

УДК 621.7

В. Т. СИКУЛЬСКИЙ, С. В. СИКУЛЬСКИЙ, В. Ю. КАЩЕЕВА**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФОРМООБРАЗОВАНИЯ МОНОЛИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ANSYS**

Рассмотрен метод правки и доводки формы ребристых панелей локальным деформированием ребер панели с применением изгибающих моментов. Показано, что применяемым в производстве методом формообразования характерна низкая производительность, несовершенство контроля формы поверхности после формообразования, сложность моделирования совместного деформирования полотна и ребер панелей на этапе проектирования технологического процесса. Целью исследования является моделирование правки и доводки формы ребристых панелей многоточечным деформированием с применением разработанных устройств локальных воздействий.

Предложено существенно уменьшить зону деформирования ребра и угол гибки путем использования метода, в котором деформирование выполняется двумя моментами, приложенными к двум участкам ребра и направленными навстречу друг другу. Это позволяет существенно уменьшить угол пружинения и расширить технологические возможности оборудования. Выполнено моделирование процесса с применением МКЭ в программном комплексе ANSYS для случая разового воздействия на ребро панели, а также случая выполнения косоугольного перегиба панелей с оребрением. В расчете использовались две пары сил для осуществления воздействий на образец панели и создания изгибающих моментов. Задачу анализа локального НДС при формообразовании панели рассматривали как квазистатическую. Построены графики деформаций, напряжений и прогибов образца панели в момент действия нагрузки и после снятия нагрузки. Подтверждена математическая модель и результаты моделирования локального метода процессов правки и доводки формы панелей, а также косоугольного перегиба панелей крыла самолета.

Результаты моделирования сравнивались с результатами, полученными при формообразовании образца панели из алюминиевого сплава локальным деформированием в устройстве. Показано, что локальный метод формообразования приложением местных изгибающих моментов к ребрам панели позволяет достигать высокой точности формы панелей путем выполнения коррекции разовых воздействий.

Ключевые слова: монолитные панели, доводка формы, изгибающий момент, моделирование, прогиб, остаточный прогиб, метод конечных элементов.

В. Т. СИКУЛЬСЬКИЙ, С. В. СИКУЛЬСЬКИЙ, В. Ю. КАЩЕЄВА**МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ФОРМОУТВОРЕННЯ МОНОЛІТНИХ ПАНЕЛЕЙ ЗА ДОПОМОГОЮ ANSYS**

Розглянуто метод правки і доведення форми ребристих панелей локальним деформуванням ребер панелі з застосуванням згинальних моментів. Показано, що методами формоутворення, які застосовуються у виробництві, характерна низька продуктивність, недосконалість контролю форми поверхні після формоутворення, складність моделювання спільного деформування полотна і ребер панелей на етапі проектування технологічного процесу. Метою дослідження є моделювання правки і доведення форми ребристих панелей багатоточковим деформуванням з застосуванням розроблених пристроїв локальних діянь.

Запропоновано істотно зменшити зону деформування ребра і кут гнуття шляхом використання методу, в якому деформування виконуються двома моментами, прикладеними до двох ділянок ребра і спрямованими назустріч один одному. Це дозволяє істотно зменшити кут пружності і розширити технологічні можливості обладнання. Виконано моделювання процесу із застосуванням МСЕ в програмному комплексі ANSYS для випадку разового впливу на ребро панелі, а також випадку виконання косоугольного перегибу панелей з ребрами. У розрахунок використовувалося дві пари сил для здійснення діянь на зразок панелі і утворення згинальних моментів. Завдання аналізу локального НДС при формоутворенні панелі розглядали як квазістатичне. Побудовано графіки деформацій, напружень і прогинів зразка панелі в момент дії навантаження і після зняття навантаження. Підтверджено математичну модель і результати моделювання локального методу процесів правки і доведення форми панелей, а також косоугольного вигину панелей крила літака.

Результати моделювання порівнювалися з результатами, отриманими при формоутворенні зразка панелі з алюмінієвого сплаву локальним деформуванням в пристрої. Показано, що локальний метод формоутворення додатком місцевих згинальних моментів до ребер панелі дозволяє досягати високої точності форми панелей шляхом виконання корекції разових діянь.

Ключові слова: монолітні панелі, доведення форми, згинаючий момент, моделювання, прогин, залишковий прогин, метод кінцевих елементів.

V. T. SIKULSKIY, S. V. SIKULSKIY, V. YU. KASHCHEYEVA**MODELING OF THE MONOLITHIC PANELS SHAPING PROCESS IN ANSYS**

The method of straightening and finishing of the ribbed panels shape by local deformation of the panel ribs by applying bending moments is considered. It is shown that conventional industrial shaping methods possess low production capacity, imperfection of the surface shape control after the shaping, complexity of modeling of the mutual deformation of the skin and ribs of the panels during the technological process design. The goal of the research is modeling of the straightening and finishing of the ribbed panels shape by multi-local deformation by means of the designed local-impact tool.

It is proposed to significantly reduce the deformation zone of the rib and the bending angle by implementing the method in which the deformation is caused by two bending moments applied to two sections of the rib towards each other. It allows to significantly reduce the springback angle and expand technological capabilities of the equipment. The FEM modeling of the process is performed in ANSYS for the single rib impact case as well as the oblique bending of the ribbed panel. In the simulation, two force couples are applied to the sections of the rib to mimic the impact of the experimental tool. The local stress-strain state during the shaping of the panel is analyzed as a quasi-static problem. The strains, stresses, and deflections of the panel sample under the load and their residual values are obtained and plotted. The mathematical model and the results of the FEM simulation of the local method of finishing and straightening processes as well as oblique bending of an aircraft wing panels are validated.

The simulation results are compared with the experimental results where the aluminum alloy panel sample was formed by applying the local deformation technique using the tool. It is shown that the local forming method with the specifically applied bending moments to the ribs of the panel allows to achieve high tolerance of the panel shape by accomplishing the correction of the single impacts.

Keywords: monolithic panels, finishing, bending moment, modeling, deflection, residual deflection, finite element method.

Введение. Применение монолитных панелей в судов позволяет уменьшить массу конструкции при конструкции самолетов транспортной категории и равной прочности, повысить ресурс изделия,

уменьшить объем сборочных работ, применить местную герметизацию взамен сплошной.

Однако монолитные панели имеют ряд недостатков: уменьшается коэффициент использования материала по сравнению со сборной конструкцией, требуется повышенная мощность станочного оборудования, повышается стоимость полуфабрикатов, удлиняется цикл производства. Формообразование монолитных панелей является сложной технологической проблемой, особенно в связи с тенденцией увеличения габаритных размеров панелей, а также наличием отклонений размеров поперечного сечения ребер и полотна после их механической обработки. В целях обеспечения высокой точности формоизменения крупногабаритных монолитных панелей повышаются требования, предъявляемые как к качеству внешней поверхности панели, так и непосредственно к процессу контроля формы панели на всех этапах ее изготовления.

Анализ основных исследований и литературы.

Применяемые в производстве методы формообразования обладают низкой производительностью, несовершенен контроль формы поверхности после формообразования [1]. В применяемых технологических методах сложным вопросом является моделирование совместного деформирования полотна и ребер панелей на этапе проектирования технологического процесса [2].

Для контроля формы используют пространственные носители форм и размеров, например, координатный стенд, оснащенный комплектом шаблонов сечений. Поэтому при изготовлении панелей и обшивок большое распространение получили технологические процессы локального деформирования [3], широко используемые на этапах предварительного (чернового) формообразования и окончательной доводки панели, что позволяет существенно повысить качество получаемой обводообразующей поверхности монолитной панели и увеличить точность ее изготовления.

Повышения производительности можно достичь путем использования устройств, позволяющих проводить местную гибку участков панелей непосредственно при контроле геометрии на координатном стенде [4].

При правке можно существенно уменьшить зону деформирования и угол гибки, если использовать схему, в которой деформирование выполняется двумя моментами, приложенными к двум участкам ребра и направленными навстречу друг другу. Это позволяет существенно уменьшить зону деформирования, а, следовательно, угол гибки под нагрузкой и угол пружинения [4].

Цель и задачи исследований. Цель работы – моделирование правки и доводки формы ребристых панелей многоточечным деформированием с применением предложенных устройств локальных воздействий.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

– моделирование схемы локальных воздействий при формоизменении ребристых панелей;

– моделирование процесса формоизменения локальными воздействиями при косом перегибе панели. В этом случае происходит смещение оси гибки вследствие упругих взаимодействий в полотне и ребрах панелей, в результате чего фактическая линия изгиба в момент приложения нагрузки не совпадает с линией фактического изгиба панели.

Постановка проблемы. В настоящее время авиационные предприятия испытывают недостаток технологических средств и оснащения для формообразования, доводки формы и правки монолитных панелей на всех этапах их производства. Технологические режимы формообразования монолитных панелей являются также не полностью изученными и поэтому новые методы весьма осторожно используются в промышленности.

Одним из проблемных вопросов является выполнение косоугольного перегиба панели. При косом перегибе происходит смещение оси гибки вследствие упругих взаимодействий в полотне и ребрах панелей, в результате чего фактическая линия изгиба в момент приложения нагрузки не совпадает с линией фактического изгиба панели. Положение оси изгиба после снятия нагрузки отличается от положения этой оси в момент приложения нагрузки. В работе [5] была показана геометрическая точность панели после косоугольного перегиба, выполненного свободной гибкой в штампе и методом локального деформирования.

Расположение зон деформирования ребер с упреждением целесообразно при гибке под углом длинномерных панелей кессона крыла, когда увеличение точности положения линии гибки может уменьшить волнистость поверхности обводов кессона крыла в месте перегиба, а также значительно уменьшить припуск на стыковку панелей и снизить объем подгоночных работ при сборке кессона крыла.

Однако методика предварительного определения величины отклонения имеет невысокую точность, что снижает эффективность формообразования свободной гибкой на прессе. В этой связи задача моделирования процесса формообразования монолитных панелей имеет актуальное значение [6].

Материалы исследований и результаты. Для проведения исследований изменения формы панели в процессе ее локального деформирования разработана конструкция экспериментального устройства (рис. 1), позволяющего в ручном режиме реализовывать операции посадки, разводки и изгиба ребер монолитной панели. Подробно описание устройства приведено в работе [4]. Экспериментальное устройство работает по принципу местной гибки ребер панели с малыми углами гибки.

Изгибающий момент, который создает устройство, моделировалось в качестве двух пар сил, приложенных в вертикальной плоскости по контактным поверхностям устройства к ребру панели. Все силы уравниваются друг друга, но для

определенности панель закреплялась в угловых точках в пространстве.

В качестве объекта исследования использован образец монолитной панели с натуральным сечением ребер шириной 520 мм, длиной 800 мм, толщиной полотна 2,5 мм и высотой оребрения 30 мм, выполненный из алюминиевого сплава Д16чТ.

Задача определения полей прогибов, деформаций и напряжений решалась с использованием МКЭ в программном комплексе ANSYS. В расчете использовалось воздействие экспериментального

устройства на образец панели в виде приложения изгибающих моментов. Задачу анализа локального НДС при формообразовании панели рассматривали как квазистатическую.

Напряжения и деформации, возникающие в исследуемой модели, определялись как производные от полученных перемещений конструкции. Для создания конечно-элементной модели панели использовались 8-узловые трехмерные конечные элементы деформируемого твердого тела SOLID185, представленные в библиотеке системы ANSYS.

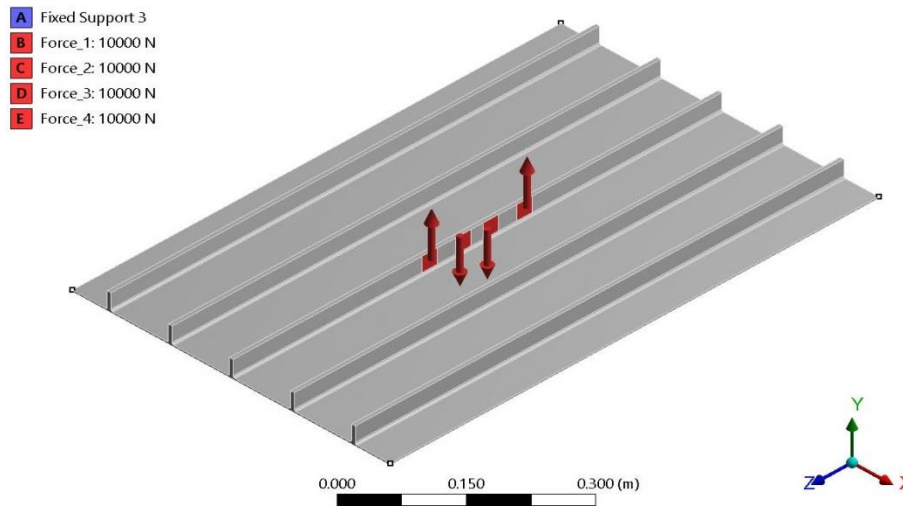


Рис. 1 – Схема моделирования процесса локального изгиба ребра панели относительно системы координат панели. Контактное взаимодействие в точке приложения вертикальных сил в связи с малыми размерами площадок не учитывалось. При моделировании процесса формообразования панели использовалась модель билинейного изотропного упрочнения материала панели

Использованы следующие значения механических параметров алюминиевого сплава Д16чТ: $E = 6950$ МПа; $\sigma_{\text{пц}} = 260$ МПа; $\sigma_{0,2} = 320$ МПа; $\sigma_b = 435$ МПа и коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$, соответствующие полуфабрикату толщиной от 2 до 10,5 мм.

Выполнение одного технологического воздействия разделено на три этапа: этап захвата

губками устройства локально деформируемой зоны исследуемой панели; этап выполнения изгиба ребра панели; этап разгрузки – отвод губок устройства от рассматриваемой панели.

Полученные в результате расчета графики величины нормальных напряжений в материале панели, вызванных приложением момента к ребру, в момент приложения нагрузки и после снятия нагрузки представлены на рис. 2.

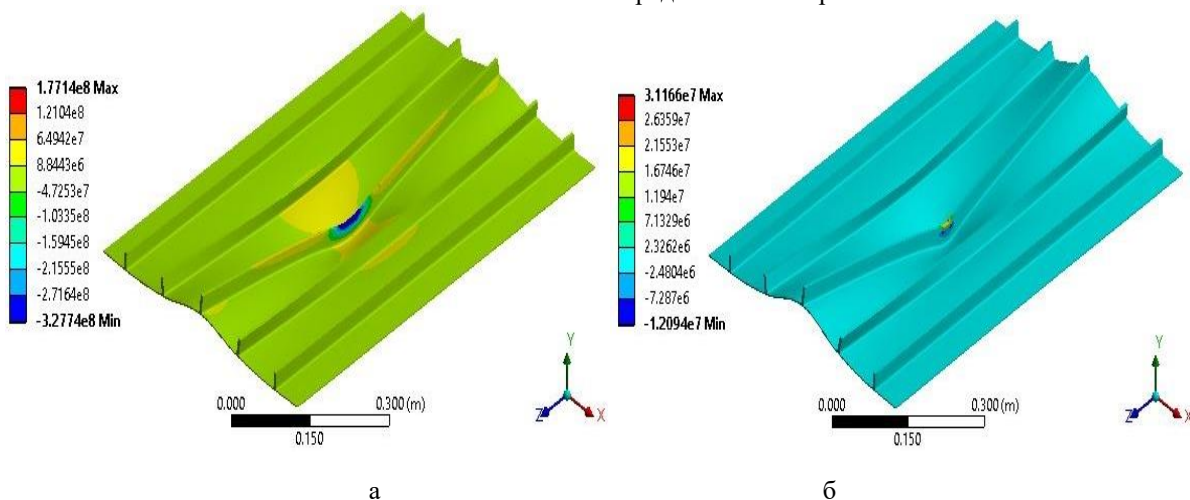


Рис. 2 – Величина нормальных напряжений в материале панели, вызванных приложением момента к ребру: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

Величины прогибов образца панели на графическом изображении здесь искусственно увеличены для наглядности во много раз.

Из приведенных графиков следует, что при нагрузке пластические деформации наступают только в небольшой части ребра, при этом в полотне панели нормальные напряжения имеют незначительный уровень как при нагрузке, так и после снятия нагрузки. Полученные в результате расчета графики величины относительных деформаций в материале панели,

вызванных приложением момента к ребру, в момент приложения нагрузки и после снятия нагрузки представлены на рис. 3.

Вывод о малости напряжений можно сделать и относительно деформаций в материале панели. На рис.3, б видно, что остаточные деформации достигли величины 0,25% только в небольшой части ребра панели. В остальной части материала полотна панели и соседних ребер уровень остаточных деформаций после снятия нагрузки незначительный.

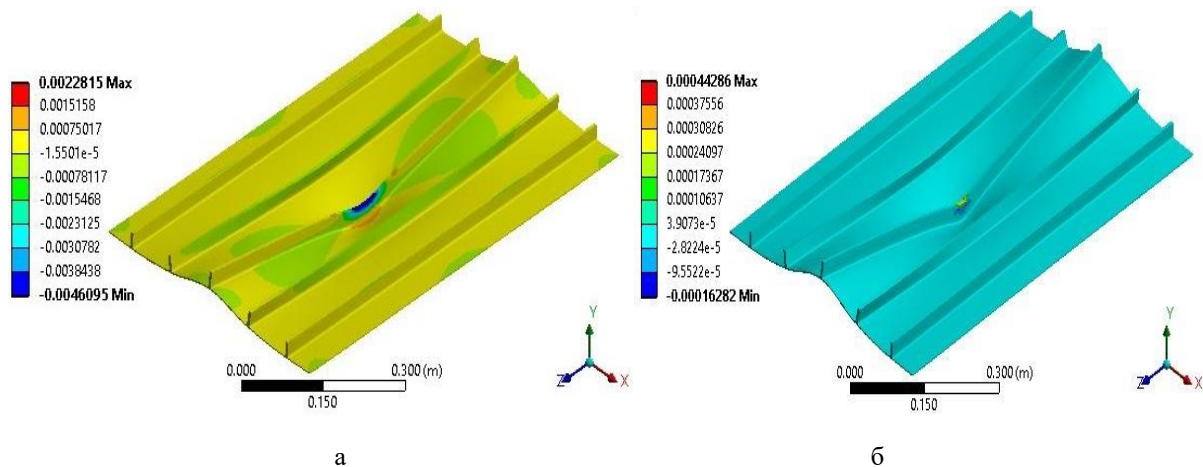


Рис. 3 – Величина относительных деформаций в материале панели, вызванных приложением момента к ребру: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

Полученный в результате расчета график остаточных прогибов панели, вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки представлен на рис. 4. Остаточные прогибы полотна распространяются в основном между изгибаемым и

соседними ребрами, причем изгибы соседних ребер являются малыми по сравнению с прогибом изгибаемого ребра. При этом деформации всех остальных элементов панели имеют небольшой уровень и находятся в упругой зоне.

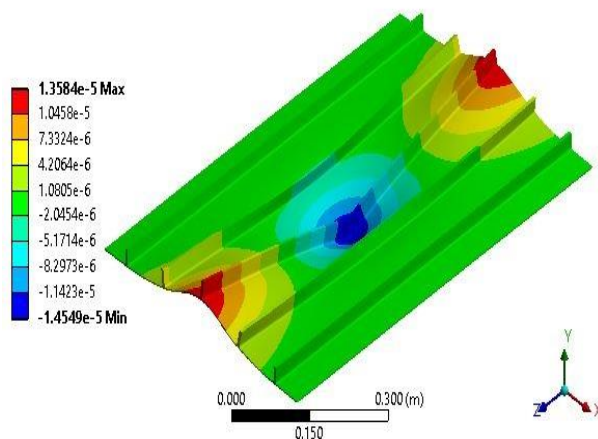


Рис. 4 – Величина остаточных прогибов панели, вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки

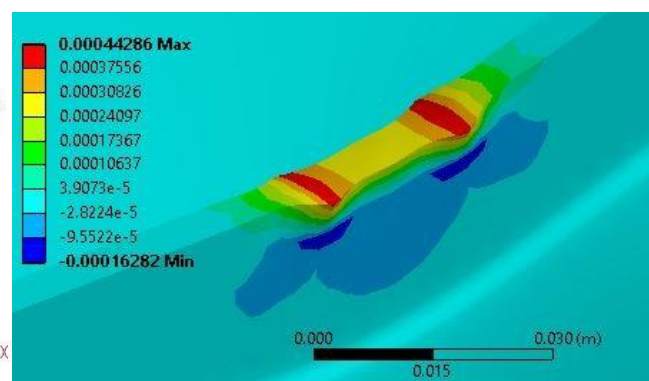


Рис. 5 – Величина относительных деформаций в ребре панели, вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки

Полученный в результате расчета график величины относительных деформаций в ребре панели,

вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки представлен на рис. 5 в увеличенном

масштабе. Остаточные напряжения растяжения расположены в тонком слое вершины ребра, в остальной части ребра и полотна – напряжения сжатия.

Полученные выше результаты были использованы применительно к локальному методу выполнения косоного перегиба панелей крыла. В этом случае локальные моменты прикладывались в точках пересечений ребер и прямой, расположенной под углом 60° к оси ребер.

Полученные в результате расчета графики величины нормальных напряжений в материале

панели, вызванных приложением локальных изгибающих моментов, в момент приложения нагрузки и после снятия нагрузки представлены на рис. 5. Величины параметров на графическом изображении здесь искусственно увеличены для наглядности во много раз.

Из приведенных графиков следует, что при нагрузке пластические деформации наступают только в небольшой части ребра, при этом в полотне панели нормальные напряжения имеют незначительный уровень как при нагрузке, так и после снятия нагрузки

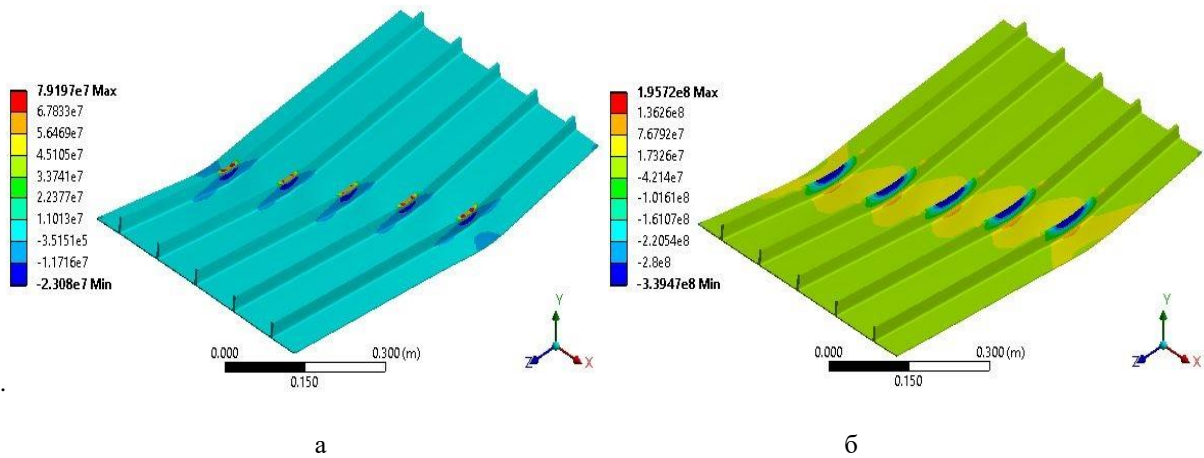


Рис. 5 – Величина нормальных напряжений в материале панели, вызванных приложением локальных моментов: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

Полученные в результате расчета графики величины относительных деформаций в материале панели, вызванных приложением локальных

моментов, при приложении нагрузки и после снятия нагрузки представлены на рис. 6.

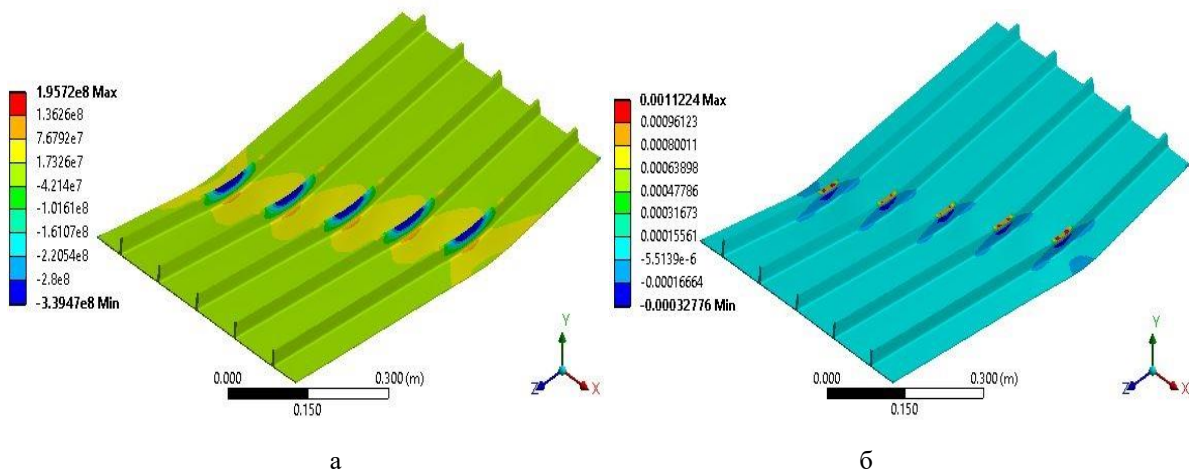


Рис. 6 – Величина относительных деформаций в материале панели, вызванных приложением локальных моментов: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

Аналогичный вывод можно сделать и относительно деформаций в материале панели. На рис. 6, б видно, что остаточные деформации достигли величины 0,25% только в небольшой части ребер панели. В остальной части материала полотна панели и соседних ребер уровень остаточных деформаций после снятия нагрузки незначительный. Полученный в

результате расчета график остаточных прогибов панели, вызванных приложением моментов, после снятия нагрузки представлен на рис. 7. Остаточные деформации получили только ребра панели, при этом деформации всех остальных элементов панели имеют небольшой уровень и находятся в упругой зоне.

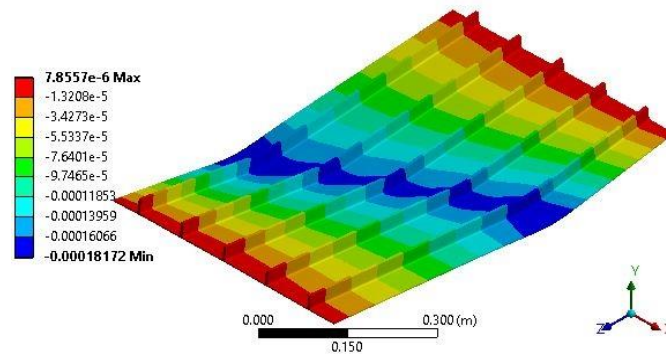


Рис. 7 – Величина остаточных прогибов панели, вызванных приложением локальных моментов к ребру, после снятия нагрузки

Полученные результаты сравнивались с результатами формообразования косоугольного перегиба методом свободной гибки на прессе.

Геометрия поверхности вдоль осей ребер, изогнутых локальными методами, имеет более высокую точность по сравнению с геометрией образцов, полученных свободной гибкой в штампе. Относительная волнистость поверхности панели вдоль оси ребер составляет 0,001-0,002, что в 3-4 раза меньше, чем при свободной гибке.

Выполненное моделирование показывает, что зона пластического деформирования ребра панели весьма мала, величины упругих прогибов полотна панели и соседних ребер незначительны, и это дает возможность предполагать, что взаимодействие ребер и полотна не оказывает влияния на процесс в очаге деформации.

Выводы. Моделирование процесса получения панелей с оребрением приложением локальных моментов подтвердило высокую эффективность как метода МКЭ, так и хорошую достоверность результатов расчета применительно к локальному методу выполнения процесса доводки формы или правки панели, а также выполнения косоугольного перегиба панелей крыла.

Моделирование позволяет предварительно получать отклонения формы панели после приложения воздействий и вносить коррекцию в расположение воздействий, что показано на примере косоугольного перегиба панели.

Список литературы

1. Сикутьский В. Т., Дмитренко Д. Ю., Кашеева В. Ю., Васильченко С. Г. Исследование процесса правки и доводки формы монолитных панелей локальным деформированием ребер. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. Харьков, 2017. Вып. 78. С. 152–165.
2. Олейников А. И., Пекарш А. И. *Интегрированное проектирование процессов изготовления монолитных панелей*. Москва: Эком, 2009. 112 с.
3. Fengli Yue, Jinsong Liu, Shihong Zhang, Yuansong Zeng. Knowledge base research on the incremental press bending technology of the integral wing-skin panel. *Materials Science and Technology*. № 16(3). 2008. P. 306–309.
4. Сикутьский В.Т. Создание технологии правки и доводки формы монолитных панелей без использования прессы. // *Авиационно-космическая техника и технология: научно-технический журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. 2013. № 5 (102). С. 12–16.
5. Сикутьский В.Т., Сикутьский С.В. Особенности формообразования монолитных панелей при получении кессона крыла без технологических разрезов. *Авиационно-космическая техника и технология: научно-технический журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. Харьков, 2018. № 3 (118). С. 52–57.
6. Yan Yu, Wang Haibo, Wan Min. FEM modelling for press bend forming of doubly curved integrally stiffened aircraft panel. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*. 2012. No 22. P. 39–47.

References (transliterated)

1. Sikul'skiy V. T., Dmitrenko D. YU., Kashcheyeva V. YU., Vasil'chenko S. G. Issledovaniye protsessa pravki i dovodki formy monolitnykh paneley lokal'nym deformirovaniyem reber. *Otkrytyye informatsionnyye i komp'yuternyye integrirovannyye tekhnologii: sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N. Ye. Zhukovskogo «KHAИ»*. Khar'kov, 2017. Vyp. 78. pp.152–165.
2. Oleynikov A. I., Pekarsh A. I. Integrirovannoye proyektirovaniye protsessov izgotovleniya monolitnykh paneley. Moscow: Ekom, 2009. 112 p.
3. Fengli Yue, Jinsong Liu, Shihong Zhang, Yuansong Zeng. Knowledge base research on the incremental press bending technology of the integral wing-skin panel. *Materials Science and Technology*. No 16(3). 2008. pp. 306–309.
4. Sikul'skiy V.T. Sozdaniye tekhnologii pravki i dovodki formy monolitnykh paneley bez ispol'zovaniya pressa. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya: nauchno-tekhnicheskyy zhurnal Nats. aerokosm. un-ta im. N. Ye. Zhukovskogo «KHAИ»*. 2013. No 5 (102). pp. 12–16.
5. Sikul'skiy V.T., Sikul'skiy S.V. Osobennosti formoobrazovaniya monolitnykh paneley pri poluchenii kessona kryla bez tekhnologicheskikh raz'yemov. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya: nauchno-tekhnicheskyy zhurnal Nats. aerokosm. un-ta im. N. Ye. Zhukovskogo «KHAИ»*. Khar'kov, 2018. No 3 (118). pp. 52–57.
6. Yan Yu, Wang Haibo, Wan Min. FEM modelling for press bend forming of doubly curved integrally stiffened aircraft panel. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*. 2012. No 22. pp. 39–47.

Поступила (received) 21.09.2018

Сікульський Валерій Терентійович (Сікульский Валерий Терентьевич, Sikulskiy Valeriy Terentievich) – кандидат технічних наук, доцент, професор кафедри технології виробництва літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна; ORCID: orcid.org/0000-0002-5944-4728; e-mail: vsikulskij@gmail.com (candidate of Technical Science, Professor of Dept. of Aircraft Manufacturing, National Aerospace University «KhAI», Kharkov, Ukraine, e-mail: vsikulskij@gmail.com).

Сікульський Станіслав Валерійович (Сікульский Станислав Валерьевич, Sikulskiy Stanislav Valerievich) – аспірант кафедри аерокосмічної інженерії, Аерокосмічний університет Ембрі Рідл, Дейтона Біч, Флорида, США; ORCID: orcid.org/0000-0002-5199-598X; e-mail: sikulskis@my.erau.edu (PhD student, Aerospace Engineering Dept., Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, FL, USA, e-mail: sikulskis@my.erau.edu).

Кащєєва Валентина Юрїївна (Кащєєва Валентина Юрьевна, Kashcheyeva Valentyna Yuriyivna) – кандидат технічних наук, доцент, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна; ORCID: orcid.org/0000-0002-6383-0824; e-mail: v.kashcheeva@khai.edu (candidate of Technical Science, Associate Professor, National Aerospace University «KhAI», Kharkov, Ukraine, e-mail: v.kashcheeva@khai.edu).