

## **Анализ влияния деградации механических свойств материала панели планера ЛА на характер изменения характеристик НДС в растянутой панели с усталостной трещиной и установленной ремонтной накладкой**

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

Выполнен анализ влияния деградации механических свойств материала панели планера ЛА на характеристики локального НДС в растянутой панели с усталостной трещиной и установленной ремонтной накладкой.

**Ключевые слова:** панель планера ЛА, усталостная трещина, ремонтная накладка, характеристики локального НДС, кривая деформирования алюминиевого сплава, деградация механических характеристик сплава, удельная энергия деформирования.

Свойства алюминиевых сплавов, наиболее широко применяемых в авиационной отрасли, могут деградировать со временем, особенно при повышенных температурах, агрессивной среде и прочих факторах, связанных с эксплуатацией воздушного судна. Установлено, что главными факторами, вызывающими повреждение алюминиевых сплавов в процессе эксплуатации ЛА, являются коррозия и усталость материалов. Согласно статистике доля зафиксированных повреждений, вызванных усталостью материала, составляет 57,6%, вызванных коррозией, – 29,4% и вызванных столкновением с внешними объектами, – лишь 13% [2].

В связи с возрастающими требованиями к ресурсу и живучести элементов конструкции ЛА возникает потребность учитывать долгосрочное поведение материалов и параметры выбираемых конструктивно-технологических решений при проведении ремонтных работ.

Целью данной работы является анализ влияния деградации механических свойств материала панели планера ЛА на характеристики локального НДС в растянутой панели с усталостной трещиной и ремонтной накладкой. При этом влияние коррозионных факторов на процесс деградации механических характеристик материала панели не учитывали.

Проанализированы экспериментальные данные, приведенные в работах [2 и 3]. В работе [2] исследовано влияние времени воздействия коррозионных факторов на деградацию механических свойств алюминиевого сплава 2024-T3. Механические испытания на упругое и вязкое разрушение были проведены на образцах, подверженных предварительной коррозии. На рис. 1 показаны кривые деформирования сплава 2024-T3 при различных значениях времени воздействия коррозии на исследуемые образцы. В работе [3] проведены исследования деградации механических свойств материалов верхней (материал В95Т1) и нижней (материал Д16АТНВ) обшивок крыла самолета Ан-12 после 40 лет эксплуатации неразрушающим методом вихревых токов.

По результатам анализа экспериментальных данных установлено, что наибольшему изменению подвергаются пластические свойства конструкционных алюминиевых сплавов, в то время как упругие свойства меняются незначительно.

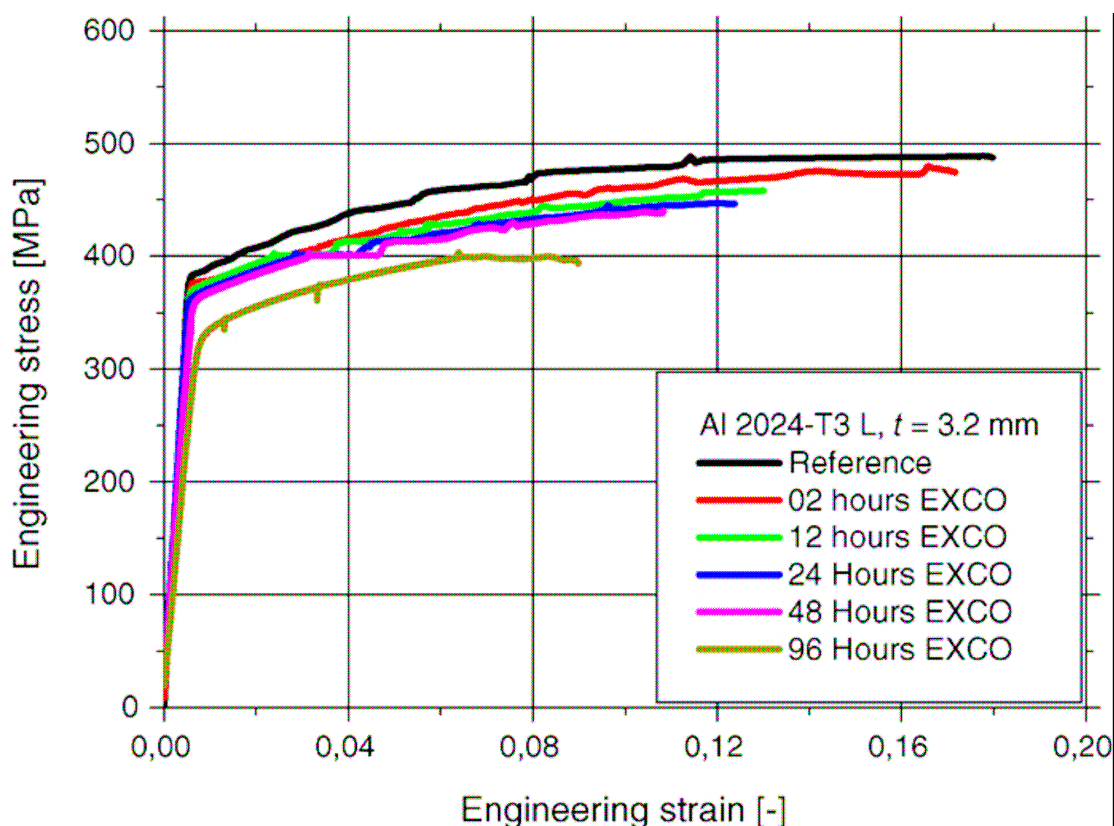


Рис. 1. Кривые деформирования сплава 2024-T3 при различных значениях времени воздействия коррозии

В данной работе в качестве объекта исследования выбран образец клепаной панели с двумя стрингерами и центрально расположенной усталостной трещиной. В качестве ремонтного варианта рассмотрена установка ремонтной накладки с засверливанием в вершинах и в центральной зоне трещины панели отверстий диаметром 4 мм (см. рис. 2). Толщина обшивки панели и накладки составляет 2 мм соответственно. Накладка выполнена с утонением на величину 1 мм в зоне крайнего ряда заклепочного соединения. Для удобства обнаружения усталостных трещин в панели в зоне крайних рядов заклепок в накладке предусмотрены фестоны. Ремонтная накладка приклепана к исследуемой панели с помощью непотайных заклепок с односторонним подходом ОСТ 1 10637-72 диаметром 4 мм (см. рис. 3). Соединение панели, имеющей усталостную трещину, и ремонтной накладки моделировали с использованием контактного взаимодействия, но без учета влияния радиального натяга и осевой затяжки на характеристики НДС исследуемого соединения.

На базе трехмерной параметрической модели панели с усталостной трещиной и ремонтной накладкой разработана расчетная схема (рис. 4) и конечно-элементная модель сборки накладки и панели (рис. 5). С учетом геометрической и силовой симметрии исследуемой модели соединения панели и ремонтной накладки, а также изотропности свойств материала моделировали 1/4 часть образца панели, имеющей усталостную трещину, и накладки с соответствующими граничными условиями согласно разработанной расчетной схеме.

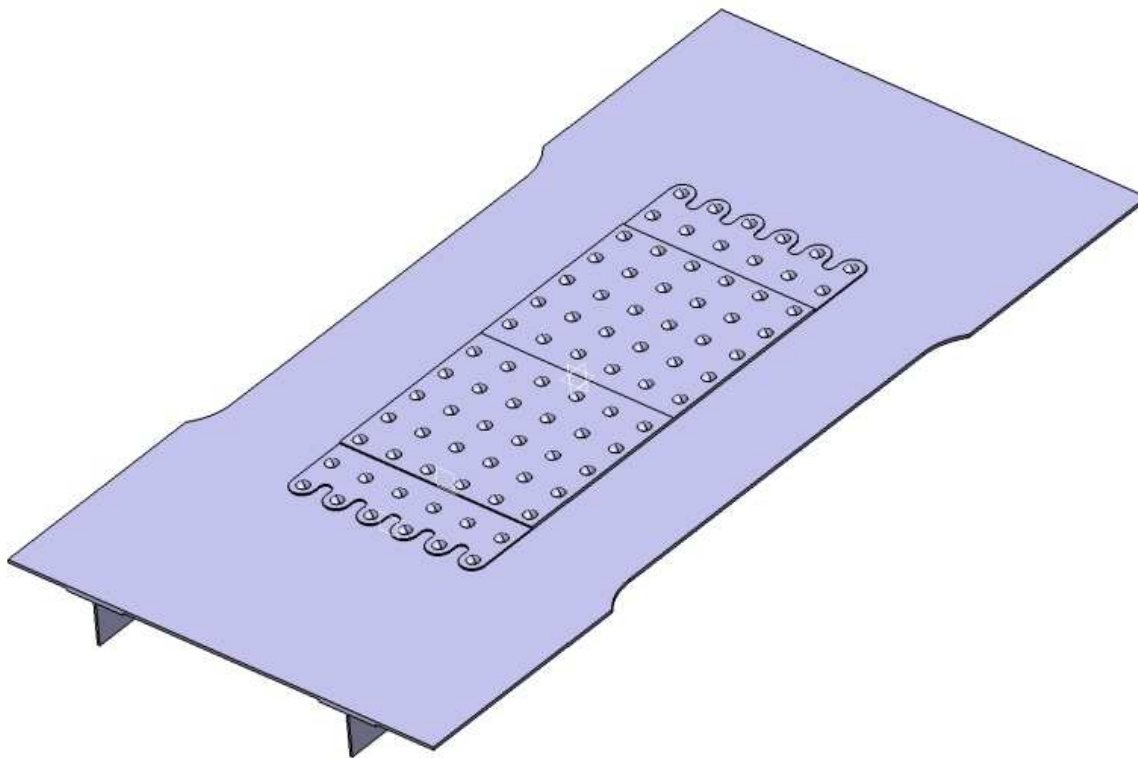


Рис. 2. Образец панели с центрально расположенной трещиной и установленной ремонтной накладкой

### Заклепка 4-ОСТ 1 10637-72

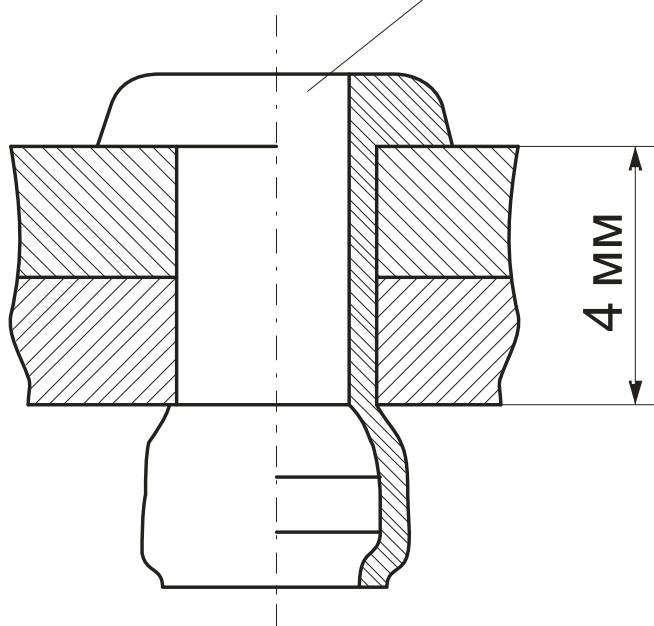


Рис. 3. Заклепка с односторонним подходом ОСТ 1 10637-72 (с плоско-скругленной головкой с сердечником)

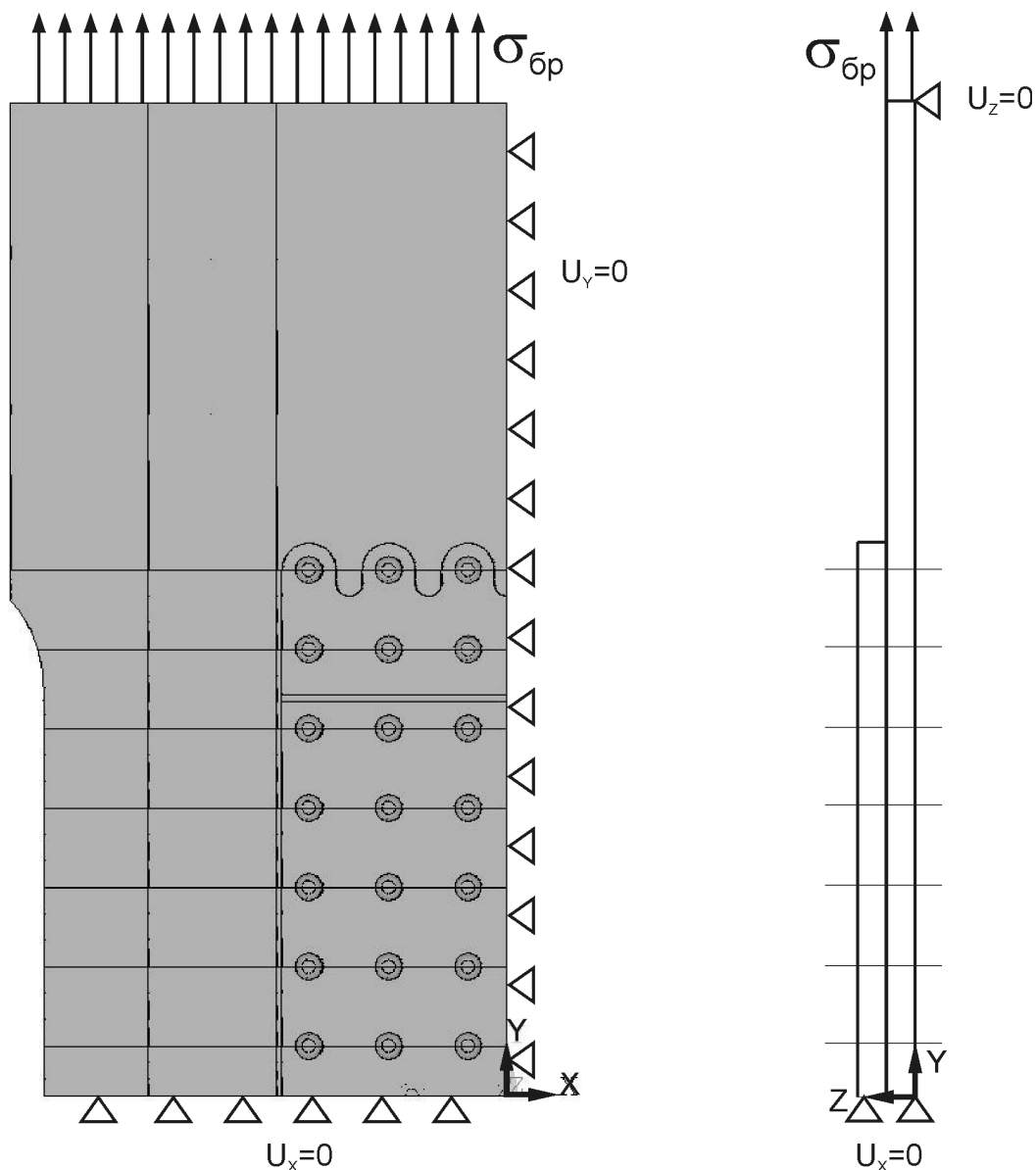


Рис. 4. Расчётная схема панели с усталостной трещиной и установленной ремонтной накладкой

Для построения конечно-элементной модели панели с усталостной трещиной, ремонтной накладкой и крепёжных элементов (см. рис. 5) применяли 8-узловые 3D элементы твердого деформируемого тела SOLID185, представленные в библиотеке системы ANSYS [4]. Контактное взаимодействие моделировали с помощью контактных элементов TARGE170 и CONTA173. Крепёжные элементы моделировали без реализации радиального натяга и осевой затяжки в заклепочном соединении.

При выборе модели поведения материала учитывали спектр расчетных нагрузок, действующих на исследуемый образец. В работе принято, что при длительной эксплуатации ЛА механические характеристики материала панели уменьшаются на 5 и 10%, а характер изменения модуля упругости по времени – линейный.

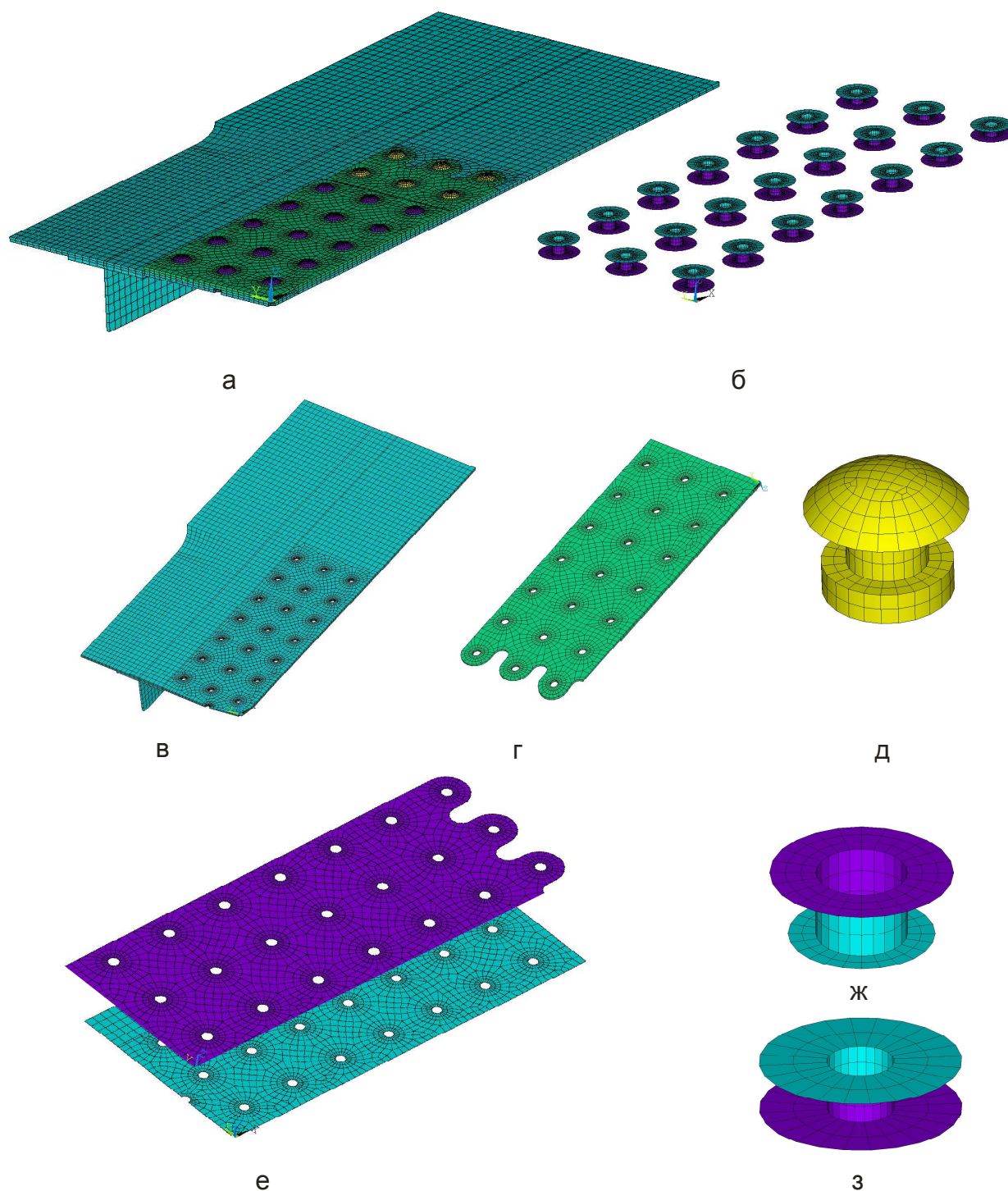


Рис. 5. Конечно-элементная модель:

а – соединения панели и ремонтной накладки; б – контактных элементов между заклепками и элементами панели с накладкой; в – панели с центрально расположенной трещиной; г – ремонтной накладки; д – заклепки; е, ж, з – контактных элементов соединения панели с накладкой и крепёжных элементов с панелью и накладкой

В конечно-элементной модели панели с усталостной трещиной и установленной ремонтной накладкой заданы следующие характеристики материалов:

1) материал заклепок – алюминиевый сплав В65 с модулем упругости  $E = 71000$  МПа и коэффициентом Пуассона  $\mu = 0,3$ . Для описания поведения материала был выбран закон полилинейного изотропного упрочнения материала (MISO) с учетом эффекта Баушингера;

2) материал накладки – алюминиевый сплав Д16АТ с модулем упругости  $E = 72000$  МПа и коэффициентом Пуассона  $\mu = 0,3$ . В расчетах была принята опция полилинейного кинематического упрочнения материала (KINH), учитывающая эффект Баушингера;

3) материал панели – алюминиевый сплав Д16АТ с учетом деградации механических свойств материала. В работе рассмотрены два варианта деградации механических свойств материала панели с усталостной трещиной – на 5 и 10% от параметров материала без учета деградации (рис. 6).

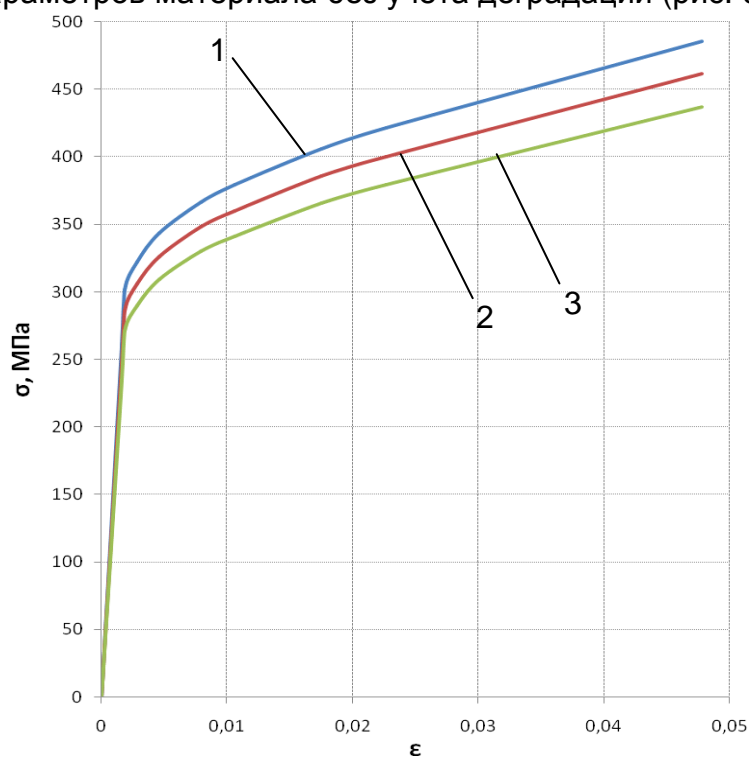


Рис. 6. Кривые деформирования сплава Д16АТ:  
 1 – без учета деградации свойств материала;  
 2 – механические свойства уменьшены на 5%;  
 3 – механические свойства уменьшены на 10%

При создании контактных пар в расчетной модели было учтено трение путем задания коэффициента сухого трения скольжения:

- $\nu = 0,15$  – между заклепкой и поверхностью отверстия;
- $\nu = 0,94$  – между панелью и накладкой.

Характеристики локального НДС рассчитывали для случаев 5%- и 10%-ной деградации механических характеристик материала и при ее отсутствии. НДС модели панели с усталостной трещиной и ремонтной накладкой рассматривали при уровнях нагружения 25, 50, 75, 100, 125 и 150 МПа.

После проведения анализа полученных результатов расчетов были определены три зоны вероятного усталостного разрушения панели с трещиной: 1) зона усталостной трещины; 2) зона по оси крайнего ряда крепежных элементов панели; 3) зона по оси первого ряда крепежных элементов в накладке.

Схема идентификации путей, вдоль которых строили графики распределения напряжений, деформаций и удельной энергии деформирования, показана на рис. 7.

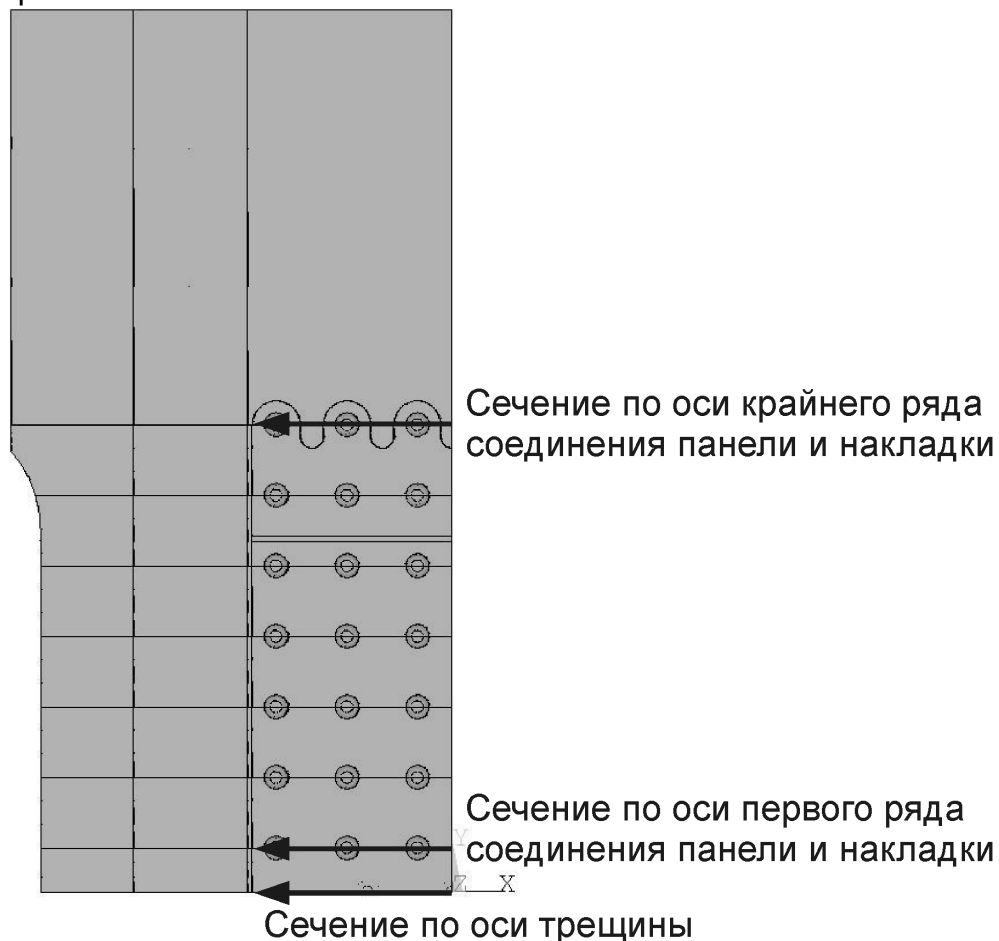


Рис. 7. Схема идентификации путей, вдоль которых строили графики распределения напряжений, деформаций и удельной энергии деформирования

В качестве параметров, характеризующих локальное НДС в указанных зонах, выбраны:

- 1) максимальные главные растягивающие напряжения  $\sigma_1$ ;
- 2) максимальные главные растягивающие деформации  $\epsilon_1$ ;
- 3) удельная энергия деформирования  $w_1$ .

Проанализировано влияние уровня нагружения на изменение максимальных главных растягивающих напряжений, деформаций и удельной энергии деформирования эквивалентного отнулевого цикла в исследуемых зонах панели (рис. 8 – 16). На рисунках приняты следующие обозначения: 1 – деградация механических свойств материала панели не учитывается; 2 – величина деградации механических свойств материала панели составляет 5%; 3 – величина деградации механических свойств материала панели составляет 10%.

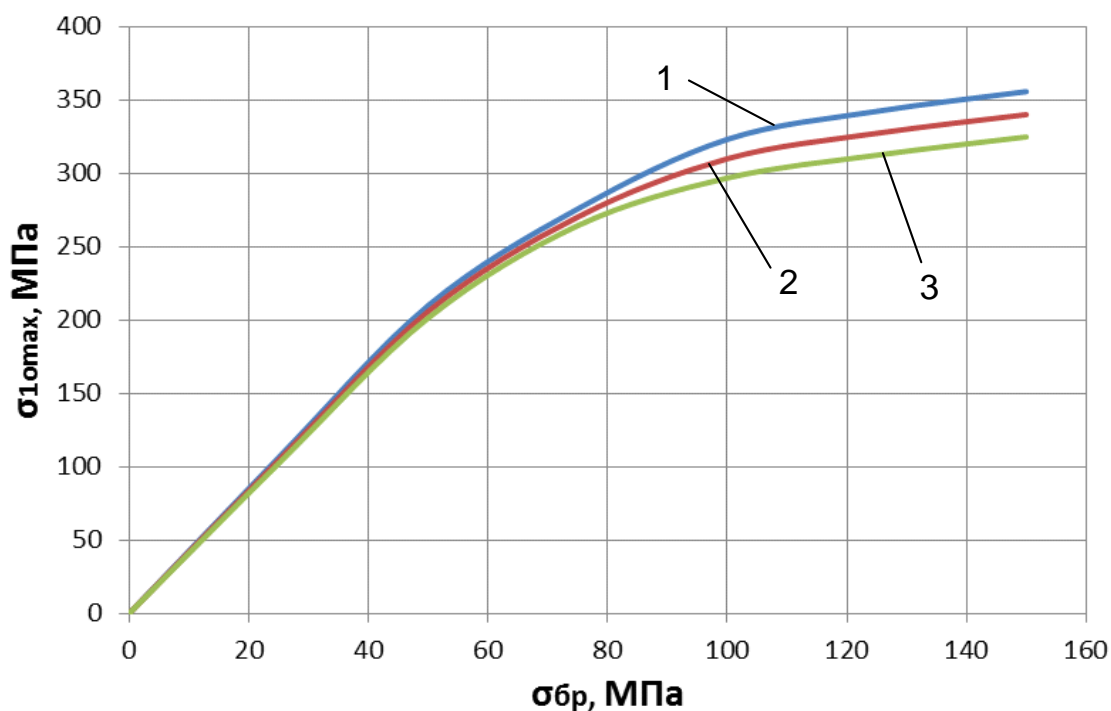


Рис. 8. Влияние уровня нагружения на изменение максимальных главных растягивающих напряжений эквивалентного отнулевого цикла, возникающих в панели по оси трещины

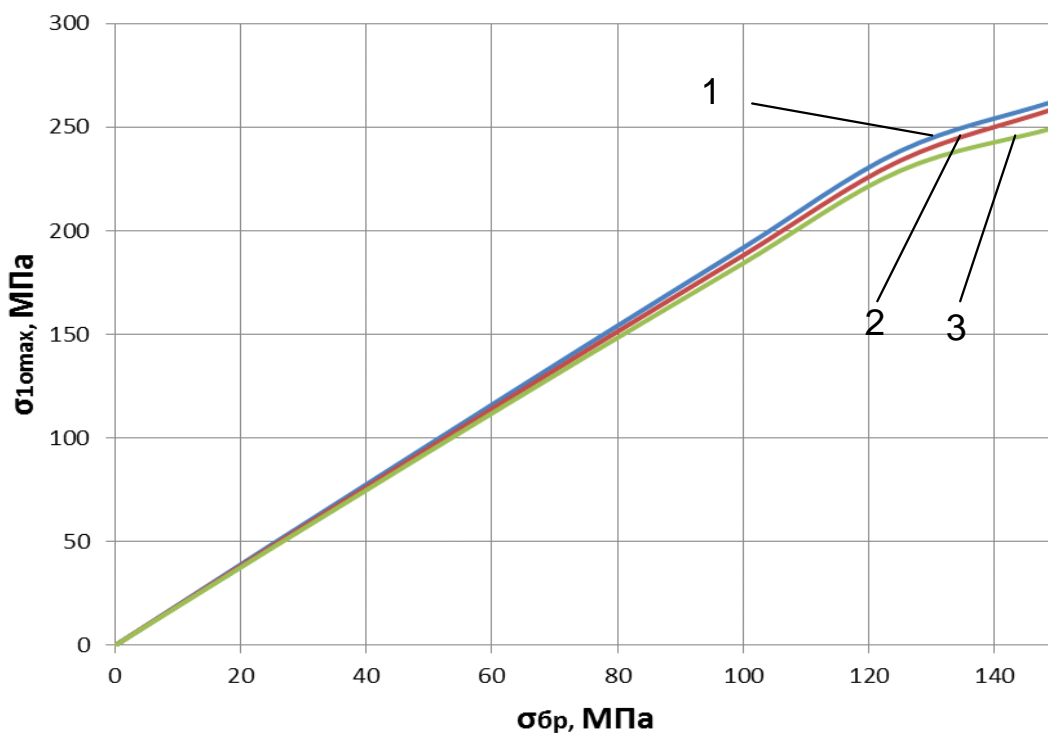


Рис. 9. Влияние уровня нагружения на изменение максимальных главных растягивающих напряжений эквивалентного отнулевого цикла, возникающих в панели по оси первого ряда крепёжных элементов



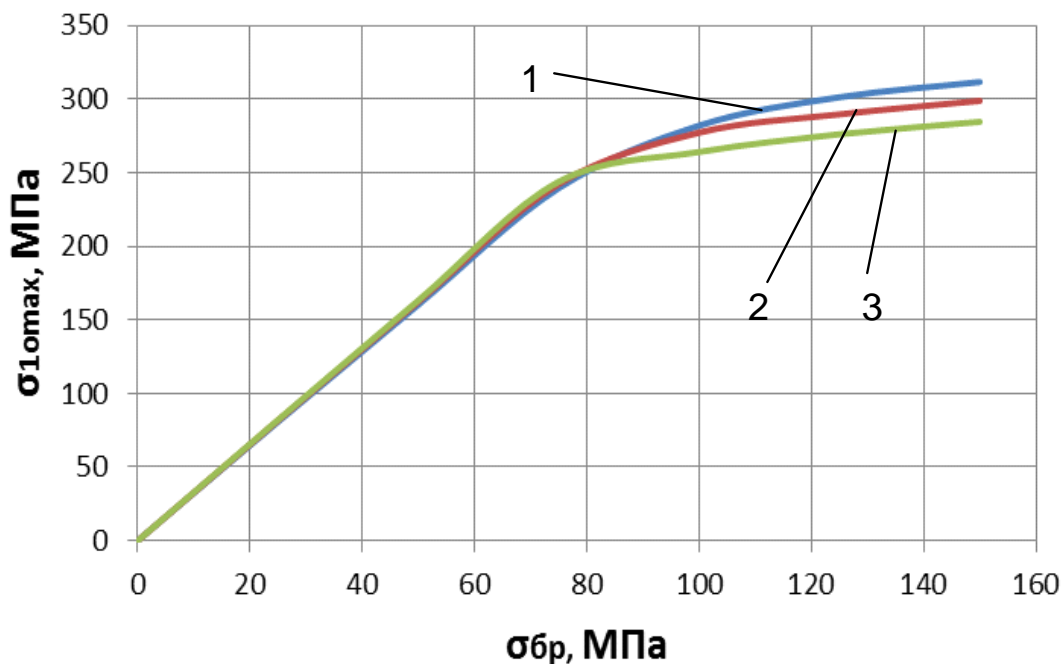


Рис. 10. Влияние уровня нагружения на изменение максимальных главных растягивающих напряжений эквивалентного отнулевого цикла, возникающих в панели по оси крайнего ряда крепёжных элементов

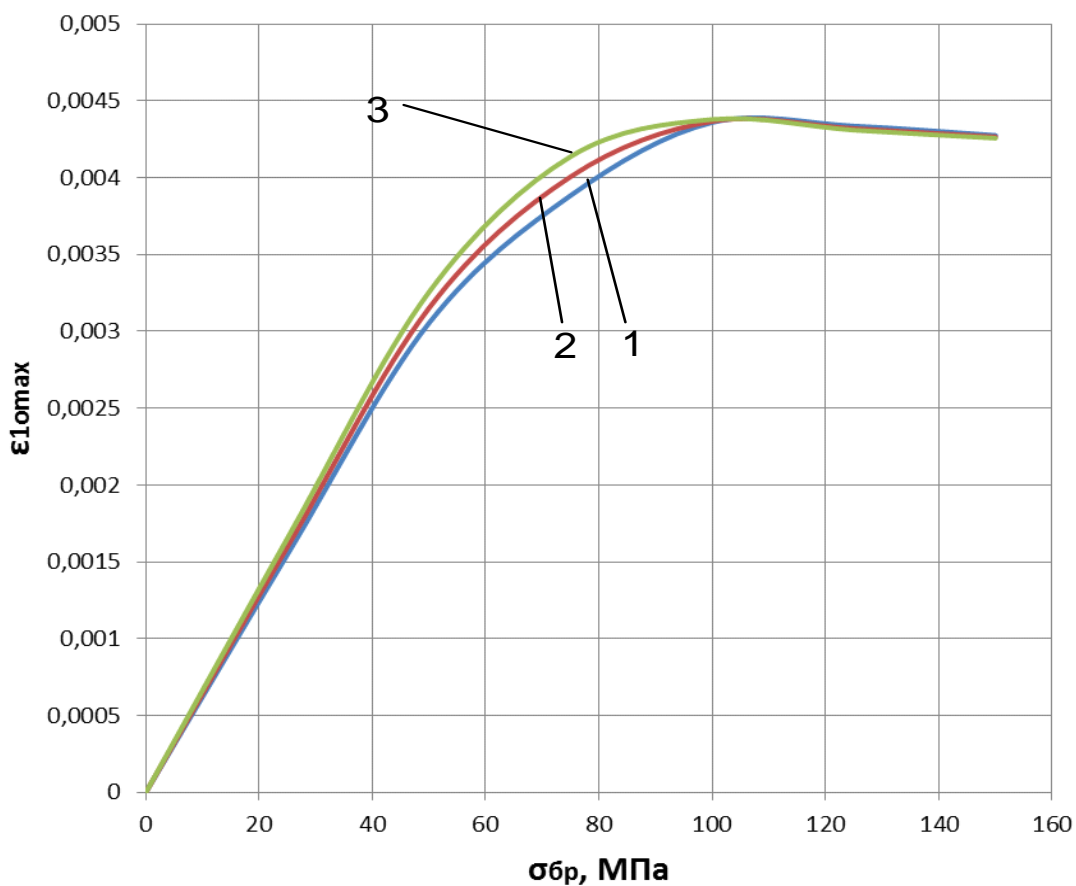


Рис. 11. Влияние уровня нагружения на изменение максимальных главных растягивающих деформаций эквивалентного отнулевого цикла, возникающих в панели по оси трещины

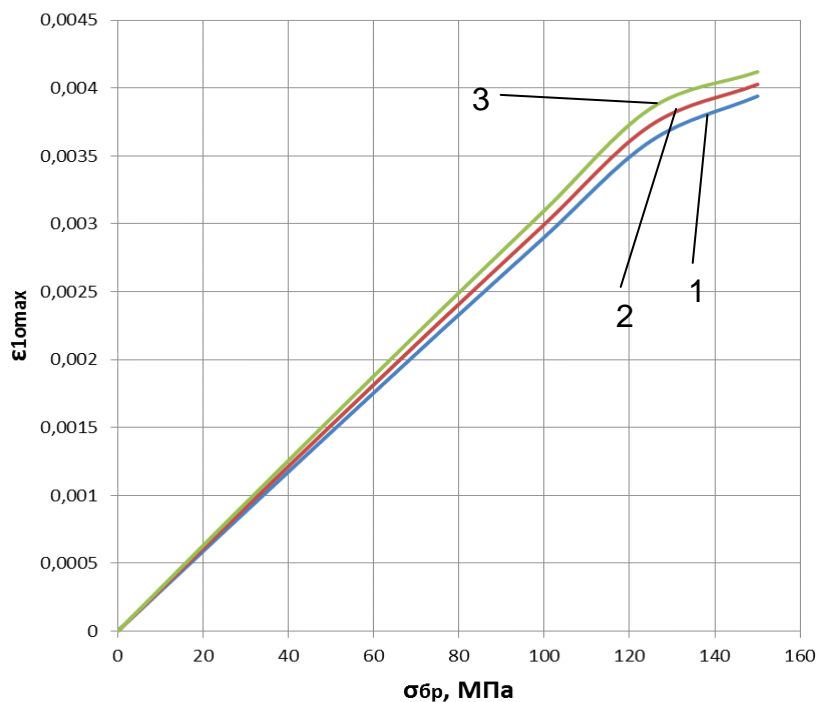


Рис. 12. Влияние уровня нагружения на изменение максимальных главных растягивающих деформаций эквивалентного отнулевого цикла, возникающих в панели по оси первого ряда крепёжных элементов

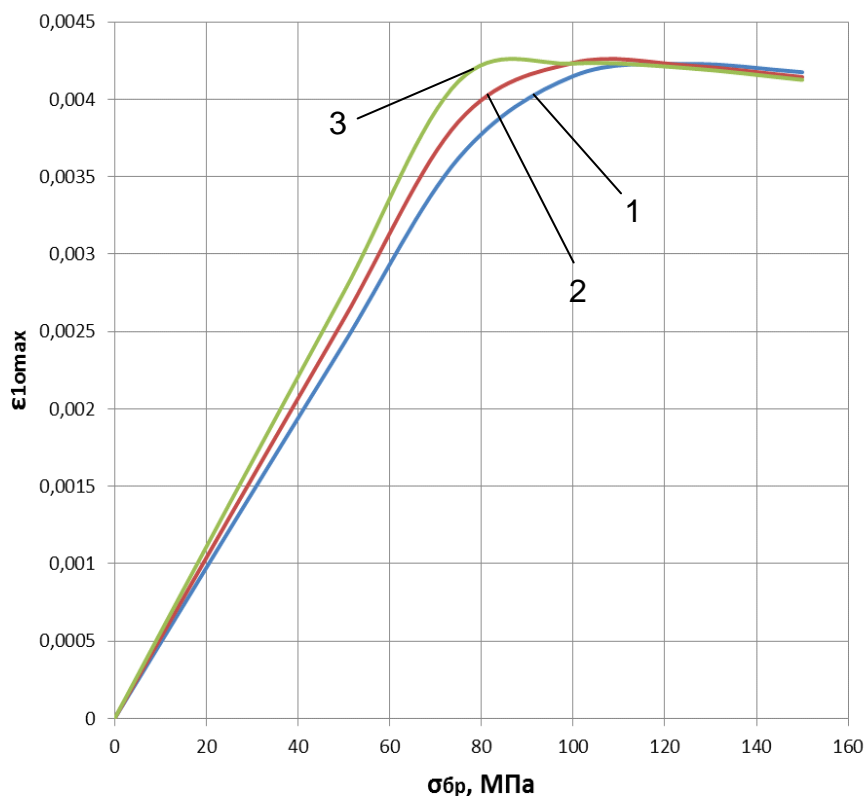


Рис. 13. Влияние уровня нагружения на изменение максимальных главных растягивающих деформаций эквивалентного отнулевого цикла, возникающих в панели по оси крайнего ряда крепёжных элементов

Проанализировано влияние уровня нагружения на изменение максимальной удельной энергии деформирования эквивалентного отнулевого цикла в исследуемых зонах ремонтной накладки и панели с усталостной трещиной (рис. 14-16).

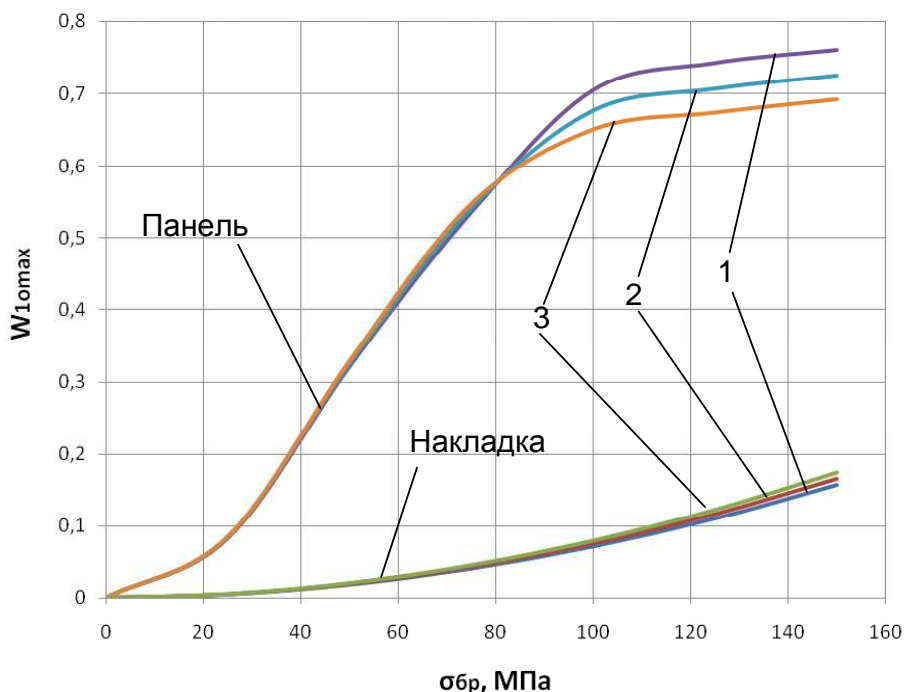


Рис. 14. Влияние уровня нагружения на изменение максимальной удельной энергии деформирования эквивалентного отнулевого цикла в сечении панели по оси усталостной трещины

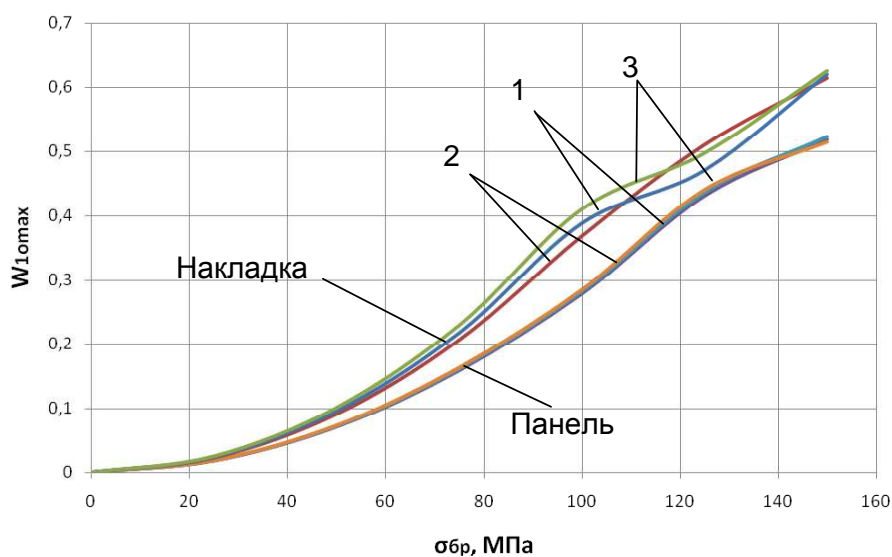


Рис. 15. Влияние уровня нагружения на изменение максимальной удельной энергии деформирования эквивалентного отнулевого цикла в сечении панели по оси первого ряда крепёжных элементов

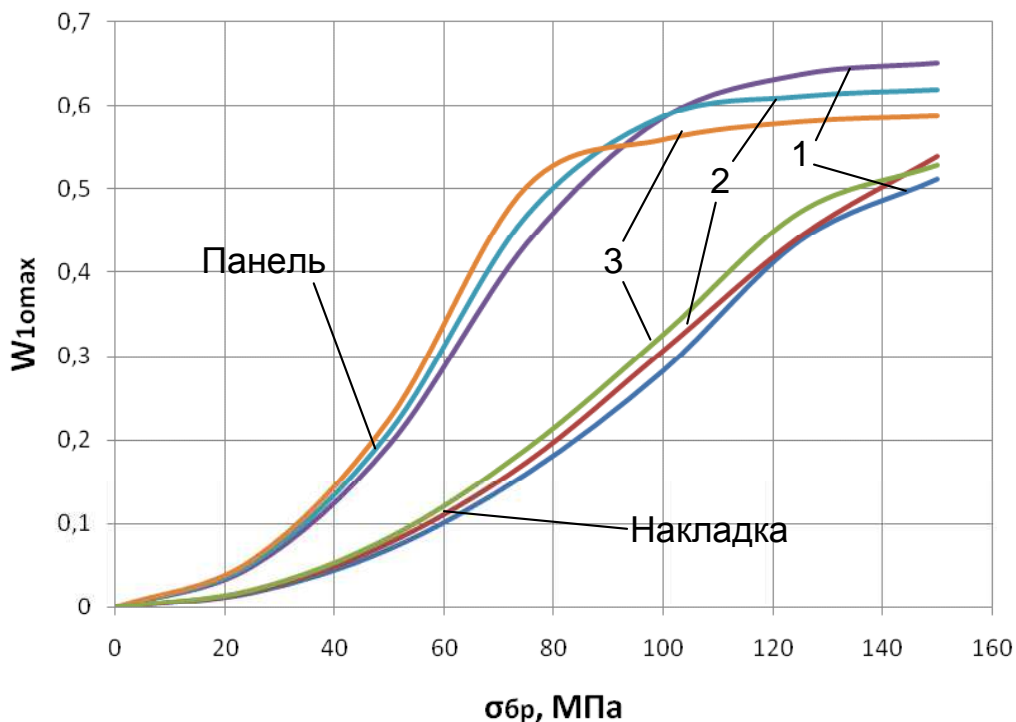


Рис. 16. Влияние уровня нагружения на изменение максимальной удельной энергии деформирования эквивалентного отнулевого цикла в сечении панели по оси крайнего ряда крепёжных элементов

На рис. 17-18 показан характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса в панели с усталостной трещиной и в ремонтной накладке.

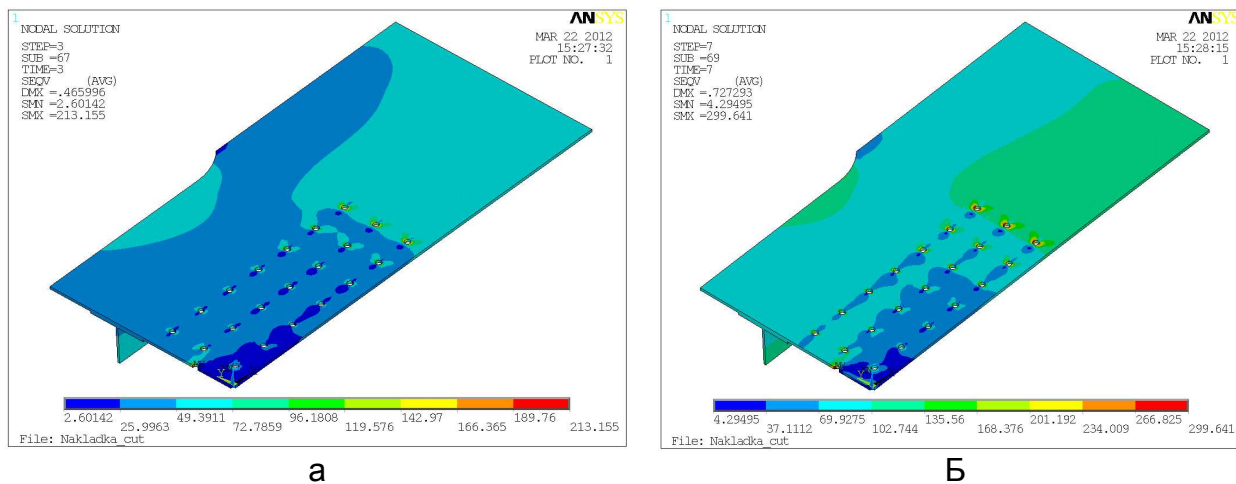


Рис. 17. Характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса в участке панели с усталостной трещиной при уровне деградации механических свойств материала панели 10% и величине нагрузки: а – 50 МПа, б – 100 МПа

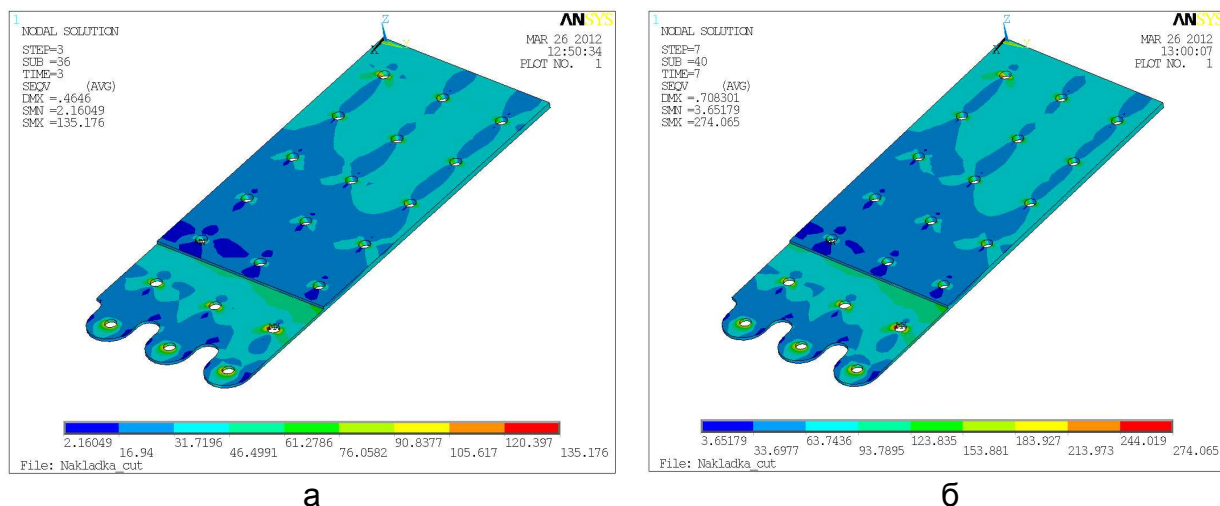


Рис. 18. Характер распределения эквивалентных напряжений Мизеса в ремонтной накладке при уровне деградации механических свойств накладки 10% и величине нагрузки: а – 50 МПа, б – 100 МПа

### Выводы

1. Выполнен анализ влияния деградации механических свойств материала панели планера ЛА на характеристики локального НДС в растянутой панели с усталостной трещиной и ремонтной накладкой. При выполнении анализа не учитывалось влияние радиального натяга и осевой затяжки на характеристики НДС исследуемого соединения панели и ремонтной накладки.

2. Определено влияние деградации механических свойств материала на характеристики локального НДС в растянутой панели с усталостной трещиной и ремонтной накладкой. Параметры, характеризующие локальное НДС в рассматриваемых зонах, при учете снижения механических характеристик материала панели изменяются незначительно. Указанные характеристики, как правило, возрастают на величину, примерно равную величине изменения модуля упругости материала панели в результате деградации, до достижения уровня напряжений в панели, соответствующего пределу текучести, после чего наблюдается их спад.

3. В сечении панели по оси трещины и по крайнему ряду соединения панели и накладки удельная энергия деформирования при уровнях деградации механических свойств материала панели 5 и 10% и величине нагрузки от 25 до 75 МПа увеличивается в 1,01-1,08 и 1,027-1,16 раза соответственно по сравнению с удельной энергией деформирования в панели без учета деградации характеристик материала панели. При нагрузке более 100 МПа и тех же уровнях деградации наблюдается снижение величины удельной энергии деформирования в рассматриваемых зонах в 1,041-1,051 и 1,047-1,108 раза соответственно. При этом в ремонтной накладке в таких зонах происходит рост удельной энергии деформирования с увеличением уровня деградации механических характеристик материала панели.

4. В сечении панели по оси первого заклепочного ряда с увеличением степени деградации механических свойств материала и уровня нагружения перераспределение характеристик локального НДС между поврежденной обшивкой и ремонтной накладкой незначительно и находится в пределах 3%.

### Список литературы

1. Гребеников, А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолётных конструкций [Текст] / А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2006. – 532 с.
2. Alexopoulos, N. D. Experimental and theoretical studies of corrosion-induced mechanical properties degradation of aircraft 2024 aluminum alloy [Text]/ N. D. Alexopoulos, P. Papanikos // Materials Science and Engineering – 2008. - A498. – P. 248–257.
3. Осташ, О. Модельна та експлуатаційна деградація алюмінієвих сплавів авіаційного призначення [Текст]/ О.Осташ, І. Андрейко, Ю. Головатюк // Вісник ТНТУ. — 2011. — Спецвипуск. Механіка та матеріалознавство. — ч. 2. — С.15 - 20.
4. ANSYS Analysis Guide. Element Reference. Element Library. 001087. 4<sup>th</sup> Edition. SAS IP<sup>©</sup>.

**Рецензент:** кан-т техн. наук, доцент, начальник конструкторского отдела Е.Т. Василевский, Государственное предприятие «АНТОНОВ», г. Киев.

Поступила в редакцию 18.05.12

### **Аналіз впливу деградації механічних властивостей матеріалу панелі планера ЛА на характер зміни характеристик локального НДС у розтягнутій панелі зі втомною тріщиною і ремонтною накладкою**

Проведено аналіз впливу деградації механічних властивостей матеріалу панелі планера ЛА на характеристики локального НДС у розтягнутій панелі зі втомною тріщиною і ремонтною накладкою.

**Ключові слова:** панель планера ЛА, втомна тріщина, ремонтна накладка, характеристики локального НДС, крива деформування алюмінієвого сплаву, деградація механічних характеристик сплаву, питома енергія деформування.

### **Analysis of influence of airframe panel material's mechanical properties degradation on local deflected mode characteristics variation in the extended panel with fatigue crack and patch**

Influence of airframe panel material's mechanical properties degradation on local deflected mode characteristics in the extended panel with fatigue crack and patch has been analyzed.

**Keywords:** airframe panel, fatigue crack, patch, local deflected mode characteristics, aluminium alloy stress-strain curve, aluminium alloy mechanical properties degradation, specific deformation energy.