

УДК 539.421

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-125-138

## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КЛЕЕВОГО РЕМОНТНОГО СОЕДИНЕНИЯ**

**А.А. ФЕДОТОВ<sup>1</sup>, А.В. ЦИПЕНКО<sup>1</sup>, А.И. ЛЕБЕДЕВ<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
г. Москва, Россия*

<sup>2</sup>*Naus Inc., Отдел промышленности и энергетики, г. Москва, Россия*

В условиях прогнозируемого роста объема пассажирских перевозок авиационным транспортом дополнительное внимание будет уделяться организации конкурентоспособного процесса технического обслуживания и ремонта гражданских воздушных судов. Внедрение новых технологических процессов ремонта конструкций планера самолета и применение современных информационных технологий на этапе проектирования процедур ремонта могут стать преимуществами на расширяющемся рынке услуг послепродажной поддержки воздушного флота гражданской авиации. Клеевой ремонт конструкций планера позволяет более полно использовать несущие способности конструкционных материалов, но применение технологии клеевых соединений требует более сложной процедуры прочностного расчета. Для проведения достоверных расчетов целесообразно применение современных программных пакетов конечно-элементного моделирования, возможности которых позволяют получать адекватные результаты вычислений параметров клеевого ремонтного соединения при действии циклической нагрузки. В данной статье сделан акцент на применении методов конечно-элементного моделирования развития трещины в изотропном материале и способах ускоренного вычисления отклика конструкции с трещиной на циклическое механическое воздействие. Моделирование развития трещины осуществляется при помощи методики XFEM, когда к созданной конечно-элементной аппроксимации добавляются асимптотическая функция имитации вершины трещины и функция разрыва, задающая зазор между поверхностями трещины. Моделирование усталостных свойств ремонтного соединения производится по методике прямого циклического нагружения, использующей разложение в ряд Фурье и интегрирование по времени функции нелинейного поведения материала. Результат интегрирования в каждой заданной точке истории нагружения используется в дальнейшем для прогнозирования усталостной деградации свойств материала на последующем шаге расчета и позволяет оценивать скорость развития повреждений в материале. По итогам анализа результатов расчета сделан вывод о соответствии данных численного моделирования данным натурных экспериментов и приводится оценка времени, затраченного на проведение расчета с применением методов ускоренного моделирования циклического нагружения.

**Ключевые слова:** конечно-элементная модель, клеевой ремонт, циклическое механическое нагружение.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Прогноз объемов перевозок пассажиров и грузов<sup>1</sup> [1] показывает, что ведущие производители авиационной техники ожидают устойчивого роста объемов пассажиропотока в ближайшие 15–20 лет. Для удовлетворения запросов по перевозкам авиакомпаниям потребуется увеличивать флот на 3,5 % ежегодно, что в итоге к 2036 году (с учетом вывода из эксплуатации устаревших и выработавших ресурс самолетов) потребует производства и поставки 41 тыс. новых воздушных судов всех классов. Рост числа эксплуатируемых гражданских самолетов повлечет за собой и расширение объема рынка услуг по техническому обслуживанию и ремонту воздушных судов (ВС) на 3,8–4,1 % в год до 109 млрд долл. к 2027 году [1], [2], что делает более привлекательным этот рынок для компаний, ранее не оказывавших таких услуг, включая собственных разработчиков и производителей авиационной техники (АТ).

<sup>1</sup> Current Market Outlook. Boeing Commercial Airplanes [Электронный ресурс].  
URL: <http://www.boeing.com/commercial/market/current-market-outlook-2017> (дата обращения: 02.02.2018).

Привлечение разработчика АТ к регулярному техническому обслуживанию позволяет разрабатывать и внедрять технологии эксплуатации и ремонта, ранее признаваемые коммерчески нецелесообразными и/или технически трудноосуществимыми при выполнении операций персоналом авиакомпаний, эксплуатирующих ВС. Среди прочих к этой категории операций будет относиться технологический процесс установки ремонтных заплат на поврежденные элементы планера воздушного судна при помощи клеевых составов – процедура клеевого ремонта конструкций планера [3]. Несмотря на наличие значительной базы знаний по теории и особенностям практического применения клеевых составов при создании технических объектов различного назначения [4–14], клеевые соединения при эксплуатации АТ применяются ограниченно. В то же время разработаны и апробированы методики проведения клеевых ремонтных операций на металлических конструкциях планера с применением композитных и гибридных металл-полимерных заплат с использованием клеевых составов<sup>2,3</sup> [15–22].

Однако только лишь факт владения технологиями клеевых ремонтов не означает естественного отражения этих технологий в эксплуатационных документах к ВС. Для проектируемого или эксплуатируемого объекта авиационной техники необходимо разработать и внедрить методику проектировочного расчета клеевых ремонтных соединений, достаточно простую для использования квалифицированным инженером-конструктором без глубокой переподготовки и достаточно надежную в плане применяемых методов расчета для выявления и отсеивания проигрышных вариантов проектируемого соединения. Использование такой методики в цепочке процесса разработки процедур ремонта позволит проводить оперативный анализ направлений поиска оптимальной конструкции. Использование аналогичной методики может быть экономически целесообразным в ходе послепродажного обслуживания флота для сокращения времени ответа на запросы организаций, эксплуатирующих ВС.

### КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНАЯ МОДЕЛЬ КЛЕЕВОГО РЕМОНТА

Для численного анализа работы клеевого ремонта под нагрузкой была построена конечно-элементная (КЭ) модель клеевого ремонта в среде инженерных расчетов Abaqus. В ходе исследования ставилась задача сформировать КЭ-модель, результаты расчета которой адекватно отражают работу клеевого соединения и позволяют использовать полученный алгоритм вычислений для прогноза скорости развития повреждений в отремонтированном элементе конструкции.

Численная модель ремонта состоит из модели обшивки, содержащей трещину исходной длины, и модели заплаты, выполненной из композиционного материала. Передача усилия клеевой прослойкой между обшивкой и заплатой моделируется заданием условий контакта двух деталей по сопрягаемым поверхностям. Общий вид геометрии модели показан на рис. 1 ( $t_p$  – толщина заплаты,  $t_s$  – толщина обшивки). Характер роста трещины определялся размахом коэффициента интенсивности напряжений (КИН) в вершине трещины  $\Delta K$  – разницей между КИН при максимальном и минимальном уровне механического воздействия за 1 цикл нагружения.

<sup>2</sup> ТР 1.4.1831-98. Ремонт сотовых клееных конструкций из алюминиевых сплавов и полимерных композиционных материалов в условиях авиаремонтных предприятий и эксплуатирующих организаций: технологическая рекомендация. М.: Федеральная служба воздушного транспорта РФ, 1998.

<sup>3</sup> ТР 1.2.1683-2000. Применение клеев и композиционных материалов клеевых для ремонта изделий авиакосмической техники: технологическая рекомендация. М.: Федеральная служба воздушного транспорта РФ, 2000.

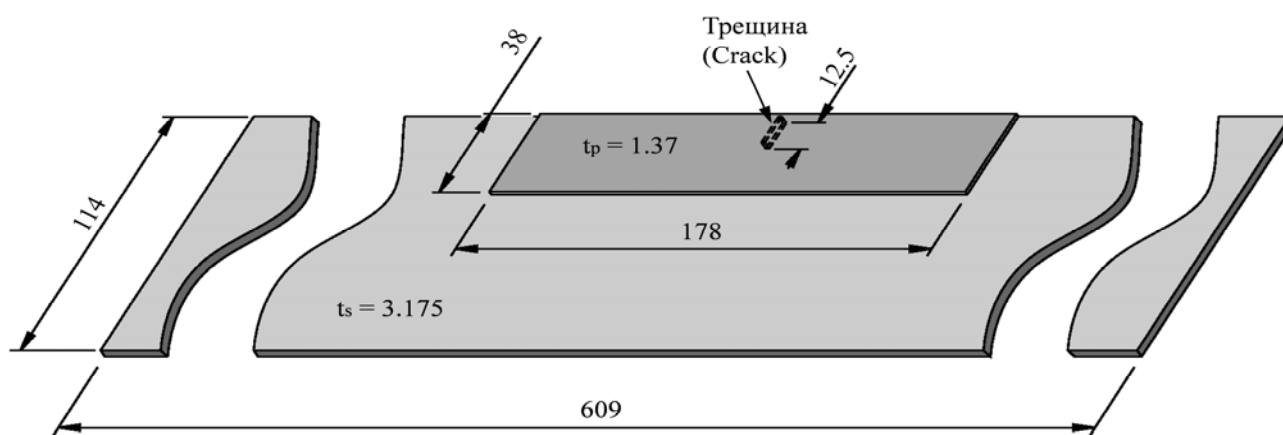


Рис. 1. Геометрия расчетной области конечно-элементной модели (размеры в мм)  
Fig. 1. Dimensions of the finite element model (dimensions in mm)

Для настройки численного расчета и проверки корректности КЭ-модели на начальном этапе проводилось решение задачи растяжения пластины с существующей трещиной заданного размера при отсутствии ремонтной заплаты. Результаты КЭ-расчета сравнивались с данными натурных экспериментов, приведенных в отчете<sup>4</sup>. Для снижения объема расчета модели-ровалась половина образца для испытаний, по плоскости симметрии задавалось граничное условие симметрии. Размеры образца отличались от указанных на рис. 1 и составляли 305 × 76 × 3,175 мм с краевой трещиной длиной 6,35 мм в середине образца. Используемые свойства алюминиевого сплава 7075-T6 приведены в табл. 1.

Таблица 1  
Table 1

Характеристики сплава 7075-T6 для КЭ-расчета  
Properties of 7075-T6 alloy for FE analysis

Модуль упругости, ГПа (GPa)	73,1
Модуль сдвига, ГПа (GPa)	28
Коэффициент Пуассона	0,33
Коэффициент линейного температурного расширения, $\alpha \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$	23,2
Предел прочности при растяжении, МПа (MPa)	462 (67000 psi)
Трещиностойкость $K_{IC}$ , МПа $\sqrt{\text{м}}$ (MPa $\sqrt{\text{m}}$ )	77 [23]

К образцу была приложена синусоидальная циклическая нагрузка амплитудой 9,82 кН с коэффициентом асимметрии цикла  $R = 0,1$ .

Для моделирования процесса развития повреждения при циклической нагрузке применялись расчетные методы Abaqus: XFEM и Direct Cyclic Approach.

### 1. Метод моделирования развития трещины XFEM

Метод XFEM (Extended finite element method) применяется для моделирования разрывов сплошности материала (трещин) и позволяет искать решения уравнений в частных производных для разрывных функций [24]. Метод XFEM задает априорную информацию о ходе решения в КЭ пространстве для симуляции несплошности и сингулярности в материалах независимо от схемы разбиения на конечные элементы. В данном методе к существующей конечно-

<sup>4</sup> 7075-T6 and 2024-T351. Aluminum Alloy Fatigue Crack Growth Rate Data. NASA report TM-2005-213907. 2005.

элементной аппроксимации добавляются новые степени свободы при помощи функций «насыщения»: асимптотическая функция для моделирования вершины трещины и функция разрыва для задания зазора между поверхностями трещины.

Общий принцип работы метода XFEM можно показать на примере двумерной трещины (рис. 2)<sup>5</sup> [25].

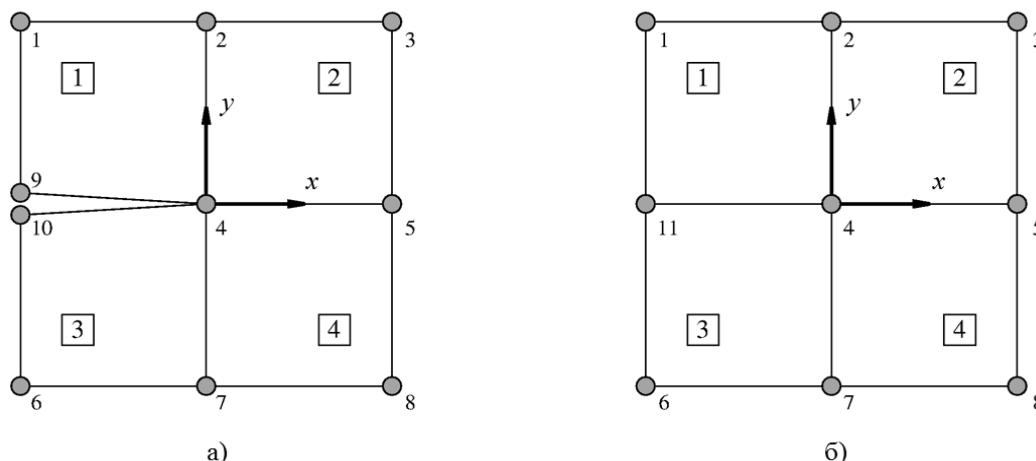


Рис. 2. Схема двумерного случая метода XFEM: *a* – КЭ-сетка с трещиной, *b* – КЭ-сетка без трещины  
Fig. 2. 2D-case schema of XFEM: *a* – FE mesh with crack, *b* – FE mesh without crack

Конечно-элементная аппроксимация решения приведенного участка модели будет выражаться:

$$\mathbf{u}^h(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^{10} N_i(\mathbf{x}) \mathbf{u}_i,$$

где  $N_i$  – функция формы для  $i$ -го узла,  $\mathbf{u}_i$  – вектор перемещений  $i$ -го узла,  $\mathbf{x}$  – вектор координат узла сетки. Введем параметры  $\mathbf{k}$  и  $\mathbf{l}$  как

$$\mathbf{k} = \frac{\mathbf{u}_9 + \mathbf{u}_{10}}{2}, \quad \mathbf{l} = \frac{\mathbf{u}_9 - \mathbf{u}_{10}}{2}.$$

Представив векторы перемещений узлов 9 и 10 в виде  $\mathbf{u}_9 = \mathbf{k} + \mathbf{l}$ ,  $\mathbf{u}_{10} = \mathbf{k} - \mathbf{l}$ , можно получить решение конечно-элементной задачи как выражение

$$\mathbf{u}^h = \sum_{i=1}^8 N_i \mathbf{u}_i + \mathbf{k}(N_9 + N_{10}) + \mathbf{l}(N_9 - N_{10}) H(\mathbf{x});$$

здесь функция скачка  $H(\mathbf{x}) = \begin{cases} 1, & y > 0; \\ -1, & y < 0. \end{cases}$

Заменив сумму  $N_9 + N_{10}$  функцией формы для нового «фиктивного» узла  $N_{11}$  и  $\mathbf{k}$  на  $\mathbf{u}_{11}$ , получим конечно-элементную аппроксимацию в виде

$$\mathbf{u}^h = \underbrace{\sum_{i=1}^8 N_i \mathbf{u}_i + N_{11} \mathbf{u}_{11}}_{\text{обычное КЭ решение}} + \underbrace{\mathbf{l} N_{11} H(\mathbf{x})}_{\text{функция «насыщения»}} \quad (1)$$

<sup>5</sup> Abaqus/CAE 6.10 User's Manual, Dassault Systèmes, 2010.

В структуре выражения (1) два первых слагаемых представляют собой стандартное решение по методу конечных элементов, а третье слагаемое описывает «зазор» между поверхностями трещины, соответственно, сетка с трещиной может быть представлена в расчете сеткой без фактической трещины, но с добавочной функцией разрыва.

Для моделирования сингулярности в вершине трещины вводится дополнительная асимптотическая функция  $\psi$  в ячейках, прилегающих к трещине (рис. 3) [25].

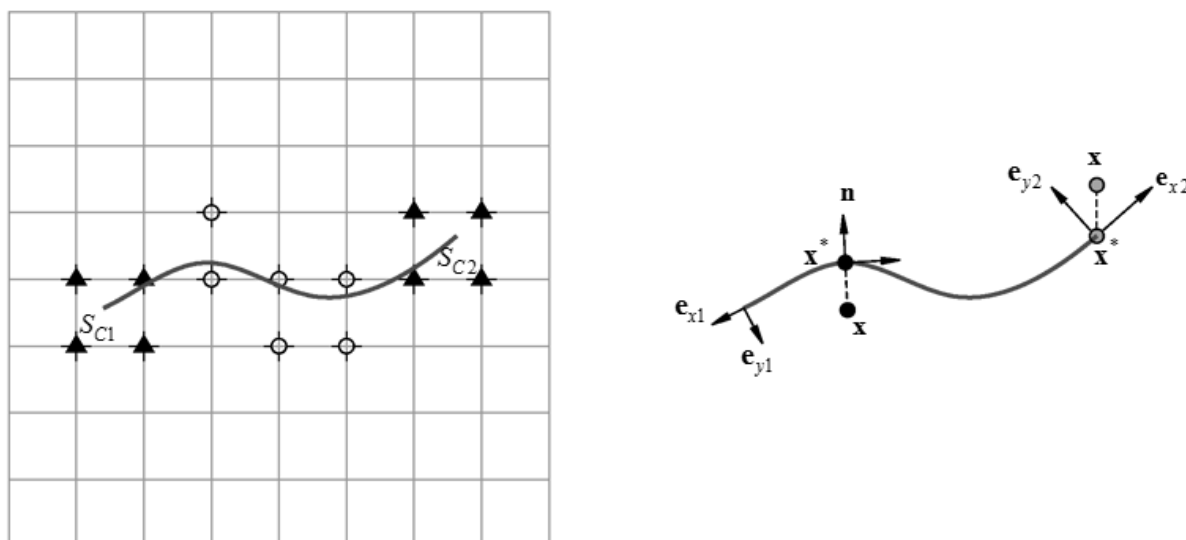


Рис. 3. Схема расчета локальной трещины в КЭ-сетке  
Fig. 3. Schema of the local crack analysis with FE mesh

Обозначив все узлы расчетной сетки как  $S$ , узлы, окружающие вершину трещины, как  $S_c$ , узлы, чьи связи пересекаются трещиной, как  $S_h$ , получим решение задачи в форме

$$\mathbf{u} = \sum_{I \in \mathcal{S}} N_I(\mathbf{x}) \left[ \mathbf{u}_I + \underbrace{H(\mathbf{x}) \mathbf{a}_I}_{I \in \mathcal{S}_h} + \sum_{i=1}^4 \underbrace{\psi_i(\mathbf{x}) \mathbf{b}_I^i}_{I \in \mathcal{S}_c} \right], \quad (2)$$

где  $\mathbf{u}_I$  – вектор перемещений узлов,  $\mathbf{a}_I$  – вектор степеней свободы узлов сетки, совместно с функцией скачка  $H(\mathbf{x})$  представляющий зазор между поверхностями трещины,  $\mathbf{b}_I^i$  – вектор степеней свободы узлов сетки, совместно с функцией вершины трещины  $\psi_i(\mathbf{x})$  представляющий сингулярность в материале.

Функция скачка может быть определена в виде [26]

$$H(\mathbf{x}) = \begin{cases} 1, & \text{при } (\mathbf{x} - \mathbf{x}^*) \cdot \mathbf{n} \geq 0, \\ -1, & \text{в остальных случаях,} \end{cases}$$

где  $\mathbf{x}^*$  – координаты точки трещины, ближайшей к рассматриваемой точке  $\mathbf{x}$ ,  $\mathbf{n}$  – вектор внешней нормали в точке  $\mathbf{x}^*$ .

Для изотропного упругого материала (каким в данном случае можно считать алюминиевый сплав 7075-T6) функция вершины трещины представляется в виде [26]

$$\{\psi_i(\mathbf{x})\}_{i=1}^4 = \left[ \sqrt{r} \sin \frac{\alpha}{2}, \sqrt{r} \cos \frac{\alpha}{2}, \sqrt{r} \sin \frac{\alpha}{2} \sin \alpha, \sqrt{r} \cos \frac{\alpha}{2} \sin \alpha \right],$$

где  $(r, \alpha)$  – локальные полярные координаты в вершине трещины,  $-\pi \leq \alpha \leq \pi$ .

Для расчета развития существующей трещины задаются характеристики трещиностойкости материала и производится вычисление действующей интенсивности напряжений в вершине трещины. КИН определяется по методу  $J$ -интеграла, позволяющему определять скорость высвобождения энергии деформации вблизи вершины трещины. Для двумерной трещины  $J$ -интеграл записывается в виде

$$J = \lim_{\Gamma \rightarrow 0} \int_{\Gamma} \mathbf{n} \times \mathbf{H} \times \mathbf{q} \, d\Gamma,$$

где  $\Gamma$  – контур, охватывающий вершину трещины,  $\mathbf{n}$  – вектор внешней нормали к контуру,  $\mathbf{q}$  – вектор направления развития трещины. Функция  $\mathbf{H}$  представляется зависимостью:

$$\mathbf{H} = W \mathbf{I} - \boldsymbol{\sigma} \times \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial \mathbf{x}},$$

$W$  – упругая энергия деформации,  $\mathbf{I}$  – единичный тензор,  $\boldsymbol{\sigma}$  – тензор напряжений Коши,  $\mathbf{u}$  – вектор перемещений.

Для изотропного материала  $J$ -интеграл связан с коэффициентами интенсивности напряжений по трем модам следующим выражением:

$$J = \frac{1}{E} (K_I^2 + K_{II}^2) + \frac{1}{2G} K_{III}^2$$

( $\bar{E} = E$  для плоско-напряженного состояния,  $\bar{E} = \frac{E}{1-\nu^2}$  для плоско-деформированного состояния); а для чистого нормального раскрытия трещины по моде I выражение для  $J$ -интеграла выглядит еще проще:

$$J_I = K_I^2 \left( \frac{1-\nu^2}{E} \right).$$

После нахождения численными методами значения  $J$ -интеграла (Abaqus предлагает такую возможность) можно определить КИН в вершине трещины и получить облако точек для построения зависимости скорости прироста трещины от КИН и провести сравнение результатов КЭ-расчета с данными натуральных испытаний.

## 2. Метод моделирования усталостного поведения конструкции

Традиционный подход к определению долговечности материала конструкции связан с построением кривых  $S-N$  (величина нагрузки к числу циклов до разрушения). Такой подход широко применяется при проектировании различных изделий, но он не позволяет напрямую установить зависимость между размерами повреждений и числом циклов приложенной нагрузки. Другой метод прогнозирования долговечности материала опирается на характеристику развития повреждения под действием неупругих деформаций, при которых происходит стабилизация отклика конструкции по истечении множества циклов нагружения<sup>6</sup>. Поскольку прямое моделирование циклической нагрузки даже на простейшей конструкции обычно занимает неприемлемое время, численное моделирование процессов сопротивления усталости проводят на основе малого интервала времени из общей истории нагружения конструкции, после чего отклик

<sup>6</sup> Abaqus/CAE 6.10 User's Manual, Dassault Systèmes, 2010.

материала на усталостную нагрузку экстраполируют по эмпирическим зависимостям на весь интересующий период времени нагружения.

Метод прямого циклического нагружения (Direct Cyclic Approach) позволяет построить модель усталостного поведения конструкции, эффективную с точки зрения времени вычислений и потребных ресурсов. Метод использует разложение в ряд Фурье и интегрирование по времени нелинейного поведения материала для получения стабилизированного отклика конструкции в дискретных точках истории нагружения. Решение в каждой такой точке используется для прогнозирования усталостной деградации свойств материала на следующем шаге расчета, что позволяет оценивать скорость развития повреждений в материале. Циклическое нагружение приводит к накоплению в материале пластических деформаций, что в свою очередь способствует развитию существующих в материале повреждений. Развитие повреждений будет характеризоваться установившимся гистерезисом энергии деформаций при приложении циклической нагрузки (рис. 4).

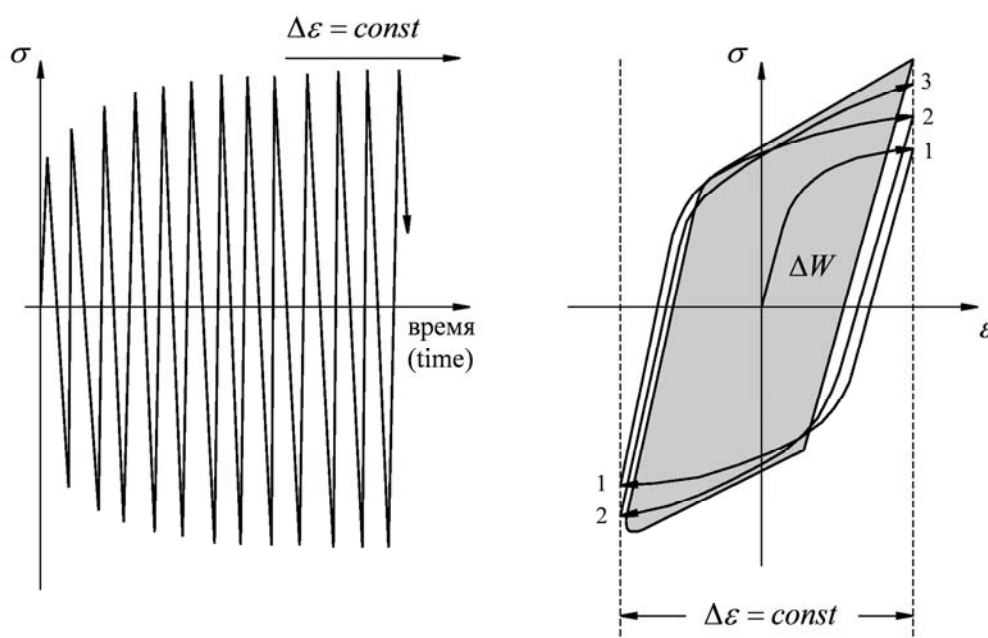


Рис. 4. Накопление пластических деформаций при прямом циклическом нагружении  
Fig. 4. Accumulation of plastic strains during direct cyclic loading

Характер развития повреждения будет определяться величиной накопленной за цикл энергии неупругой деформации  $\Delta w$ . Свойства материала и  $\Delta w$  используются для определения цикла  $N_0$ , на котором начнется рост повреждения. В конце каждого стабилизированного цикла нагрузки  $N$  проводится проверка условия начала роста повреждения  $N > N_0$  для всех узловых точек рассматриваемого материала; деградация свойств не применяется до тех пор, пока заданное условие не выполнено. Как только условие начала развития повреждения выполнено для какой-либо узловой точки материала к концу стабилизированного цикла  $N$ , производится экстраполяция переменной поврежденности материала  $D_N$  до следующего цикла нагрузки с заданным шагом  $\Delta N$ . Новое состояние материала будет описываться зависимостью

$$D_{N+\Delta N} = D_N + \frac{\Delta N}{L} c_3 \Delta W^{c_4},$$

где  $L$  – характерная длина,  $c_3$  и  $c_4$  – константы материала, известные по результатам усталостных испытаний стандартизированных образцов, выполненных из рассматриваемого материала.

Численная реализация описанного метода имеет ограничения в виде запрета на изменение условий контакта поверхностей в процессе расчета, кроме этого, модель имеет дело с малыми деформациями и перемещениями точек материала и не может дать корректного решения для задач, предполагающих наличие значительных пластических деформаций.

По результатам численного моделирования разрушения пластины из алюминиевого сплава 7075-T6 с краевой трещиной было проведено сравнение полученной зависимости роста повреждения от числа циклов приложенной нагрузки  $\Delta a(N)$  с известными экспериментальными данными [26] (рис. 5).

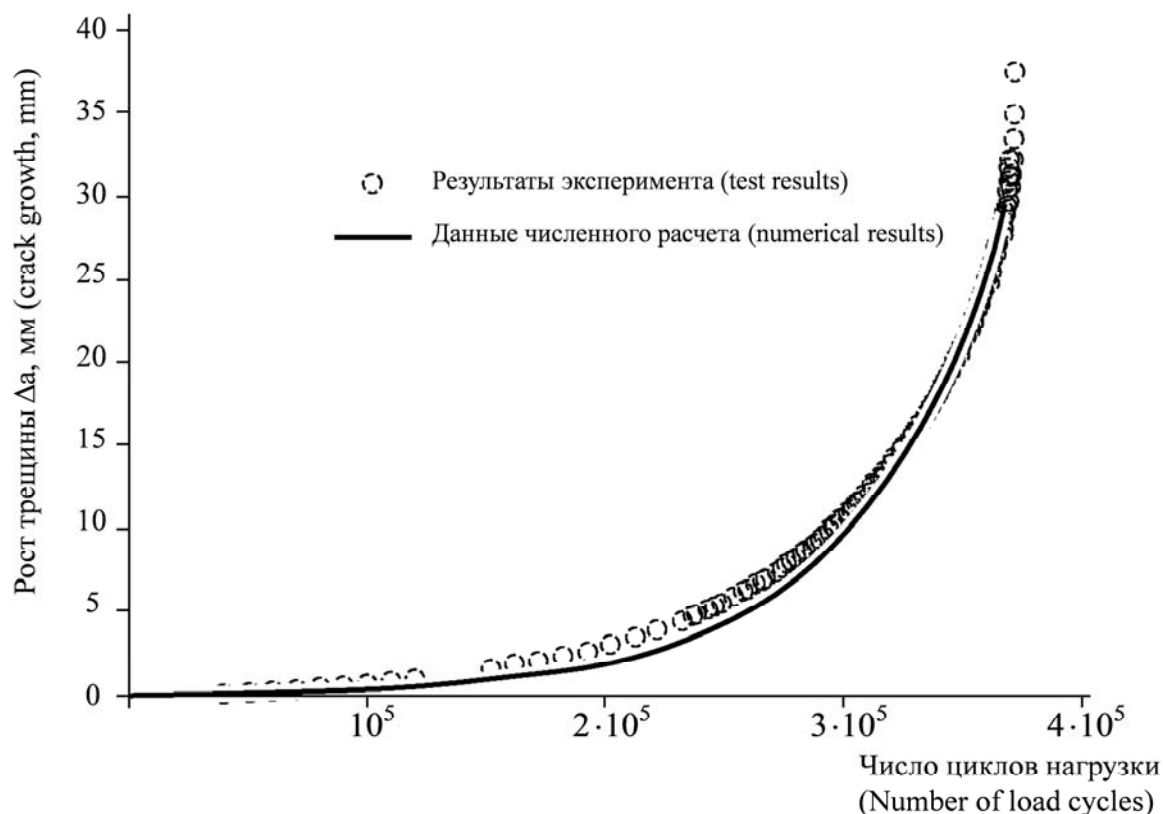


Рис. 5. Сравнение результатов численного расчета разрушения пластины из сплава 7075-T6 с экспериментальными данными

Fig. 5. Comparison of the analysis numerical results of plate fracture with test data

Из графика на рис. 5 видно, что при заданных параметрах численной модели наблюдается хорошее совпадение результатов расчета с данными натурных экспериментов, что позволяет использовать созданную КЭ-модель для анализа развития повреждения при наличии установленной на пластину ремонтной заплаты.

## РЕЗУЛЬТАТЫ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА КЛЕЕВОГО РЕМОНТА

Для моделирования клеевого ремонтного соединения исходная модель разрушения алюминиевой пластины была дополнена моделью композитной боропластиковой заплаты, установленной на место повреждения так, чтобы трещина располагалась в центре заплаты. Сравнение результатов расчета по созданной КЭ-модели проводилось по данным, опубликованным в работе [27]. Для приведения модели в соответствие модельному случаю, опи-



санному в литературе, геометрия расчетной области была изменена (размеры пластины, заплата и трещины указаны на рис. 1). Свойства материала боропластиковой заплаты приведены в табл. 2.

Таблица 2  
Table 2

Характеристики 1 слоя боропластика для КЭ-расчета  
1-ply properties of the boron plastic for FE analysis

Продольный модуль упругости, ГПа (GPa)	193,0
Поперечный модуль упругости, ГПа (GPa)	18,7
Коэффициент Пуассона	0,21
Модуль сдвига, ГПа (GPa)	5,5
Толщина слоя, мм (mm)	0,137
Продольный коэффициент линейного температурного расширения, $\alpha \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$	4,3
Поперечный коэффициент линейного температурного расширения, $\alpha \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$	21,4

Пластина с установленной заплатай нагружалась циклическим растягивающим усилием с амплитудой 120 МПа и коэффициентом асимметрии цикла  $R = 0,1$ .

На рис. 6 приведены графики изменения КИН (при максимальной и минимальной нагрузке в цикле) в вершине трещины, построенные на основе данных созданной КЭ-модели для некоторых значений длины трещины  $a$ , и дается сравнение с КИН, указанными в работе [27]. Отмечается хорошее совпадение результатов КЭ-расчета по построенной модели с опубликованными ранее результатами исследований, что дает возможность сделать вывод о корректной работе численной модели клеевого ремонта.

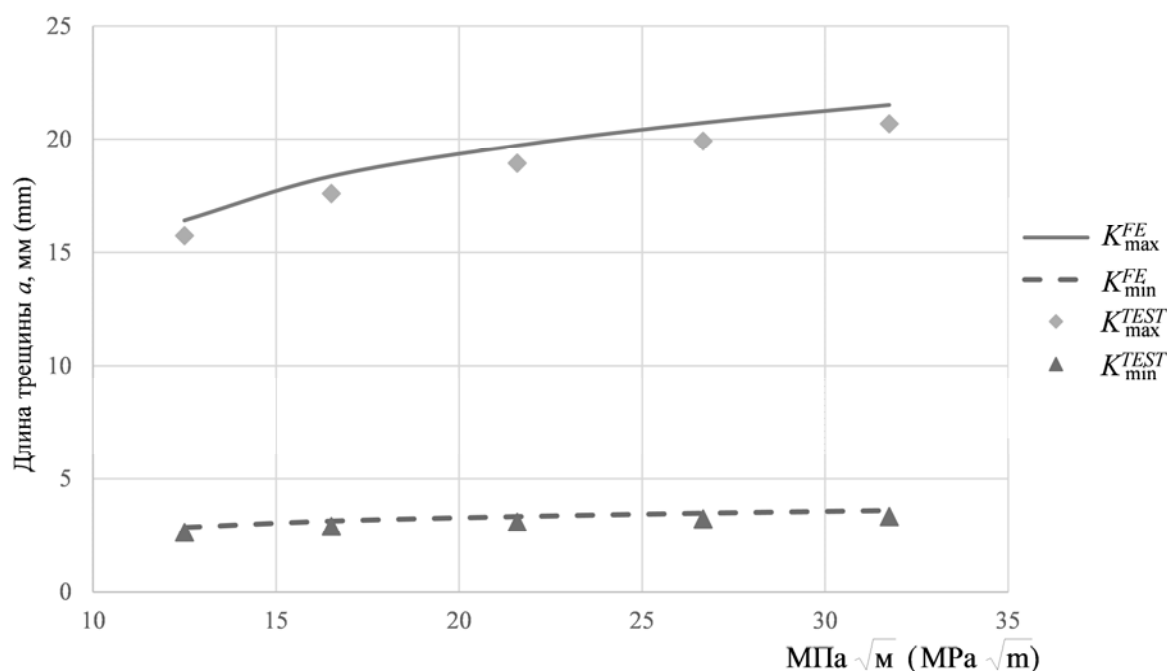


Рис. 6. Сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными [27]  
Fig. 6. Comparison of the numerical data with test data given in [27]

Отклонение значений КИН по результатам численного эксперимента  $K^{FE}$  не превышает 7 % для значений при максимальной нагрузке в цикле и не превышает 5 % для значений при минимальной нагрузке за 1 цикл.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе работы в программной среде расчетного комплекса Abaqus была построена конечно-элементная модель клеевого ремонтного соединения. После настройки модели по данным натурных экспериментов был проведен анализ скорости развития повреждения в виде трещины в пластине из алюминиевого сплава при наличии установленной ремонтной заплаты, замедляющей рост трещины. Вычисления проводились на персональном компьютере с CPU Intel Core i7, 3 GHz и RAM 6 Gb. Количество конечных элементов, потребовавшихся для сходимости расчета и получения значений, близких к данным натурных экспериментов, составило 10930.

По итогам численного анализа можно сделать следующие выводы:

– полученная конечно-элементная модель позволяет проводить анализ эффективности работы ремонтной заплаты и оценивать скорость развития повреждения в ремонтируемой конструкции;

– сравнение величин КИН, полученных в ходе КЭ-моделирования, с величинами, известными по опубликованным данным натурных экспериментов, позволяет сделать вывод об адекватности получаемых результатов расчета;

– переоценка расчетных значений КИН по сравнению с результатами эксперимента на 5–7 % позволяет рассчитывать скорость развития повреждения и устанавливать ограничения на допустимые размеры трещины с запасом по прочности;

– применение технологии прямого циклического нагружения (Direct Cyclic Approach) способствует существенному сокращению времени расчета одного варианта конструкции: расчет напряженно-деформированного состояния при действии одного цикла синусоидальной нагрузки занял 10 с, что потребовало бы около месяца для непосредственного расчета всего интервала нагружения в  $3,5 \cdot 10^5$  циклов, тогда как применение Direct Cyclic Approach позволило получить удовлетворительные результаты расчета при действии циклической нагрузки за 180 мин.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Harrison M.** MRO Forecast and Market Trends // Proceeding of IATA 12th Maintenance Cost Conference. Bangkok, 14–15 Sept. 2016.
2. **Cooper T.** Global Fleet & MRO Market Forecast Summary 2017–2027 [Электронный ресурс] / J. Smiley, C. Porter, C. Precourt. URL: <http://www.oliverwyman.com/our-expertise/insights/2017/feb/2017-2027-fleet-mro-forecast.html> (дата обращения 09.02.2018).
3. **Moore V.** Views Diverge On Bonded Repairs To Primary Composite Structures. AWIN First, Oct 13, 2014 [Электронный ресурс]. URL: <http://aviationweek.com/mro/views-diverge-bonded-repairs-primary-composite-structures> (дата обращения 09.02.2018).
4. **Артюхин Ю.П.** Напряжения в клеевых соединениях // Исследования по теории пластин и оболочек. 1973. Вып. 8. С. 23–28.
5. **Воробей В.В., Сироткин О.С.** Соединения элементов конструкций из композиционных материалов. Л.: Машиностроение, 1985.
6. **Кутыинов В.Ф.** Расчет клеевых соединений // Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов. Руководящие технические материалы. М.: ЦАГИ, 1979. Вып. 7. С. 14–31.

7. Семин М.И. Проектирование клеевых соединений. М.: Машиностроение, 1982.
8. Хватан А.М. Расчет клеевого соединения с учетом пластичности клея // Ученые записки ЦАГИ. 1979. Т. X, № 4. С. 140–143.
9. Швечков Е.И., Кудряшов А.Б., Хватан А.М. Анализ напряженно-деформированного состояния клеевого соединения // Проблемы прочности. 1985. № 9. С. 88–92.
10. Турусов Р.А. Адгезионная механика. М.: НИУ МГСУ, 2016. 228 с.
11. Фрейдин А.С., Турусов Р.А. Свойства и расчет адгезионных соединений. М.: Химия, 1990.
12. Турусов Р.А., Маневич Л.И. Метод контактного слоя в адгезионной механике // Клеи. Герметики. Технологии. 2009. № 6. С. 2–10.
13. Tomblin J.S. Bonded Repair of Aircraft Composite Sandwich Structures / L. Salah, J.M. Welch, M.D. Borgman. Report DOT/FAA/AR-03/74, 2004.
14. Baker A.A., Rose L.R.F., Jones R. Advances in the Bonded Composite Repairs of Metallic Aircraft Structure. Elsevier Ltd, 2002.
15. Куликов В.В., Петрова А.П. Применение клеев при ремонте авиационной техники: обзор литературы // Ремонт. Восстановление. Модернизация. 2017. № 2. С. 21–27.
16. Петрова А.П., Куликов В.В. Клеевые материалы, используемые в ремонтно-восстановительных работах // Ремонт. Восстановление. Модернизация. 2009. № 9. С. 5–14.
17. Петрова А.П., Куликов В.В. Свойства клеевых материалов, используемых в ремонтно-восстановительных работах // Клеи. Герметики. Технологии. 2008. № 8. С. 2–12.
18. Виленц В.С. Особенности ремонта дефектов типа «отслоение-расслоение» на сотовых конструкциях из алюминиевых сплавов и композитных материалов в условиях эксплуатации // Клеи. Герметики. Технологии. 2008. № 11. С. 14–17.
19. Жадова Н.С., Лукина Н.Ф., Тюменева Т.Ю. Самоклеящиеся материалы для временного оперативного ремонта внешней поверхности изделий авиационной техники // Клеи. Герметики. Технологии. 2012. №6. С. 2–4.
20. Куликов В.В. Подготовка поверхности алюминиевых сплавов при проведении ремонта авиационной техники с применением клеев / Т.Г. Павловская, А.П. Петрова, К.Е. Захаров // Ремонт. Восстановление. Модернизация. 2016. № 2. С. 14–17.
21. Куликов В.В. Исследование процесса отверждения эпоксидного клея ВК-27 на поверхности фенольно-каучукового клеевого подслоя ВК-25 / В.М. Алексахин, Н.В. Антюфеева, А.П. Петрова, И.А. Шарова // Клеи. Герметики. Технологии. 2017. № 4. С. 2–5.
22. Шарова И.А. Влияние подслоя фенольно-каучуковых клеев на свойства эпоксидного клея холодного отверждения ВК-27 и его модификаций при проведении ремонта авиационной техники / В.В. Куликов, А.П. Петрова, О.А. Шуклина // Клеи. Герметики. Технологии. 2016. № 10. С. 18–21.
23. Нестеренко Б.Г. Трещиностойкость материалов обшивки конструкций гражданских самолетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 153. С. 7–14.
24. Belytschko T., Black T. Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing // International Journal for Numerical Methods in Engineering. 1999. Vol. 45, No. 5. Pp. 601–620.
25. Moës N., Dolbow J., Belytschko T. A finite element method for crack growth without remeshing // International Journal for Numerical Methods in Engineering. 1999. Vol. 46, No. 1. Pp. 132–150.
26. Sukumar N. Extended finite element method for three-dimensional crack modelling / N. Moës, B. Moran, T. Belytschko // International Journal for Numerical Methods in Engineering. 2000. Vol. 48, No. 11. Pp. 1549–1570.
27. Duong C.N., Wang C.H. On the characterization of fatigue crack growth in one-sided bonded repair // Journal of Engineering Materials and Technology. 2004. Vol. 136. Pp. 192–198.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Федотов Алексей Александрович**, аспирант МАИ, alexey.a.fedotov@inbox.ru.

**Ципенко Антон Владимирович**, доктор технических наук, заведующий кафедрой МАИ, tsipenko\_av@mail.ru.

**Лебедев Алексей Игоревич**, инженер-проектировщик, Hays Inc. Russia, aleksey.lebedev.2011@bk.ru.

## NUMERICAL MODELLING OF THE AIRFRAME DAMAGE GROWTH FOR THE ADHESIVE REPAIR JOINT CALCULATION

**Alexey A. Fedotov<sup>1</sup>, Anton V. Tsipenko<sup>1</sup>, Aleksey I. Lebedev<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

<sup>2</sup>*Hays Inc., Energy Industry Department, Moscow, Russia*

### ABSTRACT

In the context of the predicted growth in air transportation, the additional attention will be paid to the organization of the competitive maintenance and repair operations for the commercial airplanes. The implementation of new technological processes for airframe repairs and the application of modern information technologies during the development of the repair procedures can be a significant advantage in the expanding market of post-production support of the commercial air fleet. Airframe adhesive repairs allow using lifting abilities of the materials more intensively, but application of the adhesive joints technology requires more complicated strength calculation procedure. It is advisable to utilize the modern finite element software packages to perform the reliable calculation. The capabilities of these software packages allow obtaining adequate computational results for adhesive repair joint parameters subjected to cyclic loads. This paper is concentrated on application of the finite element methods to simulate the crack growth in isotropic material and on methods for accelerated calculation of the mechanical response of cracked structures. Crack growth simulation is performed based on XFEM methods where the created finite element model is complemented with asymptotic imitation function of crack tip and with discontinuous jump function across the crack surfaces. Fatigue properties of the repair joint are modelled in accordance with direct cyclic approach, where a Fourier series approximation with time integration of the nonlinear material behavior is applied. After that, the result of integration at each point of the load history is used for the prediction of the material fatigue properties degradation at the next step of computation; this allows us to evaluate the material damage growth rate. Based on calculation results, a conclusion was made that the received numerical data match the full-scale test results; the time spent for calculation with the usage of accelerated computational methods was evaluated.

**Key words:** finite element model, adhesive repair, cyclic mechanical load.

### REFERENCES

1. **Harrison, M.** (2016). *MRO Forecast and Market Trends*. Proceeding of IATA 12th Maintenance Cost Conference. Bangkok, 14–15 Sept.
2. **Cooper, T., Smiley, J., Porter, C. and Precourt, C.** *Global Fleet & MRO Market Forecast Summary 2017–2027*. Available at: <http://www.oliverwyman.com/our-expertise/insights/2017/feb/2017-2027-fleet-mro-forecast.html> (accessed 09.02.2018).
3. **Moore, V.** (2014). *Views Diverge On Bonded Repairs To Primary Composite Structures*. *AWIN First*, Oct 13, 2014. Available at: <http://aviationweek.com/mro/views-diverge-bonded-repairs-primary-composite-structures> (accessed 09.02.2018).
4. **Artyukhin, Y.P.** (1973). *Napryazheniya v kleevykh soedineniyakh* [Stresses in bonded joints]. *Issledovaniya po teorii plastin i obolochek* [Researches on theory of plates and shells], iss. 8, pp. 23–28. (in Russian)

5. Vorobei, V.V. and Sirotkin, O.S. (1985). *Soedineniya elementov konstruksii iz kompozitsionnykh materialov* [Joints of structural elements made of composite materials]. Leningrad: Mashinostroenie. (in Russian)
6. Kut'inov, V.F. (1979). *Raschet kleevykh soedineni*. [Analysis of bonded joints]. *Proektirovanie, raschet i ispytaniya konstruksii iz kompozitsionnykh materilov. Rukovodyashchie tekhnicheskie materialy* [Design, analysis and testing of the composite structures. Technical handbook]. Moscow: TsAGI, Iss. 7, pp. 14–31. (in Russian)
7. Semin, M.I. (1982). *Proektirovanie kleevykh soedinenii* [Design of bonded joints]. Moscow: Mashinostroenie. (in Russian)
8. Khvatan, A.M. (1979). *Raschet kleevogo soedineniya s uchetom plastichnosti kleya* [Analysis of bonded joint with adhesive plasticity]. *Uchenye zapiski TsAGI*, vol. X, no. 4, pp. 140–143. (in Russian)
9. Shvechkov, E.I., Kudryashov, A.B. and Khvatan, A.M. (1985). *Analiz napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya kleevogo soedineniya* [Analysis of stress-strain condition of the bonded joint]. *Problemy prochnosti*, no. 9, pp. 88–92. (in Russian)
10. Turusov, R.A. (2016). *Adgezionnaya mekhanika* [Adhesive mechanics]. Moscow: NRU MGSU, 228 p. (in Russian)
11. Freidin, A.S. and Turusov, R.A. (1990). *Svoistva i raschet adgezionnykh soedinenii* [Properties and analysis of adhesive joints]. Moscow: Khimiya. (in Russian)
12. Turusov, R.A. and Manevich, L.I. (2010). *Contact layer method in adhesive mechanics*. Polymer Science. Series D, vol. 3, no. 1, pp. 1–9.
13. Tomblin, J.S., Salah, L., Welch, J.M. and Borgman, M.D. (2004). *Bonded Repair of Aircraft Composite Sandwich Structures*. Report DOT/FAA/AR-03/74.
14. Baker, A.A., Rose, L.R.F. and Jones, R. (2002). *Advances in the Bonded Composite Repairs of Metallic Aircraft Structure*. Elsevier Ltd.
15. Kulikov, V.V. and Petrova, A.P. (2017). *Primenenie klev pri remonte aviatsionnoi tekhniki. (Obzor literatury)* [Application of the adhesives for aircraft repairs. (Literature survey)]. *Remont. Vosstanovlenie. Modernizatsiya*, no. 2, pp. 21–27. (in Russian)
16. Petrova, A.P. and Kulikov, V.V. (2009). *Kleevye materialy, ispol'zuemye v remontno-vosstanovitel'nykh rabotakh* [Adhesive materials used for repair-and-renewal operations]. *Remont. Vosstanovlenie. Modernizatsiya*, no. 9, pp. 5–14. (in Russian)
17. Petrova, A.P. and Kulikov, V.V. (2009). *Properties of adhesive materials used in repair-and-renewal operations*. Polymer Science. Series D, vol. 2, no. 1, pp. 34–43.
18. Vilents, V.S. (2009). *Peculiarities of repairing delamination-lamination-type defects on honeycomb sandwiches made from aluminum alloys and composite materials under operating conditions*. Polymer Science. Series D, vol. 2, no. 2, pp. 112–114.
19. Zhadova, N.S., Lukina, N.F. and Tyumeneva, T.Yu. (2012). *Samokleyashchiesya materialy dlya vremennogo operativnogo remonta vneshnei poverkhnosti izdelii aviatsionnoi tekhniki* [Self-adhesive materials for temporary operative repairs on the outer surface of aircraft structures]. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*, no. 6, pp. 2–4. (in Russian)
20. Kulikov, V.V., Pavlovskaya, T.G., Petrova, A.P. and Zakharov, K.E. (2016). *Podgotovka poverkhnosti alyuminievykh splavov pri provedenii remonta aviatsionnoi tekhniki s primeneniem klev* [Surface preparation of the aluminum alloys for aircraft bonded repairs]. *Remont. Vosstanovlenie. Modernizatsiya*, no. 2, pp. 14–17. (in Russian)
21. Kulikov, V.V., Aleksashin, V.M., Antyufeeva, N.V., Petrova, A.P. and Sharova, I.A. (2017). *Issledovanie protsessa otverzheniya epoksidnogo kleya VK-27 na poverkhnosti fenol'no-kauchukovogo kleevogo podsloya VK-25* [Research of the curing process of epoxy adhesive VK-27 on the surface of phenolic-rubber adhesive sublayer of VK-25]. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*, no. 4, pp. 2–5. (in Russian)

**22. Sharova, I.A., Kulikov, V.V., Petrova, A.P. and Shuklina, O.A.** (2016). *Vliyanie pod-sloya fenol'no-kauchukovykh kleev na svoistva epoksidnogo kleya kholodnogo otverzhdeniya VK-27 i ego modifikatsii pri provedenii remonta aviatsionnoi tekhniki* [Effect of phenolic-rubber adhesive sub-layer on the properties of the low-temperature cure epoxy adhesive VK-27 and it's modifications for aircraft repairs purposes]. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*, no. 10, pp. 18–21. (in Russian)

**23. Nesterenko, B.G.** (2010). *Crack resistance of skin materials for civil airplane structures*. Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 153, pp. 7–14. (in Russian)

**24. Belytschko, T. and Black, T.** (1999). *Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing*. International Journal for Numerical Methods in Engineering, vol. 45, no. 5, pp. 601–620.

**25. Moës, N., Dolbow, J. and Belytschko, T.** (1999). *A finite element method for crack growth without remeshing*. International Journal for Numerical Methods in Engineering, vol. 46, no. 1, pp. 132–150.

**26. Sukumar, N., Moës, N., Moran, B. and Belytschko, T.** (2000). *Extended finite element method for three-dimensional crack modelling*. International Journal for Numerical Methods in Engineering, vol. 48, no. 11, pp. 1549–1570.

**27. Duong, C.N. and Wang, C.H.** (2004). *On the characterization of fatigue crack growth in one-sided bonded repair*. Journal of Engineering Materials and Technology, vol. 136, pp. 192–198.

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Alexey A. Fedotov**, Postgraduate Student of Moscow State Aviation Institute, alexey.a.fedotov@inbox.ru.

**Anton V. Tsipenko**, Doctor of Technical Sciences, Head of Chair of Moscow Aviation Institute, tsipenko\_av@mail.ru.

**Aleksey I. Lebedev**, Design Engineer, Hays Inc. Russia, aleksey.lebedev.2011@bk.ru.

Поступила в редакцию 06.04.2018  
Принята в печать 15.05.2018

Received 06.04.2018  
Accepted for publication 15.05.2018