может соответствовать расчетной перегрузке, но ввиду того, что для самолетов транспортной категории подынтегральная функция с увеличением x быстро затухает, это уточнение не является существенным [5].

В таблице 1 приведены параметры интегральных повторяемостей $H_a(n_a)$, $H_1(\Delta n_1)$ за 1 км полета, а также величины относительного повреждения за 1 км полета \bar{D}_L , вычисленные по формуле (7).

В таблице указано отношение $\bar{D}_L / \bar{D}_L(5)$, где $\bar{D}_L(5)$ – относительное повреждение, рассчитанное с помощью зависимости (5).

Использование зависимостей (3), (5) для учета асимметрии цикла либо расчет по параметрам спектра амплитуд перегрузки n_a не приводят к существенным отличиям в величине накапливаемого усталостного повреждения. Ввиду того, что формула Одингга обеспечивает среднюю величину повреждения и получила большее распространение в авиационной отрасли, использование зависимости (5), основанной на этой формуле, представляется наиболее оправданным.

Таблица 1
Относительное повреждение за 1 км полета, рассчитанное с помощью различных способов учета асимметрии цикла

Интегральная повторяемость, принятая в расчете	$H_0 ; c$	\bar{D}_L	$\frac{\bar{D}_L}{\bar{D}_L(5)}$
ИП амплитуд перегрузки	4,07; 0,083	0,355	0,97
ИП эквивалентных амплитуд перегрузки $H_1(\Delta n_1)$, рассчитанная с помощью формулы Одингга по (5)	3,46; 0,090	0,367	1
ИП эквивалентных амплитуд перегрузки $H_1(\Delta n_1)$, рассчитанная с помощью формулы Гудмана по (3)	3,35; 0,093	0,385	1,05

3. Допустимый диапазон ширины класса схематизации

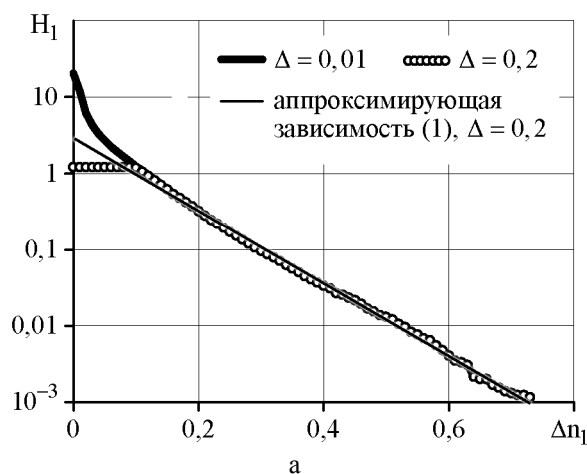
На этапе подготовки полетной записи к схематизации по любому из методов полный диапазон изменения перегрузки делится на классы шириной Δ [1]. Циклы, амплитуда которых меньше половины ширины класса, исключают из обработки. Таким образом, выбранная ширина класса оказывает влияние на результаты схематизации. Стандарт [1] ограничивает значение Δ двумя способами:

1. Количество классов должно быть от 14 до 32. Нижний Δ_{min} и верхний Δ_{max} пределы допустимого диапазона ширин класса зависят от размера обрабатываемой записи. Чем больше дистанция полета, для которой производится обработка, тем шире диапазон изменения перегрузок и тем больше величины Δ_{min} и Δ_{max} . Для обработанной совокупности из 17 полетов на пожаротушение имеем $\Delta_{min} = 0,057$; $\Delta_{max} = 0,130$.

2. При использовании метода экстремумов коэффициент нерегулярности процесса нагружения κ [2] должен быть в диапазоне $0,5 \div 1$. Коэффициент нерегулярности есть отношение числа пересечений процессом уровня средней перегрузки к общему числу экстремумов процесса. При увеличении ширины класса Δ коэффициент нерегулярности κ увеличивается. Для исходной полетной записи коэффициент κ близок к нулю, так как современные МСРП характеризуются частотой записи сигнала, существенно превышающей частоты колебаний нагрузки в полете. То есть, существует минимально допустимая величина $\Delta_{\text{кmin}}$, ниже которой $\kappa < 0,5$. Для обработанной совокупности из 17 полетов на пожаротушение это значение составило $\Delta_{\text{кmin}} = 0,035$. Так как $\Delta_{\text{кmin}} < \Delta_{\text{min}}$, то ограничение по $\Delta_{\text{кmin}}$ не является значимым. Следует отметить, что ограничение по $\Delta_{\text{кmin}}$ слабо зависит от длины записи и может быть значимым при обработке отдельных полетов с узким диапазоном перегрузок.

4. Анализ влияния ширины класса на результаты схематизации по методу полных циклов

Для метода полных циклов влияние ширины класса на результаты схематизации обусловлено тем, что получаемая интегральная повторяемость эквивалентных амплитуд не содержит данных в циклах, амплитуда перегрузки в которых составляла менее половины ширины класса Δ . Этот участок спектра не учитывается при аппроксимации интегральной повторяемости эквивалентных амплитуд перегрузки в форме (1).



На рисунке 2, а показаны интегральные повторяемости эквивалентных амплитуд за 1 км полета, полученные при схематизации совокупности из 17 полетов при ширинах класса $\Delta = 0,01$ и $\Delta = 0,2$. На рисунке 2, б приведено относительное повреждение за 1 км полета \bar{D}_L , вычисленное по формуле (7) при различных значениях ширины класса схематизации.

Уменьшение \bar{D}_L с увеличением ширины класса Δ обусловлено тем, что получаемая интегральная повторяемость эквивалентных амплитуд отличается от экспоненциального закона (1) и в логарифмических координатах выпукла вниз.

Различие повреждений \bar{D}_L на границах допустимого диапазона ширины класса Δ составляет до 8%. Окончательно можно рекомендовать значение $\Delta = 0,1$, так как оно попадает в допустимый по стандарту диапазон при схематизации большинства отдельных полетов и их совокупностей.

5. Анализ влияния ширины класса на результаты схематизации по методу экстремумов

При использовании метода экстремумов принятая ширина класса существенно влияет на спектр максимумов приращений перегрузок, что обусловлено уменьшением числа экстремумов во всех областях спектра перегрузок при увеличении Δ .

Как правило, метод экстремумов применяют для получения интегральной повторяемости максимумов и минимумов приращений перегрузок, что позволяет найти максимальную и минимальную перегрузку цикла «земля-воздух-земля» (ЗВЗ).

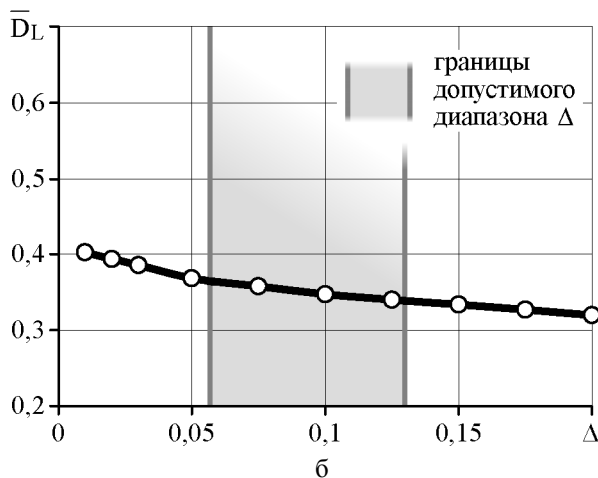


Рис. 2. Влияние ширины класса на результаты схематизации по методу полных циклов:
а – интегральная повторяемость эквивалентных амплитуд за 1 км полета;
б – относительное повреждение за 1 км полета

Стандарт [1] допускает применение метода экстремумов для расчета усталостного повреждения, однако оговаривает, что метод экстремумов завышает повреждение по сравнению с методом полных циклов, рекомендованным для решения этой задачи.

На рисунке 3, а приведены интегральные повторяемости максимумов приращений перегрузки за 1 км полета для нескольких значений Δ . Результаты представлены для совокупности из 17 полетов.

Для количественной оценки влияния ширины класса на результаты схематизации по методу экстремумов найдено относительное усталостное повреждение за 1 км полета \bar{D}_L и максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля".

Для аналитического расчета усталостного повреждения можно использовать формулу (7) с параметрами N_0 , c для интегральной повторяемости максимумов приращений перегрузки $N_{max}(\Delta n_{max})$. Это допущение дает значение в запас долговечности и является приемлемым для сравнения усталостных повреждений, полученных при различной ширине класса.

На рисунке 3, б приведена зависимость относительного усталостного повреждения \bar{D}_L за 1 км полета, рассчитанного по зависимости (7), от ширины класса схематизации Δ . Функция $\bar{D}_L(\Delta)$ является убывающей и не имеет горизонтальной асимптоты. В пределах допустимого диапазона Δ различие по \bar{D}_L составляет около 40%.

Величина максимальной перегрузки цикла «земля-воздух-земля» $n_{max}^{ЗВЗ}$ в типовом полете, согласно рекомендациям [6], соответствует интегральной повторяемости за типовой полет, равной $\ln(2)$.

Зная параметры N_0 , с интегральной повторяемостью максимумов приращений перегрузки за 1 км в форме (1), получим

$$n_{max}^{ЗВЗ} = 1 + c \cdot \ln\left(\frac{L_{ТП} \cdot N_0}{\ln(2)}\right),$$

где $L_{ТП}$ – дистанция типового полета в км.

Зависимость максимальной перегрузки цикла ЗВЗ $n_{max}^{ЗВЗ}$ от ширины класса схематизации Δ при дистанции типового полета $L_{ТП} = 650$ км приведена на рисунке 3, б. В пределах допустимого диапазона Δ различие по $n_{max}^{ЗВЗ}$ составляет до 1%.

Выводы

Выполнена количественная оценка влияния параметров схематизации полетных записей перегрузки в центре тяжести самолета на результаты схематизации по методам экстремумов и полных циклов. Проведена обработка совокупности из записей перегрузки в центре тяжести для 17 полетов самолета на пожаротушение.

Выполнено исследование способов учета асимметрии при использовании метода полных циклов. Установлено, что использование формул Одингга, Гудмана либо расчет по параметрам спектра амплитуд перегрузки приводит к отличиям по величине накапливаемого усталостного повреждения до 8%. Можно рекомендовать использование формулы Одингга, так как она обеспечивает среднюю величину повреждения и получила широкое распространение в авиационной отрасли.

Установлено, что из-за значительного влияния ширины класса схематизации метод

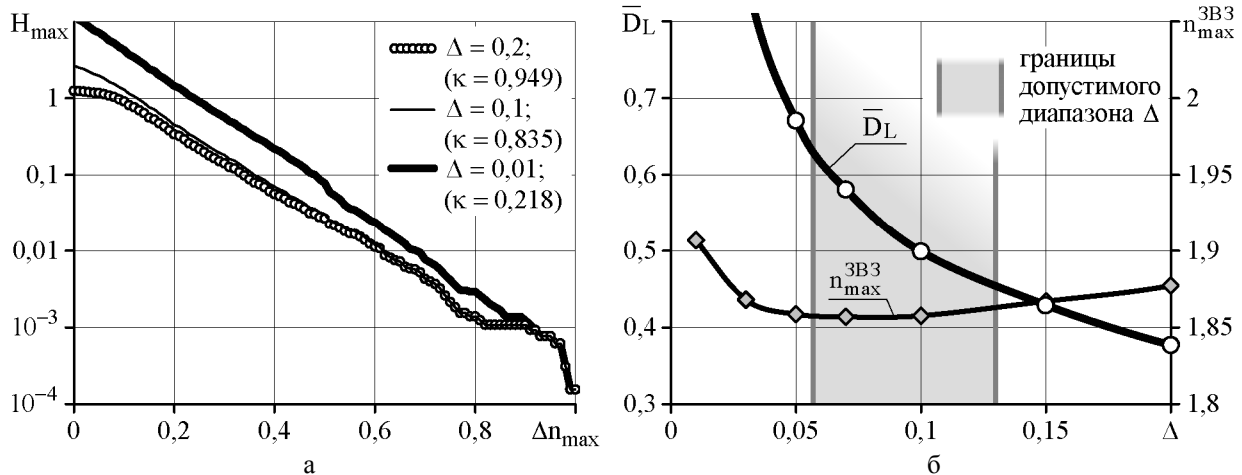


Рис. 3. Влияние ширины класса на результаты схематизации по методу экстремумов: а – интегральная повторяемость максимумов приращений перегрузки за 1 км полета; б – относительное повреждение за 1 км полета и максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля"

экстремумов, в отличие от метода полных циклов, не позволяет получить достоверную величину усталостного повреждения. В пределах диапазона ширины класса, допускаемого стандартом [1], различие по повреждению составляет около 40% для метода экстремумов и 8% для метода полных циклов.

При схематизации по методу экстремумов влияние ширины класса на максимальную перегрузку цикла "земля-воздух-земля" составляет до 1%.

Литература

1. ГОСТ 25.101-83. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов [Текст] – Введ. 01.07.84. – М.: Изд-во стандартов, 1983. – 29 с.

2. ГОСТ 23207-78. Сопротивление усталости. Основные термины, определения и обозначения [Текст] – Введ. 01.01.79. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 48 с.

3. Бессолова, О. А. Расчет усталостной повреждаемости при циклическом и случайном

нагружении с ненулевым средним значением [Текст] / О. А. Бессолова, В. Л. Райхер, А. С. Устинов // Ученые записки ЦАГИ / Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского. – 1989. – Том XX, №3. – С. 72–80.

4. Справочные данные по выносливости конструкционных самолетостроительных сплавов [Текст]: отчет о НИР: № 1852 VII / Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского; рук. Воробьев А. З.; исполн.: Богданов Б. Ф., Колганова З. Н., Заверюха Г. Г. – М., 1977. – 172 с.

5. Фомичев, П. А. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций [Текст]: учеб. пособие / П. А. Фомичев. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1992. – 58 с.

6. Чижов, В. М. Применение метода экстремальных значений к определению максимальных эксплуатационных нагрузок [Текст] / В. М. Чижов // Ученые записки ЦАГИ / Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского. – 1972. – Том III, №1. – С. 45–50.

Поступила в редакцию 15.05.2012, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теоретической механики О.К. Морачковский, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», г. Харьков.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ СХЕМАТИЗАЦІЇ ВИПАДКОВИК ПРОЦЕСІВ НА ОЦІНКУ НАВАНТАЖЕНОСТІ ЛІТАКА

В.І. Клепцов, С.В. Вакуленко

Виконано кількісну оцінку впливу параметрів схематизації польотних записів перевантаження у центрі тяжіння літака на результати схематизації за методами екстремумів та повних циклів. Проведено обробку сукупності з записів перевантаження у 17 польотах на пожежегасіння. Надано рекомендації щодо вибору ширини класу та залежності для врахування асиметрії циклу перевантаження при застосуванні методу повних циклів. Встановлено, що із-за значного впливу ширини класу схематизації метод екстремумів, на відміну від методу повних циклів, не дозволяє отримати достовірну величину втомного ушкодження. Разом з тим, максимальне перевантаження циклу "земля-воздух-земля" практично не залежить від ширини класу.

Ключові слова: метод повних циклів, метод екстремумів, ширина класу, асиметрія циклу.

INFLUENCE OF CYCLE COUNTING PARAMETERS ON THE EVALUATION OF AIRPLANE LOADING

V.I. Kleptsov, S.V. Vakulenko

The aim of the paper is to evaluate the influence of cycle counting parameters on processing of the center-of-gravity load factor flight data for peak counting and range-pair counting methods. Load factor records of 17 firefighting flights have been processed. The paper provides recommendations on how to choose the width of a counting level and take into account the load ratio when using the range-pair method. The peak counting, in contrast to range-pair counting was found to give unreliable fatigue damage data because of the substantial influence of the counting level width. However, the maximum load factor of "ground-air-ground" was found to be independent of the counting level width.

Keywords: range-pair counting method, peak counting method, counting level width, load ratio.

Клепцов Виктор Иванович – заместитель начальника отдела прочности, ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс имени Г.М. Бериева», г. Таганрог, Российская федерация, e-mail: kleptsov@beriev.com.

Вакуленко Сергей Владимирович – аспирант кафедры прочности, Национальный аэрокосмический университет, им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", младший научный сотрудник ПНИЛ "Прочность", г. Харьков, Украина, e-mail: vakulenkosv@ukr.net.