

УДК 629.735.33

DOI 10.33113/mkmk.ras.2020.26.03.387_402.07

ИССЛЕДОВАНИЕ МНОГОРЯДНЫХ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ С РЕМОНТНЫМИ НАКЛАДКАМИ

Гришин В.И.¹, Яшутин А.Г.², Глебова М.А.¹, Гусева Н.В.¹¹ФГУП Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия²ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

АННОТАЦИЯ

Ремонт технологических дефектов и эксплуатационных повреждений, выявленных соответственно при проведении технического контроля в процессе производства и регламентных осмотров в эксплуатации, является обязательным элементом организационно-технической системы обеспечения эксплуатационной живучести авиаконструкций. Анализ разнообразных видов ремонта показывает, что несмотря на довольно низкую эффективность, механические (т.е. заклёпочные и болтовые) соединения обладают наиболее малой трудоемкостью, что способствует их применению при эксплуатации авиационной техники.

Для поверочного расчета отремонтированных механическим способом панелей с вырезами обосновываются численные методы расчета прочности с применением двумерного и трехмерного моделирования. При двумерном моделировании тонкостенная конструкция набирается из плоских четырехугольных либо треугольных элементов, размер которых должен быть порядка диаметра крепежных болтов, соединяющих отдельные элементы конструкции. Крепежные элементы (заклепки или болты) при двумерном моделировании панели заменялись пружинами, а при трехмерном моделировании – набирались из объемных элементов. Для моделирования податливости крепежных элементов односрезного соединения использовались формулы, широко применяемые при проектировании зарубежными авиационными компаниями. При трехмерном моделировании соединений, как панель, так и накладка набираются из объемных призм с четырьмя либо восемью и более вершинами. Крепежные элементы также набираются объемными элементами. При этом решается контактная задача о взаимодействии между элементами крепежа и деталями панели.

Для оценки несущей способности панели с отремонтированным вырезом используется модифицированный критерий Нуизмера, ранее разработанный для оценки прочности композиционных пластин с отверстиями. Достоверность расчета проверяется сравнением с экспериментальными данными, полученными при испытании натуральных композитных панелей.

Ключевые слова: композит; металл; метод конечных элементов; критерий Нуизмера; панель; накладка; ремонт; податливость заклепок

INVESTIGATION OF MULTI-ROW BOLTED JOINTS WITH REPAIR COVER PLATES

Grishin V.I.¹, Iashutin A.G.², Glebova M.A.¹, Guseva N.V.¹¹Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia²IRRUT Corporation, Moscow, Russia

ABSTRACT

Repair of technological defects and operational damages identified during technical control in manufacture process and preventive inspection in operation is required element of the organizational and technical system for ensuring the operational robustness of aircraft structures. An analysis of various types of repairs shows that despite a rather low efficiency, mechanical (i.e. riveted and bolted) joints have the lowest labor input that promotes their application at operation of the aircraft equipment.

For verification calculation of the panels with cutouts repaired mechanically, numerical methods for strength calculation using two-dimensional and three-dimensional modeling are justified. In two-dimensional modeling, a thin-walled structure is generated from flat quadrangular or triangular elements, the size of which should be approximately equal the diameter of the fastening bolts connecting the separate structural elements. Fasteners (rivets or bolts) in two-dimensional modeling of the panel were replaced by springs, and in three-dimensional modeling, they were generated from solid elements. Formulas were used that widely applied in designing by foreign aviation companies to simulate the flexibility of fasteners for single-shear joint. In three-dimensional modeling of joints, both the panel and the cover plate are generated from prisms with four, eight or more tops. Fasteners are also developed by solid elements. In this case, the contact problem of the interaction between the fastener elements and the panel parts is solved.

The modified Nuismer criterion is used previously developed to evaluate the strength of composite plates with cutouts to estimate the load bearing of the panel with repaired cutout. The calculation reliability is checked by comparison with experimental data obtained during the testing of full-scale composite panels.

Keywords: composite; metal; finite elements method; Nuismer criterion; panel; cover plate; repair; rivet flexibility

ВВЕДЕНИЕ

Ремонт конструкций с технологическими дефектами и эксплуатационными повреждениями, выявленных соответственно при проведении технического контроля в процессе производства и регламентных осмотров в эксплуатации, является обязательным элементом организационно-технической системы обеспечения эксплуатационной живучести авиаконструкций. Виды ремонта очень разнообразны и конструктивно-технологические решения ремонтов могут быть следующими: ремонт с использованием препрега; ремонт с использованием клеевых соединений; ремонт с использованием клеомеханических соединений; ремонт с использованием механических соединений. Анализ этих видов ремонта показывает, что несмотря на довольно низкую эффективность, механические (т.е. заклёпочные и болтовые) соединения (рис.1) обладают наиболее малой трудоемкостью при достаточно высоком уровне технологической стабильности, что способствует их применению при эксплуатации авиационной техники.

Основные достоинства ремонта с использованием механических соединений заключаются в следующем:

- низкие требования к качеству подготовки поверхности полимерных композитов и к точности подгонки соединяемых поверхностей;
- низкая чувствительность к изменению температуры и влажности окружающей среды;
- низкая трудоемкость (от 1,4 до 2,2 чел./часа), которая определяется количеством крепежных элементов.

Помимо достоинств очевидны и их недостатки:

- увеличение массы и снижение аэродинамического качества поверхности;
- сложность ремонта поверхностей двойной кривизны;
- низкая эффективность.

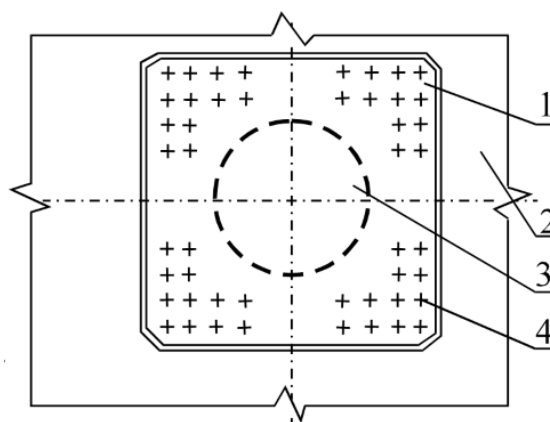


Рис.1. Способ ремонта панелей из углепластика с использованием металлических накладок и механических крепежных элементов [1]: 1 – металлическая накладка, 2 – панель, 3 – обработанное отверстие, 4 – болты М6.

1. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ПАНЕЛЕЙ С РЕМОНТНЫМИ НАКЛАДКАМИ

С появлением компьютеров с высокой скоростью вычислений численные методы широко используются при проектировании агрегатов авиационной техники. По мере повышения характеристик вычислителей повышается и качество моделирования реальных агрегатов. Если в 80-ых годах прошлого века при моделировании элементов конструкций использовались одномерные элементы – стержни, балки, то сейчас на смену им пришли двумерные элементы, моделирующие пластины и оболочки. С появлением многопроцессорных компьютеров активно стало применяться и трехмерное моделирование, позволяющее определять напряженно-деформированное состояние в объемных деталях конструкций с различными вырезами при наличии контактного взаимодействия между элементами соединений.

Приведем численную методику, позволяющую определять прочность зон ремонта в панелях как при использовании двумерного моделирования, так и трехмерного.

Для определения несущей способности панелей использовался численный метод конечных элементов (МКЭ). При расчете напряженно-деформированного состояния обшивка и стрингерный набор панели моделируется двумерными или трехмерными конечными элементами. Крепежные элементы (заклепки или болты) при двумерном моделировании панели заменялись балочными элементами, а при трехмерном моделировании – набирались из объемных элементов. Для моделирования податливости крепежных элементов односрезного соединения (рис.2) использовались формулы, широко применяемые при проектировании зарубежными авиационными компаниями [2,3]

$$c = \frac{5}{ED} + 0,8 \left(\frac{1}{E_d t_d} + \frac{1}{E_p t_p} \right); \quad \text{Свифт [3]}$$

$$c = \frac{2 \cdot 0,85 t_d}{D} \left(\frac{1}{E_d} + \frac{3}{8E} \right) + \frac{2 \cdot 0,85 t_p}{D} \left(\frac{1}{E_p} + \frac{3}{8E} \right); \quad \text{Боинг [3]} \quad (1)$$

$$c = 4.2 \left(\frac{t_p + t_d}{2D} \right)^{2/3} \left(\frac{1}{E_d t_d} + \frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{2E t_d} + \frac{1}{2E t_p} \right); \quad \text{Хут [2]}$$

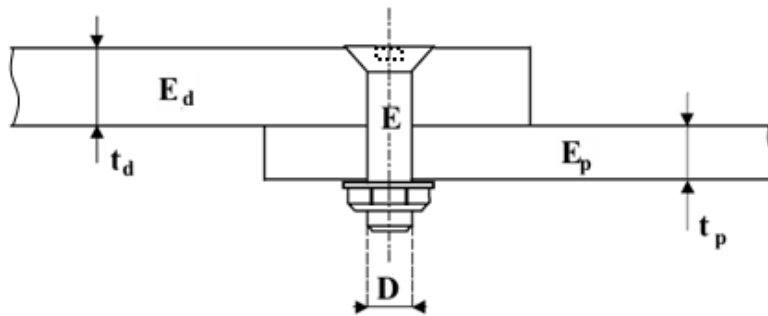


Рис.2. Схема односрезного соединения.

Формулу Свифта применяют в расчетах соединений сотрудники компании Мак Доннел Дуглас, вторая формула, приведенная в работе Свифта [3], – в компании Боинг, а по формуле Хута проводят расчет соединений в европейской компании Аэрбас.

Для оценки прочности соединяемых композиционных деталей используется критерий Нуизмера [4-6], модифицированный для расчета соединений. Согласно этому критерию разрушение образца происходит не в момент, когда максимальные напряжения на контуре отверстия достигают величины предела прочности материала σ_b , а когда напряжение в образце достигает предела σ_b на некотором характеристическом расстоянии d_0 от контура отверстия. Нуизмер объясняет это положение тем, что в области концентрации напряжений предварительно возникает зона растрескивания материала, размер которой характеризуется величиной d_0 (рис.3).

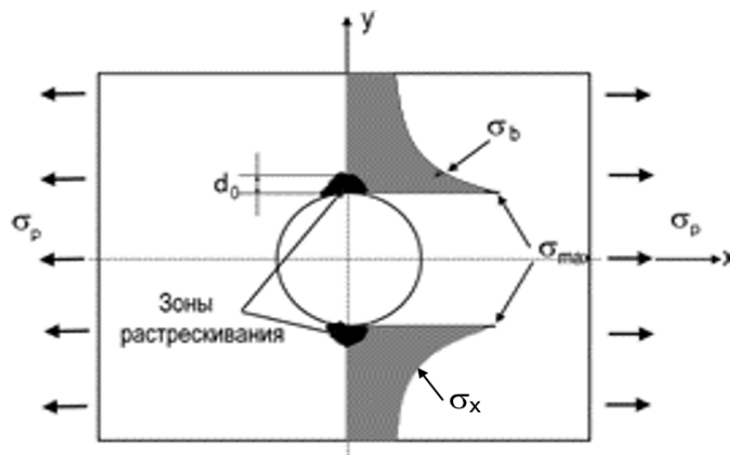


Рис.3. Эпюра нормальных напряжений σ_x в зоне отверстия растягиваемого образца при его разрушении (d_0 – характеристический размер).

При этом величина разрушающих напряжений σ_p , действующих вдали от отверстия, определяется соотношением

$$\sigma_p = \sigma_b / K_d, \quad (2)$$

где $K_d = \sigma_x / \sigma$ – коэффициент концентрации напряжений на границе зоны растрескивания композита, а σ – напряжение в брутто-сечении вдали от отверстия. Зная величину σ_p , и величину площади поперечного сечения образца F , можно определить разрушающую нагрузку образца P_p

$$P_p = \sigma_p \cdot F. \quad (3)$$

Критерий прочности Нуизмера, используемый ранее для определения разрушения растягиваемых образцов с незаполненным одиночным круговым отверстием диаметра 6 мм, изготовленных из квазиизотропного слоистого стеклопластика, позволил экспериментально определить величину $d_0 \sim 1$ мм.

Для расчета прочности соединений величина характеристического расстояния определяется либо экспериментально на образцах с заполненным отверстием, либо для ее определения предлагаются различные эмпирические приближения. Ранее для вычисления характеристической величины d_0 при расчете композитных пластин с круговыми заполненными отверстиями различных диаметров предложено следующее выражение [5]

$$d_1 = \sqrt{\frac{D}{6}} \quad (\text{мм}), \quad (4)$$

где D – диаметр отверстия. Значение этой величины позволило предсказать прочность соединений, изготовленных из низкопрочного композита ($\sigma_b < 400$ МПа), с точностью до $\sim 17\%$.

Проведенное расчетно-экспериментальное обоснование применения критерия Нуизмера с вычислением характеристического размера d_1 по формуле (4) для расчета прочности металло-композитных соединений, изготовленных из высокопрочного композита ($\sigma_b > 50$ МПа), на серии двух-, трех-, и четырех болтовых соединениях показало, что более точные результаты получаются при аппроксимации характеристического размера следующей формулой [6]

$$d_2 = \sqrt{\frac{D}{6} \cdot \frac{E_x}{E_y}}, \quad (5)$$

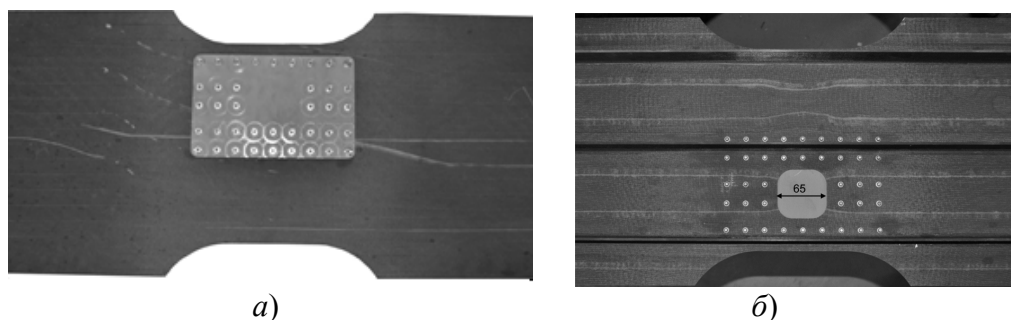
которую и будем использовать при оценке прочности приведенных соединений.

В формуле (5) E_x – означает модуль упругости на растяжение вдоль оси x , а E_y – вдоль оси y (рис.3).

2. РАСЧЕТ ПАНЕЛИ С УСТАНОВЛЕННОЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ НАКЛАДКОЙ

В качестве примера рассмотрим растяжение трехстрингерной композитной панели с овальным квадратным вырезом, расстояния между параллельными сторонами которого составляло 65 мм (рис.4). Вырез закрыт прямоугольной ремонтной титановой накладкой толщиной в 2 мм и геометрическими размерами

в плане 220x140 миллиметров. Накладка прикрепляется к панели 39 титановыми заклепками, диаметр которых равен 4 мм.



а) б)

Рис.4. Серединная часть панели с ремонтной металлической накладкой: а – внешняя сторона панели; б – внутренняя сторона панели.

Испытывались три панели без повреждений и три панели с отремонтированными повреждениями.

Обшивка и стрингеры панели изготовлены из 24 углепластиковых монослоев материала Hexel M21/34%/ UD194 [7]. Модуль упругости монослоя вдоль волокон $E_1 = 17800$ кгс/мм², поперек волокон $E_2 = 957.8$ кгс/мм², модуль сдвига $G_{12} = 520$ кгс/мм², коэффициент Пуассона $\nu = 0.33$. Прочность слоя вдоль волокон $\sigma_1 = 305$ кгс/мм², поперек волокон $\sigma_2 = 9.4$ кгс/мм², прочность слоя при сдвиге $\tau = 9.4$ кгс/мм². Толщина монослоя составляла 0.184 мм, а укладка монослоев приведена в таблице 1.

Таблица 1.

Укладка монослоев в композитной панели.

| |
|--|
| 45°/ -45°/ 0°/ 45°/ -45°/ 90°/ 45°/ -45°/ 0°/ 90°/ 45°/ -45°/ -45°/ 45°/ 90°/ 0°/ -45°/ 45°/ 90°/ -45°/ 45°/ 0°/ -45°/ 45°/ |
|--|

По методике, изложенной в работе [8], определяем механические характеристики материала панели (Табл.2).

Таблица 2.

Механические свойства ламината панели.

| Название | Обозначение | Значение, кгс/мм ² |
|---|---------------|-------------------------------|
| Модуль упругости вдоль пакета | E_1 | 5398 |
| Модуль упругости поперек пакета | E_2 | 5398 |
| Модуль упругости при сдвиге | G | 3212 |
| Коэффициент Пуассона | ν | 0.44 |
| Прочность при растяжении вдоль пакета | σ_{1b} | 76.25 |
| Прочность при растяжении поперек пакета | σ_{2b} | 76.25 |
| Прочность при сдвиге пакета | τ_b | 54.8 |

В таблице 3 приведены осредненные результаты испытаний панелей на растяжение.

Таблица 3.
Результаты испытаний панелей на растяжение.

| Тип панелей | P_{\max} , тс |
|---|-----------------|
| Панели без повреждений | 124.8 |
| Ремонт со сквозным повреждением обшивки в межстрингерной зоне | 97.7 |

В таблице 3 P_{\max} означает силу, при действии которой панель разрушается. Площадь сечения в широкой части панели – $F = 2097 \text{ мм}^2$.

На рис.5 приводится характер разрушения панели с ремонтом сквозного повреждения обшивки. После испытаний панели на ремонтной титановой накладке обнаружена значительная овализация отверстий крайних рядов, которая происходила из-за смятия материала накладке заклепками, которые крепили накладку к панели.

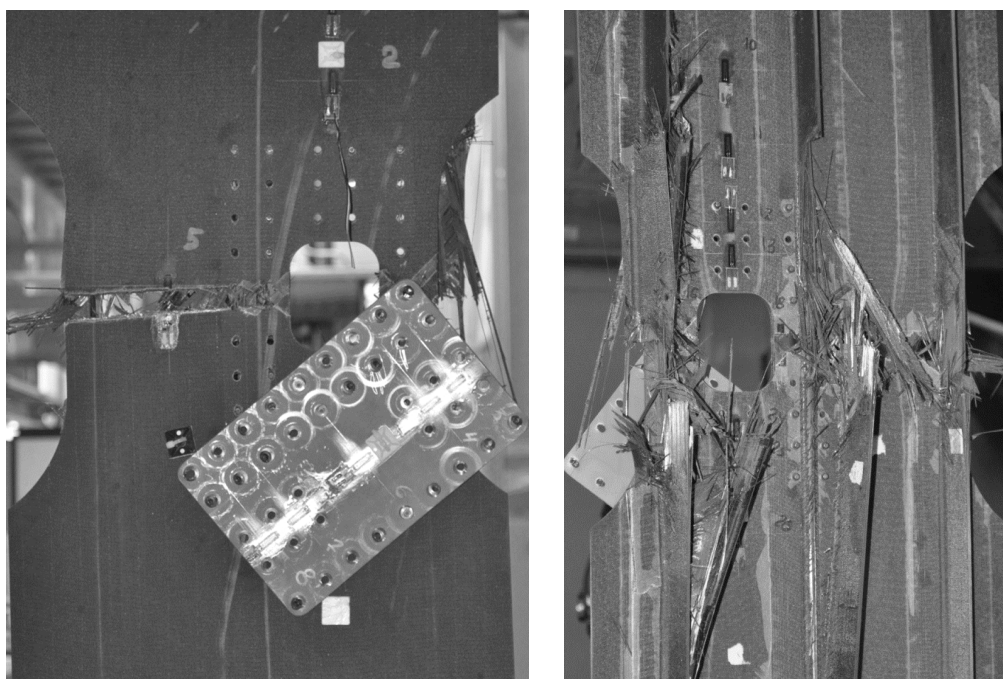


Рис.5. Характер разрушения панели (ремонт сквозного повреждения обшивки).

Разрушение неповрежденных панелей начиналось с боковых подрезов, а панели со сквозным вырезом разрушались как правило по центру выреза (рис.5).

3. РАСЧЕТ НЕПОВРЕЖДЕННОЙ ПАНЕЛИ

Для определения несущей способности панелей с ремонтными накладками воспользуемся численным методом конечных элементов. Поскольку у нас имеются экспериментальные данные об испытании неповрежденных и поврежденных панелей приведем методику расчета на примере определения прочности неповрежденной панели с двумя боковыми подрезами.

На рис.6 приводится конечно-элементная двумерная модель неповрежденной панели.

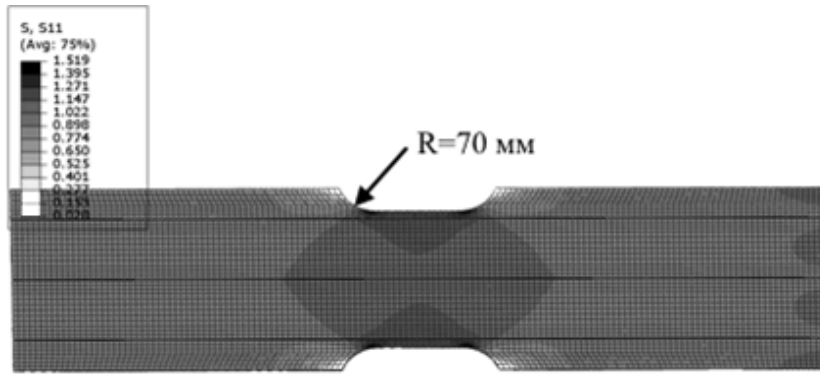


Рис.6. Конечно-элементная модель.

Поскольку радиус бокового подреза неповрежденной панели равен 70 мм (рис.6) то условный диаметр d подреза в панели равен 140 мм, и по выражению (5) находим, что $d_2 = 4.83$ мм.

На рис.7 приведена эпюра относительных растягивающих напряжений σ_1 в районе выреза, по которой определяется коэффициент концентрации напряжений $K_d = 1,375$.

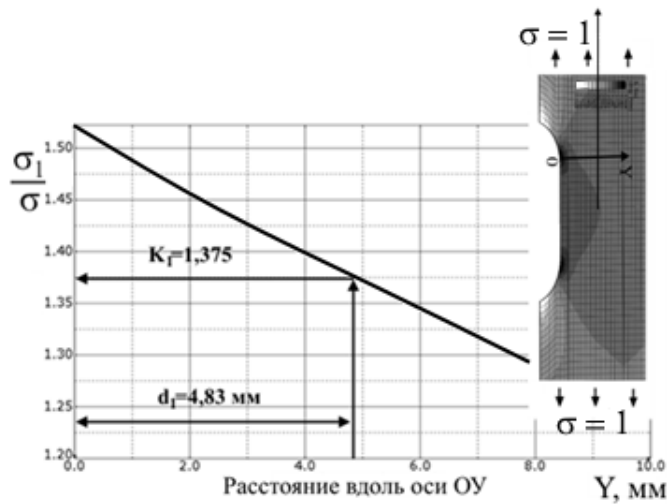


Рис.7. К определению коэффициента концентрации в панели около бокового подреза.

В таблице 4 сравниваются разрушающие силы, полученные расчетом по выражению $P_{\text{раз}} = \sigma_{1b} / K_d \cdot F$ с экспериментальными данными. Приводятся результаты, полученные как с использованием критерия максимальных нормальных напряжений (КМНН), так и с помощью модифицированного критерия Нуизмера (МКН).

Таблица 4.

Сравнение расчета с экспериментом для неповрежденных панелей.

| Критерий | d_1 мм | K_d | σ_{1b} , таб. 2 кгс/мм ² | F_2 мм ² | $P_{\text{раз}}$, тс | | γ , % |
|----------|-------------|-------|--|--------------------------|-----------------------|-------------|--------------|
| | | | | | Расчет | Эксперимент | |
| КМНН | 0 | 1.52 | 76.25 | 2097 | 105.2 | 124.8 | 15.7 |
| МКН | 4.83 | 1.375 | 76.25 | 2097 | 116.3 | 124.8 | 6.8 |

Как следует из таблицы 4, ошибка в оценке прочности панели при использовании модифицированного критерия Нуизмера более чем в два раза меньше ошибки, полученной при использовании критерия максимальных нормальных напряжений. Незначительное отклонение расчета от эксперимента (6,8%) позволяет применить эту методику для расчета прочности элементов конструкций из композиционного материала.

4. ПРИМЕНЕНИЕ ДВУМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ К РАСЧЕТУ ПРОЧНОСТИ ПАНЕЛЕЙ С РЕМОНТНЫМИ НАКЛАДКАМИ

При двумерном моделировании тонкостенная конструкция набирается из плоских четырехугольных либо треугольных элементов, размер которых должен быть порядка диаметра крепежных болтов, соединяющих отдельные элементы конструкции. На рис.8 приводится CAD – модель панели с ремонтной накладкой.

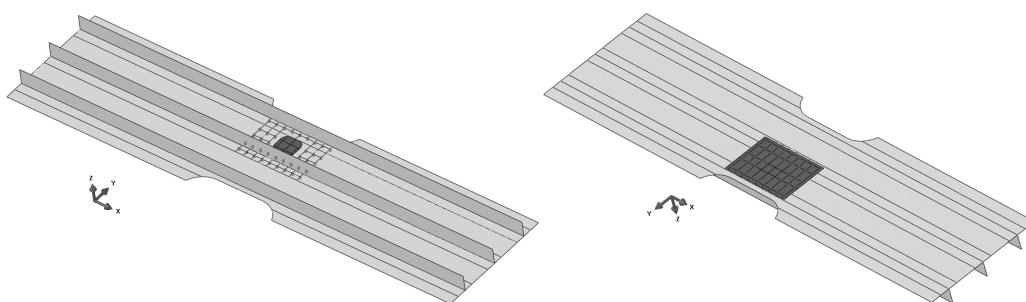


Рис.8. CAD – модель панели с ремонтной накладкой.

На рис.9 приводится КЭ – модель панели, принятая в расчете, с нумерацией заклепок. Заклепки моделируются балочными элементами, жесткость которых выбирается эквивалентной жесткости крепежных элементов, вычисленной по выражениям (1).

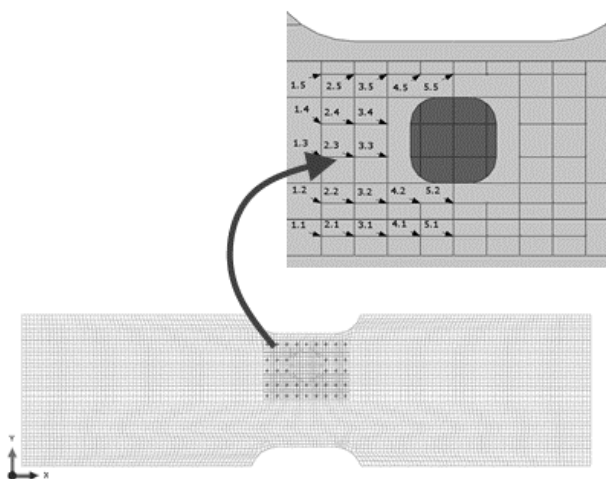


Рис.9. КЭ – модель панели с нумерацией заклепок.

На рис.10 приводится распределение нормальных напряжений σ_1 в панели при двумерном моделировании, при этом панель растягивается силой в 100 кгс.

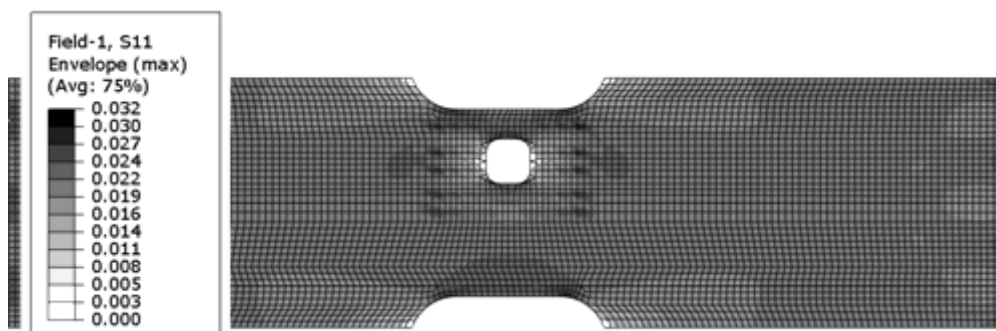


Рис.10. Распределение нормальных напряжений σ_1 в панели при двумерном моделировании (растягивающая сила равна 100 кгс).

В таблицах 5-7 приводятся усилия в заклепках крепления накладки к панели в процентах от внешней нагрузки при различном выборе податливостей крепежных элементов по выражениям (1). Нумерация заклепок приводится на рис.9.

Таблица 5.

Усилия (%) в заклепках крепления накладки к панели при вычислении податливости заклепок по формуле Свифта (1).

| № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i |
|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|
| 1.1 | 1.456 | 2.1 | 0.772 | 3.1 | 0.396 | 4.1 | 0.166 | 5.1 | 0.0 |
| 1.2 | 1.555 | 2.2 | 0.912 | 3.2 | 0.536 | 4.2 | 0.275 | 5.2 | 0.0 |
| 1.3 | 1.417 | 2.3 | 0.988 | 3.3 | 1.031 | — | — | — | — |
| 1.4 | 1.490 | 2.4 | 1.071 | 3.4 | 1.153 | — | — | — | — |
| 1.5 | 1.869 | 2.5 | 1.210 | 3.5 | 0.757 | 4.5 | 0.369 | 5.3 | 0.0 |

Таблица 6.

Усилия (%) в заклепках крепления накладки к панели при вычислении податливости заклепок по формуле компании Боинг (1).

| № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i |
|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|
| 1.1 | 1.463 | 2.1 | 0.772 | 3.1 | 0.396 | 4.1 | 0.165 | 5.1 | 0.0 |
| 1.2 | 1.563 | 2.2 | 0.914 | 3.2 | 0.537 | 4.2 | 0.275 | 5.2 | 0.0 |
| 1.3 | 1.416 | 2.3 | 0.987 | 3.3 | 1.031 | — | — | — | — |
| 1.4 | 1.489 | 2.4 | 1.069 | 3.4 | 1.152 | — | — | — | — |
| 1.5 | 1.878 | 2.5 | 1.214 | 3.5 | 0.759 | 4.5 | 0.370 | 5.3 | 0.0 |

Таблица 7.

Усилия (%) в заклепках крепления накладки к панели при вычислении податливости заклепок по формуле Хута (1).

| № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i |
|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|
| 1.1 | 1.317 | 2.1 | 0.765 | 3.1 | 0.412 | 4.1 | 0.178 | 5.1 | 0.0 |
| 1.2 | 1.401 | 2.2 | 0.883 | 3.2 | 0.532 | 4.2 | 0.273 | 5.2 | 0.0 |
| 1.3 | 1.324 | 2.3 | 0.971 | 3.3 | 0.975 | — | — | — | — |
| 1.4 | 1.394 | 2.4 | 1.05 | 3.4 | 1.086 | — | — | — | — |
| 1.5 | 1.688 | 2.5 | 1.151 | 3.5 | 0.731 | 4.5 | 0.359 | 5.3 | 0.0 |

Как следует из таблиц 5-7, усилия в болтах первого ряда, полученные по формулам Свифта и компании Боинг, практически совпадают. Их значения превышают значения, полученные по формулам Хута, на 6,6-9,5%. На рис.11,12 приводятся графики, по которым определяются коэффициенты концентрации напряжений в панели около внутреннего выреза при вычислении податливости крепежа по Боингу и Хуту соответственно, а в таблице 8 сравниваются результаты расчета с экспериментом для панели с ремонтной накладкой. При определении характеристического расстояния d_2 по выражению (5) квадратный вырез заменялся круговым отверстием диаметра 65 мм (рис.4) и его величина составила 3.29 мм.

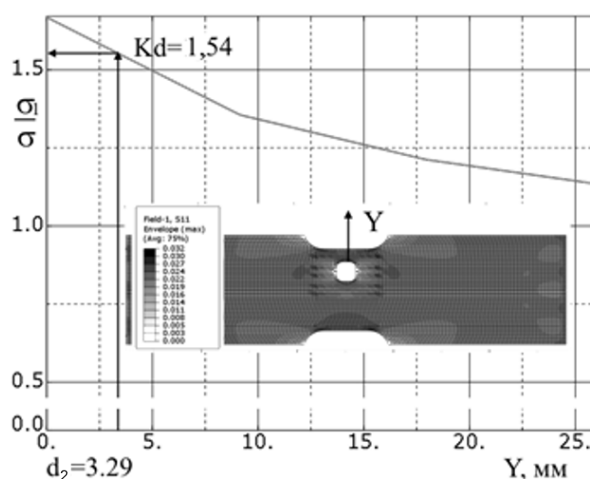


Рис.11. К определению коэффициента концентрации в панели около внутреннего выреза при вычислении податливости крепежа по формуле компании Боинг.

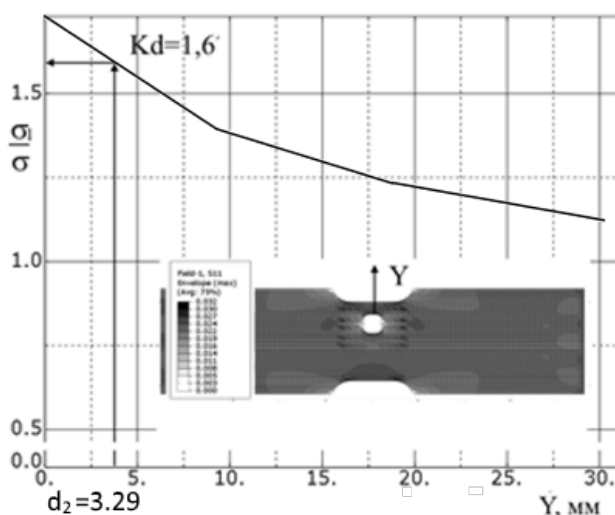


Рис.12. К определению коэффициента концентрации в панели около внутреннего выреза при вычислении податливости крепежа по формуле Хута.

Таблица 8.

Сравнение результатов расчета с данными эксперимента для панели с ремонтной накладкой.

| Критерий | d_1 мм | K_1 | σ_{1b} , таб.2 кгс/мм ² | F_3 мм ² | $P_{раз}$, тс | | γ , % |
|---|-------------|-------|---|--------------------------|----------------|-------------|--------------|
| | | | | | Расчет | Эксперимент | |
| Податливость крепежных элементов по Боингу | | | | | | | |
| КМНН | 0 | 1.65 | 76.25 | 2097 | 96.9 | 97.7 | 0.8 |
| МКН | 3.29 | 1.54 | 76.25 | 2097 | 103.8 | 97.7 | -6.2 |
| Податливость крепежных элементов по Аэрбасу | | | | | | | |
| КМНН | 0 | 1.71 | 76.25 | 2097 | 93.5 | 97.7 | 4.3 |
| МКН | 3.29 | 1.6 | 76.25 | 2097 | 99.9 | 97.7 | -2.3 |

Здесь $\gamma = (P_{раз} - P_{раз}) / P_{раз} \cdot 100\%$ – относительная ошибка между экспериментом ($P_{раз}$) и расчетом ($P_{раз}$).

5. ПРИМЕНЕНИЕ ТРЕХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ К РАСЧЕТУ ПРОЧНОСТИ ПАНЕЛЕЙ С РЕМОНТНЫМИ НАКЛАДКАМИ

При трехмерном моделировании соединений, как панель, так и накладка набираются из объемных призм с четырьмя либо восемью и более вершинами. В отличие от двухмерного моделирования, при котором крепежные элементы моделируются балочными элементами или пружинами, жесткость которых определяется формулами (1), при трехмерном моделировании крепежные элементы также набираются объемными элементами. При этом решается контактная задача о взаимодействии между элементами крепежа и деталями, которые они связывают между собой.

На рис.13 приводится конечно-элементная модель панели с ремонтной накладкой.

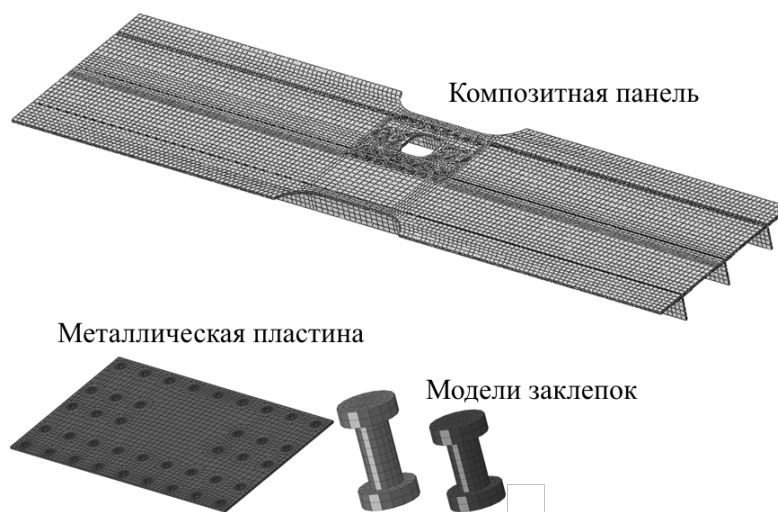


Рис.13. КЭ модель панели с ремонтной накладкой.

В таблице 9 приводятся усилия в заклепках крепления наклейки к панели при трехмерном моделировании.

Таблица 9.

Усилия в заклепках крепления накладки к панели в процентах от внешней нагрузки при трехмерном моделировании.

| | | | | | | | | | |
|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|-----|-------|
| № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i | № | P_i |
| 1.1 | 1.217 | 2.1 | 0.698 | 3.1 | 0.337 | 4.1 | 0.080 | 5.1 | 0.0 |
| 1.2 | 1.317 | 2.2 | 0.813 | 3.2 | 0.447 | 4.2 | 0.139 | 5.2 | 0.0 |
| 1.3 | 1.332 | 2.3 | 0.944 | 3.3 | 0.957 | — | — | — | — |
| 1.4 | 1.396 | 2.4 | 1.026 | 3.4 | 1.075 | — | — | — | — |
| 1.5 | 1.609 | 2.5 | 1.074 | 3.5 | 0.625 | 4.5 | 0.213 | 5.3 | 0.0 |

На рис.14 приводится распределение относительных продольных напряжений σ_1/σ , по значениям которых определяется коэффициент концентрации напряжений в панели около внутреннего выреза. В таблице 10 дается сравнение расчета с экспериментом для панели с ремонтной накладкой при трехмерном моделировании панели, как по критерию максимальных нормальных напряжений (КМНН), так и по модифицированному критерию Нуизмера (МКН).

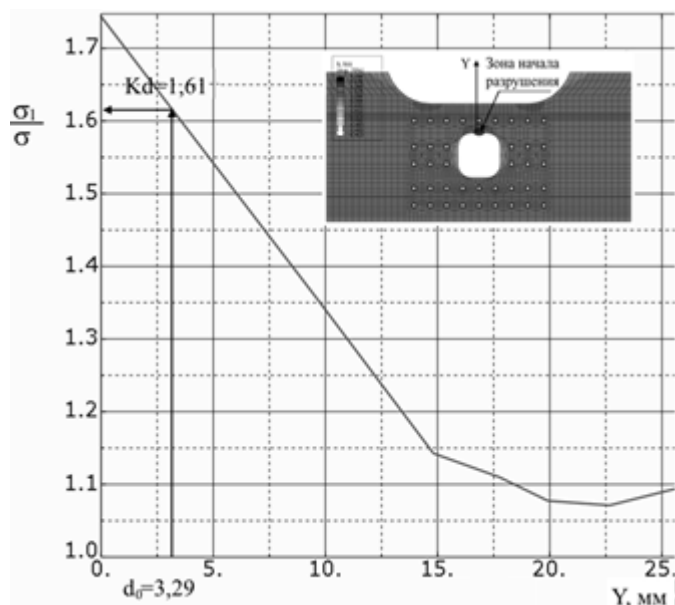


Рис.14. К определению коэффициента концентрации в панели около внутреннего выреза.

Таблица 10.

Сравнение результатов расчета с данными эксперимента для панели с ремонтной накладкой.

| Критерий | d_1 , мм | K_1 | σ_{1b} , таб. 2 кгс/мм ² | F_2 , мм ² | $P_{раз}$, тс | | γ , % |
|----------|------------|-------|--|-------------------------|----------------|-------------|--------------|
| | | | | | Расчет | Эксперимент | |
| КМНН | 0 | 1.74 | 76.25 | 2097 | 91.5 | 97.7 | 6.3 |
| МКН | 3.29 | 1.618 | 76.25 | 2097 | 99.7 | 97.7 | -2.0 |

6. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Оценим применение численных методов для определения как значений усилий в крепежных элементах, так и прочности отремонтированных панелей. На рис.15 приводятся значения усилий среза по первому ряду крепежных элементов при растяжении панели силой 100 кгс.

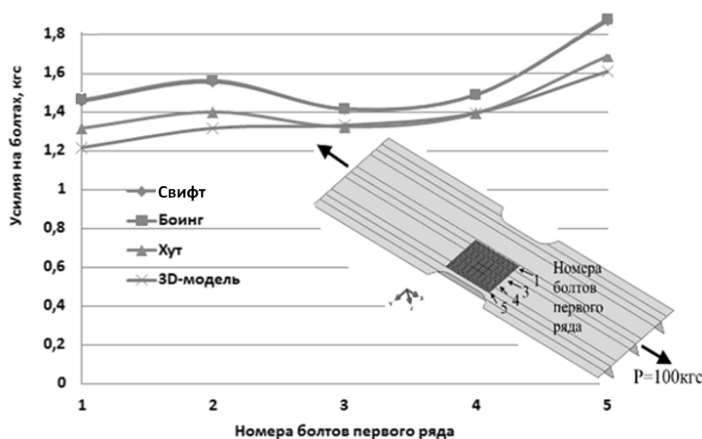


Рис.15. Значения усилий среза по первому ряду крепежных элементов при растяжении панели силой 100 кгс.

Знание усилий среза по крепежным элементам помогает проектировщику определить, как статическую прочность деталей, составляющих соединение, так и оценить прочность при повторном нагружении. Как следует из рис.15 результаты определения максимальных усилий в зоне первого ряда болтов при двухмерном (моделирование жесткости крепежа по Хуту) и трехмерном численном моделировании отличаются друг от друга не более, чем на 7%. Несколько большие значения мы получаем при использовании методик компании Боинг и Свифта. Но следует учесть, что их результаты идут в запас прочности.

В таблице 11 приводится сравнение разрушающей панель силы, полученной расчетом с экспериментальными данными, как для исходной панели, так и для панели с ремонтной накладкой при различных способах моделирования панели.

Таблица 11.

Сравнение расчета с экспериментом.

| Номера панели | Критерий | $P_{раз}, Т$ | | $\gamma, \%$ |
|----------------------------|----------|--------------|-------------|--------------|
| | | Расчет | Эксперимент | |
| Панель без выреза | КМНН | 105.2 | 124.8 | 15.7 |
| | МКН | 116.3 | 124.8 | 6.8 |
| Ремонт 2D-моделирование | КМНН | 93.5 | 97.7 | 4.3 |
| | МКН | 99.9 | 97.7 | -2.3 |
| Ремонт 3D-моделирование | КМНН | 91.5 | 97.7 | 6.3 |
| | МКН | 99.7 | 97.7 | -2.0 |

Как следует из таблицы 11, применение для расчета прочности ремонтируемых панелей модифицированного критерия Нуизмера (МКН) позволяет более точно предсказать результаты, ожидаемые в натурном

эксперименте, по сравнению с критерием максимальных нормальных напряжений (КМНН).

Отметим также, что, несмотря на примерно одинаковые результаты по определению разрушающей силы при двумерном и трехмерном моделировании, время получения решений на компьютере при трехмерном моделировании на порядок больше, чем при двумерном.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны численные методики расчета распределения усилий и прочности в многорядных крепежных элементах (болты, заклепки) соединений при выполнении ремонта композитных панелей металлическими накладками.

Методики используют как двумерное моделирование панелей, так и трехмерное. При двумерном моделировании элементы крепежа моделируются балочными элементами, податливость которых вычисляется инженерными методами. При трехмерном моделировании крепежные элементы набираются объемными элементами, а для определения усилий на крепежные элементы решается контактная задача о взаимодействии крепежа с элементами панели.

Установлено, что для оценки прочности панелей с концентраторами напряжений в виде прямоугольных вырезов можно использовать критерий прочности Нуизмера, разработанный ранее для оценки прочности пластин с круговыми отверстиями.

Методики проверены сравнением результатов расчета с экспериментальными данными, полученными при испытаниях натуральных композитных панелей с вырезом, отремонтированных креплением титановой накладки с помощью металлических заклепок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Stone R.H. *Field-level repair materials and processes* / SAMPE28, National Symposium Proceedings. – 1983. – Pp.1038-1045.
2. Huth H. *Influence on Fastener Flexibility on the Prediction of Load Transfer and Fatigue Life for Multiple-Row Joints* // ASTM STP 927. – 1986.
3. Swift T. *Development of the fail-safe design features of the DC-10 in damage tolerance in aircraft structures* // ASTM STP 486. – 1971. – Pp.164-214.
4. Nuismer R.J. *Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations* // *J. Compos. Mater.* – 1974. – Vol.8. – Pp.253-265.
5. Боровская Я.С., Глебова М.А., Гришин В.И., Гусева Н.В. *Оценка прочности металло-композитных соединений с применением критерия Нуизмера* // *Ученые Записки ЦАГИ.* – 2018. – Т.XLIX. – №2. – С.84-92.
6. Гришин В.И., Глебова М.А., Боровская Я.С., Гусева Н.В. *Оценка прочности многоболтовых металло-композитных соединений при совместном действии напряжений смятия и обхода* // *Механика композиционных материалов и конструкций.* – 2018. – Т.24. – №2. – С.266-280.
7. HexPly_M21_global_DataSheet. URL:<http://www.hexcel.com> [Электронный ресурс] (дата обращения: 05.03.2019).
8. Ушаков А.Е., Гришин В.И. *Методы расчета местной прочности авиационных конструкций.* – М.: М.Артика, 1999. – 254 с.

REFERENCES

1. Stone R.H. *Field-level repair materials and processes*. SAMPE28, National Symposium Proceedings, 1983, Pp.1038-1045.
2. Huth H. *Influence on Fastener Flexibility on the Prediction of Load Transfer and Fatigue Life for Multiple-Row Joints*. ASTM STP 927, 1986.
3. Swift T. *Development of the fail-safe design features of the DC-10 in damage tolerance in aircraft structures*. ASTM STP 486, 1971, Pp.164-214.
4. Nuismer R.J. *Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations*. J. Compos. Mater., 1974, Vol.8, Pp.253-265.
5. Borovskaya Ja.S., Glebova M.A., Grishin V.I., Guseva N.V. *Otsenka prochnosti metallo-kompozitnykh soedinenij s primeneniem kriteriya Nuizmera [Strength estimation of metal composite joints using Nuizmer criterion]*. Uchenye Zapiski TSAGI, 2018, Vol.XLIX, No.2, Pp.266-280.
6. Grishin V.I., Glebova M.A., Borovskaya Ja.S., Guseva N.V. *Otsenka prochnosti mnogoboltovykh metallo-kompozitnykh soedinenij pri sovmestnom dejstvii napryazhenij smyatiya i obkhoda [Strength estimation of multi-bolted metal composite joints under combined operation of bearing and bypass stresses]*. Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii, 2018, Vol.24, No.2, Pp.266-280.
7. HexPly_M21_global_DataSheet. URL:<http://www.hexcel.com> [Electronic resource] (Reference date: 05.03.2019).
8. Ushakov A.E., Grishin V.I. *Metody rascheta mestnoj prochnosti aviatsionnykh konstruksij [Calculation methods of aviation structures local strength]*. Moskva, M.Artika, 1999, 254 p.

Поступила в редакцию 19 марта 2020 года.

Сведения о авторах:

Гришин Вячеслав Иванович – д.т.н., проф., г.н.с., ФГУП Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: dzuba@tsagi.ru (для Гришина В.И.)

Глебова Мария Александровна – инж. 2-ой категории, ФГУП Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия; e-mail: chipalaka@ya.ru

Яшутин Андрей Григорьевич – нач. отдела прочности, ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

Гусева Наталья Вячеславовна – к.т.н., с.н.с., ФГУП Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия