

Труды МАИ. 2025. № 143
Trudy MAI. 2025. No. 143. (In Russ.)

Научная статья
УДК 621.88.084
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185639>
EDN: <https://www.elibrary.ru/MBIWU>

ВЛИЯНИЕ СПОСОБА УСТАНОВКИ РЕМОНТНЫХ ВТУЛОК НА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ ДЕТАЛЕЙ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

**Михаил Юрьевич Рыжков^{1✉}, Анатолий Александрович Пыхалов²,
Евгений Вячеславович Зеньков³**

¹ПАО «Яковлев»,

Москва, Россия

^{1,2,3}Иркутский национальный исследовательский технический университет,

Иркутск, Россия

^{2,3}Иркутский государственный университет путей сообщения,

Иркутск, Россия

¹mixa1997ruz@mail.ru✉

²pykhalov_aa@mail.ru

³jovanny1@yandex.ru

Аннотация. При случайном повреждении обшивки и других деталей планера самолета в зоне крепежных точек необходимо производить ремонт для восстановления прочности (равнопрочности) конструкции, где одним из эффективных методов, в этом случае, является использование специальной втулки – бужа. На сегодняшний день в отечественной практике отсутствуют данные о влиянии

представленного метода ремонта на усталостную и статическую прочность конструкции.

В работе представлены результаты сравнения экспериментального исследования и численного моделирования по установке ремонтных втулок для деталей из алюминиевого сплава. Определялись различные виды деформаций образца – пластины с отверстием – при установке в него втулки различными способами: охлаждение втулки в жидком азоте и её запрессовка. Также, на основе натурного эксперимента и конечно-элементного (КЭ) моделирования с решением контактной задачи, показано, что при различных способах установки втулок, таких как запрессовка и установка после охлаждения в жидком азоте, возникает различное локальное напряженно-деформированное состояние (НДС) в зоне отверстия. На основании этого можно сделать предположение о том, что при различном начальном НДС в конструкции будет различное влияние ремонтной втулки на усталостную прочность.

Ключевые слова: механика твердого деформированного тела, контактная задача, буж, система VIC-3D, коэффициент концентрации напряжений

Для цитирования: Рыжков М.Ю., Пыхалов А.А., Зеньков Е.В. Влияние способа установки ремонтных втулок на напряженно-деформированное состояние деталей планера летательного аппарата // Труды МАИ. 2025. № 143. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185639>

Original article

THE EFFECT OF THE REPAIR SLEEVE INSTALLATION METHOD ON THE STRESS-STRAIN STATE OF AIRCRAFT AIRFRAME PARTS

Mikhail Yu. Ryzhkov^{1✉}, Anatoly A. Pykhalov², Evgeny V. Zenkov³

¹Joint stock company A.S. Yakovlev Design Bureau,
Moscow, Russia

^{1,2,3}Irkutsk National Research Technical University, Irkutsk, Russia

^{2,3}Irkutsk State Transport University, Irkutsk, Russia

¹mixa1997ruz@mail.ru✉

²pykhalov_aa@mail.ru

³jovanny1@yandex.ru

Abstract. In case of accidental damage to the skin and other parts of the airframe in the area of the mounting points, they must be repaired to restore structural strength. In this case, one of the most effective repair methods is the use of a special repair sleeve. To date, there is no data in domestic practice on the effect of the presented repair method on the fatigue and static strength of the structure. The paper presents the results of a comparison of experimental research and numerical modeling on the installation of repair bushings for aluminum alloy parts. The full-scale experiment was carried out using the Vic-3D deformation measurement system, which uses the digital image correlation technique. Numerical modeling was carried out using the finite element method by solving the problem of fitting a sleeve into a sample, taking into account physical, geometric and contact nonlinearities. Various types of deformations of the sample – a plate with a hole – were determined when the sleeve was inserted into it in various ways: cooling the sleeve in liquid nitrogen and pressing it. Based on a full-scale experiment and finite element modeling, it is

shown that with different methods of installing bushings, such as pressing and installation after cooling in liquid nitrogen, a different local stress-strain state occurs in the area of the hole. When installed by cooling in nitrogen, the stress-strain state is biaxial, whereas when installed by pressing, it is triaxial. Based on this, it can be assumed that with a different initial stress-strain state in the structure, there will be a different effect of the repair sleeve on fatigue strength.

Keywords: mechanics of a rigid deformed body, contact problem, bush, VIC3D system, stress concentration coefficient

For citation: Ryzhkov M.Y., Pykhalov A.A., Zenkov E.V. The effect of the repair sleeve installation method on the stress-strain state of aircraft airframe parts. *Trudy MAI*. 2025. No. 143. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=185639>

В процессе изготовления и эксплуатации авиационной техники неизбежны случаи возникновения *случайных* повреждений (рисунок 1) в зоне крепежного элемента у тонкостенных конструкций [1, 2, 3], готовых к выпуску изделий. Наличие таких повреждений недопустимо: они ослабляют статическую и, особенно, усталостную прочность конструкции, соответственно, сокращают срок службы изделия и могут привести к аварийной ситуации [5, 6, 7, 8, 9].

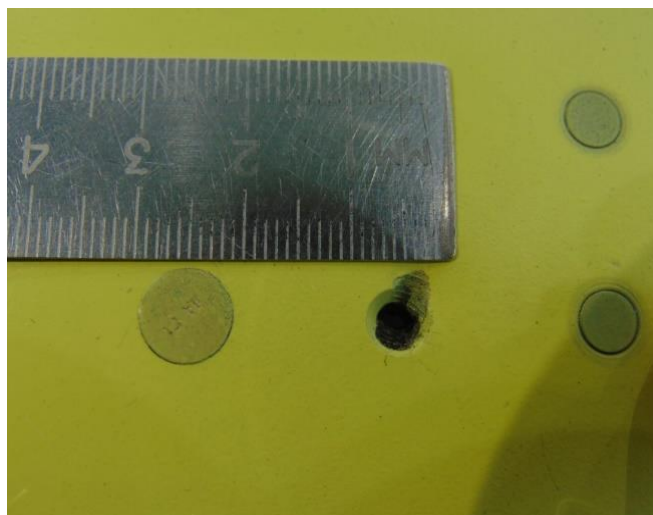


Рисунок 1 – Примеры случайных дефектов в обшивке самолета

В этом случае, как показывает практика, эффективным способом ремонта обшивки летательного аппарата в зоне крепежного элемента является установка специальной ремонтной втулки – бу́жа [3]. Для его установки применяется два метода [4]. Первый связан с запрессовкой втулки, а второй – с помощью предварительного охлаждения втулки в жидком азоте. Материал втулок – высокопрочный алюминиевый сплав 7075.

Любой ремонт ухудшает усталостную и, в меньшей степени, статическую прочность конструкции [10]. То есть, для обеспечения безопасности полетов эксплуатантам, необходимо знать через какой период времени, после проведения ремонта, следует организовать периодический осмотр места конструкции с исправленным дефектом. С этой целью производители авиатехники проводят усталостные расчеты доработок – в зависимости от характера повреждения и метода ремонта.

В статьях [1, 11] приводятся данные об исследовании влияния ремонтных втулок на конструкцию с точки зрения её усталостной и статической прочности при установке в алюминиевый сплав 2024Т3 с помощью охлаждения в жидком азоте. В статье [11] предлагается использовать критерий CFQ (coefficient of fatigue quality) – коэффициент качества усталости, учитывающий усталостные свойства изделия, в зависимости от особенностей соединения деталей, материала, упрочнения, чистоты поверхности, параметров отверстия, типа крепежа и т.д. В статье [11] усталостную прочность отремонтированной с помощью втулки конструкции предлагается вычислять по следующей формуле:

$$CFQ_{plug} = CFQ_{hole} \times \frac{K}{K_{tg}} \quad (1)$$

где: CFQ_{plug} – CFQ после установки ремонтной втулки, МПа,

CFQ_{hole} – CFQ в свободном отверстии, МПа,

K – коэффициент концентрации напряжений в свободном отверстии,

K_{tg} – коэффициент концентрации напряжений после установки ремонтной втулки.

В отечественной литературе имеется аналогичная методика расчета усталости, предложенная Когаевым [15] и используемая в других методиках расчета на усталость отечественных авторов [16, 17, 18]. Основное различие методик заключается в том, что коэффициент CFQ заменяется на эквивалентные напряжения

$\sigma_{\text{экв}}^*$:

$$\sigma_{\text{экв}}^* = \sigma_{\text{эфк}} \times \frac{K_{\text{эф}}}{K_{\text{эф}}^{\text{обр}}}, \quad (2)$$

где $\sigma_{\text{эфк}}$ – действующие эквивалентные напряжения в рассматриваемой конструкции (от действующей знакопеременной нагрузки), МПа;

$K_{\text{эф}}$ и $K_{\text{эф}}^{\text{обр}}$ – эффективные коэффициенты концентрации напряжений рассматриваемой детали и стандартного образца соответственно.

Авторами работы [11] рассмотрены влияние ремонтной втулки на конструкцию планера, изготовленного из иностранных материалов, и, также, различные условия, влияющие на усталостную прочность данного типа ремонта, которые сводятся к 2-м параметрам, таким как близость к краю детали и расстояние между крепежной точкой и бужом. По результатам исследования [11], использование данного вида ремонта возможно при производстве и эксплуатации летательных аппаратов, при этом обеспечивается статическая и усталостная прочность конструкции.

Таким образом, основной проблемой использования формул (1) и (2) для расчета втулок на усталостную прочность является определение коэффициента K_{tg} , так как его величина зависит от нескольких дополнительных факторов: величины натяга, материала бужа и пластины, и, вероятно, способа установки детали, в том числе, начальных напряжений в конструкции.

Если говорить про отечественное самолетостроение, данный способ ремонта также используется для устранения дефектов в малонагруженных зонах, при этом установка осуществляется только методом запрессовки. Материал, из которого изготавливаются втулки – сталь 30ХГСА и алюминиевый сплав Д16чТ. Данных о

влиянии этого метода на усталостную прочность в открытых источниках не обнаружено.

Актуальность представленной работы заключается в учете технологии установки втулок в расчетах конструкций на усталостную прочность. Это позволит учесть преднапряженное состояние в конструкции, и с учетом этих напряжений определить величину K_{tg} , а, следовательно, точнее прогнозировать ресурс работы конструкции.

Цель работы – показать, что с помощью натурного эксперимента и конечно-элементного моделирования можно оценить влияние способов установки втулок (запрессовка и установка с охлаждением) на локальное напряженно-деформированное состояние (НДС) в зоне отверстия, которое влияет на эквивалентные напряжения (формула (2)).

Рабочей гипотезой является предположение, что при работе конструкции в упругой зоне определенной величине деформаций соответствует определенная величина напряжений. Тогда как при появлении в соединении (втулки) пластических деформаций возникает специфическое напряженное состояние, зависящее от способа установки.

Задачи исследования:

- 1) Провести натурный эксперимент с помощью системы Vic-3D для определения локальных деформаций в зоне установки втулки при помощи запрессовки, а также её установки после охлаждения в жидком азоте;

2) Провести КЭ моделирование процесса установки втулки двумя способами (запрессовка и установка после охлаждения в жидком азоте) с учетом физической, геометрической и контактной нелинейности;

3) Сравнить полученные результаты экспериментальных данных с данными решения при КЭ моделировании.

Эксперимент проведен с использованием системы измерения деформации Vis-3D, работающей по методике корреляции цифровых изображений [12]. Суть метода заключается в отслеживании изменений состояния небольшого участка черно-белой текстуры в процессе нагружения. Анализ такой ячейки позволяет вычислить пространственное перемещение и деформацию на заданном участке. Для получения результата поверхность образца программным образом делится на элементарные ячейки, анализ которых позволяет вычислить поле распределения деформаций по всей поверхности. Схема установки представлена на рисунке 2.

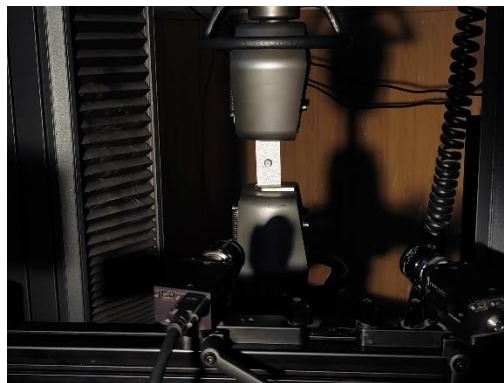
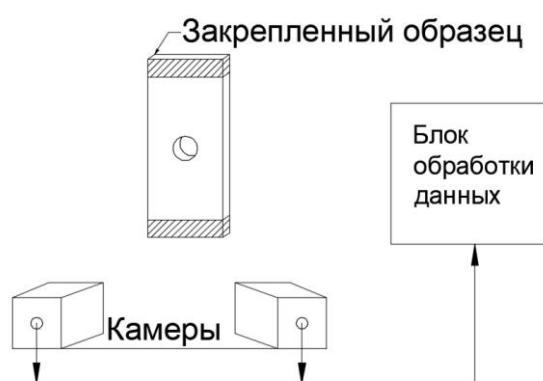


Рисунок 2 – Принципиальная схема проведения эксперимента

Образец закрепляется в зажимах. После чего происходит настройка двух камер (фокусное расстояние, контрастность, четкость изображения), направленных под одним углом к объекту исследования. Далее происходит установка втулки с натягом,

то есть, нагружение образца, при этом периодически выполняется фотографирование процесса установки втулки (рисунок 3, позиции а, б, в)

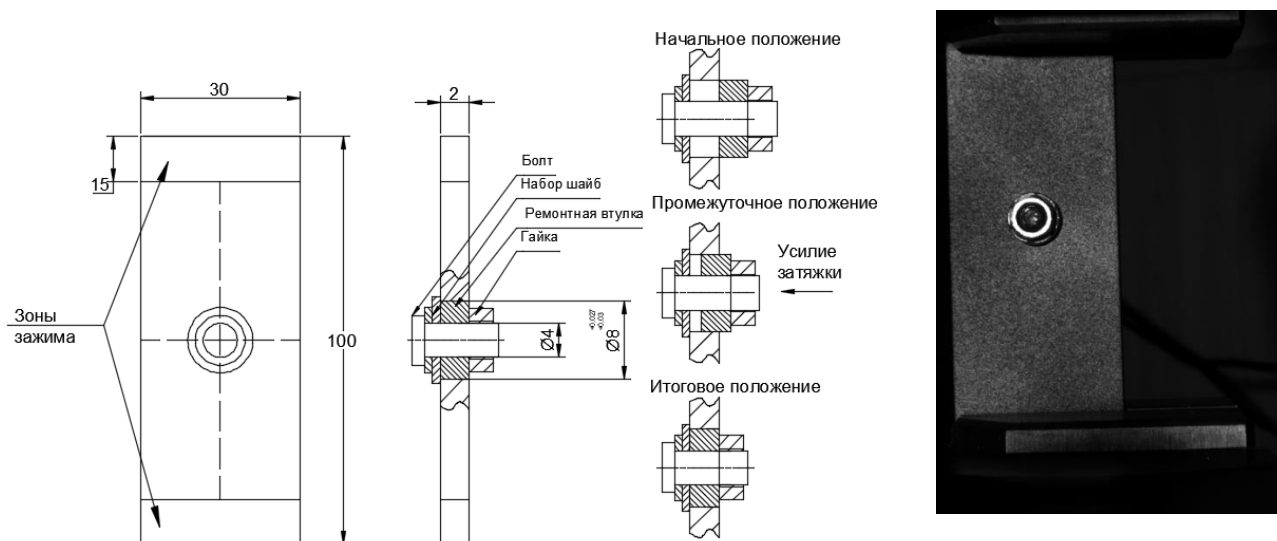


Рисунок 3 – Процесс установки втулки

После выполнения испытания происходит обработка полученных данных с помощью специализированной программы [12]. В качестве выходных данных (результатов) предоставляется картина распределения деформаций после установки втулки.

Технология проведения эксперимента предполагает нанесение на образцы специальной "спекл" структуры с помощью аэрозольной краски (рисунок 4).

Внешний диаметр втулок d находился в пределах $8,027 \div 8,030$ мм, отверстие замерялось при помощи нутромера Mitutoyo.

Отверстие в образце выполнено диаметром $\varnothing 8$ с полем допуска H7.

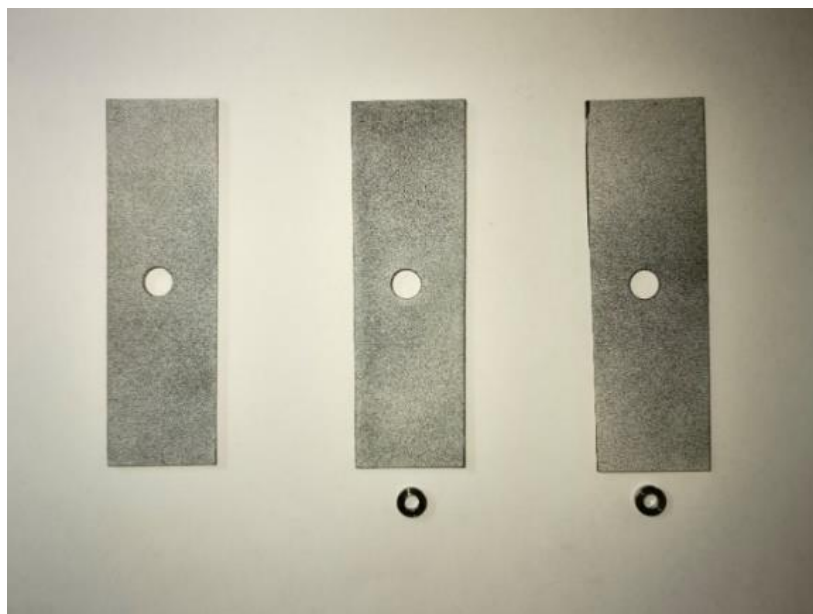


Рисунок 4 – Подготовленные образцы с втулками

Так как комплекс Vic-3D в качестве выходных данных предоставляет деформации точек, то, для верификации конечно-элементной модели (КЭМ), проведен аналитический расчет деформаций с использованием выкладки в виде теоремы Ламе. В статье [3] рассмотрена задача Ламе по определению контактного давления через перемещения контрольных точек при установке одной втулки в другую с натягом. Для образца, представленного на рисунке 3, деформацию ε возможно определить по методике, представленной ниже. Этот же способ определения деформаций использован в настоящей работе при верификации эксперимента установки ремонтной втулки методом ее охлаждения в жидком азоте.

Образец изготовлен из алюминиевого сплава 1163АТ, ремонтная втулка – сталь 30ХГСА – наиболее часто применяемый материал в отечественной практике для бужа. Величина натяга равна $n = 0,027 \div 0,03$ мм (допуск на изготовление втулки).

Введем обозначения:

a = 2 мм – внутренний радиус ремонтной втулки;

b = 15 мм – расстояние от центра отверстия в ремонтной втулке до края детали;

c = 4 мм – радиус отверстия в пластине (внешний радиус ремонтной втулки);

p_k – контактное давление.

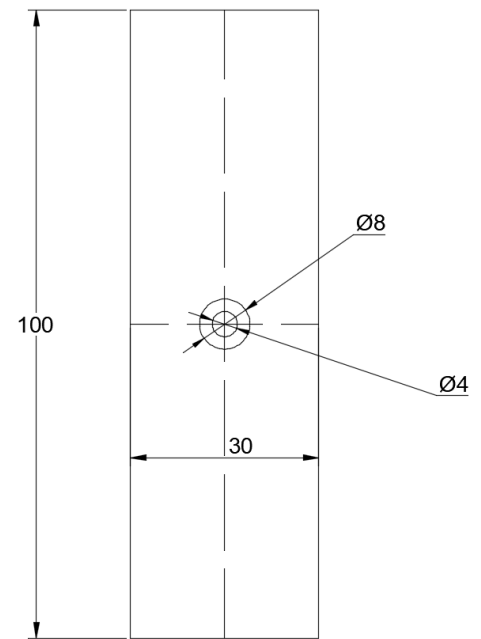


Рисунок 5 – Габаритные размеры образца

В осесимметричных задачах при установке короткой втулки перемещение точек возможно только в радиальном направлении [13, 14]. При посадке втулки ее внешний радиус сократится и точки цилиндра на контактной поверхности получат отрицательное смещение u_1 . Внутренний радиус отверстия пластины увеличится на величину смещение u_2 .

Перемещение u_1 определяется по формуле:

$$u_1 = -\frac{1 - \mu_1}{E_1} \frac{c^3}{c^2 - a^2} p_k - \frac{1 + \mu_1}{E_1} \frac{a^2 c}{c^2 - a^2} p_k ,$$

где $E_1 = 20000$ кгс/мм² – модуль упругости стальной втулки [19]

$\mu_1 = 0,3$ – коэф. Пуассона стальной втулки

Обозначим

$$A = -\frac{1 - \mu_1}{E_1} \frac{c^3}{c^2 - a^2} - \frac{1 + \mu_1}{E_1} \frac{a^2 c}{c^2 - a^2}$$

Перемещение u_2 определяется по формуле:

$$u_2 = \frac{1 - \mu_2}{E_2} \frac{c^3}{b^2 - a^2} p_k - \frac{1 + \mu_2}{E_2} \frac{a^2 c}{c^2 - a^2} p_k,$$

где $E_2 = 7200 \text{ кгс/мм}^2$ – модуль упругости алюминиевого образца [20]

$\mu_2 = 0,33$ – коэф. Пуассона алюминиевого образца

Обозначим

$$B = \frac{1 - \mu_2}{E_2} \frac{c^3}{b^2 - a^2} - \frac{1 + \mu_2}{E_2} \frac{a^2 c}{c^2 - a^2}$$

Размер $u_2 + (-u_1)$ должен быть равен натягу n :

$$n = u_2 - u_1$$

Решая совместно эти 3 уравнения, выразив из уравнения (1) p_k и заменив u_1 на разность $u_2 - \Delta$, согласно уравнению (3), приравняем полученное выражение с уравнением (2). Откуда получим формулу для определения u_1

$$u_1 = -\frac{n \cdot A}{(A - B)}$$

Тогда u_2 определится как

$$u_2 = n - \left(-\frac{n \cdot A}{(A - B)}\right)$$

Для приведенных значений $u_2 = 0,0275 \div 0,0305 \text{ мм}$.

Деформации ε_u определяются как

$$\varepsilon_u = \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{0,0275(0,0305)}{15} = 0,0018 \div 0,002$$

С целью верификации полученных экспериментальных данных проведен численный эксперимент по установке втулок методами запрессовки и охлаждением в жидком азоте. Результаты представлены ниже в таблице 9

При КЭ моделировании учитывались физическая (кривые деформирования материалов), геометрическая и контактная нелинейности.

Натяг n между образцом и ремонтной втулкой при ее установке с помощью охлаждения в жидком азоте задавался с помощью смещения поверхности втулки на величину натяга. Температура в помещении при проведении эксперимента составляла 24 градуса по Цельсию, температура жидкого азота равнялась – 195 градусов по Цельсию. Коэффициент линейного расширения стали – 0.0000112 1/градус Цельсия. При данных параметрах сужение втулки аналитически составляет -0,0193 мм. Поэтому, диаметр втулки составлял 8,0107 мм (при максимальном диаметре втулки 8,03 мм).

КЭ моделирование этой технологии проведено в следующей последовательности – на первом этапе, моделировалась прессовая установка втулки с натягом 8,0107 мм, на втором этапе – смещение поверхности втулки до величины исходного натяга 8,03 мм.

При установке втулки методом запрессовки – задавалось перемещение ремонтной втулки диаметром 8,03 мм в заданное установочное положение (см. ниже рисунок 6). По итогу, было рассмотрено 3 расчетных случая:

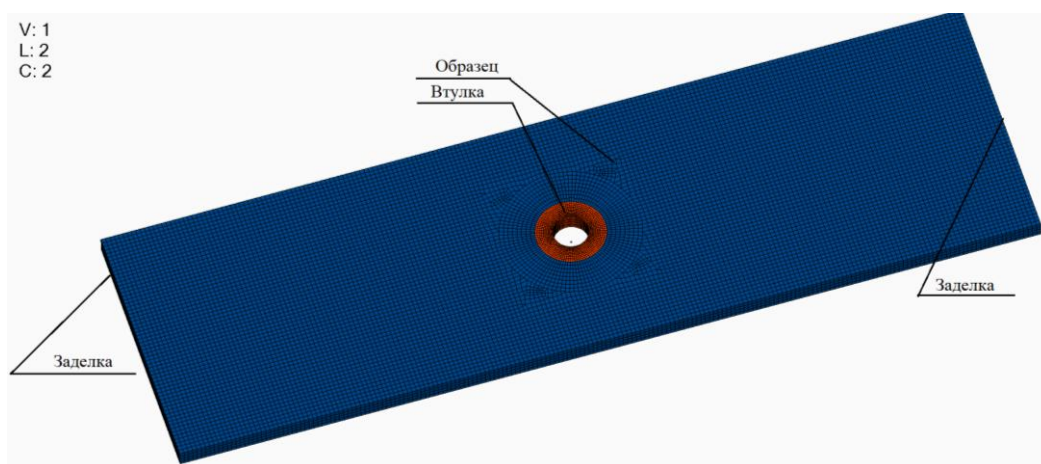
1) Теоретический – установка втулки охлаждением в азоте (натяг полностью компенсируется охлаждением с уменьшением диаметра, при увеличении температуры между втулкой и образцом возникает натяг);

2) Практический "Первый" – установка втулки запрессовкой с предварительным охлаждением ее в азоте (установка с небольшим натягом с последующим температурным расширением);

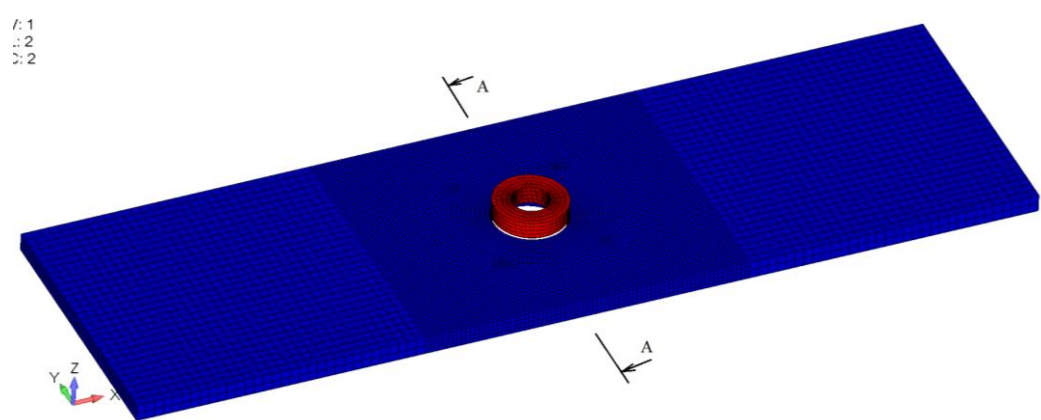
3) Практический "Второй" – установка втулки запрессовкой без предварительного охлаждения.

На рисунке 6 представлены КЭ модели образцов для моделирования процесса установки втулки методом охлаждения в азоте и с помощью запрессовки. Габаритные размеры образца приведены на рисунке 5, толщина образца – 2 мм, материалы образца и втулки – 1163АТ и 30ХГСА соответственно. Типовой размер гексаэдрального конечного элемента с квадратичной функцией формы равен 0,5 мм. В зоне отверстия сетка структурирована с этим же размером.

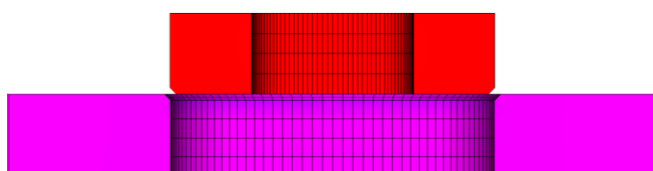
Так как моделирование запрессовки является задачей с повышенными требованиями к вычислительным мощностям компьютера, мелкая сетка использовалась только в расчетной области. Вне ее размер элемента составлял 1 мм.



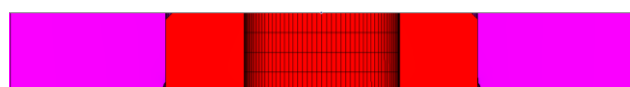
а)



б)



в)



г)

Рисунок 6 – КЭМ образцов

а) КЭ модели для анализа процесса установки с помощью охлаждения в азоте;

б) КЭ модели для анализа процесса установки с помощью запрессовки и охлаждения

в азоте с остаточным натягом; в) и г) – сечение КЭ модели (б) в начальный момент

времени (в) и после установки (г)

Результаты расчета представлены в таблицы 1 и 2. Для удобства визуального анализа на КЭ модели скрыто деформированное состояние ремонтной втулки. Сравнение результатов представлено графически. Деформации рассматривались на поверхности образца.

Таблица 1 – Сравнение деформаций между КЭМ и натурального эксперимента при установке втулки с помощью охлаждения в азоте (в направлениях X и Y)

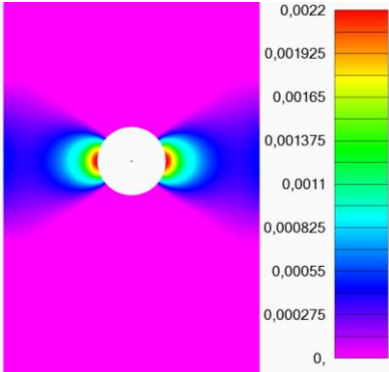
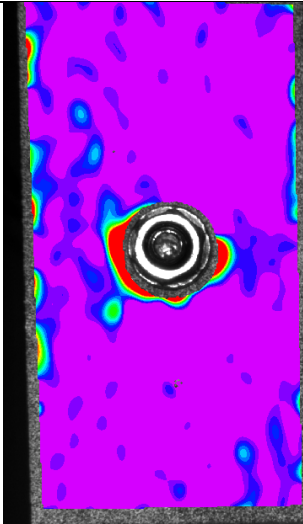
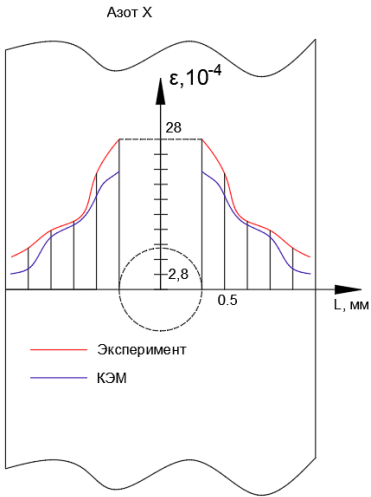
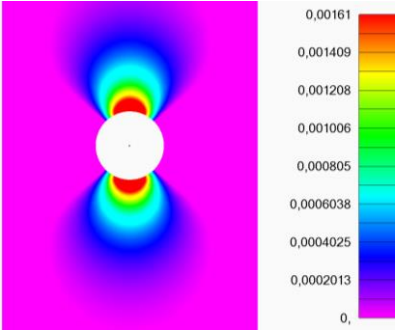
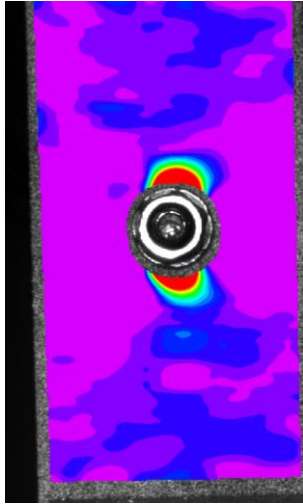
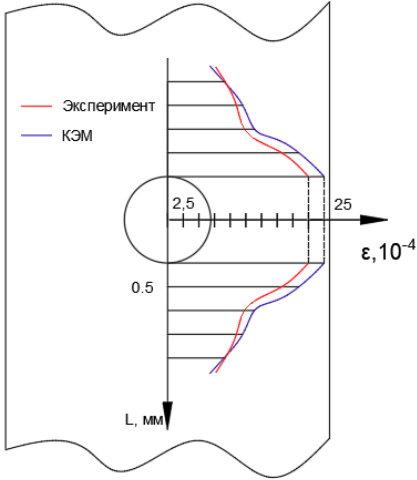
	КЭ моделирование	Натурный эксперимент	Графическое сравнение результатов
X			
Y			

Таблица 2 – Сравнение деформаций, полученных на основе КЭ модели и натурального эксперимента при установке втулки на азоте с учетом остаточного натяга втулки (в направлениях X и Y)

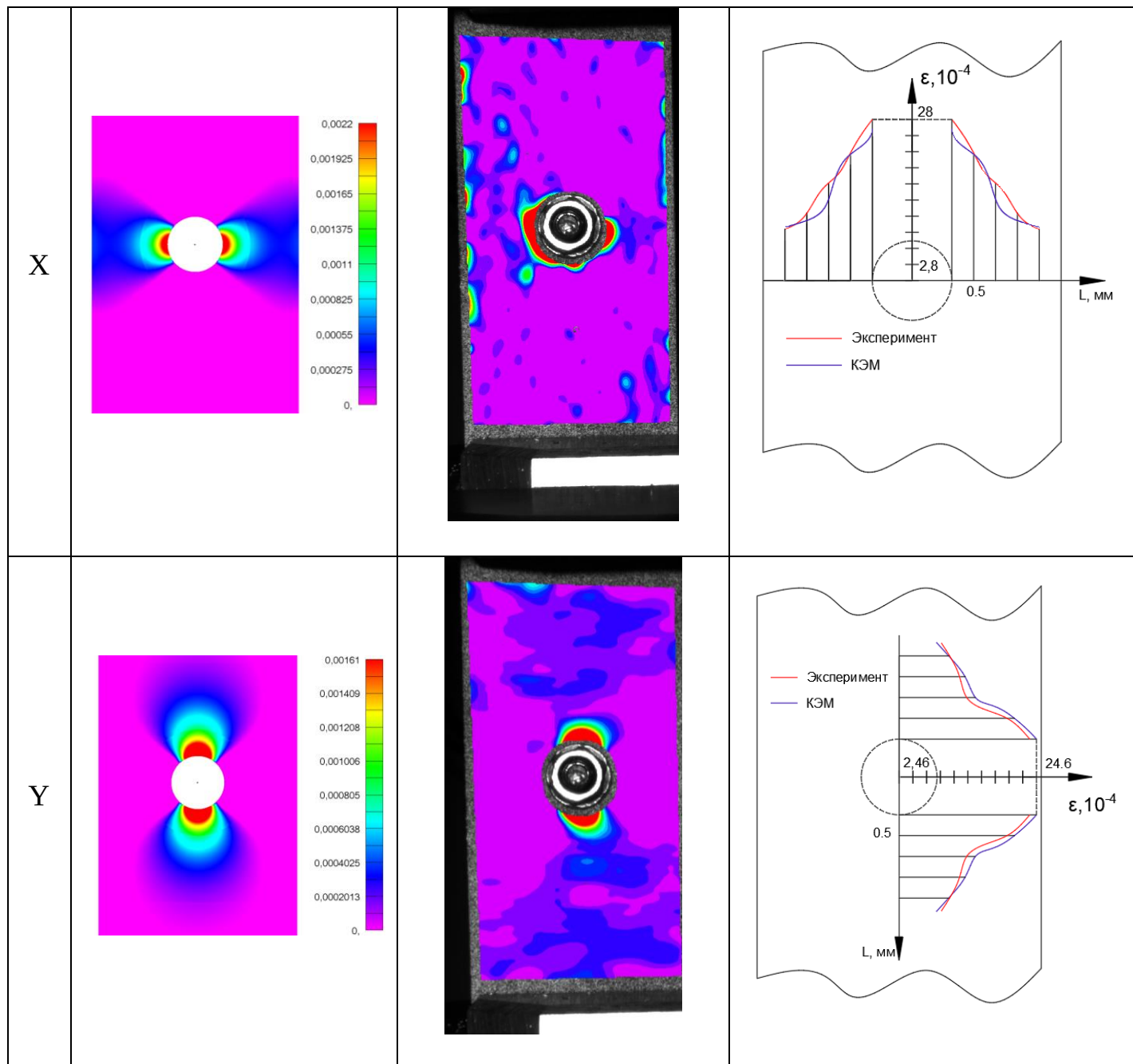
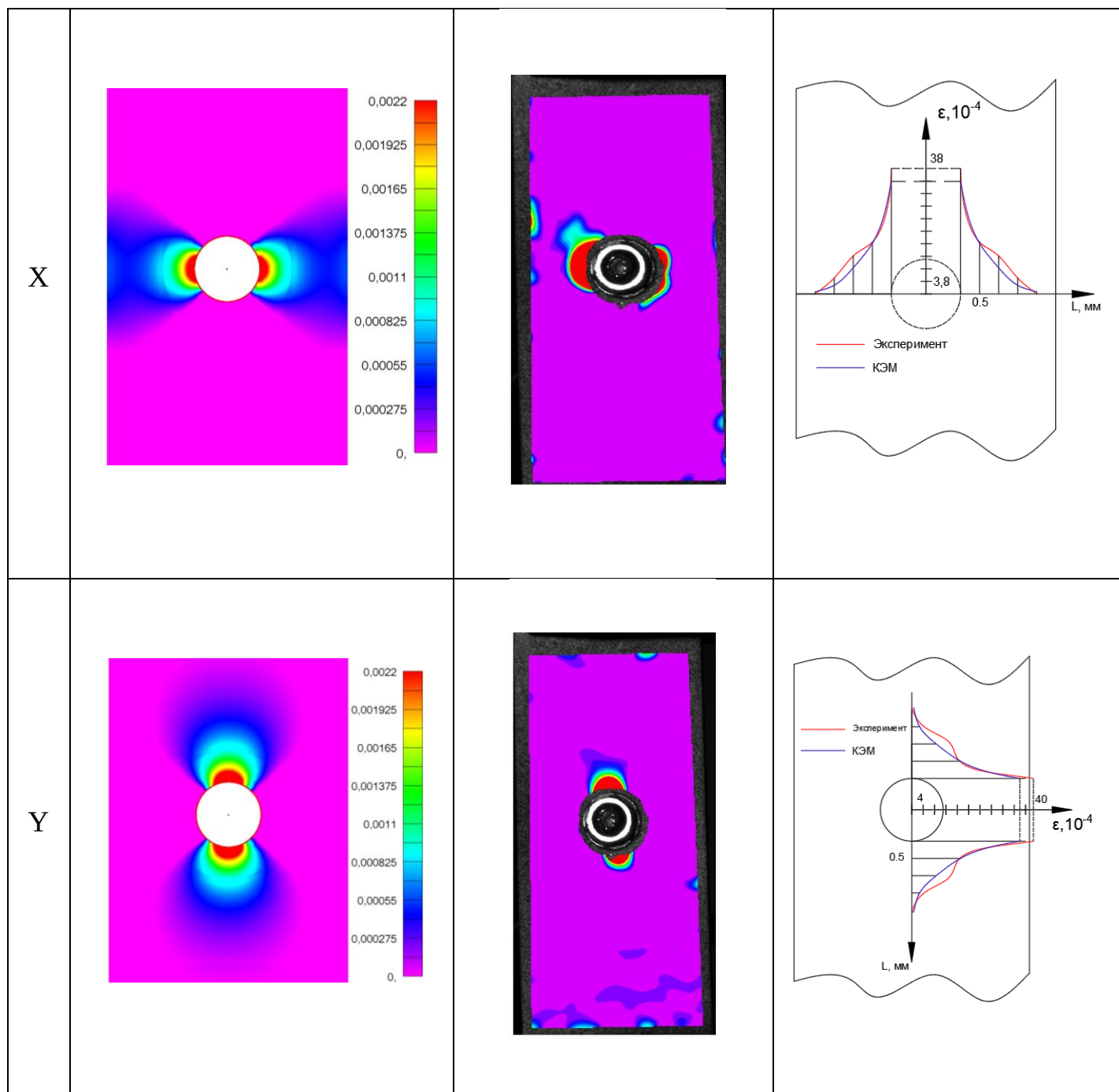
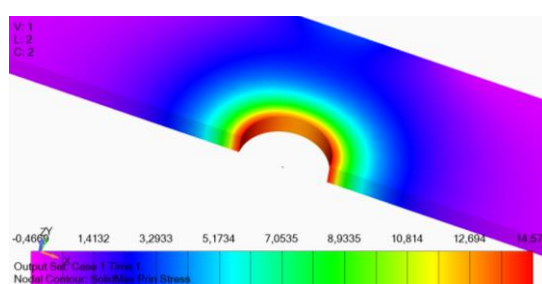


Таблица 3 – Сравнение деформаций между КЭ моделью и натурным экспериментом при установке втулки с помощью запрессовки (в направлениях X и Y)

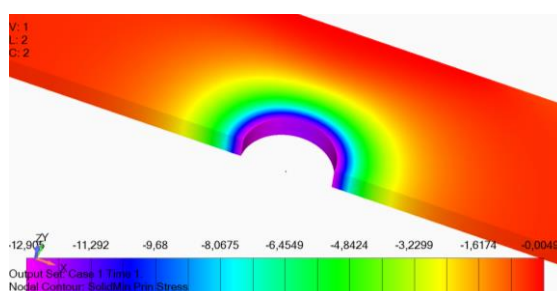


Было проанализировано НДС в полученных КЭ моделях.

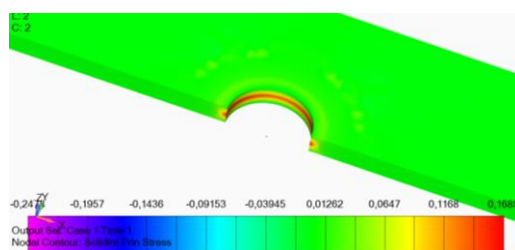
При установке втулки методом охлаждения в образце отсутствуют пластические деформации, напряжения распределены равномерно по толщине пластины, напряженное состояние – двухосное (σ_1 – положительные, σ_3 – отрицательные, $\sigma_2 = 0$). Для удобства восприятия на рисунке скрыта втулка и показано сечение пластины.



σ_1



σ_2

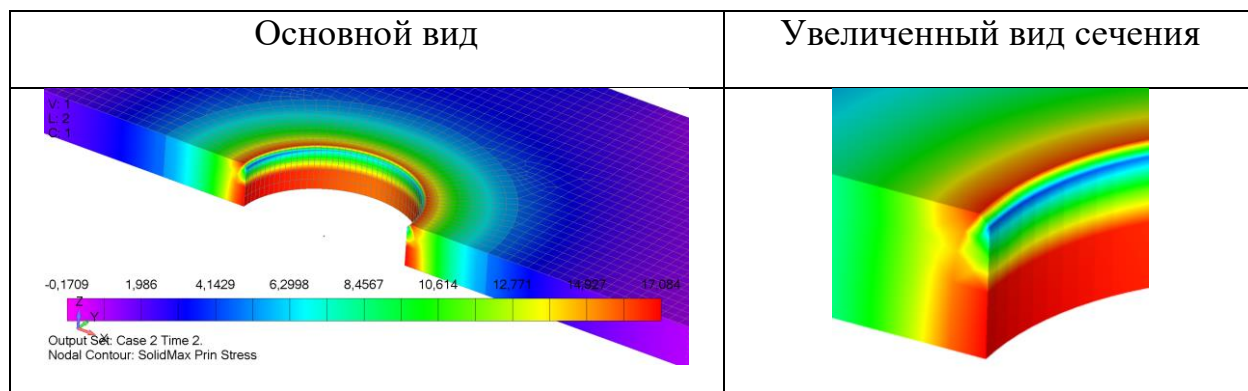


σ_3

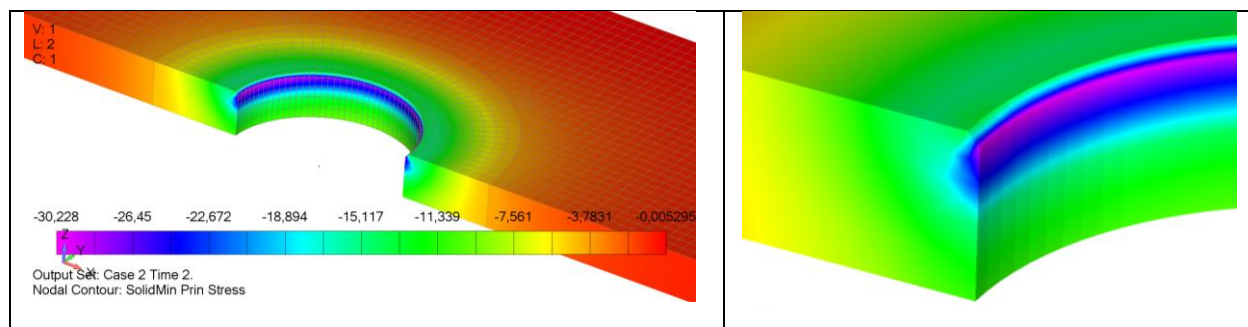
Рисунок 7 – Распределение главных напряжений по толщине образца при установке втулки с помощью охлаждения (втулка не показана)

Отличная картина наблюдается при анализе образцов с установленной на азоте втулкой с наличием малого натяга (рисунок 8) и с запрессованной втулкой (рисунок 9). В данном случае имеются пластические деформации, вызванные процессом установки втулки, ввиду этого наблюдается специфичное НДС, различное по высоте сечения.

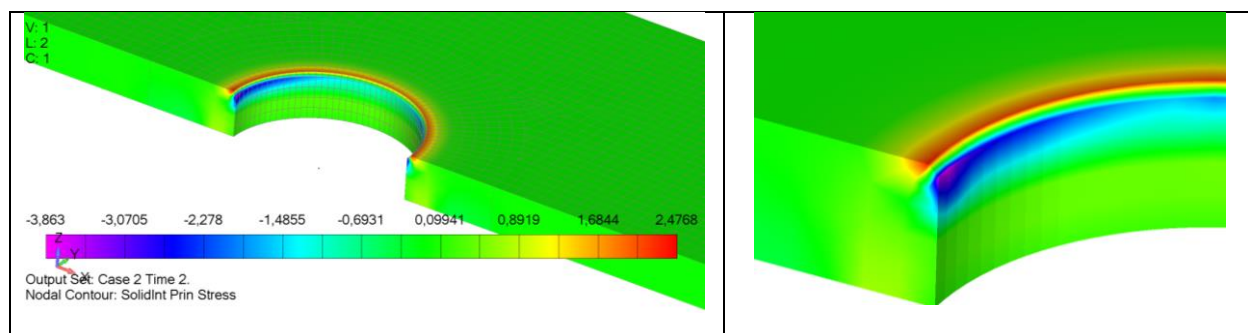
Различие в НДС в данном случае заключается в следующем. При установке методом охлаждения в азоте с остаточным натягом основное влияние оказывают главные напряжения σ_1 и σ_3 , влиянием σ_2 можно пренебречь ввиду малости напряжений (от -3,68 до 2,47 кгс/мм²) (рисунок 8, в), в то время как при установке методом запрессовки – σ_2 оказывают значительное влияние (от -18,4 до 7,43 кгс/мм²) (рисунок 9, в). Общий характер НДС запрессовкой имеет большую градиентность изменения в сравнении с методом установки втулки с помощью охлаждения в азоте с остаточным натягом.



а) – напряжения σ_1

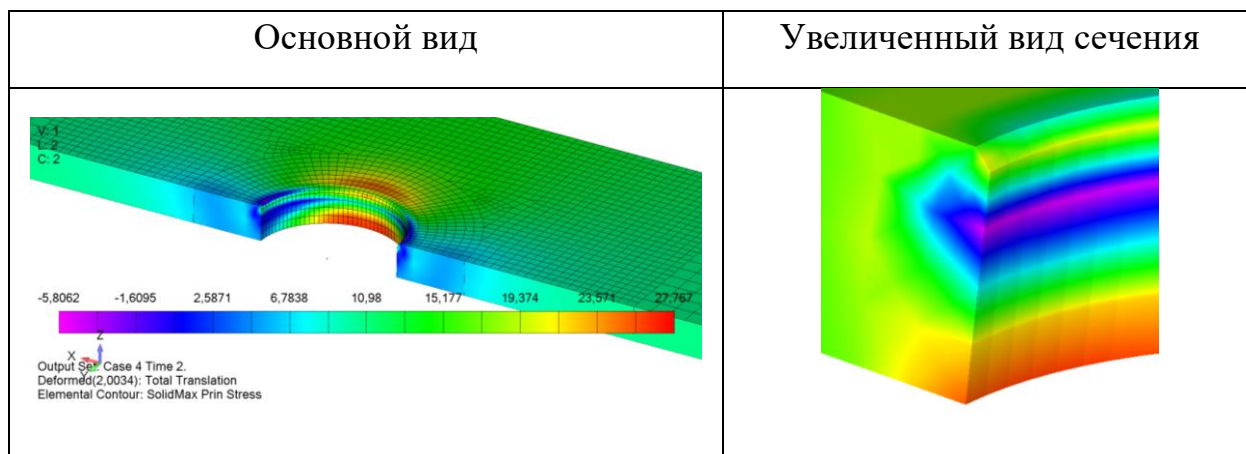


б) – напряжения σ_3

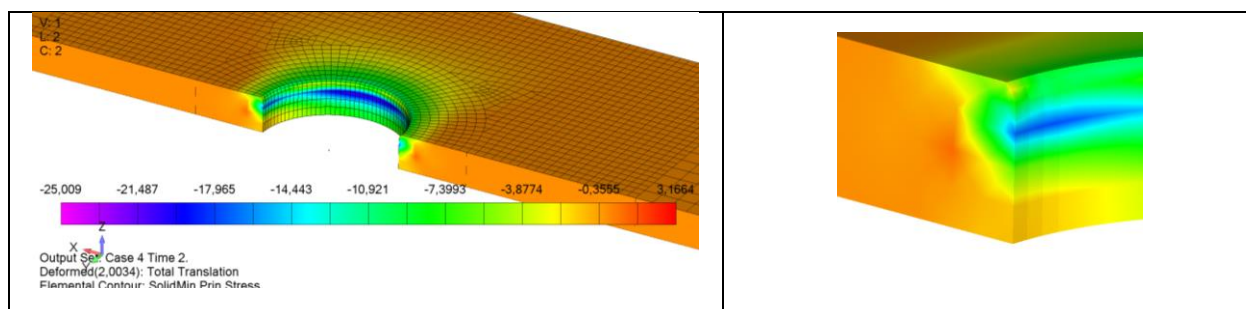


в) – напряжения σ_2

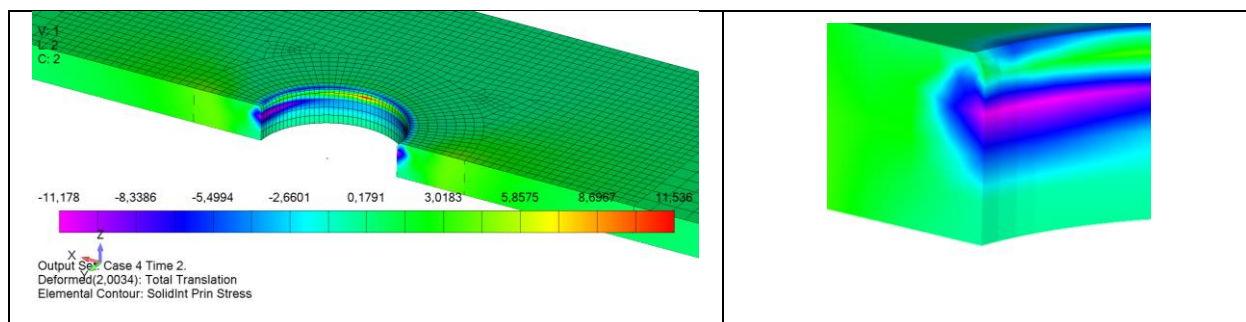
Рисунок 8– Распределение главных напряжений по толщине образца при установке втулки с помощью процесса охлаждения в азоте с остаточным натягом (втулка не показана)



а) – напряжения σ_1



б) – напряжения σ_3



в) – напряжения σ_2

Рисунок 9– Распределение главных напряжений по толщине образца при установке втулки с помощью процесса запрессовки (втулка не показана)

В таблицу 4 внесены результаты максимальных деформаций по результатам численного моделирования и эксперимент.

Таблица 4– Сводная таблица по результатам эксперимента

№	Название расчета (эксперимента)	Макс. Деформация, мм/мм	Сравнение с расчетом, №	Процент расхождения по макс. Значениям деформаций, %
1	Аналитический	0,002	2	—
2	КЭМ расчет – охлаждение в азоте	0,00235	1	17,5
3	КЭМ расчет – охлаждение в азоте с остаточным натягом + запрессовка	0,00252	4	—
4	Эксперимент – охлаждение в азоте с остаточным натягом + запрессовка	0,0028	3	11,1
5	КЭМ расчет – запрессовка	0,0034	6	—
6	Эксперимент – запрессовка	0,004	5	17,6

Выводы:

1) По результатам численного моделирования и натурного эксперимента установки втулок получена достаточно хорошая качественная и количественная сходимость между этими результатами.

2) По результатам КЭ моделирования выявлено наличие двухосного напряженного состояния при установке методом охлаждения с остаточным натягом, и трехосного напряженного состояния повышенной градиентности по высоте сечения – при установке методом запрессовки.

Дальнейшее направление исследования – определение K_{th} при различных способах установки при одноосном растяжении, проведение усталостных испытаний, на основании которых проверить правомерность гипотезы, озвученной в данной статье.

Список источников

1. Zou Jiansheng, Zhu Jie. Influence of repairing technique by bushing on fatigue performance of metal structure for civil aircraft // Civil Aircraft Design & Research. 2018. No. 1. P. 67-70.
2. Рыжков М.Ю., Пыхалов А.А., Яхненко М.С. Математическое моделирование сопряжения деталей с натягом с учетом их взаимного влияния на долговечность сборной конструкции // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2023. № 74. С. 5–19. DOI: [10.15593/2224-9982/2023.74](https://doi.org/10.15593/2224-9982/2023.74)

3. Chen Changrong, Huang Weiyang. Interference fit of bushing and hole by using cold extrusion // Aeronautical Manufacturing Technology. 1997. No. 1. P. 43-44.
4. Hampoux R.L., Landy M.A. Fatigue Life Enhancement and High Interference Bushing Installation Using the Force Mate Bushing Installation Technique // ASTM STP 927-M. 1986. P. 39-52.
5. Фейгенбаум Ю.М., Дубинский С.В. Влияние случайных эксплуатационных повреждений на прочность и ресурс конструкции воздушных судов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2013. № 187. С. 83–91.
6. Нихамкин М.А., Воронов Л.В., Конев И.П. Влияние эксплуатационных повреждений и объёмных остаточных напряжений на усталостную прочность и сопротивление развитию трещин в лопатках компрессора // Вестник двигателестроения. 2006. № 3. С. 93-97.
7. Нихамкин М.Ш., Лимонова В.М., Хамидуллина А.К. Оценка снижения усталостной прочности лопаток компрессора при повреждении посторонними предметами // Современные проблемы науки и образования. 2013. № 5. С. 83–91.
8. Jun Chen, Yuguang Ma. et al. Quasistatic Tensile and Fatigue Performances of Titanium Alloy Open Hole Structures Strengthened by Different Cold Expansion Mandrel Front Cone Angles // Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures. 2025. Vol 4, No. 4. P. 1574-1588.
9. Bruno Pedrosa, Behzad V. Farahani, Carlos Rebelo, José A.F.O. Correia Fatigue Mechanisms and Crack Strain Field Measurements on Bolt Hole Detail // Fatigue & Fracture of

Engineering Materials & Structures. 2025. Vol. 233. URL:
<https://doi.org/10.1016/j.jcsr.2025.109664>

10. Борисов И.В. Основы теории повреждаемости и восстановления авиационных конструкций. - Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2006. - 65 с.
11. Siwei Tao and Jiansheng Zou. Experimental study on fatigue performance of bushing repair with different fasteners // Journal of Physics Conference Series. 2021. Vol. 1885, P. 032037. DOI: [10.1088/1742-6596/1885/3/032037](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1885/3/032037)
12. Третьякова Т.В., Третьяков М.П., Вильдеман В.Э. Оценка точности измерений с использованием видеосистемы анализа полей перемещений и деформаций // Вестник Пермского государственного технического университета. Механика. 2011. № 2. С. 92-100.
13. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 592 с.
14. Ma Lifeng, et al. Formulation for Axisymmetric Non-Slipping Contacts between Dissimilar Elastic Solids // Proceedings of The Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2025. Vol. 481, No. 2305. URL: <https://doi.org/10.1098/rspa.2024.0459>
15. Когаев В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени. - М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.
16. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Оценка показателей долговечности конструкции авиационного изделия при действии случайных нагрузок // Труды МАИ. 2013. № 70. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=44479>

17. Полоник Е.Н., Суренский Е.А., Федотов А.А. Автоматизация расчетов усталостной долговечности элементов авиаконструкций сгеометрическими концентраторами напряжений // Труды МАИ. 2016. № 86: URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=67799>
18. Яшутин А.Г., Суренский Е.А. Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчетов прочности самолета // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=49151>
19. Складов Н.М. Авиационные сплавы. Т. 1. Конструкционные стали. – М.: ОНТИ, 1975. – 429 с.
20. Кишкин С.И. Авиационные сплавы. Т. 4. Алюминиевые и бериллиевые сплавы. – М.: ОНТИ. 1982. – 626 с.

References

1. Zou Jiansheng, Zhu Jie. Influence of repairing technique by bushing on fatigue performance of metal structure for civil aircraft. *Civil Aircraft Design & Research*. 2018. No. 1. P. 67-70.
2. Ryzhkov M.YU., Pykhalov A.A., Yakhnenko M.S. Mathematical Modeling of Preloaded Joints Taking into Account Their Mutual Influence on the Durability of a Prefabricated Structure. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*. 2023. No. 74. P. 5–19. (In Russ.). DOI: [10.15593/2224-9982/2023.74](https://doi.org/10.15593/2224-9982/2023.74)

3. Chen Changrong, Huang Weiyang. Interference fit of bushing and hole by using cold extrusion. *Aeronautical Manufacturing Technology*. 1997. No. 1. P. 43-44.
4. Hampoux R.L., Landy M.A. Fatigue Life Enhancement and High Interference Bushing Installation Using the Force Mate Bushing Installation Technique. *ASTM STP 927-M*. 1986. P. 39-52.
5. Feigenbaum Yu.M., Dubinskii S.V. Influence of Random Operational Damage on the Strength and Resource of Aircraft Structures. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoi aviatsii*. 2013. No. 187. P. 83–91. (In Russ.)
6. Nikhamkin M.A., Voronov L.V., Konev I.P. Influence of operational damage and volumetric residual stresses on fatigue strength and resistance to the development of cracks in the compressor blades. *Vestnik dvigatelestroeniya*. 2006. No. 3. P. 93-97. (In Russ.)
7. Nikhamkin M.SH., Limonova V.M., Khamidullina A.K. Assessment of the decrease in the fatigue strength of the compressor blades when damaged by foreign objects *Sovremennye problemy nauki i obrazovaniya*. 2013. No. 5. P. 83–91. (In Russ.)
8. Jun Chen, Yuguang Ma. et al. Quasistatic Tensile and Fatigue Performances of Titanium Alloy Open Hole Structures Strengthened by Different Cold Expansion Mandrel Front Cone Angles. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*. 2025. Vol 4, No. 4. P. 1574-1588.
9. Bruno Pedrosa, Behzad V. Farahani, Carlos Rebelo, José A.F.O. Correia Fatigue Mechanisms and Crack Strain Field Measurements on Bolt Hole Detail. *Fatigue & Fracture*

of *Engineering Materials & Structures*. 2025. Vol. 233. URL:
<https://doi.org/10.1016/j.jcsr.2025.109664>

10. Borisov I.V. *Osnovy teorii povrezhdaemosti i vosstanovleniya aviatsionnykh konstruktsii* (Fundamentals of the Theory of Damages and Restoration of Aircraft Structures). Taganrog: Izd-vo TRTU Publ., 2006. 65 p.

11. Siwei Tao and Jiansheng Zou. Experimental study on fatigue performance of bushing repair with different fasteners. *Journal of Physics Conference Series*. 2021. Vol. 1885, P. 032037. DOI: [10.1088/1742-6596/1885/3/032037](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1885/3/032037)

12. Tret'yakova T.V., Tret'yakov M.P., Vil'deman V.E. Assessment of measurement accuracy using a video system for analyzing displacement and strain fields. *Vestnik Permskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Mekhanika*. 2011. No. 2. P. 92-100. (In Russ.)

13. Feodos'ev V.I. *Soprotivlenie materialov* (Resistance of Materials). Moscow: Izd-vo MGTU im. N.E. Bauman Publ., 1999. 592 p.

14. Ma Lifeng, et al. Formulation for Axisymmetric Non-Slipping Contacts between Dissimilar Elastic Solids. *Proceedings of The Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. 2025. Vol. 481, No. 2305. URL:
<https://doi.org/10.1098/rspa.2024.0459>

15. Kogaev V.P. *Raschety na prochnost' pri napryazheniyakh, peremennykh vo vremeni* (Strength calculations under time-varying stresses). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 232 p.

16. Zaretskii M.V., Sidorenko A.S. Estimation of longevity index for flying vehicles structures under random loadings. *Trudy MAI*. 2013. No. 70. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=44479>
17. Polonik E.N., Surenskii E.A., Fedotov A.A. Automation of aircraft components with geometrical stress concentrators fatigue endurance calculations. *Trudy MAI*. 2016. No. 86. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=67799>
18. Yashutin A.G., Surenskii E.A. Software application for force distribution and detailed strength analysis. *Trudy MAI*. 2014. No. 74. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49151>
19. Sklyarov N.M. *Aviatsionnye splavy. T. 1. Konstruktsionnye stali* (Aviation Alloys. Vol. 1. Structural Steels). Moscow: ONTI Publ., 1975. 429 p.
20. Kishkin S.I. *Aviatsionnye splavy. T. 4. Alyuminievye i berillievye splavy* (Aviation Alloys. Vol. 4. Aluminum and Beryllium Alloys). Moscow: ONTI Publ., 1982. 626 p.

Статья поступила в редакцию 06.04.2025

Одобрена после рецензирования 11.04.2025

Принята к публикации 25.08.2025

The article was submitted on 06.04.2025; approved after reviewing on 11.04.2025; accepted for publication on 25.08.2025