

DOI: <https://doi.org/10.26896/1028-6861-2023-89-11-71-88>

ПОЛЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ОКРЕСТНОСТИ СВОБОДНЫХ МОНТАЖНЫХ ОТВЕРСТИЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА САМОЛЕТА

© Святослав Игоревич Елеонский¹, Михаил Дмитриевич Зайцев¹,
Юрий Григорьевич Матвиенко², Владимир Сергеевич Писарев^{1*}

¹ Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского, Россия, 140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1; *e-mail: VSP5335@mail.ru

² Институт машиноведения им. А. А. Благоднарова РАН, Россия, 101000, Москва, Малый Харитоньевский пер., д. 4.

*Статья поступила 16 февраля 2023 г. Поступила после доработки 23 марта 2023 г.
Принята к публикации 28 апреля 2023 г.*

Исследованы результаты испытаний на усталостную прочность двух геометрически одинаковых конструктивно-подобных моделей нижней панели крыла коммерческого самолета. Панели отличались способом установки монтажных болтов, соединяющих обшивку и стрингер. В первой панели выполнено холодное упрочнение отверстий в обшивке и стрингере перед их монтажом. Во второй панели после сверления и развертывания дополнительную обработку отверстий не применяли. Установку болтов проводили с натягом, который варьировали от 1,3 до 2,1 % для первой панели и от 2,9 до 3,2 % — для второй. Вариации в значениях натяга — следствие разброса, вызванного наличием поля допуска на диаметры как болтов, так и монтажных отверстий. Двухэтапное сравнение обеих технологий проведено на основе экспериментальных исследований полей остаточных напряжений. Первый этап, представленный в данной работе, включал анализ величин компонент остаточных напряжений в окрестности монтажных отверстий после удаления болтов и отделения обшивки от стрингера. Для определения компонент остаточных напряжений использовали метод сверления отверстия и метод последовательного наращивания длины трещины. Деформационный отклик измеряли методом электронной спекл-интерферометрии. Для обоих способов локального удаления материала получены наборы интерферограмм высокого качества, которые обеспечивали надежное разрешение интерференционных полос предельной плотности непосредственно на контуре зондирующего отверстия или на берегах искусственного надреза. Дискретный метод, основанный на сверлении зондирующего отверстия, позволил количественно определить компоненты остаточных напряжений, начиная с расстояния 1,4 мм от контура монтажного отверстия. Другой непрерывный метод основан на последовательном наращивании длины искусственного надреза, начиная непосредственно от контура монтажного отверстия. Такой подход обеспечил анализ полей остаточных напряжений, относящихся к двум технологиям установки болтов, путем сравнения величин КИН. Отмечен высокий уровень сжимающих остаточных напряжений в окрестности свободных отверстий для панелей обоих типов. Оба экспериментальных подхода выявили преимущества соединения с болтами, установленными в упрочненное отверстие. Для этого случая представлена оценка параметров релаксации главной компоненты остаточных напряжений в направлении внешней нагрузки.

Ключевые слова: конструктивно-подобная модель; болтовые соединения; остаточные напряжения; метод сверления отверстия; метод последовательного наращивания длины трещины; электронная спекл-интерферометрия.

FIELDS OF RESIDUAL STRESSES NEAR OPEN ASSEMBLAGE HOLES OF AIRCRAFT WING PANEL

© Svyatoslav I. Eleonsky,¹ Mikhail D. Zaitsev,¹
Yury G. Matvienko,² Vladimir S. Pisarev^{1*}

¹ N. E. Zhukovsky Central AeroHydrodynamics Institute, 1, Zhukovskogo ul., Zhukovsky, 140180, Russia;
*e-mail: VSP5335@mail.ru

² Mechanical Engineering Research Institute of the Russian Academy of Science, 4, Maly Kharitonyevsky per., Moscow, 101000, Russia

Received February 16, 2023. Revised March 23, 2023. Accepted April 28, 2023.

The results of fatigue tests of two geometrically identical and similar in design models of the lower wing panel of a commercial aircraft are analyzed. The panels differed in the way of installing mounting bolts, which connect the skin and stringers. Cold expansion of holes drilled both in the skin and stringer

has been performed for the first panel before joining. The second panel includes no additional treatment after drilling pilot holes and final reaming. Bolts are mounted with an interference fit varying from 1.3 to 2.1% and from 2.9 to 3.2% for the first and the second panel, respectively. Changes in the interference fit are the consequence of a scatter attributed to the presence of a tolerance zone for the diameters of both bolts and mounting holes. A two-step comparison of both technologies is based on the experimental study of residual stress fields. The first stage, being a subject of the present study, includes the analysis of residual stress fields, which arise after removing bolts and separation of skin from stringers. Hole drilling and gradual crack growth were used to determine the components of residual stresses. Deformation response is measured by electronic speckle-pattern interferometry. High quality interferograms, which provide a reliable resolution of the interference fringes of ultimate density over the hole edge or directly along the notch borders, have been obtained for both ways of local removing the material. The first point-wise method based on drilling a probe hole, provides a quantitative determination of the residual stress components, starting from 1.4 mm distance from the assemblage hole edge. The second technique implements the crack compliance method of subsequent lengthening of the notch, starting directly from the mounting hole edge. This approach provides for a quantitative analysis of residual stress fields, related to different bolt mounting technologies, proceeding from the comparison of SIF values. A high level of compressive residual stresses near open holes is characteristic for both types of panels. Both experimental approaches showed the benefits of joints, where bolts are mounted into cold-expanded (reinforced) holes. For this case, the estimation of the relaxation parameters of the principal component of residual stresses in the direction of the external load is presented.

Keywords: design-similar model; bolted joints; residual stress; hole drilling technique; crack compliance method; electronic speckle-pattern interferometry.

Введение

Традиционные усталостные испытания крупногабаритных элементов авиационных конструкций при циклическом нагружении проводят с использованием тензометрических датчиков контроля напряженно-деформированного состояния [1 – 3]. Одним из важных объектов таких испытаний являются конструктивно-подобные образцы, моделирующие продольные фрагменты металлических панелей крыла самолетов, которые содержат многочисленные болтовые или заклепочные соединения. Основной интерес представляют равномерно нагруженные зоны соединений, в которых крепежные элементы практически не нагружены на срез поперечными усилиями. Главное технологическое средство обеспечения повышенного ресурса болтового соединения — упрочнение ближайшей окрестности монтажных отверстий пластическим деформированием. Это достигается в основном путем дорнирования отверстий, обжатия переходных кромок зенкованных отверстий под потайные болты и постановки болтов с натягом [4]. В таких случаях наибольший интерес представляют остаточные напряжения и деформации, возникающие в окрестности индивидуального крепежного элемента, которые в зависимости от величины и знака влияют на долговечность соединения.

Однако надежное определение локального напряженно-деформированного состояния как на основе тензометрических измерений, так и с помощью численного моделирования — весьма сложная задача, особенно при циклическом нагружении [5]. Главной проблемой является необходимость учета остаточных напряжений, возникающих при установке болтов с натягом по различным технологиям или комбинации натяга,

дорнирования и обжатия переходных кромок отверстий. Эффективным средством количественного анализа остаточных напряжений могут быть как разрушающие, так и неразрушающие экспериментальные методы [6]. Значительное распространение получили разрушающие методы, которые основаны на точечных измерениях различных релаксационных параметров, вызванных локальным удалением материала. Однако для получения конечного результата такой подход требует сложной процедуры обработки исходных экспериментальных данных [7]. Применение интерференционно-оптических методов измерения деформационного отклика на локальное удаление материала существенно повышает точность и надежность определения компонент остаточных напряжений [8 – 16]. Полученная экспериментальная информация может быть эффективно использована для создания и верификации численных моделей расчета, а также сравнительного анализа в целях оптимизации технологии установки болтов.

Первичными объектами исследования явились две конструктивно-подобные модели, обозначенные как *ZA* и *ZB*, которые относятся к элементам нижней панели крыла коммерческого самолета. Обе модели, изготовленные из алюминиевого сплава 1163Т, имеют одинаковые геометрические размеры — 3700×560 мм. Программа испытаний, одинаковая для обоих образцов, включает циклическое растяжение каждой панели со следующими параметрами пульсирующего цикла нагружения: размах нормальных напряжений брутто в равномерно нагруженной зоне панели составляет $\Delta\sigma = 140$ МПа; коэффициент асимметрии цикла $R = 0,01$; частота нагружения 3 Гц. Конструкция панелей показана

на рис. 1. Материал обшивки — алюминиевый сплав 1163Т (80 ТУ1-92-161-90 плита), стрингеров — 1163Т (прессованный профиль 400930 согласно ОСТ1 90113-86), болтов — ВТ16. Толщина обшивки составляет 10 мм, а полки стрингера — 16 мм.

В обеих панелях для соединения обшивки и стрингера использовали болты одного диаметра, изготовленные по одинаковой технологии. Диаметр болтов — 10,096 – 10,123 мм. Диаметр монтажных отверстий в обоих случаях составил 9,8 мм с полем допуска Н9 ($9,8_0^{+0,036}$). Различие между панелями заключалось в технологии установки крепежных болтов. В панели ZB после сверления и развертывания дополнительную обработку кромок отверстий не проводили. Болты устанавливали с натягом, который варьировали в пределах от 2,9 до 3,2 % вследствие разброса, вызванного наличием поля допуска на диаметры как болтов, так и монтажных отверстий. Перед монтажом обшивки и стрингера в панели ZA выполняли обжатие переходных кромок, дорнирование отверстий в обшивке и дорнирование отверстий в стрингере. Диаметр рабочей части дорна — $10,05_{-0,02}$. После процесса холодного упрочнения диаметр монтажных отверстий увеличился вследствие пластического деформирования и составил 9,91 – 9,99 мм. Таким образом, для панели ZA величину натяга варьировали от 1,3 до 2,1 %.

Оценка размеров равномерно нагруженной зоны соединения стрингера с обшивкой основана на численном моделировании напряженного состояния панели методом конечных элементов без учета наличия остаточных напряжений. Результаты расчетов приведены на рис. 2, на котором

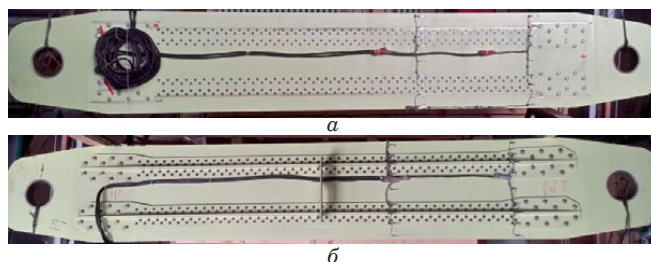


Рис. 1. Общий вид конструктивно-подобных моделей нижних панелей крыла: со стороны внешней обшивки (а) и со стороны стрингеров (б)

Fig. 1. A general view of design-similar models of wing lower panels: from the skin side (a); from the stringer side (b)

видны границы зоны панели, где напряжения распределены равномерно как в стрингере, так и в обшивке.

Обе панели выдержали назначенный ресурс $N = 125\,000$ циклов без видимых внешних повреждений, различие двух технологий установки монтажных болтов на результатах не отразилось. Традиционный подход, используемый для оценки влияния технологии на усталостную прочность соединений, заключается в следующем. После проведения испытаний от обеих панелей отделяли хвостовые части, чтобы получить только равномерно нагруженные зоны. Затем соединения стрингеров с обшивкой демонтировали для последующего проведения дефектоскопии стенок отверстий на наличие малых усталостных трещин. В процессе дефектоскопии выделен ряд отверстий, в стенках которых наличие усталостных трещин наиболее вероятно. Для подтверждения этого из предполагаемых мест в стрингере

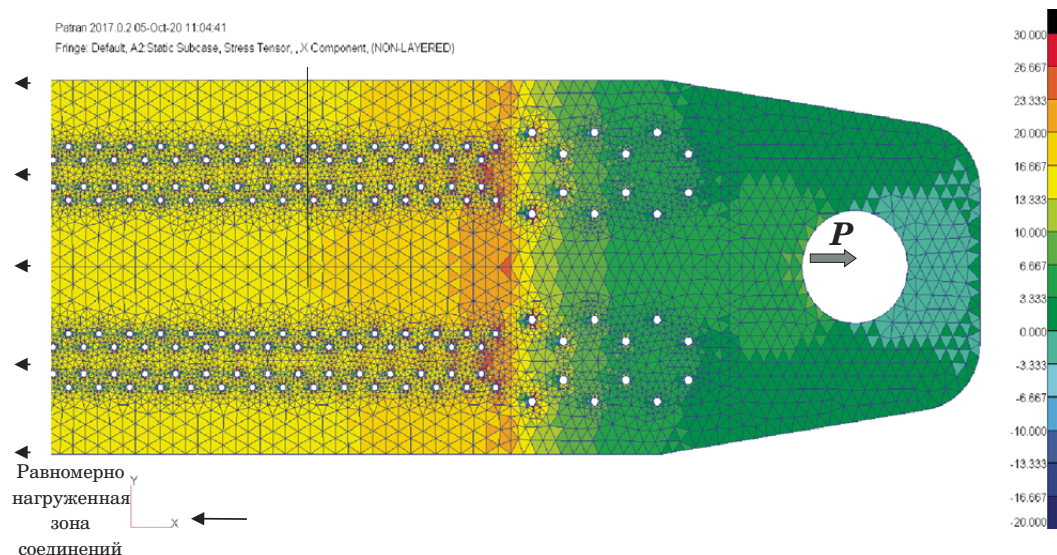


Рис. 2. Напряженное состояние панели в зоне болтового соединения обшивки и стрингеров

Fig. 2. Stress state of a panel in the zone of stringer and skin connection by bolts

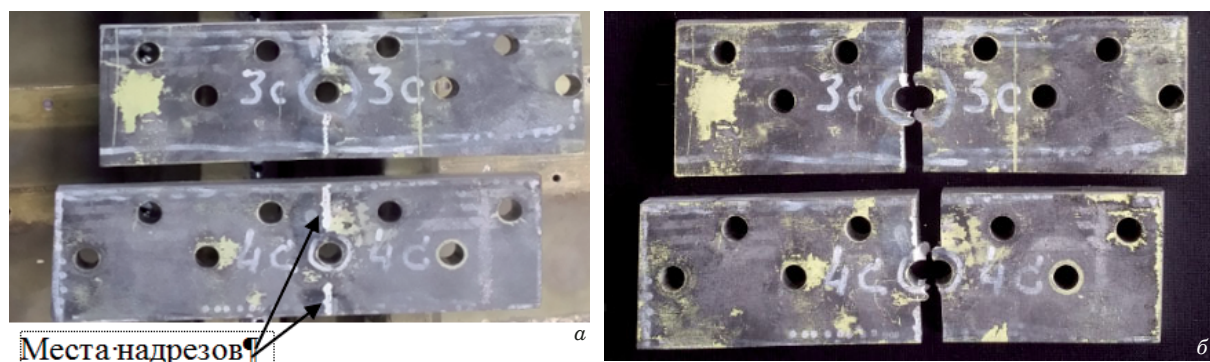


Рис. 3. Образцы для дефектоскопии, вырезанные из стрингера (а) и обшивки (б)

Fig. 3. Specimens cut from stringer (a) and skin (b) for defect detection

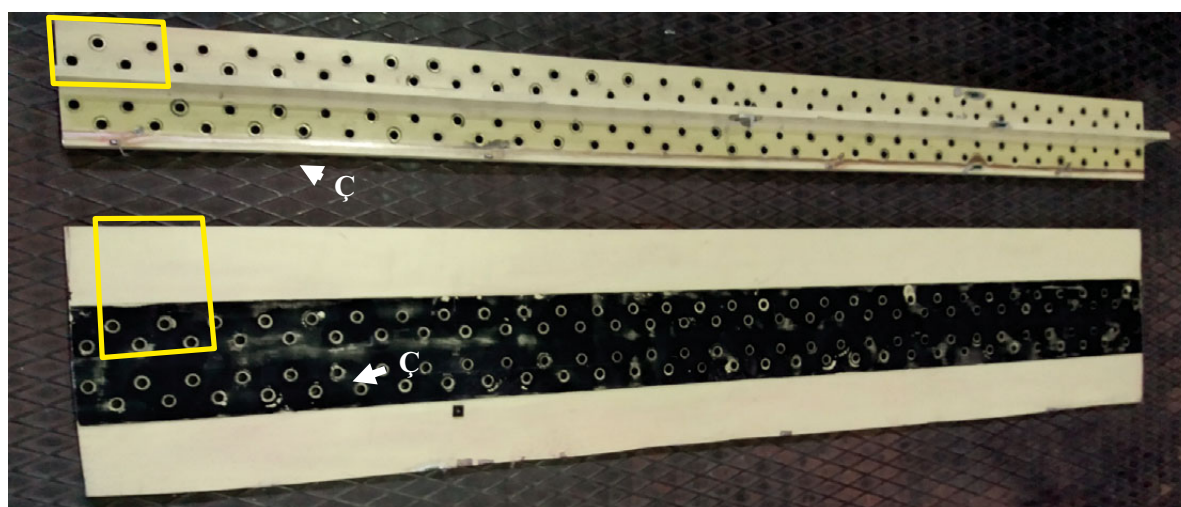


Рис. 4. Обшивка и стрингер панели после разборки

Fig. 4. Skin and stringer after disassembling

и обшивке вырезали лабораторные прямоугольные образцы (рис. 3).

В поперечном сечении образца, проходящем по диаметру контролируемого отверстия, с двух сторон от внешнего контура выполняли сквозные надрезы шириной 1 и глубиной 5 мм (рис. 3, а). Далее каждый образец подвергали разрушению под действием возрастающей растягивающей нагрузки. Плоскость разрушения совпадала с сечением образца, в котором предполагалось наличие усталостной трещины (рис. 3, б). Статические изломы лабораторных образцов исследовали с помощью микроскопа SMZ-168 (Motic) с увеличением 5–50 на наличие усталостных трещин. Объем полученных данных позволил выполнить вероятностно-статистическую оценку влияния дорнирования и обжатия переходных кромок отверстий под крепежные элементы на усталостную долговечность. Так, отношение наработок, при которых в единичном отверстии под болт в панелях с дорнированием и без дорнирования образуются одинаковые уста-

лостные повреждения, которые соответствуют уровню вероятности $p = 0,001323$, составляет 1,28. Это означает, что усталостная долговечность единичного отверстия под болт в панелях с упрочненными отверстиями должна быть примерно на 28 % больше, чем в панелях без упрочнения отверстий.

Полученная вероятностная оценка нуждалась в дополнительном обосновании. Для этого провели исследования в целях сравнения полей остаточных напряжений, которые сохраняются в элементах высокоресурсного болтового соединения обшивки и стрингера после проведения испытаний на усталостную прочность. В данной работе представлены результаты определения полей остаточных напряжений, которые возникают в обшивке крыла после завершения испытаний на усталостную прочность и удаления монтажных болтов. Подобный подход позволил достаточно точно оценить величины локальных напряжений, которые в течение циклического на-

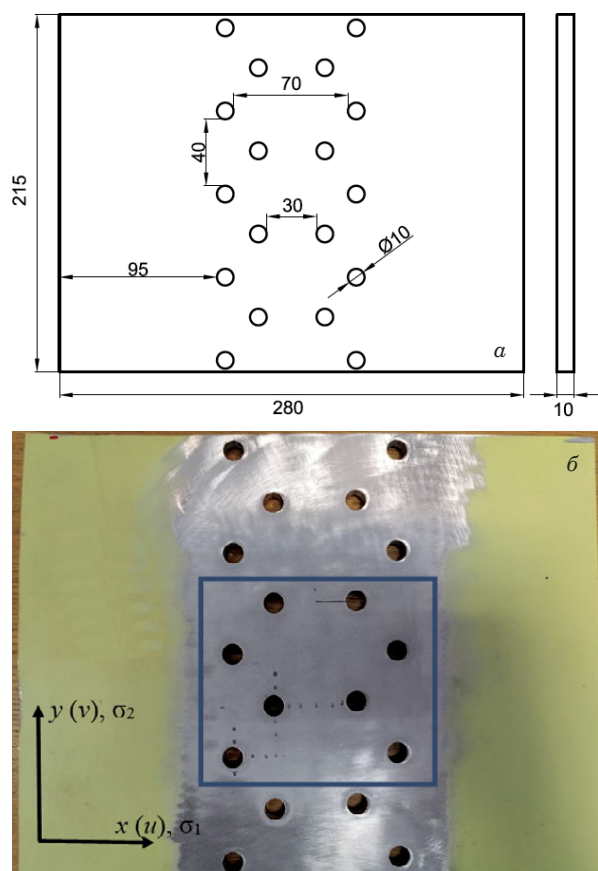


Рис. 5. Геометрические размеры (а) и общий вид (б) плоских образцов

Fig. 5. Geometrical dimensions (a) and general view (b) of plane specimens

гружения действуют в окрестности элементов болтовых соединений.

Объекты экспериментального исследования остаточных напряжений

Экспериментальное определение остаточных напряжений методом сверления отверстия проводили для четырех образцов, вырезанных из равномерно нагруженных зон соединения панелей ZA и ZB после демонтажа болтовых соединений. На рис. 4 показаны места вырезки образцов, которые использовали для исследования остаточных напряжений в обшивке и стрингере.

Образцы с нечетными и четными номерами относятся к панелям ZA и ZB соответственно. Образцы Z1 и Z2 с размерами $217 \times 122 \times 16$ мм в плане содержали фрагмент стрингера и имели Т-образное поперечное сечение. Высота полки стрингера, измеренная от внутренней поверхности обшивки, составляла 45 мм. Плоские образцы Z3 и Z4 имели размеры $215 \times 280 \times 10$ мм и одинаковую геометрию расположения крепежных отверстий, как это показано на рис. 5 для образца Z3. Монтажные отверстия выполняли с использованием упрочнения и без него для образцов Z3

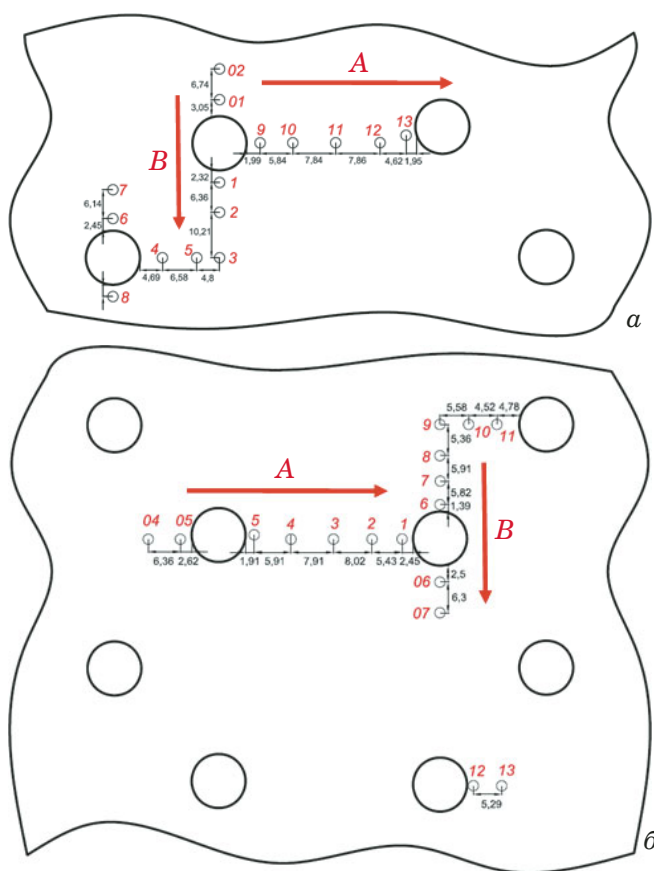


Рис. 6. Сетка зондирующих отверстий в образце Z3 (а) и образце Z4 (б)

Fig. 6. Assemblage hole grid in specimen Z3 (a) and Z4 (b)

и Z4 соответственно. Фрагменты плоской поверхности образцов с сеткой зондирующих отверстий показаны на рис. 6. Направление нагрузки при испытаниях на усталостную прочность совпадает с осью y . Такие же сетки зондирующих отверстий использовали для определения остаточных напряжений в образцах Z1 и Z2. Результаты определения компонент остаточных напряжений в образцах Z1 и Z3 весьма близки по своему характеру, как и в образцах Z2 и Z4. Поэтому в данной работе подробные результаты представлены для образцов Z3 и Z4. Характерные особенности распределения остаточных напряжений в образцах Z1 и Z2 будут рассмотрены ниже.

Исходные данные для метода сверления отверстия

Экспериментальная информация имеет вид картин интерференционных полос, которые возникают при сверлении зондирующего отверстия в поле остаточных напряжений. Эти интерферограммы количественно описывают распределения тангенциальных компонент перемещений u и v в направлении координатных осей x и y соответственно. Подробное описание экспериментального подхода приведено в работах [11, 17].

Большинство зондирующих отверстий, выполненных твердосплавным сверлом, имеет диаметр $2r_0 = 1,9$ мм. Во всех случаях глубина несквозных отверстий $h \geq 3r_0$. Типичные картины интерференционных полос, полученные для образца Z3, показаны на рис. 7. Направление пульсирующей нагрузки при усталостных испытаниях совпадает с координатной осью y .

Типичные картины интерференционных полос, полученные для образца Z4, показаны на рис. 8.

Основная задача — определение остаточных напряжений в нерегулярных зонах конструкций, а именно — в ближайшей окрестности монтажных отверстий. До настоящего времени данная задача не имела надежного экспериментального решения, в том числе с помощью метода сверления отверстий. Это связано с тем, что выполнить сверление глубокого зондирующего отверстия на минимально возможном расстоянии от контура монтажного отверстия и получить при этом качественные картины полос технически достаточно проблемно. Картины полос на рис. 7, а (точка 1) и рис. 8, б (точка 6) наглядно свидетельствуют, что данная проблема успешно решена. Интерферограммы такого же высокого качества получены для точек 6, 8, 9, 13 (образец Z3) и точек 5, 1, 05, 06 (образец Z4), которые не приведены в работе. Представленные картины интерференционных полос получены впервые и наглядно свидетельствуют о практически идеальном качестве проведенного эксперимента. Одна из важнейших его особенностей — возможность надежного разрешения полос по контуру малого отверстия диаметром $2r_0 = 1,9$ мм. Все полученные интерференционные картины обеспечивают надежное разрешение полос непосредственно на контуре отверстия.

Кроме того, конфигурация картин интерференционных полос наглядно показывает, что направления координатных осей x и y практически совпадают с направлениями главных остаточных напряжений σ_1 и σ_2 соответственно. Это означает, что для определения компонент остаточных напряжений в тонких пластинах можно использовать следующие формулы [11]:

$$\sigma_1 = \frac{E}{2r_0} \left(\frac{a\Delta u + b\Delta v}{a^2 - b^2} \right), \quad \sigma_2 = \frac{E}{2r_0} \left(\frac{a\Delta v + b\Delta u}{a^2 - b^2} \right), \quad (1)$$

где r_0 — радиус отверстия; E — модуль упругости материала; Δu и Δv — приращения диаметра зондирующего отверстия в направлении главных напряжений σ_1 и σ_2 ; $a = (\alpha_1 - 1)$, $b = (\sigma_2 - \mu)$, α_1 и α_2 — коэффициенты концентрации напряжений при одноосном растяжении пластины с отверсти-

ем; μ — коэффициент Пуассона изотропного материала.

Первым условием возможности применения формул (1) является совпадение направлений измерения приращений диаметров зондирующего отверстия с направлениями главных остаточных напряжений. Это условие выполняется для всех полученных картин интерференционных полос вне зависимости от расположения зондирующих отверстий. Важно, что соотношения (1) представляют собой единственное решение корректно сформулированной обратной задачи [11]. Другими словами, данный подход обеспечивает минимально возможную погрешность определения главных компонент остаточных напряжений на основе метода сверления отверстия. Любые попытки повысить точность за счет добавления дополнительных точек измерений приводят к необходимости получать приближенное решение некорректно сформулированной обратной задачи (Ill-Posed Inverse Problem) на основе численного решения плохо обусловленной системы линейных алгебраических уравнений. Такой процесс редко приводит к надежным результатам, о чем подробно сказано в статье [7]. Подход, основанный на измерении приращений диаметров зондирующего отверстия в направлении главных остаточных деформаций, обеспечивает максимально возможную чувствительность по отношению к компонентам остаточных напряжений. Кроме того, метод, основанный на использовании формул (1), позволяет количественно оценивать погрешности определения главных компонент остаточных напряжений.

Второе условие применимости формул (1) состоит в упругом характере деформирования контура зондирующего отверстия, так как коэффициенты α_1 и α_2 определяют в результате решения упругой задачи о концентрации напряжений. Все полученные интерферограммы подтверждают выполнение данного условия. Величины коэффициентов концентрации напряжений α_1 и α_2 не влияют на корректность формулировки обратной задачи, которая используется для перехода от экспериментально измеряемых параметров к значениям главных компонент остаточных напряжений. Для определения α_1 и α_2 использовали численное моделирование. Задача об одноосном растяжении толстостенной квадратной пластины с глубоким несквозным отверстием, отвечающим условию $h \geq 3r_0$ (h — толщина пластины) решается на основе метода конечных элементов (МКЭ). Установлено, что $\alpha_1 = 3$, $\alpha_2 = 1$. Данный подход без ограничений подходит для зондирующих отверстий, расположенных на заметном расстоянии от монтажного отверстия, например, для точек 2 и 10 (образец Z3), а также точек 2 и 7 (образец Z4). Для зондирующих отверстий, рас-

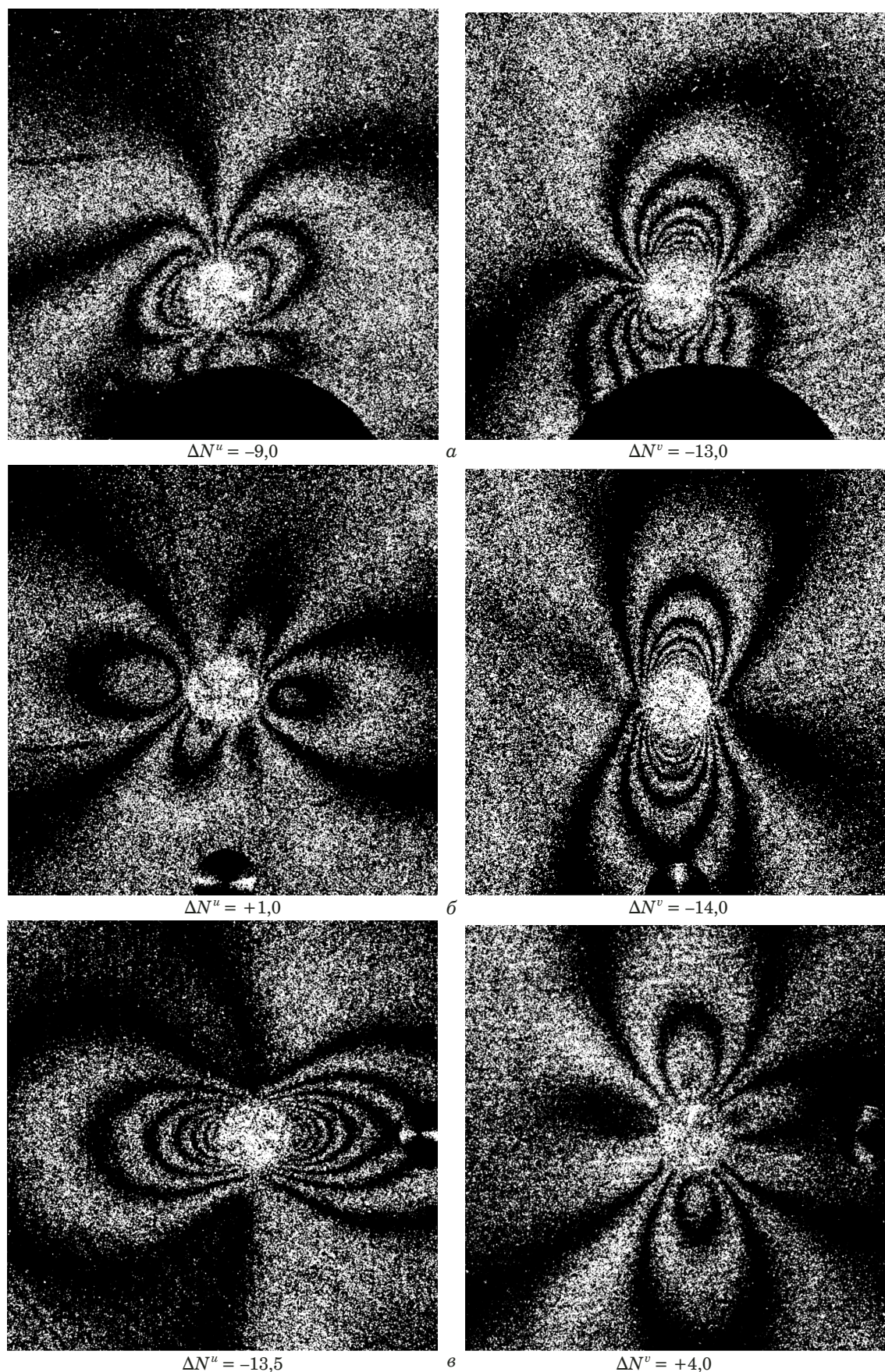


Рис. 7. Картины интерференционных полос, полученные для образца Z3 в терминах тангенциальных компонент перемещений u и v после сверления отверстий в точках 1 (а), 2 (б), 10 (в)

Fig. 7. Specimen Z3 interference fringe patterns obtained in terms of in-plane displacement component u and v as the result of hole drilling at points 1 (a), 2 (b), 10 (c)

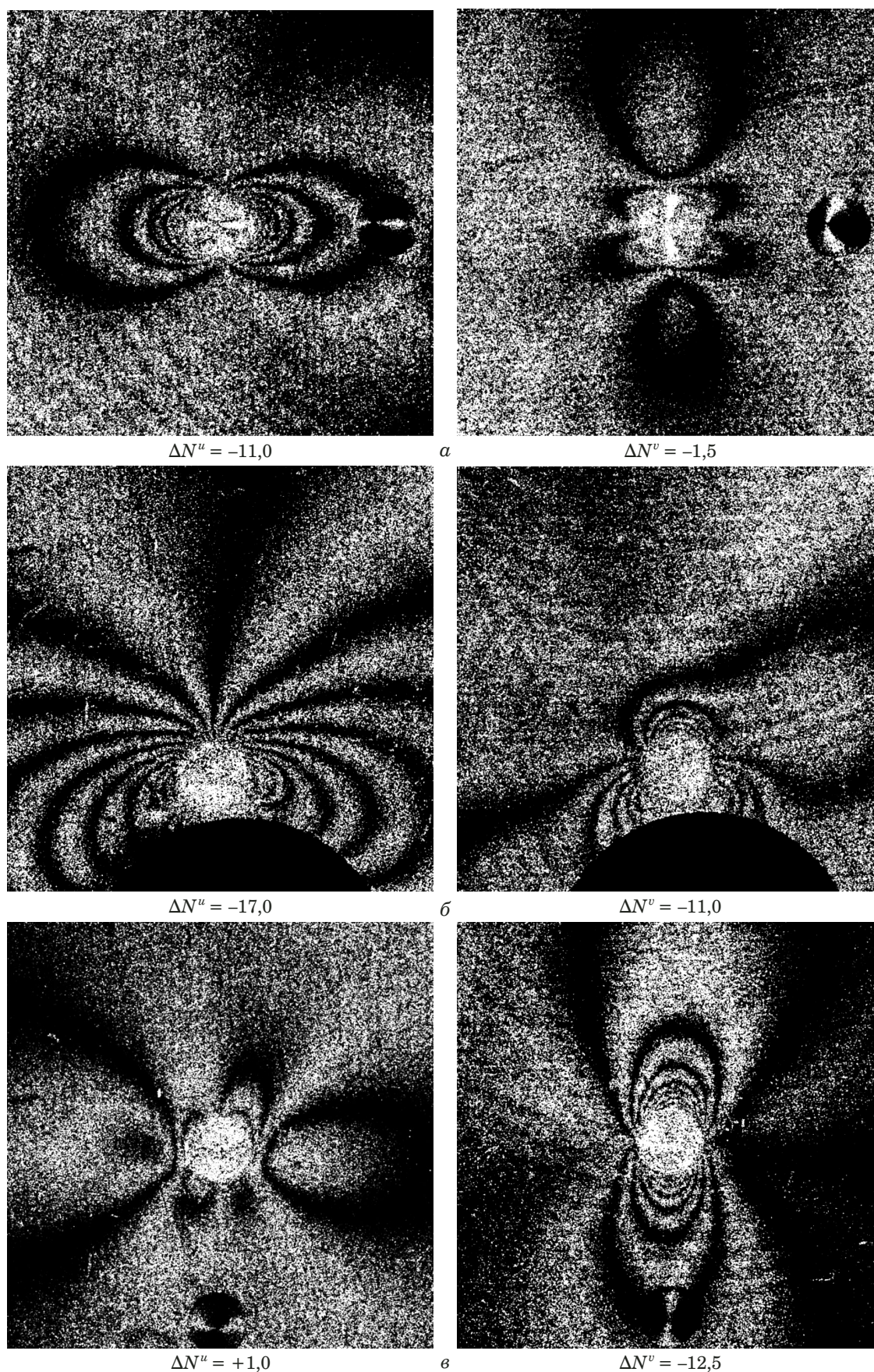


Рис. 8. Картины интерференционных полос, полученные для образца Z4 в терминах тангенциальных компонент перемещений u и v после сверления отверстий в точках 2 (a), 6 (б), 7 (в)

Fig. 8. Specimen Z4 interference fringe patterns obtained in terms of in-plane displacement component u and v as the result of hole drilling at points 2 (a), 6 (b), 7 (c)

положенных в ближайшей окрестности монтажного отверстия, точные значения коэффициентов α_1 и α_2 также могут быть определены с использованием МКЭ-моделирования. В данной работе, где проводится сравнение остаточных напряжений в двух различных образцах, данный вопрос не имеет принципиального значения. Поэтому для всех зондирующих отверстий принимали $\alpha_1 = 3$, $\alpha_2 = 1$, что, естественно, приводило к некоторому увеличению погрешности определения остаточных напряжений в ближайшей окрестности монтажных отверстий. В любом случае более надежного способа количественного определения остаточных напряжений в нерегулярных зонах не существует.

Величины приращений диаметра зондирующего отверстия в направлении главных напряжений (Δu и Δv), которые необходимы для применения формул (1), определяли по картинам интерференционных полос, полученных с помощью метода электронной спекл-интерферометрии [11]. Рассчитывали их на основе следующих соотношений [11 – 13]:

$$\Delta u = \Delta N^u \frac{\lambda}{2 \sin \Psi}, \quad \Delta v = \Delta N^v \frac{\lambda}{2 \sin \Psi}, \quad (2)$$

где $\lambda = 532$ нм — длина волны лазерного излучения; $\Psi = \pi/4$ — угол между направлением освещения и направлением наблюдения, нормальным к поверхности объекта; ΔN^u и ΔN^v — разности абсолютных порядков полос. Последние определяют как разности порядков полос, рассчитываемые по одной картине полос между двумя базисными точками, соответствующими направлениям главных напряжений σ_1 (ΔN^u) и σ_2 (ΔN^v).

Базисная точка на каждой из двух интерферограмм, приведенных на рис. 9, расположена на пересечении рассматриваемого направления главного напряжения и контура отверстия. Картины полос получены при сверлении отверстия в образце Z4 и служат для иллюстрации понятия «базисная точка». Зондирующее отверстие диаметром $2r_0 = 2,5$ мм расположено в направлении оси x между двумя соседними монтажными отверстиями, в которые вставлены болты с натягом, на равном от них расстоянии $\Delta b = 15$ мм. Базисные точки (см. рис. 9) 1 и 2 — для компоненты u , 3 и 4 — для компоненты v . В результате расчетов получены следующие значения: $\Delta N^u = +7$ полос; $\Delta N^v = -14$ полос. Последовательная подстановка этих величин в формулу (2) и формулу (1) приводит к промежуточному результату — $\Delta u = 2,66$ мкм, $\Delta v = -5,32$ мкм, а затем и к искомым величинам остаточных напряжений: $\sigma_1 = -67,2$; $\sigma_2 = +16,7$ МПа.

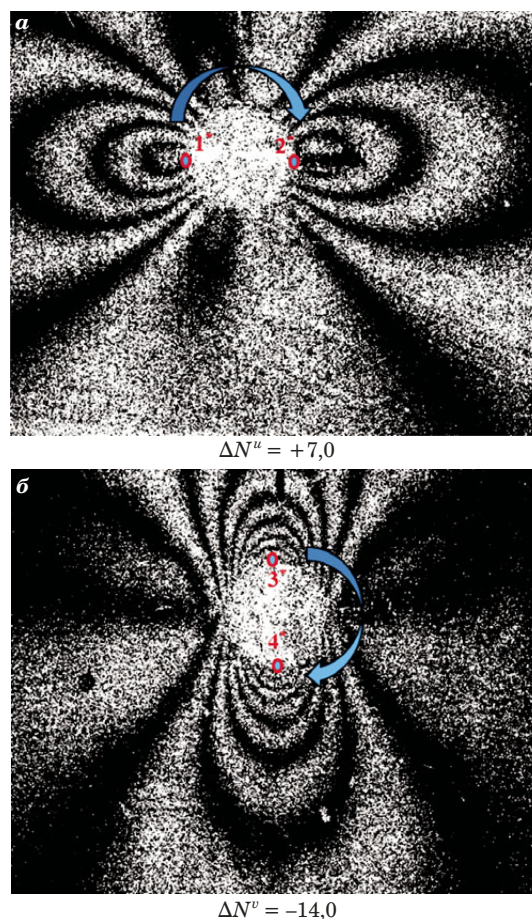


Рис. 9. Схема подсчета разностей абсолютных порядков полос

Fig. 9. General scheme of counting fringe order differences

При определении величин остаточных напряжений по формулам (1) важна корректная идентификация физического знака (увеличение или уменьшение) приращений диаметров зондирующего отверстия Δu и Δv . Картины интерференционных полос, приведенные выше, не позволяют судить о физических знаках тангенциальных компонент перемещений. Дополнительная информация для идентификации знаков компонент перемещений может быть получена путем регистрации интерферограмм с дополнительным фазовым сдвигом [11]. Знак этого фазового сдвига известен заранее для каждой конкретной схемы интерферометра. Картины интерференционных полос, соответствующие рис. 9, но зарегистрированные с дополнительным фазовым сдвигом, показаны на рис. 10. Для используемой в данной работе оптической схемы интерферометра гиперболическая конфигурация интерференционной картины определяет положительный знак компоненты u (рис. 10, а), а эллиптическая форма композиционной интерферограммы соответствует отрицательному знаку компоненты v (рис. 10, б).

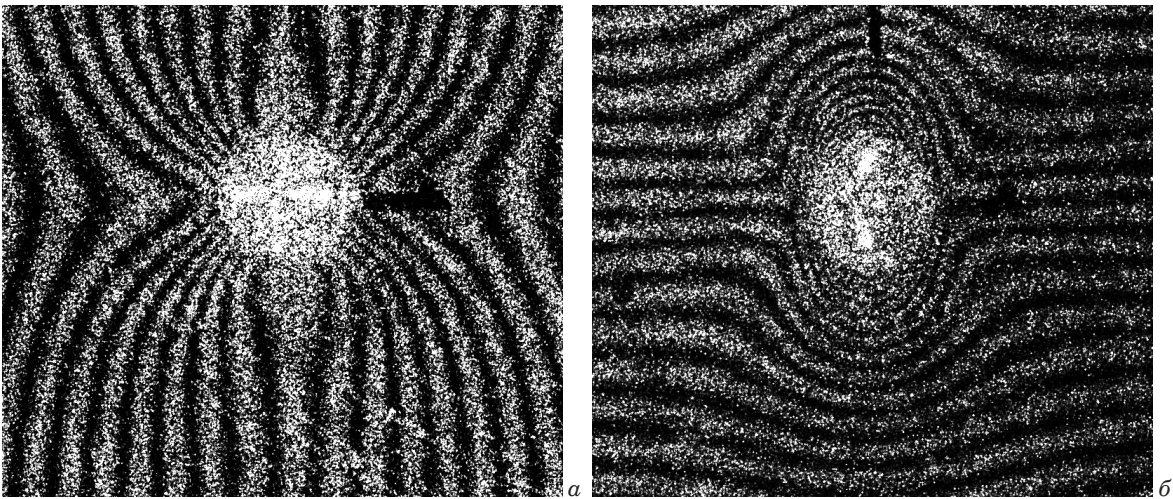


Рис. 10. Картины интерференционных полос для образца Z4, полученные с дополнительным фазовым сдвигом для тангенциальных компонент перемещений u (а) и v (б) после сверления несквозного отверстия

Fig. 10. Specimen Z4 interference fringe patterns obtained with additional phase shift for in-plane displacement component u (a) and v (b) as the result of blind hole drilling

Результаты определения остаточных напряжений в плоских образцах

Сетки зондирующих отверстий в образцах Z3 и Z4 показаны на рис. 6. Точки измерений сгруппированы в направлении оси x (линия A) и в направлении оси y (линия B) в целях повышения надежности результатов определения компонент остаточных напряжений за счет использования данных, относящихся к геометрически подобным зонам образцов. Полученные результаты приведены в табл. 1, 2 и табл. 3, 4 для образца Z3 и образца Z4 соответственно.

Экспериментальные зависимости компонент остаточных напряжений, полученные для об-

разца Z3 и образца Z4, представлены на рис. 11 и рис. 12 соответственно. Начало каждой оси находится на контуре монтажного отверстия, ближайшего к контуру первого зондирующего отверстия.

Для обоих образцов в горизонтальном направлении A отрицательная компонента σ_1 по абсолютной величине превосходит компоненту σ_2 (см. рис. 11, а и 12, а), а в вертикальном направлении B — ситуация противоположная (см. рис. 11, б и 12, б). Данный факт показывает релаксацию компоненты остаточных напряжений σ_2 между монтажными отверстиями, вызванную циклическим нагружением. Наличие реального болта в отверстии при усталостных испытаниях

Таблица 1. Компоненты остаточных напряжений по линии A в образце Z3

Table 1. Components of residual stresses along line A in specimen Z3

	Номер точки					Контур отверстия
	9	10	11	12	13	
x , мм	1,91	7,75	15,59	23,45	28,07	30,02
σ_1 , МПа	-127,0	-101,0	-88,0	-126,0	-74,0	
σ_2 , МПа	-111,3	-4,0	-29,0	-24,0	-54,0	

Таблица 2. Компоненты остаточных напряжений по линии B в образце Z3

Table 2. Components of residual stresses along line B in specimen Z3

	Номер точки			
	1	01	(2+02)/2	3
y , мм	2,32	3,05	9,23	18,90
σ_1 , МПа	-111,0	-13,0	-29,0	-54,0
σ_2 , МПа	-133,0	-82,0	-105,7	-63,0

Таблица 3. Компоненты остаточных напряжений по линии A в образце Z4

Table 3. Components of residual stresses along line A in specimen Z4

	Номер точки						Контур отверстия
	5	05	4	3	2	1	
x , мм	1,91	2,62	7,82	15,73	23,71	29,18	31,63
σ_1 , МПа	-75,0	-95,0	-72,0	-83,0	-96,0	-93,0	
σ_2 , МПа	-58,0	-50,0	-17,0	-50,0	-43,0	-68,0	

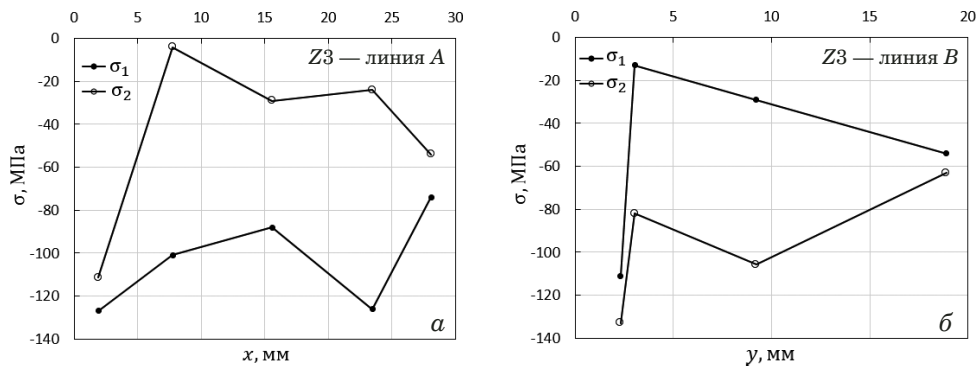


Рис. 11. Распределения главных компонент остаточных напряжений вдоль линии A (а) и B (б) в образце Z3
Fig. 11. Distributions of principal residual stress components along line A (a) and line B (b) in specimen Z3

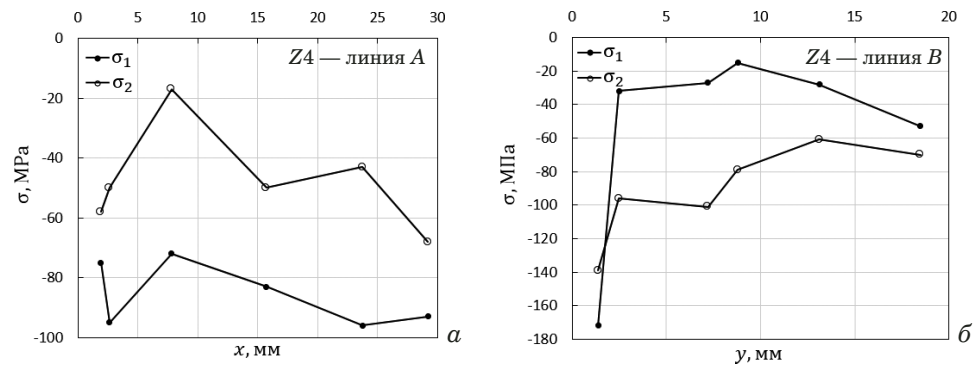


Рис. 12. Распределения главных компонент остаточных напряжений вдоль линии A (а) и B (б) в образце Z4
Fig. 12. Distributions of principal residual stress components along line A (a) and line B (b) in specimen Z4

снижает релаксацию компоненты σ_2 в направлении приложения циклической нагрузки, совпадающей с осью y (см. рис. 11, б и 12, б).

Сравнение данных, приведенных на рис. 11, а и 12, а, свидетельствует, что для образца Z3 направление циклической нагрузки практически не влияет на величины отрицательных компонент остаточных напряжений в окрестности монтажного отверстия. Отметим, что холодное упрочнение отверстия обеспечивает весьма высокий уровень отрицательных величин обеих компонент остаточных напряжений в ближайшей окрестности монтажного отверстия после достижения заданного ресурса, а именно $-100 \leq \sigma_i \leq -140$ МПа ($i = 1, 2$).

Для образца Z4 (см. рис. 12, б) характерно наличие высокого уровня отрицательных остаточ-

ных напряжений в вертикальном направлении, а именно — $\sigma_1 = -172$ МПа, $\sigma_2 = -139$ МПа. Эти результаты несколько превосходят уровень остаточных напряжений для образца Z3 (см. рис. 11, б). Однако при этом следует учитывать разницу в расстояниях y от контура монтажного отверстия до центра зондирующего отверстия: $y^{Z3} = 2,32$ мм (см. рис. 6, а, точка 1); $y^{Z4} = 1,39$ мм (см. рис. 6, б, точка 6). Такая разница, очевидно, вызвана высоким градиентом компонент остаточных напряжений в окрестности монтажных отверстий. Необходимо также отметить, что контуры монтажных отверстий после ресурсных испытаний подвергаются пластическому деформированию. Таким образом, форма этих контуров не является идеальной окружностью. Весьма хорошее состояние окрестности монтажного отвер-

Таблица 4. Компоненты остаточных напряжений по линии B в образце Z4
Table 4. Components of residual stresses along line B in specimen Z4

	Номер точки					
	6	06	7	07	8	9
y , мм	1,39	2,50	7,21	8,80	13,12	18,48
σ_1 , МПа	-172,0	-32,0	-27,0	-15,0	-28,0	-53,0
σ_2 , МПа	-139,0	-96,0	-101,0	-79,0	-61,0	-70,0

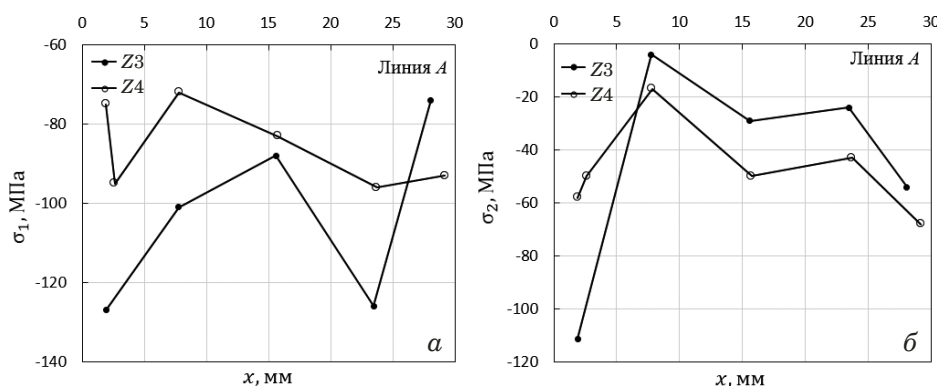


Рис. 13. Распределения главных компонент остаточных напряжений σ_1 (а) и σ_2 (б) вдоль линии А в образцах Z3 и Z4

Fig. 13. Distributions of principal residual stress component σ_1 (a) and σ_2 (b) along line A in specimen Z3 and specimen Z4

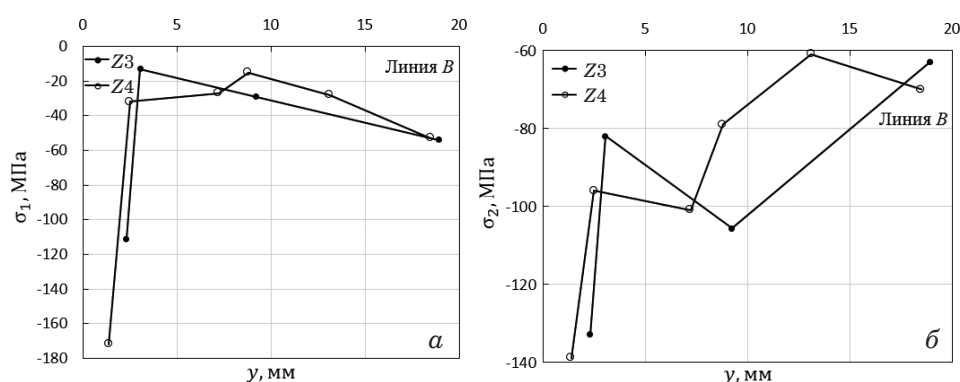


Рис. 14. Распределения главных компонент остаточных напряжений σ_1 (а) и σ_2 (б) вдоль линии В в образцах Z3 и Z4

Fig. 14. Distributions of principal residual stress component σ_1 (a) and σ_2 (b) along line B in specimen Z3 and specimen Z4

ствия в образце Z4 дало возможность просверлить зондирующее отверстие в точке б на минимально технически возможном расстоянии от контура отверстия.

Распределения совпадающих по направлению компонент остаточных напряжений, которые получены для образцов Z3 и Z4, представлены на рис. 13 и рис. 14. Эти зависимости позволяют получить дополнительную информацию для сравнительного анализа влияния технологии подготовки исходных монтажных отверстий на поля остаточных напряжений.

Анализ различий в компонентах остаточных напряжений, которые относятся к линии В, представлен выше и дополнительно проиллюстрирован рис. 14, а и б. Наибольшие различия в величинах обеих компонент остаточных напряжений наблюдаются в окрестности левого монтажного отверстия для линии А на рис. 13, а и б. Величины компоненты остаточных напряжений для образцов Z3 и Z4 составили: $\sigma_1^{Z3} = -127,0$ МПа (см. рис. 6, а, точка 9); $\sigma_1^{Z4} = -75,0$ МПа (см. рис. 6, б, точка 5). Наибольший интерес представляют различия в значениях компоненты остаточных напряжений σ_2 , которая больше всего релаксирует под действием внешней нагрузки, так как совпа-

дает с направлением этой нагрузки: $\sigma_2^{Z3} = -111,3$ МПа; $\sigma_2^{Z4} = -58,0$ МПа. Наблюдается двукратная разница максимальных значений абсолютных величин σ_2 . Этот факт может означать снижение вероятности появления наиболее опасной усталостной трещины в направлении оси x для образца Z3 по сравнению с образцом Z4 (ось x направлена перпендикулярно действующей нагрузке).

Представленные выше результаты определения компонент остаточных напряжений получены на основе дискретного метода сверления зондирующих отверстий. По техническим причинам не все отверстия выполнены на одинаковых расстояниях от исследуемого контура монтажного отверстия, где наиболее высоки градиенты остаточных напряжений. Отметим, что соседние монтажные отверстия, между которыми выполнялось сверление зондирующих отверстий по линии А, в обоих образцах имели небольшой сдвиг в направлении оси y (см. рис. 5, б). Этот факт может быть вызван деформированием панелей в течение усталостных испытаний. Поэтому для уточнения полученной информации и сделанных на ее основе выводов желательно применить метод, который способен характеризовать непре-

рывное распределение компоненты остаточных напряжений σ_2 вдоль линии A .

Применение метода последовательного наращивания длины трещины

Результаты определения остаточных напряжений, представленные выше, получены на основе дискретного метода сверления отверстия. Их сравнение с данными, установленными другим методом, представляет значительный интерес, особенно в окрестности монтажных отверстий, где распределения остаточных напряжений характеризуются значительными градиентами. В работе использовали метод, основанный на последовательном наращивании длины искусственного надреза (метод ПНДТ). Искусственный надрез начинается непосредственно от контура монтажного отверстия в направлении оси x . Такой подход обеспечивает сравнительный анализ полей остаточных напряжений, относящихся к двум технологиям установки болтов, путем сравнения величин КИН, полученных для надрезов различной длины. При этом естественно предполагать, что значения КИН пропорциональны величинам компоненты остаточных напряжений σ_2 . В качестве критерия предпочтительности для технологии установки крепежных болтов в монтажные отверстия рассматривается величина сжимающих остаточных напряжений в точках, наиболее близких к контуру монтажного отверстия. Чем выше по абсолютной величине отрицательная компонента остаточных напряжений σ_2 , которая больше всего релаксирует под действием внешней нагрузки, так как совпадает с направлением этой нагрузки, тем лучше технология установки болтов с точки зрения усталостной прочности.

Экспериментальная информация имеет вид картин интерференционных полос, которые возникают при нанесении узкого надреза в поле остаточных напряжений. Полученные интерферограммы количественно описывают распределения тангенциальных компонент перемещений u и v в направлении координатных осей x и y соответственно. В работе для сравнительного анализа величин компонент σ_2 использовали компоненты перемещений v , направленные перпендикулярно надрезу вдоль оси y . Подробное описание экспериментального подхода приведено в работах [13, 18 – 23]. Все искусственные надрезы выполняли ювелирным лобзиком шириной $\Delta b = 0,24$ мм в направлении оси x , как показано на рис. 5, б. Типичные картины интерференционных полос, полученные для образцов $Z3$ и $Z4$, представлены на рис. 15 и 16. Направление пульсирующей нагрузки при усталостных испытаниях совпадает с координатной осью y , перпендикулярной линии надреза. Отметим высокое ка-

чество всех интерферограмм, которые впервые получены при нанесении узкого надреза в пластине толщиной 10 мм.

Сравнительный анализ величин КИН

Результаты обработки картин интерференционных полос, полученных при последовательном увеличении длины надреза, в терминах раскрытия трещины и величин коэффициентов интенсивности напряжений приведены в табл. 5 и 6 для образцов $Z3$ и $Z4$.

Распределения величин КИН по длине надрезов, полученные для образцов $Z3$ и $Z4$ согласно данным табл. 5 и 6, представлены на рис. 17. Отметим, что величины КИН относятся к крайней точке каждого надреза, но отражают влияния распределения компонент остаточных напряжений по всей длине надреза.

На рис. 17 в первую очередь обращаем внимание на резкое возрастание величины $K_I^2 = -15,5 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$ для образца $Z4$ по отношению к КИН образца $Z3$ при достижении суммарной длины надреза $a^2 = 2,74$ мм. При достижении суммарной длины надреза $a^2 = 3,40$ мм для образца $Z3$ аналогичное значение $K_I^2 = -10,8 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$. Данный факт может свидетельствовать о наличии в окрестности монтажного отверстия в образце $Z4$ значительного градиента поля отрицательных остаточных напряжений, который не был выявлен методом сверления зондирующих отверстий. Вторым обстоятельством в пользу этого утверждения может служить сравнение величин остаточных напряжений, полученных при сверлении зондирующих отверстий в вертикальном и горизонтальном направлениях (см. табл. 5 и 6). Остаточные напряжения, определенные в горизонтальном направлении (линия A) для расстояния между контуром монтажного отверстия и центром ближайшего зондирующего отверстия $x = 1,91$ мм составили: $\sigma_1 = -75,0$ МПа; $\sigma_2 = -58,0$ МПа. Приведем аналогичные величины, полученные в вертикальном направлении (линия B) для расстояния между контуром монтажного отверстия и центром ближайшего зондирующего отверстия $y = 1,39$ мм: $\sigma_1 = -172,0$ МПа; $\sigma_2 = -139,0$ МПа.

Анализ результатов

На основе метода сверления зондирующих отверстий и измерения деформационного отклика методом электронной спекл-интерферометрии получены количественные данные, описывающие двумерные поля остаточных напряжений в образцах двух типов. Для всех образцов при сверлении зондирующих отверстий зарегистрирован обширный набор картин интерференционных полос высокого качества. По результатам обработки интерферограмм установлено, что все об-

разцы, даже после их отделения от крупноразмерной панели, сохраняют высокий уровень сжи-

мающих остаточных напряжений в окрестности монтажных отверстий. Для образцов Z3 и Z4 их

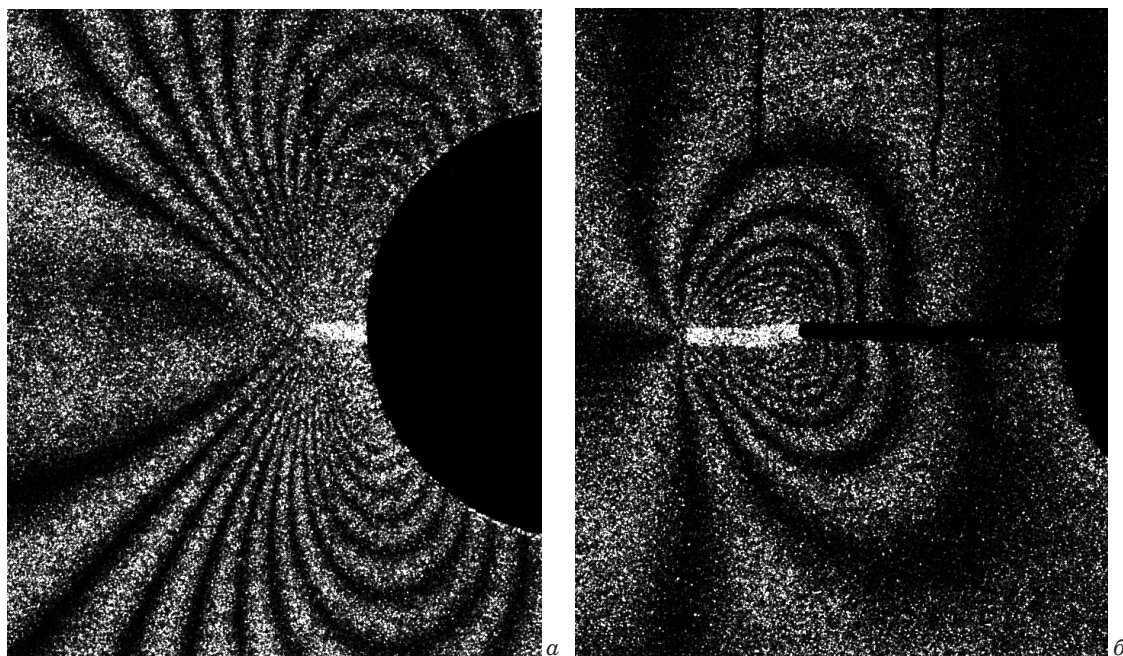


Рис. 15. Картины интерференционных полос, полученные для образца Z3 в терминах тангенциальной компоненты v , как результат нанесения узкого надреза: a — исходная длина надреза $a_0 = 0$ с приращением $\Delta a_1 = 1,48$ мм; b — исходная длина надреза $a_3 = 6,43$ мм с приращением $\Delta a_4 = 2,78$ мм

Fig. 15. Specimen Z3 interference fringe patterns obtained in terms of in-plane displacement component v as the result of narrow notch inserting: a — initial notch length $a_0 = 0$ with increment $\Delta a_1 = 1.48$ mm; b — initial notch length $a_3 = 6.43$ mm with increment $\Delta a_4 = 2.78$ mm

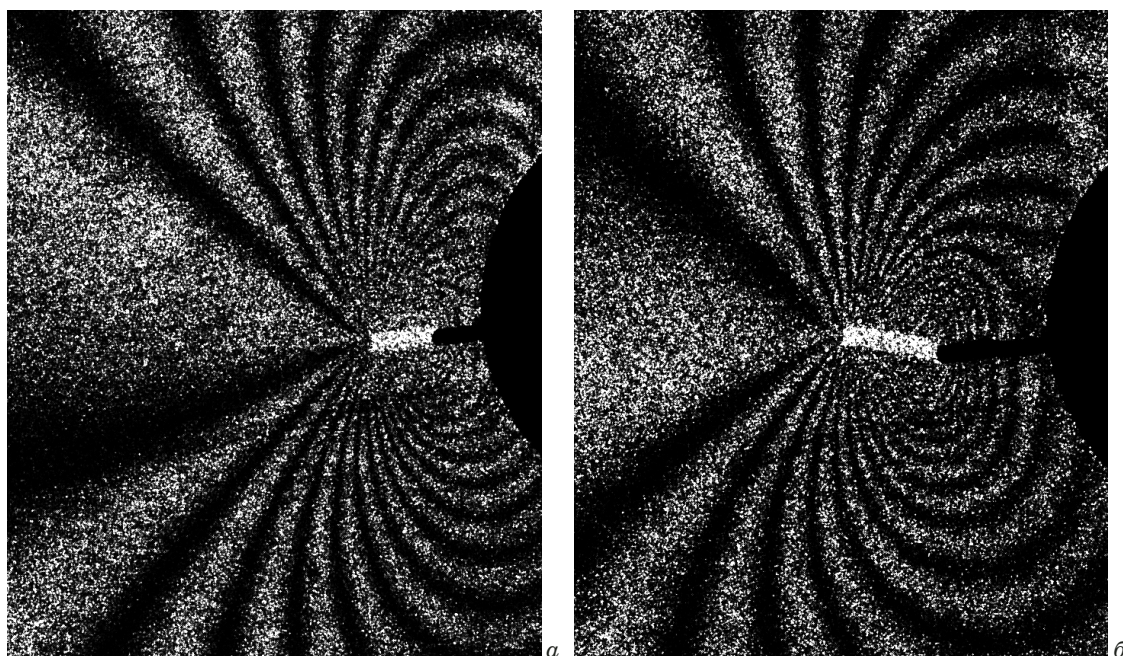


Рис. 16. Картины интерференционных полос, полученные для образца Z4 в терминах тангенциальной компоненты v , как результат нанесения узкого надреза: a — исходная длина надреза $a_1 = 1,22$ мм с приращением $\Delta a_2 = 1,52$ мм; b — исходная длина надреза $a_2 = 2,74$ мм с приращением $\Delta a_3 = 2,37$ мм

Fig. 16. Specimen Z4 interference fringe patterns obtained in terms of in-plane displacement component u and v as the result of narrow notch inserting: a — initial notch length $a_1 = 1.22$ with increment $\Delta a_2 = 1.52$ mm; b — initial notch length $a_2 = 2.74$ mm with increment $\Delta a_3 = 2.37$ mm

предельные значения составили: $\sigma_1^{Z3} = -127$ МПа ($x = 1,9$ мм); $\sigma_2^{Z3} = -133$ МПа ($y = 2,3$ мм) и $\sigma_1^{Z4} = -172$ МПа ($y = 1,4$ мм); $\sigma_2^{Z4} = -139$ МПа ($y = 1,4$ мм). Координаты x и y отсчитываются по горизонтали и вертикали от контура ближайшего монтажного отверстия. Аналогичные значения для образцов Z1 и Z2: $\sigma_1^{Z1} = -158$ МПа ($x = 3,7$ мм); $\sigma_2^{Z1} = -143$ МПа ($y = 3,3$ мм) и $\sigma_1^{Z2} = -114$ МПа ($x = 8,6$ мм); $\sigma_2^{Z2} = -105$ МПа ($y = 3,9$ мм). Во всех образцах остаточные напряжения практически равны нулю на половине расстояния между монтажными отверстиями ($x = 0$). Кроме того, сверление зондирующих отверстий в торцевых поверхностях всех образцов выявляет отсутствие остаточных напряжений вдали от линии болтового соединения.

Факт наличия сжимающих остаточных напряжений в окрестности монтажных отверстий как в обшивке, так и стрингере после разборки панели ZB является достаточно неожиданным обстоятельством. Дело в том, что установка болтов с натягом приводит к возникновению растягивающих напряжений в окрестности заполненного отверстия. Справедливость этого факта будет подтверждена в следующей публикации авторов. Кроме того, панель ZB в ходе усталостных испытаний подвергалась действию только растягивающих напряжений. Тем не менее во всех об-

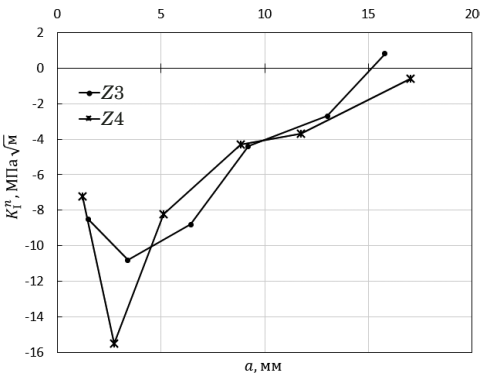


Рис. 17. Зависимость величин K_I^n от длины надреза

Fig. 17. Dependence of SIF K_I^n on the notch length

разцах в той или иной мере наблюдалась релаксация компоненты остаточных напряжений σ_2 , совпадающая с линией приложения внешней нагрузки.

В качестве критерия предпочтительности для технологии установки крепежных болтов в монтажные отверстия можно рассмотреть величину сжимающих остаточных напряжений в точках, наиболее близких к контуру монтажного отверстия. Основной интерес представляют различия в величинах компоненты остаточных напряжений σ_2 в окрестности монтажного отверстия, ко-

Таблица 5. Значения раскрытия надреза и величины КИН в образце Z3
Table 5. Notch opening and SIF values for specimen Z3

	Номер надреза					
	1	2	3	4	5	6
Δa_n , мм	1,48	1,92	3,03	2,78	3,81	2,78
a_n , мм	1,48	3,40	6,43	9,21	13,02	15,80
ΔN_{n-1}^v , полос	-42,0	-51,0	-50,0	-22,0	-4,0	-4,5
Δv_{n-1} , мкм	-15,96	-19,38	-19,0	-8,36	-1,52	-1,71
$\Delta N_{n-0,5}^v$, полос	-28,0	-37,0	-37,0	-17,0	-8,0	0,0
$\Delta v_{n-0,5}$, мкм	-10,64	-14,06	-14,06	-6,46	-3,04	0
K_I^n , МПа · м ^{1/2}	-8,5	-10,8	-8,8	-4,4	-2,7	0,8

Таблица 6. Значения раскрытия надреза и величины КИН в образце Z4
Table 6. Notch opening and SIF values for specimen Z4

	Номер надреза					
	1	2	3	4	5	6
Δa_n , мм	1,22	1,52	2,37	3,74	2,89	5,30
a_n , мм	1,22	2,74	5,11	8,85	11,74	17,04
ΔN_{n-1}^v , полос	-31,0	-39,0	-34,0	-15,5	-6,0	-1,0
Δv_{n-1} , мкм	-11,78	-14,82	-10,64	-6,08	-3,8	-0,76
$\Delta N_{n-0,5}^v$, полос	-21,0	-38,0	-28,0	-16,0	-10,0	-2,0
$\Delta v_{n-0,5}$, мкм	-7,98	-14,44	-10,64	-6,08	-3,8	-0,76
K_I^n , МПа · м ^{1/2}	-7,2	-15,5	-8,2	-4,3	-3,7	-0,6

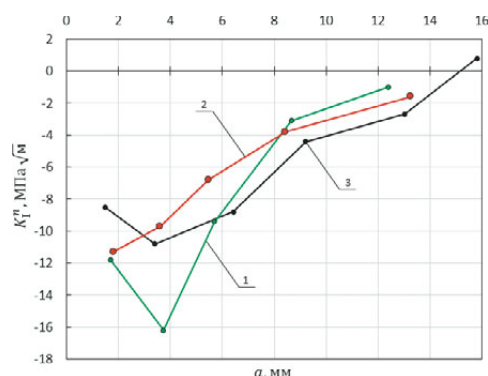


Рис. 18. Зависимости величин КИН от длины надреза: 1 — образец Z01; 2 — образец Z05; 3 — образец Z3

Fig. 18. Dependence of SIF on the notch length: 1 — specimen Z01; 2 — specimen Z05; 3 — specimen Z3

торая больше всего релаксирует под действием внешней нагрузки, так как совпадает с направлением этой нагрузки. Для всех рассмотренных случаев в окрестности упрочненного отверстия сохраняются большие по абсолютной величине значения сжимающей компоненты остаточных напряжений σ_2 , чем возле неупрочненного отверстия. Этот факт означает снижение вероятности появления наиболее опасной усталостной трещины в горизонтальном направлении между монтажными отверстиями для образца Z1 по сравнению с образцом Z2 и для образца Z3 по сравнению с образцом Z4. Количественные характеристики этого процесса выглядят следующим образом:

$$\frac{\sigma_2^{Z1} - \sigma_2^{Z2}}{\sigma_2^{Z1}} = \frac{(-50,0) - (-20,0)}{-50,0} = 0,62;$$

$$\frac{\sigma_2^{Z3} - \sigma_2^{Z4}}{\sigma_2^{Z3}} = \frac{(-111,3) - (-58,0)}{-111,3} = 0,42.$$

Результаты определения компонент остаточных напряжений, полученные на основе дискретного метода сверления зондирующих отверстий, характеризуются некоторым разбросом. Дело в том, что по техническим причинам не все зондирующие отверстия выполнены на одинаковых расстояниях от исследуемого контура монтажного отверстия, где наиболее высоки градиенты остаточных напряжений. Кроме того, как указывалось ранее, величины главных компонент остаточных напряжений в ближайшей окрестности монтажных отверстий определяются на основе приближенных коэффициентов концентрации напряжений. Поэтому для уточнения полученной информации и сделанных на ее основе выводов был применен метод, который способен характеризовать непрерывное распределение компоненты остаточных напряжений σ_2 вдоль горизонтальной линии A. При этом предполагается, что

значения КИН пропорциональны величинам компоненты остаточных напряжений σ_2 . Данное обстоятельство позволяет избежать сложной процедуры количественного определения компонент остаточных напряжений методом ПНДТ. Путем последовательного наращивания длины надреза построены зависимости величин КИН от длины искусственного надреза. Установлено, что значение КИН $K_I^1(Z3) = -8,5 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, полученное для первого надреза длиной $a_1 = 1,48 \text{ мм}$ в образце Z3, превосходит по абсолютной величине значение КИН $K_I^1(Z4) = -7,2 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, полученное для первого надреза длиной $a_1 = 1,22 \text{ мм}$ в образце Z4:

$$\frac{K_I^1(Z3) - K_I^1(Z4)}{K_I^1(Z3)} = \frac{8,5 - 7,2}{8,5} = 0,153.$$

Этот факт можно трактовать как снижение на 15 процентов вероятности появления наиболее опасной усталостной трещины на контуре монтажного отверстия в горизонтальном направлении для образца Z3 по сравнению с образцом Z4. Аналогичная тенденция была выявлена ранее на основе сравнения отрицательных значений компоненты σ_2 , направленной вдоль линии A.

Отметим одну из важных причин, побудивших исследовать эволюцию остаточных напряжений в образцах, вырезанных из реальной модели панели крыла после усталостных испытаний и демонтажа болтовых соединений. Так, ранее были получены результаты исследования эволюции остаточных напряжений методом последовательного наращивания длины трещины при многоциклового усталости в плоских образцах ($200 \times 70 \times 10 \text{ мм}$) с центральным сквозным отверстием диаметром 10 мм, упрочненным методом холодного деформирования (методом дорнирования) [24]. Образцы, обозначенные как Z0_k ($k = 1, 2, 3, 4, 5$), изготавливали из того же сплава 1163Т, как и панели, исследованные в данной работе. Кроме того, полностью совпадали технологии упрочнения отверстия, а параметры цикла нагружения были весьма близки. Контрольный образец разрушился при достижении $N_F = 110\,000$ циклов для размаха напряжений $\Delta\sigma = 160 \text{ МПа}$ и коэффициента асимметрии $R = 0,01$. Важно, что величины параметров механики разрушения при нанесении последовательности искусственных надрезов определяли для образца в исходном состоянии ($N = 0$, образец Z0₁) при достижении N , равных 20 000, 40 000, 60 000 и 80 000 (образец Z0₅) циклов. Распределения величин КИН, полученные для образцов Z0₁ ($N = 0$) и Z0₅ ($N = 80\,000$), показаны на рис. 18 кривыми 1 и 2 соответственно.

Для сравнения на рис. 18 приведено распределение величин КИН для надреза в образце Z3

(кривая 3). Кривые 2 и 3 в достаточной степени совпадают. При этом необходимо учитывать, что контрольный образец подвергался циклическому нагружению со свободным упрочненным отверстием, а упрочненные отверстия в образце Z3 в процессе нагружения были заполнены болтами, установленными с натягом. Сравнение кривой 2, отражающей эволюцию величин КИН в образце Z0₅, и кривой 3, полученной для образца Z3 после достижения $N = 125\,000$ циклов, дает количественную оценку релаксации компоненты остаточных напряжений σ_2 в реальном конструктивно подобном образце. Напомним, что испытания образца Z3 были остановлены после достижения $N = 125\,000$ циклов.

Заключение

Проведены испытания на усталостную прочность двух геометрически одинаковых конструктивно-подобных моделей нижней панели крыла коммерческого самолета. Панели отличаются способом установки монтажных болтов, соединяющих обшивку и стрингер. Обе панели обеспечили достижение заданного ресурса, не выявив преимущество одной из технологий. Поэтому проведено двухэтапное сравнение обеих технологий на основе исследования полей остаточных напряжений. Первый этап, представленный в данной статье, включает анализ величин компонент остаточных напряжений в окрестности монтажных отверстий после удаления болтов и отделения обшивки от стрингера. Для определения компонент остаточных напряжений использовали два подхода к измерению деформационного отклика на локальное удаление материала методом спекл-интерферометрии. Первый — дискретный метод, основанный на сверлении зондирующего отверстия, обеспечивает количественное определение компонент остаточных напряжений, начиная с расстояния 1,4 мм от контура монтажного отверстия. Второй — непрерывный метод основан на последовательном наращивании длины искусственного надреза, начиная непосредственно от контура монтажного отверстия. Такой подход обеспечивает анализ полей остаточных напряжений, характерных для двух технологий установки болтов, путем сравнения величин КИН. В качестве критерия предпочтительности для технологии установки крепежных болтов в монтажные отверстия рассматривается величина сжимающих остаточных напряжений в точках, наиболее близких к контуру монтажного отверстия. Чем выше по абсолютной величине значение отрицательной компоненты остаточных напряжений σ_2 , которая больше всего релаксирует под действием внешней нагрузки, так как совпадает с направлением этой нагрузки, тем лучше технология установки болтов с точки зре-

ния усталостной прочности. Оба экспериментальных подхода выявляют преимущества соединения с болтами, установленными в упрочненное отверстие. Для этого случая определены количественные параметры релаксации компоненты остаточных напряжений в направлении нагружения панели. В следующей статье будут представлены аналогичные данные, которые относятся к результатам определения остаточных напряжений в окрестностях отверстий, заполненных болтами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев А. З., Олькин Б. И., Стебнев В. Н., Родченко Т. С. Соппротивление усталости элементов конструкций. — М.: Машиностроение, 1990. — 240 с.
2. Ярковец А. И., Сироткин О. С., Фирсов В. А., Киселев Н. М. Технология выполнения высокоресурсных соединений в конструкциях самолетов. — М.: Машиностроение, 1987. — 192 с.
3. Белов В. К., Калюта А. А., Рудзей Г. Ф. Обеспечение усталостной долговечности авиационных конструкций технологическими методами. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2012. — 404 с.
4. Брондз Л. Д. Технология и обеспечение ресурса самолетов. — М.: Машиностроение, 1986. — 184 с.
5. Кораев В. П. Расчет на прочность при напряжениях переменных во времени. — М.: Машиностроение, 1993. — 354 с.
6. Shchepinov G. S., Prime M. B., Withers P. J. Why Is It So Challenging to Measure Residual Stresses? / *Experimental Mechanics*. 2022. V. 62. P. 1521 – 1530. DOI: 10.1007/s11340-022-00879-x
7. Beghini M., Grossi T., Prime M. B., Santus C. Ill-Posedness and the Bias-Variance Tradeoff in Residual Stress Measurement Inverse Solutions / *Experimental Mechanics* 2023. V. 63. P. 495 – 516. DOI: 10.1007/s11340-022-00928-5
8. Chiang F.-P. Moiré and speckle methods applied to elastic-plastic fracture studies. — In: *Experimental Techniques in Fracture mechanics*, 3rd edition / Edited by J. S. Epstein. — NY: VCH, 1993. P. 291 – 325.
9. Post D., Han B., Ifju P. High Sensitivity Moiré. *Exp. Analysis for Mech. and Mat.* — Berlin: Springer Verlag, 1994. — 444 p.
10. Shchepinov V. P., Pisarev V. S., Novikov S. A., et al. Strain and Stress Analysis by Holographic and Speckle Interferometry. — Chichester: John Wiley, 1996. — 483 p.
11. Pisarev V. S., Odintsev I. N., Eleonsky S. I., Apalkov A. A. Residual stress determination by optical interferometric measurements of hole diameter increments / *Optics and Lasers in Engineering*. 2018. V. 110. P. 437 – 456. DOI: 10.1016/j.optlaseng.2018.06.022
12. Апальков А. А., Одинцев И. Н., Разумовский И. А. Метод измерения остаточных напряжений в массивных элементах конструкций с использованием электронной спекл-интерферометрии / *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*. 2003. Т. 69. № 2. С. 45 – 49.
13. Разумовский И. А. Интерференционно-оптические методы механики деформируемого твердого тела. — М.: Изд. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007. — 240 с.
14. Hagara M., Trebuña F., Pastor M., Huňady R., Lengvarsky P. Analysis of the aspects of residual stresses quantification performed by 3D DIC combined with standardized hole-drilling method. 2019. *Measurement*. V. 137. P. 238 – 256. DOI: 10.1016/j.measurement.2019.01.028
15. Peng Y., Zhao J., Chen L. S., Dong J. Residual stress measurement combining blind-hole drilling and digital image correlation approach / *J. Constr. Steel Res.* 2021. V. 176. 106346.
16. Murata Y., Sasaki T., Yoshida S. Stress Dependence on Relaxation of Deformation Induced by Laser Spot Heating / *Materials*. 2022. V. 15. 6330. DOI: 10.3390/ma15186330

17. **Matvienko Y. G., Pisarev V. S., Eleonsky S. I.** Residual stress/strain evolution due to low-cycle fatigue by removing local material volume and optical interferometric data / *Fat. & Fract. of Eng. Mat. & Structures*. 2019. V. 42. P. 2061 – 2078. DOI: 10.1111/ffe.13083
18. **Pisarev V. S., Matvienko Y. G., Eleonsky S. I., Odintsev I. N.** Combining the crack compliance method and speckle interferometry data for determination of stress intensity factors and T-stresses / *Engineering Fracture Mechanics*. 2017. V. 179. P. 348 – 374. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2017.04.029
19. **Елеонский С. И., Матвиенко Ю. Г., Писарев В. С., Чернов А. В.** Эволюция параметров механики разрушения при малоциклового усталости по данным моделирования трещины узкими надрезами в окрестности отверстия / *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*. 2020. Т. 86. № 9. С. 52 – 62. DOI: 10.26896/1028-6861-2020-86-9-52-62
20. **Елеонский С. И., Матвиенко Ю. Г., Писарев В. С., Чернов А. В.** Исследование накопления повреждений при малоциклового усталости по данным измерений локального деформационного отклика / *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*. 2020. Т. 86. № 10. С. 46 – 55. DOI: 10.26896/1028-6861-2020-86-10-46-55
21. **Matvienko Yu. G., Pisarev V. S., Eleonsky S. I.** Evolution of fracture mechanics parameters relevant to narrow notch increment as a measure of fatigue damage accumulation / *International Journal of Fatigue*. 2021 Vol. 149. 106310. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2021.106310
22. **Chernov A. V., Eleonsky S. I., Pisarev V. S.** Influence of stress ratio on residual stress evolution near cold-expanded hole due to low-cycle fatigue by crack compliance data / *Frattura ed Integrità Strutturale*. 2021. V. 55. P. 174 – 186. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.55.13
23. **Matvienko Yu. G., Pisarev V. S., Eleonsky S. I.** Low-cycle fatigue damage accumulation near the cold-expanded hole by crack compliance data / *International Journal of Fatigue*. 2022. V. 155. 106590. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2021.106590
24. **Eleonsky S. I., Pisarev V. S., Zajtsev D. M., et al.** Residual stresses near cold-expanded hole at different stages of high-cycle fatigue by crack compliance data / *Frattura ed Integrità Strutturale*. 2021. V. 56. P. 171 – 186. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.56.14
9. **Post D., Han B., Ifju P.** High Sensitivity Moiré. Exp. Analysis for Mech. and Mat. — Berlin: Springer Verlag, 1994. — 444 p.
10. **Shchepinov V. P., Pisarev V. S., Novikov S. A., et al.** Strain and Stress Analysis by Holographic and Speckle Interferometry. — Chichester: John Wiley, 1996. — 483 p.
11. **Pisarev V. S., Odintsev I. N., Eleonsky S. I., Apalkov A. A.** Residual stress determination by optical interferometric measurements of hole diameter increments / *Optics and Lasers in Engineering*. 2018. V. 110. P. 437 – 456. DOI: 10.1016/j.optlaseng.2018.06.022
12. **Apalkov A. A., Odintsev I. N., Razumovsky I. A.** The method of residual stress measurement in massive structural elements by using electronic speckle-pattern interferometry / *Zavod. Lab. Diagn. Mater.* 2003. V. 69. N 5. P. 45 – 49 [in Russian].
13. **Razumovsky I. A.** Optical-interferometric methods of mechanics of deformable solid body. — Moscow: Izd. MGTU im. N. É. Bauman, 2007. — 240 p. [in Russian].
14. **Hagara M., Trebuña F., Pastor M., Huňady R., Lengvarsky P.** Analysis of the aspects of residual stresses quantification performed by 3D DIC combined with standardized hole-drilling method. 2019. Measurement. V. 137. P. 238 – 256. DOI: 10.1016/j.measurement.2019.01.028
15. **Peng Y., Zhao J., Chen L. S., Dong J.** Residual stress measurement combining blind-hole drilling and digital image correlation approach / *J. Constr. Steel Res.* 2021. V. 176. 106346.
16. **Murata Y., Sasaki T., Yoshida S.** Stress Dependence on Relaxation of Deformation Induced by Laser Spot Heating / *Materials*. 2022. V. 15. 6330. DOI: 10.3390/ma15186330
17. **Matvienko Y. G., Pisarev V. S., Eleonsky S. I.** Residual stress/strain evolution due to low-cycle fatigue by removing local material volume and optical interferometric data / *Fat. & Fract. of Eng. Mat. & Structures*. 2019. V. 42. P. 2061 – 2078. DOI: 10.1111/ffe.13083
18. **Pisarev V. S., Matvienko Y. G., Eleonsky S. I., Odintsev I. N.** Combining the crack compliance method and speckle interferometry data for determination of stress intensity factors and T-stresses / *Engineering Fracture Mechanics*. 2017. V. 179. P. 348 – 374. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2017.04.029
19. **Eleonsky S. I., Matvienko Yu. G., Pisarev V. S., Chernov A. V.** Evolution of the fracture mechanics parameters in the vicinity of the hole in conditions of low-cycle fatigue according to the data of modeling a crack with narrow notches / *Zavod. Lab. Diagn. Mater.* 2020. V. 86. N 9. P. 52 – 62 [in Russian]. DOI: 10.26896/1028-6861-2020-86-9-52-62
20. **Eleonsky S. I., Matvienko Yu. G., Pisarev V. S., Chernov A. V.** Damage accumulation near a hole under low cycle fatigue proceeding from measurements of local deformation response / *Zavod. Lab. Diagn. Mater.* 2020. V. 86. N 10. P. 46 – 55 [in Russian]. DOI: 10.26896/1028-6861-2020-86-10-46-55
21. **Matvienko Yu. G., Pisarev V. S., Eleonsky S. I.** Evolution of fracture mechanics parameters relevant to narrow notch increment as a measure of fatigue damage accumulation / *International Journal of Fatigue*. 2021 Vol. 149. 106310. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2021.106310
22. **Chernov A. V., Eleonsky S. I., Pisarev V. S.** Influence of stress ratio on residual stress evolution near cold-expanded hole due to low-cycle fatigue by crack compliance data / *Frattura ed Integrità Strutturale*. 2021. V. 55. P. 174 – 186. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.55.13
23. **Matvienko Yu. G., Pisarev V. S., Eleonsky S. I.** Low-cycle fatigue damage accumulation near the cold-expanded hole by crack compliance data / *International Journal of Fatigue*. 2022. V. 155. 106590. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2021.106590
24. **Eleonsky S. I., Pisarev V. S., Zajtsev D. M., et al.** Residual stresses near cold-expanded hole at different stages of high-cycle fatigue by crack compliance data / *Frattura ed Integrità Strutturale*. 2021. V. 56. P. 171 – 186. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.56.14

REFERENCES

1. **Vorobiev A. Z., Olkin B. I., Stebenev V. N., Rodchenko T. S.** Fatigue resistance of structural elements. — Moscow: Mashinostroenie, 1990. — 240 p. [in Russian].
2. **Yarkovets A. I., Sirotkin O. S., Firsov V. A., Kiselev N. M.** Manufacturing technology for high fatigue life rivet and bolt joints in aircraft structures. — Moscow: Mashinostroenie, 1987. — 192 p. [in Russian].
3. **Belov V. K., Kaluta A. A., Rudzey G. F.** The provision of fatigue durability of aircraft structures by technology means. — Novosibirsk: NGTU Editory, 2012. — 404 p. [in Russian].
4. **Brondz L. D.** The technology and provision of aircraft fatigue life. — Moscow: Mashinostroenie, 1986. — 184 p. [in Russian].
5. **Kogaev V. P.** Quantitative strength analysis under in-time variable stresses. — Moscow: Mashinostroenie, 1993. — 354 p. [in Russian].
6. **Schajer G. S., Prime M. B., Withers P. J.** Why Is It So Challenging to Measure Residual Stresses? / *Experimental Mechanics*. 2022. V. 62. P. 1521 – 1530. DOI: 10.1007/s11340-022-00879-x
7. **Beghini M., Grossi T., Prime M. B., Santus C.** Ill-Posedness and the Bias-Variance Tradeoff in Residual Stress Measurement Inverse Solutions / *Experimental Mechanics*. 2023. V. 63. P. 495 – 516. DOI: 10.1007/s11340-022-00928-5
8. **Chiang F.-P.** Moiré and speckle methods applied to elastic-plastic fracture studies. — In: *Experimental Techniques in Fracture mechanics*, 3rd edition / Edited by J. S. Epstein. — NY: VCH, 1993. P. 291 – 325.