

УДК 623.418.4.018

К вопросу экспериментальной отработки ресурса авиационных пусковых устройств по срабатываниям

А. Н. Гусев, О. С. Иваха

Аннотация

В статье представлены численные исследования экспериментальных методов отработки ресурса авиационных пусковых устройств (АПУ) по срабатыванию путем приложения повторно-статических нагрузок, а также динамических нагрузок. Произведено сравнение результатов численных расчетов ресурса АПУ по срабатываниям при использовании указанных методов.

Ключевые слова

авиационное пусковое устройство; метод конечных элементов; мера повреждений; ресурс по срабатыванию.

Постановка задачи

Наиболее актуальной проблемой проектирования пусковых установок (ПУ) для ракетного вооружения летательных аппаратов является проблема прогнозирования и обеспечения их ресурса.

Подтверждение ресурса АПУ по срабатываниям осуществляется путем проведения наземных испытаний в условиях повторно-статического нагружения силовой конструкции в стационарном положении, соответствующем случаю «Сход» при размещении ракеты на двух бугелях (для трехбугельной схемы подвески). Оценки величины ресурса АПУ по срабатываниям, получаемые при таких ресурсных испытаниях, являются заниженными вследствие того, что АПУ в течение испытаний нагружается медленно меняющимися нагрузками. В реальных же условиях пуска нагрузки имеют динамический характер, и их длительность составляет короткий промежуток времени. Следовательно, напряжения, возникающие в элементах силовой

конструкции АПУ, в реальных условиях эксплуатации меньше напряжений, получаемых при отработке повторно-статическим нагружением, поэтому, получаемое при проведении таких испытаний значение ресурса является заниженным.

В настоящее время важной задачей является усовершенствование авиационного вооружения (АВ) и повышение требуемых показателей долговечности. Но в результате повышения маневренности самолетов-носителей с возможностью пуска в более тяжелых условиях, нагрузки, действующие на ПУ в процессе эксплуатации, возрастают, что приводит к снижению их ресурса. Таким образом, становится актуальной задача оценки «корректности» результатов повторно-статических испытаний относительно значений ресурса АПУ по срабатываниям в реальных условиях пусков.

В представленной работе проведена расчетная оценка ресурса АПУ по срабатываниям с учетом длительности пуска ракеты, т.е. при динамическом характере изменения нагрузок, приложенных к силовой конструкции АПУ.

Допущением, принятым в расчете, ввиду ограниченности применяемого в процессе настоящего исследования программного комплекса конечно-элементного анализа является то, что в работе учитывались только динамический характер нагрузок режима «Сход» и их кратковременность, а процесс движения бугелей груза по направляющим АПУ не моделировался. Принятое предположение является допустимым, так как оценки ресурса при таком подходе получаются в запас прочности конструкции.

Основные этапы расчета ресурса элементов конструкции ПУ представлены на блок-схеме рисунка 1.

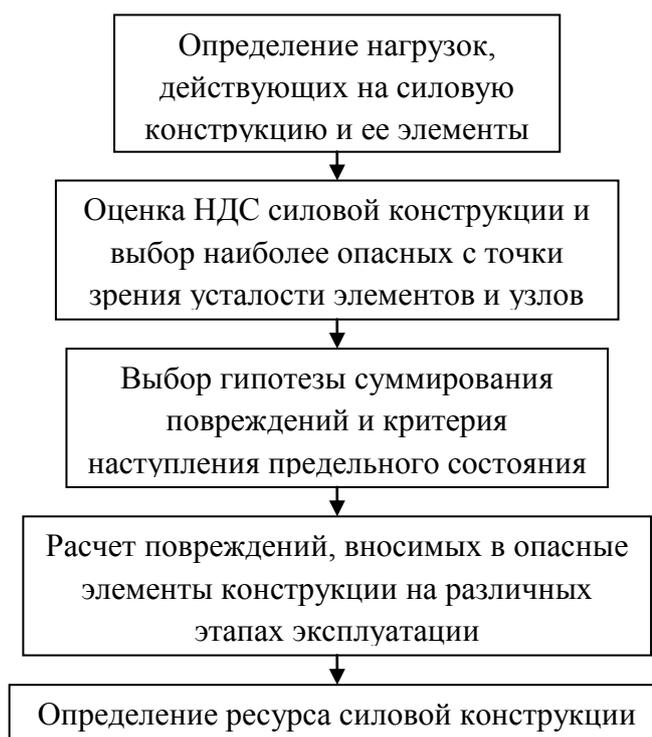


Рисунок 1 – Этапы оценки ресурса силовых конструкций

В представленных расчетах использовалась линейная гипотеза накопления повреждений, в качестве критерия наступления предельного состояния принималось появление усталостной трещины в силовой конструкции АПУ.

Далее представлены результаты исследования по приведенной блок-схеме.

Оценка ресурса АПУ по срабатываниям при моделирование процесса схода ракеты повторно-статическим нагружением

Значения расчетных нагрузок на направляющие, соответствующие случаю «Сход», определялись из расчета общего НДС системы «АПУ—ракета» с использованием конечно-элементного комплекса программ COSMOS/M. КЭ модель для оценки нагрузок (рисунок 2) состояла из линейных трехузловых балочных конечных элементов BEAM3D.

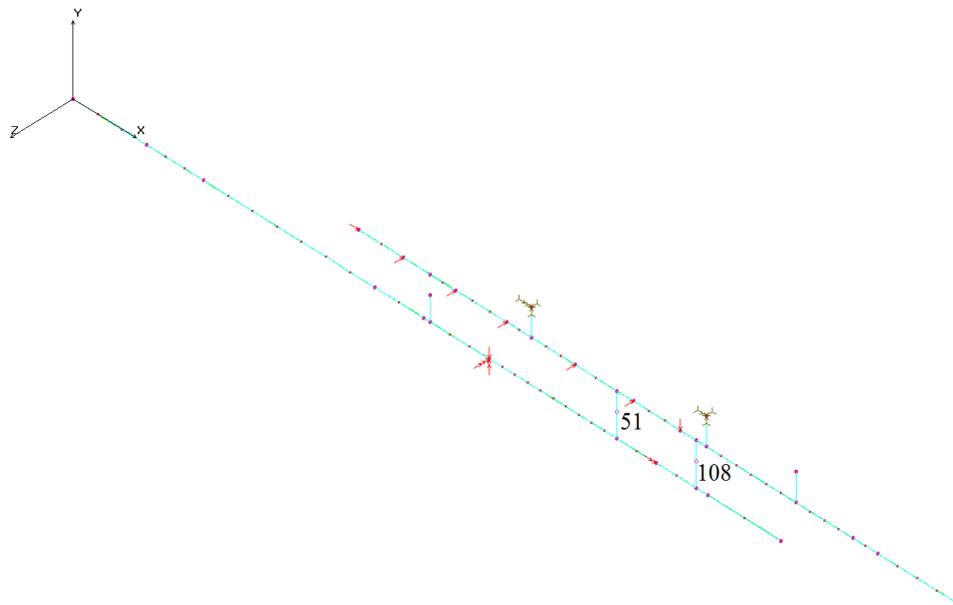


Рисунок 2 – Балочная модель системы «АПУ—ракета» для случая «Сход»

Геометрические характеристики сечений элементов определялись формой сечения рассчитываемой конструкции, которую условно можно поделить на четыре участка: носовой, основной/несущий и два хвостовых.

Условия закрепления конструкции описаны ниже и изображены на рисунке 2:

- закрепление переднего узла подвески по трем линейным степеням свободы и вращению вокруг оси X.

- закрепление заднего узла подвески по двум линейным степеням свободы в направлении осей Z и Y и угловой степени по оси X .

Для последующей более точной оценки НДС был произведен расчет нагрузок, действующих на направляющие от левой и правой полок бугелей. Расчетная схема представлена на рисунке 3.

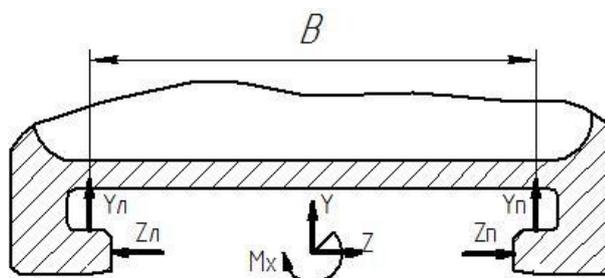


Рисунок 3 – Расчетная схема для определения нагрузок на левую и правую направляющие

С целью определения наиболее нагруженного элемента конструкции АПУ был произведен ее линейный статический анализ. КЭ модель (рисунок 4) состояла из линейных четырехузловых оболочечных конечных элементов (SHELL4). Расчетная модель включала в себя пилон с направляющими и узлы подвески. Указанные элементы были упрощены путем исключения не влияющих на местную прочность направляющих галтелей, фасок, отверстий и т.д.

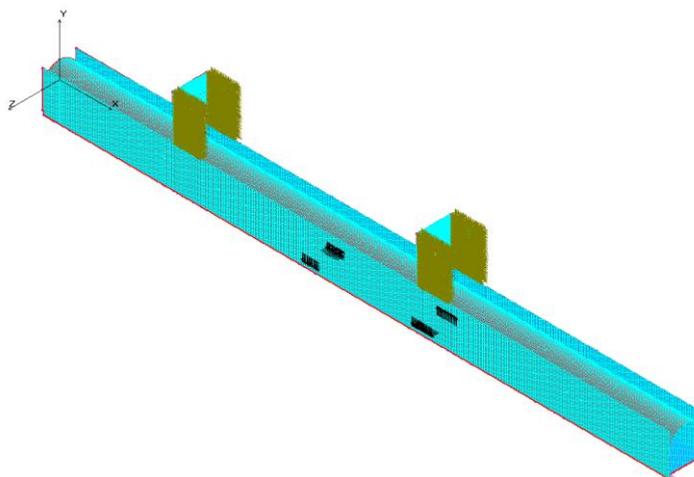


Рисунок 4 – Оболочечная модель

Кинематические граничные условия для оболочечной модели состояли в ограничении степеней свободы узлов подвески АПУ следующим образом:

- ограничение линейных перемещений переднего узла подвески по трем направлениям;

- ограничение линейных перемещений заднего узла подвески в вертикальном и боковом направлениях.

Нагрузка прикладывалась распределенной по площадкам левой и правой направляющих, соответствующим расположению бугелей груза. Расчет общего НДС был проведен в линейной (упругой) постановке.

В результате численного расчета было определено, что наиболее нагруженной частью конструкции является левая направляющая в районе расположения третьего бугеля. Данная область конструкции подлежала последующему анализу усталостной прочности, для проведения которого одним из основных условий является наиболее точное определение значения напряжения в опасном элементе, получаемое посредством проведения расчета местного НДС.

Более точное описание реальной конструкции достигается при построении КЭ модели, состоящей из объемных элементов, с малым характерным размером, что существенно увеличивает размерность задачи. В связи с ограниченностью возможностей счета с использованием КЭ программы COSMOS\М (по количеству элементов) для оценки местного НДС наиболее нагруженного места конструкции АПУ, а именно области левой направляющей в районе расположения третьего бугеля, использовалась упрощенная расчетная модель (рисунок 5). Ее длина была определена в соответствии с распределением напряжений по левой направляющей в районе третьего бугеля из расчета общего НДС по оболочечной КЭ модели. Наложенные на упрощенную КЭ модель кинематические граничные условия, были определены исходя из симметрии конструкции пилона и распределения перемещений, полученного в результате расчета общего НДС.

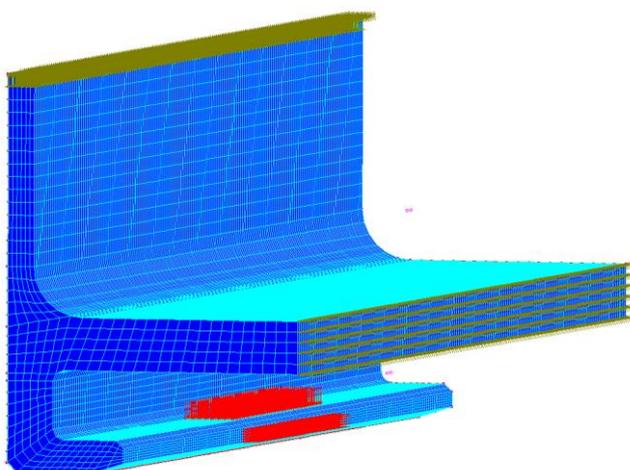


Рисунок 5 – Объемная КЭ модель наиболее опасного участка направляющей АПУ

Для подтверждения корректности упрощенной модели был проведен ее линейный статический анализ, в результате которого было получено распределение эквивалентных

напряжений в опасной области, аналогичное распределению напряжений в той же области при расчете общего НДС по исходной оболочечной КЭ модели.

Максимальные эквивалентные напряжения $\sigma_{\text{экв}}^{\text{max}} = 317,7 \text{ МПа}$ в исследуемой области превышали предел текучести $\sigma_T = 250 \text{ МПа}$. Следовательно, необходимым являлось уточнение полученных результатов путем проведения расчета НДС опасной области направляющей в нелинейной (упругопластической) постановке.

Для проведения упругопластического анализа построена билинейная аппроксимация диаграммы деформирования материала исследуемой конструкции (рисунок 6).

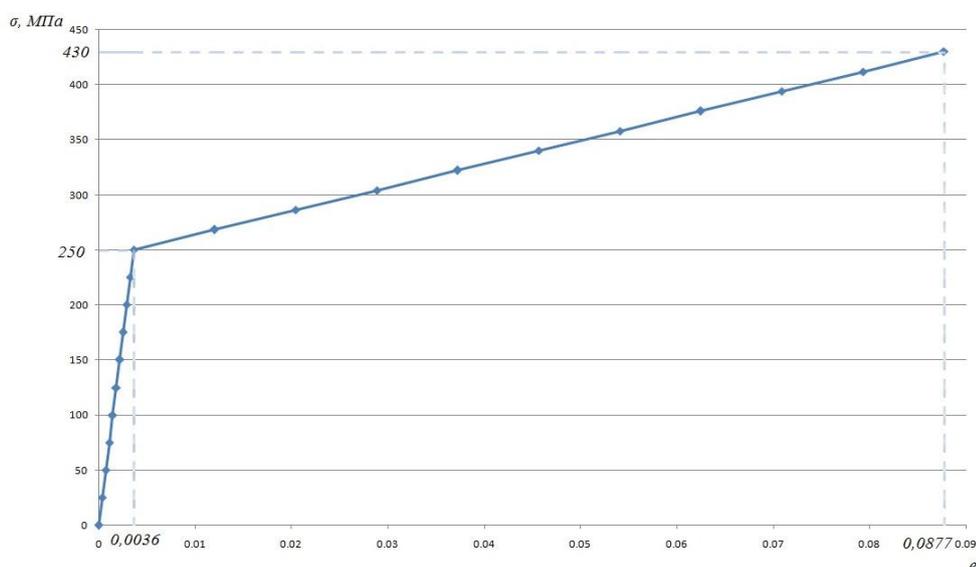


Рисунок 6 – Билинейная аппроксимация диаграммы деформирования материала

В результате проведенного расчета были получены уточненное значение эквивалентного напряжения ($\sigma_{\text{экв}}^{\text{max}} = 256,66 \text{ МПа}$), а также значения упругопластической ($e^{\text{max}} = 0,0053298$) и пластической деформаций ($e_p^{\text{max}} = 0,0018073$).

Ввиду того, что уровни максимальных пластической и упругопластической деформаций не превышают 10% от деформаций при статическом разрыве e_f и e_B соответственно, разрушение направляющих имеет усталостный характер. Долговечность направляющих при этом необходимо определять по критериям усталостного малоциклового разрушения.

В качестве повторяемости повторно-статических нагрузок принято регулярное отнулевое нагружение со значением амплитуды, равной значению ранее определенной расчетной нагрузки.

Согласно уравнению Мэнсона кривой малоциклового усталости для жесткого нагружения определим значение долговечности N_f :

$$e = \frac{1}{4 \cdot N_f^{0,5}} \cdot \ln \frac{1}{1-\psi} + \frac{\sigma_{-1}}{E} \Rightarrow N_f = \left[\frac{\ln \frac{1}{1-\psi}}{4 \cdot \left(e - \frac{\sigma_{-1}}{E} \right)} \right]^2 = 1265 \text{ циклов, где}$$

e – упругопластическая деформация;

ψ – коэффициент уменьшения поперечного сечения, соответствующий достижению разрыва;

σ_{-1} – предел выносливости при симметричном цикле изменения напряжений;

E – модуль упругости для начального участка диаграммы деформирования.

Для обеспечения запаса усталостной прочности исследуемой критической зоны был введен коэффициент запаса по ресурсу (КЗР), который имеет каноническую структуру, представленную в виде минимального числа сомножителей:

$$\eta = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3 \cdot \eta_4, \text{ где}$$

η_1 – учитывает соответствие структуры нагружения, принятой при расчете, структуре реального эксплуатационного нагружения, и т.к. в работе использовалась линейная гипотеза суммирования принято, что $\eta_1 = 1,5$

η_2 – учитывает степень опасности и контролируемости возможного разрушения элемента силовой конструкции, т.к. направляющие АПУ являются ответственных элементом конструкции, наступление предельного состояния которого влечет за собой отказ конструкции в целом, то $\eta_2 = 1,5$;

η_3 – принимает во внимание отклонения внешних воздействующих факторов в эксплуатации от принятых при разработке., т.к. исследуемое АПУ предназначено для эксплуатации на самолетах пятого поколения, принято $\eta_3 = 2$;

η_4 – учитывает разброс характеристик механических свойств материала элемента конструкции, в представленной работе принято $\eta_4 = 2,5$.

$$\text{Таким образом, } \eta = 1,5 \cdot 1,5 \cdot 2 \cdot 2,5 = 11,25.$$

В результате уточненное за счет введения КЗР значение ресурса по срабатываниям равно:

$$N = 112 \text{ пусков.}$$

Оценка ресурса АПУ по срабатываниям при моделирование процесса схода ракеты динамическим нагружением

Так же, как и при повторно-статическом нагружении, при динамическом нагружении направляющих корпуса АПУ для оценки ресурса по срабатываниям необходимо провести анализ местного НДС наиболее нагруженной области силовой конструкции, т.е. области левой направляющей в районе расположения третьего бугеля.

В проведенном динамическом анализе использовались ранее описанные объемная КЭ модель с заданными кинематическими граничными условиями. Нагрузки прикладывались к тем же областям, но в отличие от статического расчета, было задано их изменение во времени, соответствующее форме треугольного импульса со временем нарастания нагрузки до максимального значения, соответствующего ранее определенной величине, за 0,1 сек и общей длительностью, равной 0,2 сек.

В результате проведенного линейного динамического анализа было получено распределение напряжений в опасной области направляющей. Максимальные эквивалентные напряжения ($\sigma_{экв}^{max} = 231,31 \text{ МПа}$) не превышают предел текучести материала, следовательно, расчет ресурса АПУ по срабатывания в этом случае проводится согласно критериям многоциклового усталости.

Результаты исследования частотных зависимостей предела выносливости ряда материалов приведены на рисунке 7 в координатах относительный предел выносливости при изгибе на базе $(1...2) \cdot 10^7$ циклов – частота нагружения. Согласно представленным графикам частоты нагружения ниже 20-100 Гц (в зависимости от материала) не влияют на характеристики сопротивления усталостному разрушению.

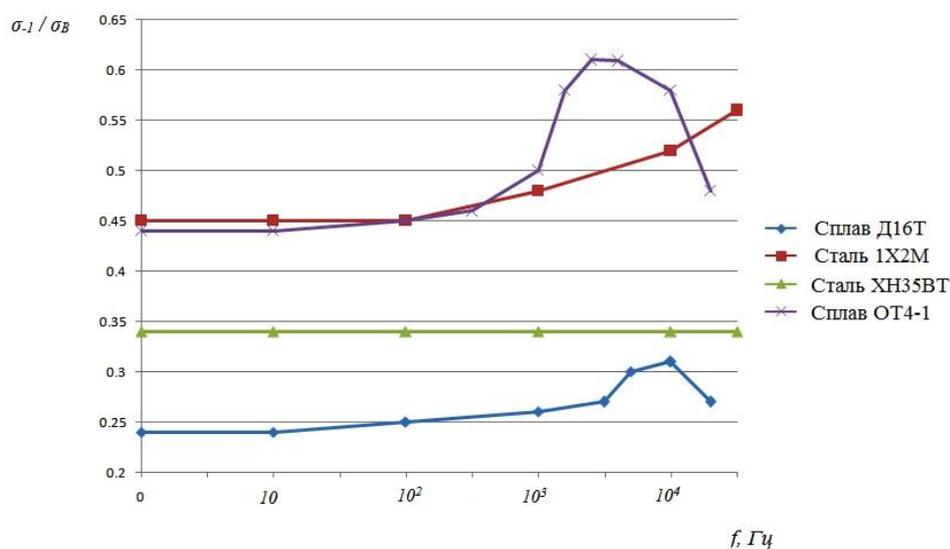


Рисунок 7 – Зависимость σ_{-1} / σ_B от частоты нагружения f

Значение предела выносливости σ_0 при отнулевом цикле было определено с использованием формулы Одингга:

$$\sigma_0 = \frac{\sigma_{-1}}{(1-R)^g} = 129,960 \text{ МПа, где}$$

R – коэффициент асимметрии исходного (симметричного) цикла;

g – константа, являющаяся характеристикой материала, варьируется в диапазоне от 0,4 до 0,6;

$$\sigma_{-1} = 160 \text{ МПа.}$$

Значение коэффициента K снижения предела выносливости для материала критической зоны равно:

$$K = \left(\frac{K_\sigma}{K_{d\sigma}} + \frac{1}{K_{F\sigma}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{K_v \cdot K_A} = 1,811, \text{ где}$$

K_σ – эффективный коэффициент концентрации напряжений;

$K_{d\sigma}$ – коэффициент влияния абсолютных размеров поперечного сечения;

$K_{F\sigma}$ – коэффициент влияния шероховатости поверхности;

K_v – коэффициент влияния поверхностного упрочнения;

K_A – коэффициент анизотропии.

С учетом изложенного выше был определен предел выносливости материала детали:

$$\sigma_{od} = \frac{\sigma_0}{K} = 71,76 \text{ МПа}$$

С учётом полученных характеристик кривой усталости рассматриваемой критической зоны направляющей было определено предельное количество циклов N_1 при напряжении $\sigma_{эке}^{\max} = 231,31 \text{ МПа}$:

$$N_1 = N_B \cdot \left(\frac{\sigma_{od}}{\sigma_{эке}} \right)^m = 8190 \text{ цикла, где}$$

σ_{od} – предел выносливости материала критической зоны при отнулевом цикле напряжения;

$\sigma_{эке}$ – значения эквивалентного напряжения в критической зоне;

m – значение показателя наклона кривой усталости;

N_B – база испытаний, является справочной характеристикой, в работе принималось $N_B = 10^7$ циклов.

Учитывая, что нагружение в рассматриваемом случае имеет регулярный характер, согласно линейной гипотезе суммирования повреждений получаем, что:

$$n_1 = N_1 = 8190 \text{ циклов}$$

Значение ресурса по срабатываниям с учетом КЗР, величина которого была принято равной значению, рассчитанному ранее, составило:

$$N = 728 \text{ пусков}$$

Сравнительный анализ значений ресурса по срабатыванию

Численные значения ресурса исследованной АПУ по срабатываниям, рассчитанных с учетом длительности действия нагрузок и без учета представлены в табл.1.

Таблица 1

Значения ресурса силовой конструкции АПУ по срабатываниям

	Статическое нагружение	Динамическое нагружение
Ресурс	112 пусков	728 пусков
Отношение величин ресурса	$n = 6,5$	

В результате сравнительного анализа результатов проведенных расчетов (табл. 1) получено, что для рассматриваемой конструкции АПУ при принятых нагрузках подход к оценке ресурса по срабатыванию путем моделирования схода приложением повторно-статических нагрузок, дает заниженные как минимум в 6,5 раз результаты.

В качестве замечаний к представленной работе следует отметить, что дальнейшим уточнением методов расчета ресурса АПУ по срабатываниям должно являться моделирование схода ракеты с АПУ, как кратковременного процесса перемещения бугелей ракеты вдоль направляющих с учетом всех нелинейностей. Такой подход может быть реализован путем проведения КЭ анализа системы «АПУ – ракета» с применением Лагранжевой КЭ сетки, не реализованной в применяющемся в рамках настоящей работы комплексе программ КЭ анализа COSMOS/M.

Библиографический список

1. Когаев В. П., Махутов Н. А., Гусенков А. П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность. М.: Машиностроение, 1985. 219 с.
2. Кузьменко В. А., Васинюк И. М., Крук Б. З. Многоцикловая усталость при переменных амплитудах нагружения. К.: Наукова думка, 1986. 263 с.
3. Махутов Н. А. Научные основы повышения малоциклового прочностного ресурса. М.: Наука, 2006. 622 с.
4. Пусковые установки ракетного вооружения летательных аппаратов в 2 частях./ Под ред. ген. дир. ОАО «ГосМКБ «Вымпел» им. И. И. Торопова» В. А. Раца. М.: Воен.-возд. инж. академия им. проф. Н. Е. Жуковского, 2005. 1260 с.
5. Фирсанов В. В. Динамика и прочность установок авиационного вооружения. М.: Моск. авиац. ин-т, 2007. 398 с.

Сведения об авторах

Гусев Александр Николаевич, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н., e-mail: ivakha@mail.ru.

Иваха Оксана Сергеевна, магистр техники и технологии по направлению «прикладная механика», инженер отдела прочностного ресурса «ОАО ГосМКБ «Вымпел» им. И. И. Торопова», e-mail: ivakha@mail.ru.