

**А. В. ЗАРУЦКИЙ***Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина*

## АНАЛИЗ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ ДОЛГОВЕЧНОСТИ. СООБЩЕНИЕ 1. СВОБОДНОЕ ОТВЕРСТИЕ

*Повышение усталостной долговечности элементов авиационных конструкций методами, основанными на местном пластическом деформировании материала в зоне отверстия, напрямую зависит от величины и знака остаточных напряжений. В данной работе приведены результаты исследования остаточных напряжений, которые образуются при применении конструктивно-технологических методов повышения долговечности элементов авиационных конструкций со свободными отверстиями. Рассмотрены процессы дорнования и барьерного обжатия материала в зоне отверстия. Исследования выполнены по методу конечных элементов для двух алюминиевых сплавов Д16АТ и В95пчТ2, широко применяемых в отечественном авиастроении. Свойства материалов заданы в виде монотонных диаграмм деформирования, полученных при испытаниях на растяжение стандартных образцов. Решена контактная задача в физически нелинейной постановке с учетом трения между инструментом и конструктивным элементом. Нелинейное поведение материала смоделировано с помощью мультилинейной модели с кинематическим упрочнением, учитывающей эффект Баушингера. Получены характеристики напряженно-деформированного состояния, возникающего в конструкции после выполнения процессов дорнования и барьерного обжатия. В качестве остаточных напряжений анализировались эквивалентные напряжения, вычисленные согласно энергетической теории прочности. При этом знак напряжения принят равным знаку наибольшему по абсолютной величине главному напряжению. При исследовании процесса дорнования варьируемым параметром являлся натяг. Получена зависимость изменения остаточных напряжений в отверстии от величины натяга. В случае с барьерным обжатием варьируемыми параметрами была геометрия внедряемого инструмента (ширина, угол захвата), толщина элемента конструкции и глубина внедрения. Построены зависимости изменения остаточных напряжений от рассмотренных параметров. Показано, что могут быть подобраны такие параметры, при которых эффект обжатия будет наиболее существенным. Но это приведет к увеличению требуемого усилия для выполнения данного процесса.*

**Ключевые слова:** дорнование; барьерное обжатие; усталостная долговечность; остаточные напряжения; метод конечных элементов; эквивалентные напряжения; пластическое деформирование.

### Введение

Одним из критериев конкурентоспособности изделий авиационной отрасли является ресурс планера летательного аппарата.

Геометрические концентраторы напряжений в виде свободных отверстий и отверстий под крепеж существенно снижают долговечность регулярных зон и зон конструктивных нерегулярностей конструкции.

Эффективным способом повышения усталостной долговечности таких зон являются методы на основе местного пластического деформирования (МПД) материала [1-3].

В работах [1, 4, 5] показано, что усталостная долговечность элементов конструкций с МПД материала в зоне отверстия напрямую зависит от вели-

чины остаточных напряжений. Следовательно, целесообразным является исследование влияния геометрии инструмента и параметров инициирования МПД на величину и распределение остаточных напряжений в отверстии.

### Постановка задачи исследования

На практике для повышения усталостной долговечности элементов авиационных конструкций с геометрическим концентратором напряжений в виде свободного отверстия применяют дорнование, раскатку, барьерное обжатие и др. [2].

Упрочнение методом дорнования заключается в протягивании инструмента (дорна) через отверстие (рис. 1). При этом диаметр дорна превышает диаметр отверстия.

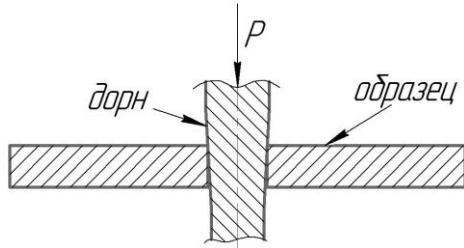


Рис. 1. Схема дорнования отверстия

Барьерное обжатие материала заключается в выштамповке лунок сегментной конфигурации вокруг отверстия (рис. 2).



Рис. 2. Барьерное обжатие группы отверстий

Обжатие выполняется с двух сторон по толщине элемента. При этом допускается различная геометрия вдавливаемой части инструмента.

В обоих случаях происходит местное пластическое деформирование материала в зоне отверстия. В результате возникают отрицательные остаточные напряжения, повышающие характеристики сопротивления усталости элемента конструкции.

В работах [6-8] проанализировано изменение остаточных напряжений в отверстии при дорновании и барьерном обжатии материала. Данные исследования выполнены для отдельных материалов и геометрических параметров используемого инструмента.

Целью данной работы является систематизация результатов исследований остаточных напряжений при пластическом деформировании материала в зоне отверстия для разных материалов и различных геометрических параметров вдавливаемого инструмента.

### Методика определения остаточных напряжений

Определение остаточных напряжений, которые образуются в результате МПД, выполнено по методу конечных элементов. Решена контактная задача в физически нелинейной постановке с учетом трения между инструментом и конструктивным элементом.

Объектом исследования являлась модель полосы с центральным отверстием, имитирующая рабочую часть экспериментального образца.

На рис. 3, 4 показаны конечно-элементные модели полосы и рабочих частей инструментов при дорновании и предварительном обжатии.

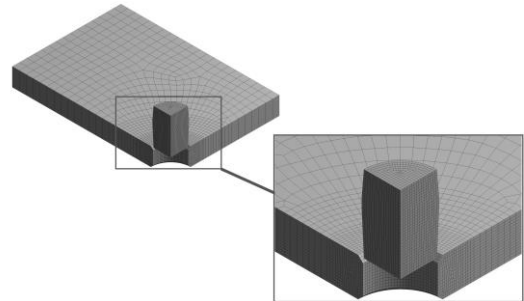


Рис. 3. Конечно-элементная модель полосы с отверстием и дорна (четверть модели)

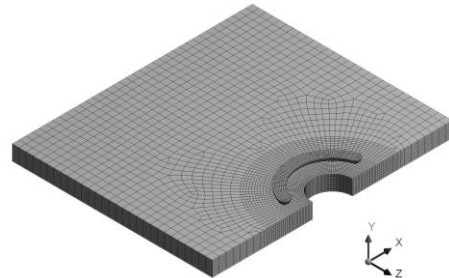


Рис. 4. Конечно-элементная модель полосы с отверстием и рабочей части вдавливаемого инструмента при барьерном обжатии (половина модели)

Исследования остаточных напряжений выполнены для двух алюминиевых сплавов Д16АТ и В95пчТ2. Характеристики материалов, принятые в расчетах, получены при испытаниях стандартных образцов на растяжение и заданы в виде монотонной диаграммы деформирования материала (рис. 5).

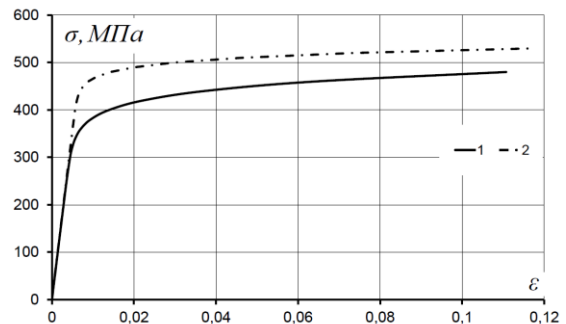


Рис. 5. Диаграммы деформирования алюминиевых сплавов Д16АТ (1) и В95пчТ2 (2)

## Результаты исследований

В результате МПД материала в зоне отверстия реализуется сложное напряженно-деформированное состояние. Поэтому, в качестве остаточных напряжений анализировались эквивалентные напряжения, вычисленные согласно энергетической теории прочности:

$$\sigma_{\text{eq}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2},$$

где  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  – главные напряжения.

При этом знак остаточных напряжений принят равным знаку наибольшему по абсолютной величине главному напряжению [9].

**Дорнование отверстий.** Варьируемым параметром при исследовании процесса дорнования отверстия являлась величина натяга:

$$\Delta_d = \frac{d - d_o}{d_o} \cdot 100\%,$$

где  $d_o$  – диаметр отверстия;  $d$  – диаметр дорна.

На рис. 6 показано типовое распределение эквивалентных напряжений в модели из алюминиевого сплава В95пчТ2 при дорновании с натягом 3%.

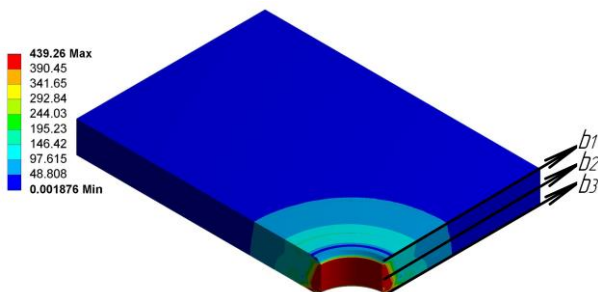


Рис. 6. Распределение эквивалентных напряжений в результате дорнования с натягом 3%

На рис. 7, 8 представлен характер распределения остаточных напряжений в поперечном сечении модели. Напряжения приведены для трех уровней по высоте модели (см. рис. 6).

Распределение остаточных напряжений по высоте отверстия (толщине конструктивного элемента) не равномерно, что является следствием «корсетности» отверстия и образования наплывов материала со стороны входа дорна.

На рис. 9 приведена зависимость изменения остаточных напряжений в отверстии от величины натяга при дорновании.

Очевидно, что дорнование алюминиевых спла-

вов Д16АТ и В95пчТ2 с натягом более 2 % не приводит к существенному увеличению остаточных напряжений, и, следовательно, усталостной долговечности. Качественно это согласуется с результатами экспериментальных исследований, приведенных в работе [10]. Долговечность образцов со свободными отверстиями и образцов болтовых соединений из алюминиевого сплава В95Т с применением дорнования отверстия с натягом в диапазоне 2–3,6 % лежит в одной совокупности по числу циклов до разрушения.

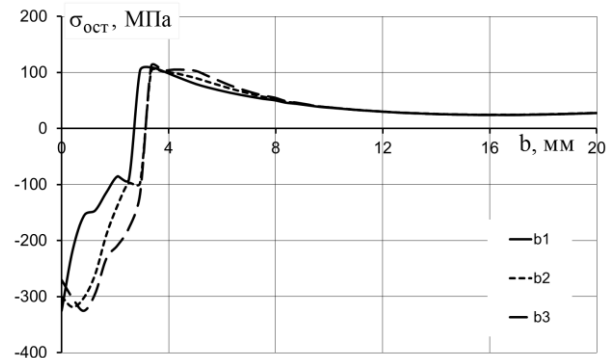


Рис. 7. Распределение остаточных напряжений в поперечном сечении модели из алюминиевого сплава Д16АТ

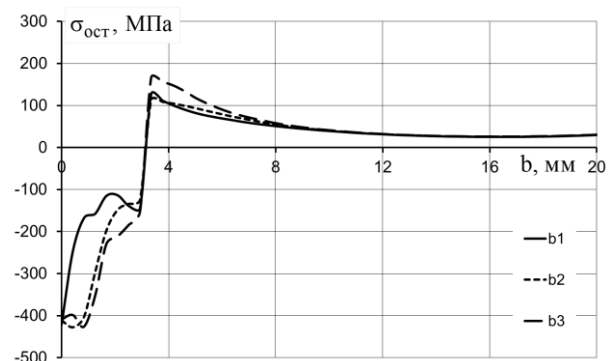


Рис. 8. Распределение остаточных напряжений в поперечном сечении модели из алюминиевого сплава В95пчТ2

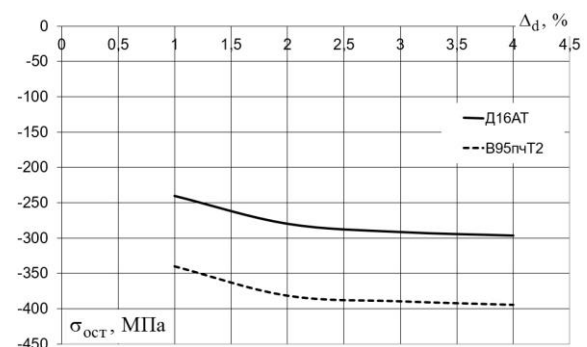


Рис. 9. Распределение остаточных напряжений от величины натяга при дорновании

**Барьерное обжатие.** Варьируемыми параметрами являлись: ширина  $a$  и угол захвата  $\varphi$  рабочей части обжимки, толщина элемента конструкции  $t$ , глубина внедрения обжимки  $\delta$ . Параметры  $a$ ,  $\varphi$ ,  $t$  показаны на рис.10.

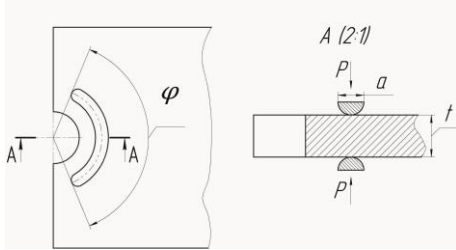


Рис. 10. Геометрические параметры вдавливаемого инструмента, рассмотренные при анализе

На начальном этапе исследований геометрия внедряемого инструмента принята согласно рекомендаций в работе [11].

Характер распределения эквивалентных напряжений в модели после обжатия на глубину 0,3 мм показан на рис. 11.

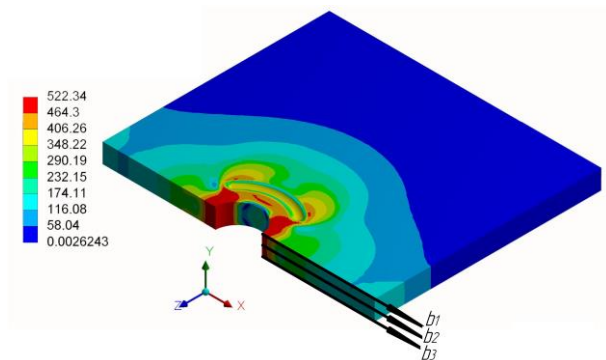


Рис. 11. Распределение эквивалентных напряжений в результате обжатия на глубину 0,3 мм

На рис. 12, 13 показан характер распределения остаточных напряжений по ширине модели в трех сечениях по высоте (см. рис. 11). В отличие от процесса дорнования отверстия, при барьерном обжатии остаточные напряжения распределяются практически равномерно по высоте модели.

В результате варьирования геометрическими параметрами вдавливаемой части обжимки получены зависимости изменения остаточных напряжений в отверстии.

На рис. 14 показано распределение остаточных напряжений от величины угла захвата обжимки. При этом, глубина внедрения 0,3 мм, ширина внедряемой части – 2 мм.

При изменении угла захвата с  $\varphi = 80^\circ$  до  $\varphi = 160^\circ$  остаточные напряжения увеличиваются на

12-25 % (в зависимости от свойств материала). При этом максимальная величина напряжений образуется при угле, равном  $\varphi = 140^\circ$ . Дальнейшее повышение величины  $\varphi$  не приводит к существенному изменению остаточных напряжений в отверстии.

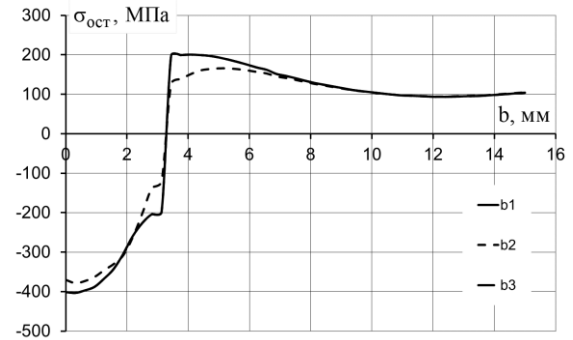


Рис. 12. Распределение остаточных напряжений при барьерном обжатии в поперечном сечении модели из алюминиевого сплава Д16АТ

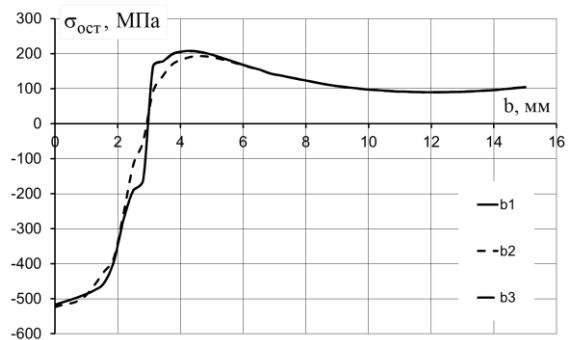


Рис. 13. Распределение остаточных напряжений при барьерном обжатии в поперечном сечении модели из алюминиевого сплава В95пчТ2

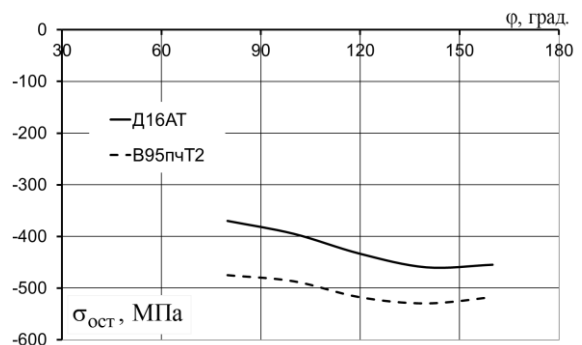


Рис. 14. Изменение остаточных напряжений от угла захвата вдавливаемой части обжимки

Вместе с тем, необходимо учитывать, что увеличение площади контакта инструмента с объектом потребует большего усилия для выполнения обжатия (рис. 15).

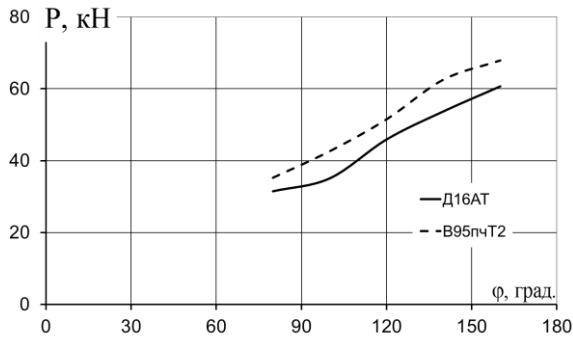


Рис. 15. Зависимость требуемого усилия при обжатии от угла захвата

На рис. 16 приведены результаты исследования зависимости остаточных напряжений от ширины внедряемой части обжимки  $a$ .

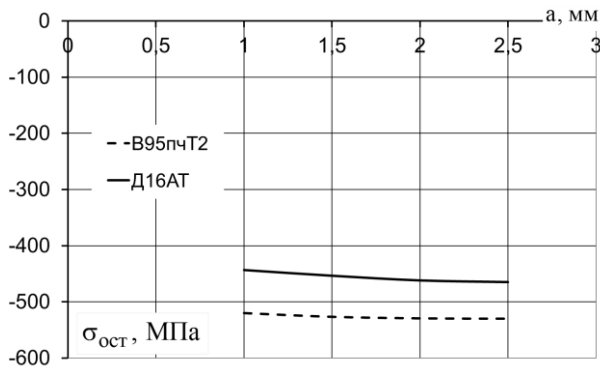


Рис. 16. Зависимость остаточных напряжений от ширины вдавливаемой части обжимки

Установлено, что изменение параметра  $a$  в диапазоне 1...2,5 мм приведет к отличию по остаточным напряжениям в пределах 5 %. Кроме того, при ширине рабочей части обжимки более 2 мм остаточные напряжения не изменяются.

Зависимость требуемого усилия для обжатия от величины  $a$  показана на рис. 17.

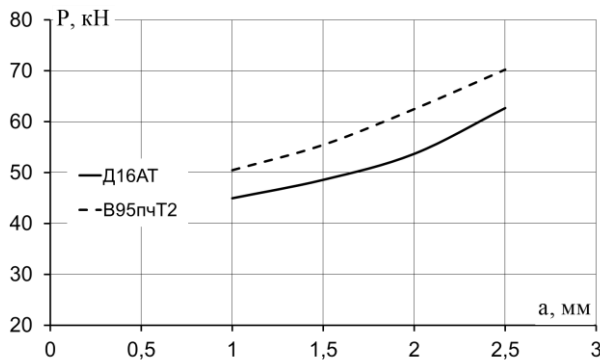


Рис. 17. Зависимость требуемого усилия при обжатии от ширины рабочей части обжимки

Выполнен анализ влияния глубины обжатия на величину остаточных напряжений в отверстии. В расчетах принято, что угол захвата равен  $\varphi = 140^\circ$ , а ширина рабочей части – 2 мм. Кривые изменения остаточных напряжений показаны на рис. 18.

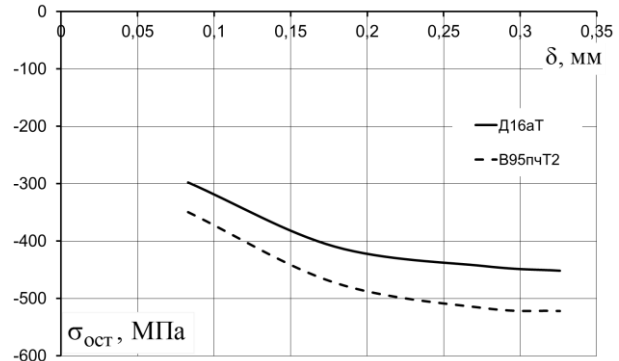


Рис. 18. Зависимость остаточных напряжений от глубины обжатия

Как видно из полученных результатов, существенное изменение величины остаточных напряжений происходит при обжатии на глубину до 0,2 мм. При глубине больше 0,2 мм напряжения увеличиваются не более чем на 6-8 %. При этом существенно возрастает усилие, необходимое для внедрения инструмента (рис. 19).

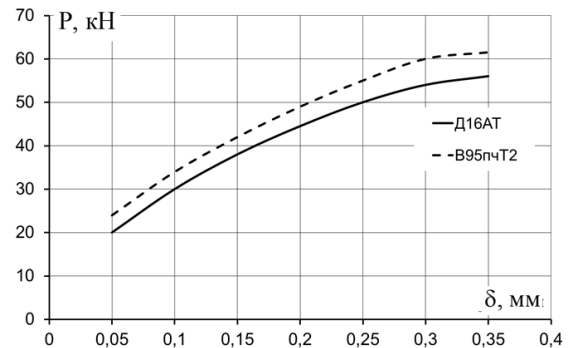


Рис. 19. Зависимость требуемого усилия от глубины обжатия

Следует отметить, что в отличие от процесса дорнования при барьерном обжатии существенным фактором также является толщина обжимаемого элемента. На рис. 20 показаны зависимости остаточных напряжений от толщины элемента конструкции при обжатии на глубину 0,3 мм.

Из результатов расчетов следует, что при выполнении предварительного обжатия отверстия кроме параметров инструмента также необходимо учитывать геометрию элемента конструкции.

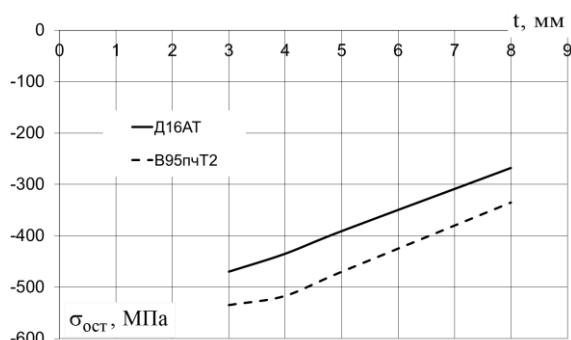


Рис. 20. Зависимость остаточных напряжений от толщины элемента конструкции

## Выводы

Выполнен параметрический анализ влияния геометрии инструмента и параметров процессов иницирования МПД в зоне отверстия на величину и распределение остаточных напряжений. Исследования проведены для алюминиевых сплавов Д16АТ и В95пчТ2, широко применяемых в отечественном авиастроении.

Установлено, что при дорновании отверстия можно ограничиваться величиной натяга до 2%, так как дальнейшее ее увеличение не приведет к росту остаточных напряжений и, следовательно, усталостной долговечности.

Показано, что при барьерном обжатии геометрия используемого инструмента существенно влияет на величину остаточных напряжений в отверстии. При этом, могут быть подобраны такие параметры, при которых эффект обжатия будет наиболее существенным. Но это приведет к увеличению требуемого усилия для выполнения данного процесса.

Таким образом, для достижения необходимой величины остаточных напряжений и, следовательно, требуемой долговечности, на этапе проектирования целесообразно проводить подбор геометрии инструмента и параметров процесса МПД.

## Литература

1. Numerical simulations of the fatigue damage evolution at a fastener hole treated by cold expansion or with interference fit pin [Text] / Ying Sun, Weiping Hu, Fei Shen, Qingchun Meng, Yuanming Xu // *International Journal of Mechanical Sciences*. – 2016. – Vol. 107. – P. 188 – 200.

DOI: 10.1016/j.ijmecsci.2016.01.015

2. Сопротивление усталости элементов конструкций [Текст] / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебеньев, Т. С. Родченко. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.

3. Заруцкий, А. В. Экспериментальное исследование долговечности образцов с упрочненными отверстиями. Сообщение 2. Программное нагружение [Текст] / А. В. Заруцкий // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 2 (78). – X., 2014. – С. 57 – 65.

4. Fomichev, P. A. Fatigue life prediction by a local stress-strain criterion for hole-containing specimens after precompression of their material [Text] / P. A. Fomichev, A. V. Zarutskii // *Strength of materials*. – 2019. – Vol. 51, No.2. – P. 193 – 201. DOI: 10.1007/s11223-019-00065-w

5. Заруцкий, А. В. Влияние параметров предварительного обжатия материала в зоне отверстия на усталостную долговечность элементов авиационных конструкций [Текст] / А. В. Заруцкий // *Пошкодження матеріалів під час експлуатації, методи його діагностування і прогнозування: матеріали IV міжнародної науково-технічної конференції, Тернопіль, 21-24 вересня 2015 р.* – С. 198 – 201.

6. Исследование процесса дорнования отверстий в листовых заготовках из алюминиевого сплава Д16ЧТ [Текст] / А. В. Тимошенко, В. В. Пиманов, А. Н. Бабак, Е. Н. Коробко // *Вісник НТУУ «КПІ». Серія машинобудування*. – 2015. – № 3 (75). – С. 144-150.

7. Заруцкий, А. В. Остаточные напряжения при упрочнении отверстия методами местного глубокого пластического деформирования [Текст] / А. В. Заруцкий // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 63. – X.: ХАИ, 2014. – С. 45 – 53.

8. Modeling of residual stress distribution around fastener holes in thin plates after symmetric cold expansion [Text] / J. T. Maximov, G. V. Duncheva, N. Ganev, I. M. Amudjev // *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. – 2014. – Vol. 36, Issue 2. – P. 355 – 369.

DOI: 10.1007/s40430-013-0090-2

9. Стрижиус, В. Е. Методы расчета на усталость элементов авиационных конструкций при многоосном нагружении [Текст] / В. Е. Стрижиус // *Науч. вестн. МГТУ ГА. Аэромеханика, прочность, поддержание летной прочности ВС*. – № 187. – 2012. – С. 65 – 74.

10. Пиширков, В. Ф. Технология выполнения высокоресурсных соединений [Текст] / В. Ф. Пиширков. – М.: Отраслевая библиотека «Технический прогресс и повышение квалификации», 1980. – 170 с.

11. Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета [Текст]: монограф. / А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский, В. А. Матвиенко и др. – X.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 192 с.

## References

1. Sun, Ying., Hu, Weiping., Shen, Fei., Meng, Qingchun., Xu, Yuanming. Numerical simulations of the fatigue damage evolution at a fastener hole treated by cold expansion or with interference fit pin. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2016, vol. 107, pp. 188-200. DOI: 10.1016/j.ijmecsci.2016.01.015
2. Vorob'ev, A. Z., Ol'kin, B. I., Stebenev, V. N., Rodchenko, T. S. *Soprotivlenie ustalosti elementov konstruktssii* [Fatigue resistance of structural elements]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990. 240 p.
3. Zarutskii, A. V. Eksperimental'noe issledovanie dolgovechnosti obraztsov s uprochnennymi otverstiyami. Soobshchenie 2. Programmnoe nagruzhenie [Experimental study of the fatigue life of specimens with hardened holes. Message 2. Program loading]. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruktssii letatel'nykh apparatov : sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «KhAI»*, vol. 2 (78), Kharkiv, 2014, pp. 57-65.
4. Fomichev, P. A. Fatigue life prediction by a local stress-strain criterion for hole-containing specimens after precompression of their material. *Strength of materials*, 2019, vol. 51, no.2, pp. 193 – 201. DOI: 10.1007/s11223-019-00065-w
5. Zarutskii, A. V. Vliyanie parametrov predvaritel'nogo obzhatiya materiala v zone otverstiya na ustalostnuyu dolgovechnost' elementov aviatsionnykh konstruktssii [The effect of the parameters of the preliminary compression of the material in the area of the hole on the fatigue life of the elements of aircraft structures]. *Poshkodzhennya materialiv pid chas ekspluatatsii, metodi iogo diagnostuvannya i prognozuvannya: materiali IV mizhnarodnoi naukovotekhnichnoi konferentsii*. Ternopil, 2015, pp. 198-201.
6. Timoshenko, A. V., Pimanov, V. V., Babak, A. N., Korobko, E. N. Issledovanie protsessu dornovaniya otverstii v listovykh zagotovkakh iz alyuminievogo splava D16ChT [The study of the process of burnishing holes in sheet blanks of aluminum alloy D16CHT]. *Vistnik NTUU «KPI». Seriya mashinobuduvannya*, 2015, no. 3 (75), pp. 144-150.
7. Zarutskii, A. V. Ostatochnye napryazheniya pri uprochnenii otverstiya metodami mestnogo glubokogo plasticheskogo deformirovaniya [Residual stresses during hole hardening using local deep plastic deformation]. *Otkrytye informatsionnye i kom-p'yuternye integrirovannye tekhnologii: sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N.E. Zhukovskogo «KhAI»*, vol. 63, Kharkov, KhAI Publ., 2014, pp. 45-53.
8. Maximov, J. T., Duncheva, G. V., Ganev, N., Amudjev, I. M. Modeling of residual stress distribution around fastener holes in thin plates after symmetric cold expansion. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2014, vol. 36, iss. 2, pp. 355-369. DOI: 10.1007/s40430-013-0090-29.
9. Strizhius, V. E. Metody rascheta na ustalost' elementov aviatsionnykh konstruktssii pri mnogoos-nom nagruzhenii [Methods for calculating the fatigue of elements of aviation structures under multi-axial loading]. *Nauch. vestn. MGTU GA. Aeromekhanika, prochnost', podderzhanie letnoi prochnosti VS*, no. 187, 2012, pp. 65 – 74.
10. Pshirkov, V. F. *Tekhnologiya vypolneniya vysokoresursnykh soedinenii* [Technology for high-resource connections]. Moscow, Otralevaya biblioteka «Tekhnicheskii progress i povyschenie kvalifikatsii» Publ., 1980. 170 p.
11. Grebenikov, A. G., Vasilevskii, E. T., Matvienko, V. A. *Integrirovannoe proektirovanie i modelirovanie vysokoresursnykh rastyanutykh panelei kryla transportnogo samoleta* [Integrated design and modeling of high-life stretched wing panels of a transport aircraft]. Kharkov, Nats. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «Khar'k. aviats. in-t» Publ., 2011. 192 p.

Поступила в редакцию 5.04.2019, рассмотрена на редколлегии 12.06.2019

## АНАЛІЗ ЗАЛИШКОВИХ НАПРУЖЕНЬ ПРИ ЗАСТОСУВАННІ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ МЕТОДІВ ПІДВИЩЕННЯ ДОВГОВІЧНОСТІ. ПОВІДОМЛЕННЯ 1. ВІЛЬНИЙ ОТВІР

А. В. Заруцький

Підвищення втомної довговічності елементів авіаційних конструкцій методами, заснованими на місцевій пластичній деформації матеріалу в зоні отвору, безпосередньо залежить від величини і знаку залишкових напружень. У даній роботі наведені результати дослідження залишкових напружень, які утворюються при застосуванні конструктивно-технологічних методів підвищення довговічності елементів авіаційних конструкцій з вільними отворами. Розглянуто процеси дорнування і бар'єрного обтиснення матеріалу в зоні отвору. Дослідження виконані за допомогою методу скінчених елементів для двох алюмінієвих сплавів Д16АТ і В95пчТ2, які широко застосовуються у вітчизняному авіабудуванні. Властивості матеріалів задані у вигляді монотонних діаграм деформування, отриманих при випробуваннях на розтяг стандартних зразків. Розв'язано контактну задачу в фізично нелінійній постановці з урахуванням тертя між інструментом і конструктивним елементом. Нелінійна поведінка матеріалу змодельована за допомогою мультилінійної моделі з кінематичним зміцненням, що враховує ефект Баушингера. Отримано характеристики напружено-деформованого стану, що виникає в конструкції після виконання процесів дорнування і бар'єрного обтиснення. В якості залишкових напружень аналізувалися еквівалентні напруження, обчислені згідно з енергетичною теорією міцності. При цьому знак напруження прийнятий рівним знаку найбільшому за абсолютною

величиною головному напруженню. При дослідженні процесу дорнування варійованим параметром був натяг. Отримано залежність зміни залишкових напружень в отворі від величини натягу. У випадку з бар'єрним обтисненням змінними параметрами була геометрія інструменту (ширина, кут захоплення), товщина елемента конструкції і глибина вдавнення. Побудовано залежності зміни залишкових напружень від розглянутих параметрів. Показано, що можуть бути підібрані такі параметри, при яких ефект обтиснення буде найбільш істотним. Але це призведе до збільшення необхідного зусилля для виконання даного процесу.

**Ключові слова:** дорнування, бар'єрне обтиснення, втомна довговічність, залишкові напруження, метод скінчених елементів, еквівалентні напруження, пластичне деформування.

## ANALYSIS OF RESIDUAL STRESSES WHEN USING CONSTRUCTIVE AND TECHNOLOGICAL METHODS OF INCREASING FATIGUE LIFE. MESSAGE 1. FREE HOLE

*A. V. Zarutskii*

Increasing the fatigue life of elements of aircraft structures by methods based on local plastic deformation of the material in the hole zone directly depends on the magnitude and sign of the residual stresses. This paper presents the results of the study of residual stresses, which are formed when using constructive-technological methods to improve the durability of elements of aircraft structures with a free hole. The processes of cold expansion and barrier compression of the material in the area of the hole are considered. The studies were performed using the finite element method for two aluminum alloys D16AT and V95pchT2, which are widely used in the domestic aircraft industry. Material properties are given in the form of monotonous strain diagrams obtained by tensile testing of standard samples. The contact problem was solved in a physically nonlinear formulation, taking into account the friction between the tool and the structural element. The nonlinear behavior of the material is modeled using a multi-linear model with kinematic hardening, taking into account the Bauschinger effect. Characteristics of the stress-strain state arising in the structure after the completion of the process of refining and barrier compression have been obtained. Equivalent stresses calculated according to the energy theory of strength were analyzed as residual stresses. In this case, the sign of stress is taken to be equal to the sign of the largest in magnitude principal stress. In the study of the process of cold expansion, a variable parameter was interference fit. The dependence of the residual stress in the hole on the magnitude of the interference fit is obtained. In the case of barrier compression, the variable parameters were the geometry of the tool being introduced (width, grip angle), the thickness of the structural element and depth of implementation. The dependences of the change in residual stresses on the parameters considered are constructed. It is shown that such parameters can be selected, at which the effect of compression will be most significant. But this will increase the effort required to complete this process.

**Keywords:** cold expansion; barrier compression; fatigue life; residual stress; finite element method; equivalent stresses; plastic deformation.

**Заруцкий Анатолий Викторович** – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Zarutskii Anatoliy Victorovich** – PhD, senior lecturer of Department of Aircraft Strength, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: anatoliy\_zar@ukr.net.  
ORCID Author ID: 0000-0001-8623-6003,