

УДК 629.735.33.023.2.025:621.981

В. Т. СИКУЛЬСКИЙ¹, С. В. СИКУЛЬСКИЙ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина*² *Аэрокосмический университет Эмбри-Ридл, Дейтона Бич, Флорида, США*

ОСОБЕННОСТИ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ МОНОЛИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ ПРИ ПОЛУЧЕНИИ КЕССОНА КРЫЛА БЕЗ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РАЗЪЕМОВ

Предметом изучения в статье является проблема точного формообразования отдельных панелей в технологии сборки кессонов крыла без технологических разъемов вдоль размаха крыла. *Целью* данного исследования является создание модели формообразования косоугольного перегиба панелей с ребрением, обеспечивающей высокую точность формы панели и заданное положение оси гибки. *Задачи:* разработка мероприятий, обеспечивающих повышение точности формообразования панелей, уменьшения объема подгоночных работ, снижение трудоёмкости и повышение производительности. *Используемыми методами* являются: метод формоизменения локальным деформированием с использованием изгибающих моментов, расположенных под углом стреловидности и дополнительным углом упреждения, который учитывает упругие процессы в материале панели; моделирование процесса формообразования с помощью системы ANSYS. Получены следующие *результаты*. Созданная модель формообразования косоугольного перегиба панелей с ребрением обеспечивает моделирование процесса получения панелей с перегибом с заданной точностью. В результате расчёта получены графики величины нормальных напряжений, относительных деформаций и прогибов панелей, образованных приложением локальных моментов под углом стреловидности, в момент приложения нагрузки и после снятия нагрузки. Описаны результаты испытания формообразования панелей свободной гибкой и локальным деформированием на образцах из алюминиевых сплавов. *Выводы*. Научная новизна исследований состоит в следующем: разработанная модель процесса формования панелей с ребрением для создания стреловидного кессона крыла подтвердили высокую эффективность при достижении заданной точности; сравнение результатов, полученных разными методами, подтвердили преимущества результатов расчёта применительно к локальному методу выполнения косоугольного перегиба панелей крыла. Локальный метод формообразования в виде приложения местных изгибающих моментов к рёбрам панели позволяет проводить корректировку косоугольного угла и за счёт итерационного приближения достигать высокую точность.

Ключевые слова: формообразование, косоугольный перегиб, изгибающий момент, прогиб, локальное деформирование, точность формообразования, метод конечных элементов.

Введение

Существенным достижением в технологии сборки крыльев самолётов является создание кессонов крыла без технологических разъемов вдоль размаха крыла. Такое решение позволяет существенно снизить массу конструкции, уменьшить объем сборочных работ, повысить герметичность конструкции. Однако при формировании кессона крыла возникает проблема точного формообразования отдельных панелей, причём соседние панели должны при сборке иметь минимальные припуски на обработку или панели должны собираться без подгонки. Достичь этого можно за счёт точного формообразования перегибов панелей вдоль размаха крыла. По-

скольку крылья самолётов имеют стреловидность, линии гибки панелей располагаются под углом к поперечному сечению панелей. Такая задача формообразования панелей впервые решена на самолёте Ан-124, в производстве которого гибка панелей осуществлялась свободной гибкой впередвижку.

Постановка задачи исследования

Несмотря на то, что эта задача была решена с успехом, она вызывает у технологов определённые сложности при гибке, комплектовании и сборке таких конструкций. Изготовление кессона характеризуется недостаточной точностью формообразования панелей и, как следствие, большим объемом подго-

ночных работ, высокой трудоёмкостью и низкой производительностью [1]. Такая задача получила название косо́го переги́ба. Косым перегибом называют случай гибки панели с продольным оребрением, когда ось изгиба расположена под углом к оси рёбер. Точность получения этого угла имеет большое значение при гибке панелей большой длины, так как незначительное отклонение оси гибки приводит к существенному смещению положения консолей панели [2].

Положение линии гибки имеет исключительное значение при сборке стреловидного кессона из отдельных панелей, имеющих перегибы по длине. На рис. 1 приведена схема, иллюстрирующая появление отклонений на стыке двух соседних панелей в результате выполнения на каждой из них косо́го переги́ба. Из геометрических расчётов следует, что отклонения угла линии гибки двух соседних панелей на величину до 5 градусов, вызывает расхождение стыкуемых панелей до 20 миллиметров [3]. Технологические отклонения линии гибки не регламентируются известными методами формообразования, поэтому сборка таких панелей возможна путём применения увеличенных припусков на механическую обработку и подгонку контуров панелей по свободным боковым кромкам в процессе комплектации панелей и сборки агрегата [4].

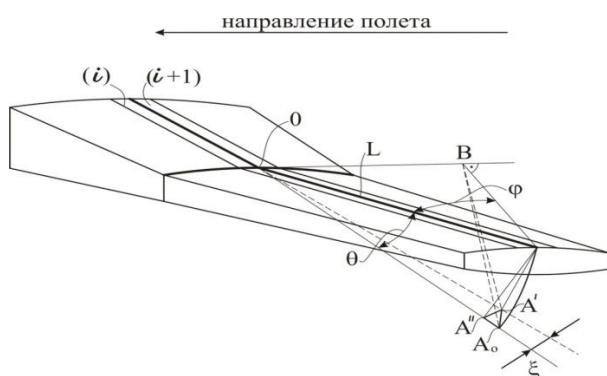


Рис. 1. Схема расчёта отклонения линии стыка двух соседних панелей кессона крыла

При косо́м переги́бе происходит смещение оси гибки вследствие упругих взаимодействий в полотно и рёбрах 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. Это отличие будем называть отклонением оси гибки. Впервые методика определения отклонения угла гибки была описана в работе [3]. В работе была показана геометрическая точность панели после косо́го переги́ба, выполненного свободной гибкой в штампе и методом локального деформирова-

ния. Целью данного исследования является создание модели формообразования косо́го переги́ба панелей с оребрением, обеспечивающей высокую точность формы панели и заданное положение оси гибки.

Методика решения задачи

Положение линии гибки под заданным углом к рёбрам можно получить при расположении зон деформирования рёбер с упреждением на величину угла, учитывающего упругие взаимодействия в материале панели. Расположение зон деформирования рёбер 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 переги́ба, а также значительно уменьшить припуск на стыковку панелей и снизить объём подгоночных работ при сборке кессона крыла.

Однако методика предварительного определения величины отклонения имеет невысокую точность, что снижает эффективность формообразования свободной гибкой на прессе.

В данной работе предложено данную задачу решать с применением моделирования процесса формообразования с помощью системы ANSYS. Контактное взаимодействие в задаче моделировалось с помощью контактных элементов TARGE170 и CONTA173 [5, 6]. Задача локального деформирования монолитной панели с помощью операции разводки решалась с учётом трения между контактирующими поверхностями, а также с учётом начального внедрения и геометрического смещения контактных элементов системы “губки – панель”. Связь между поверхностной силой трения, возникающей при относительном скольжении губок, с силой нормальной реакции, действующей на панель со стороны деформирующей поверхности, описывалась согласно закону Амонтона – Кулона. При решении задачи для пары материалов сталь – алюминий использован коэффициент сухого трения скольжения $\nu = 0,65$ [7].

Процесс формообразования панели с использованием операций локального деформирования связан с возникновением нелинейной зависимости между напряжениями и деформациями $\sigma = \sigma(\epsilon)$ в материале панели. Для описания алюминиевого сплава Д16чТ использованы следующие значения механических параметров материала: $E = 6950$ МПа; $\sigma_{\text{пц}} = 260$ МПа; $\sigma_{02} = 320$ МПа; $\sigma_b = 435$ МПа и коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$, соответствующие полуфабрикату толщиной от 2 до 10,5 мм.

В качестве нагрузки использовались локальные моменты, приложенные к рёбрам панели по линии гибки, расположенной под углом стреловидности с величиной угла упреждения, который определялся по указанной методике. Величина момента подбиралась из условия достижения необходимого угла гибки панели при минимальных относительных деформациях [8].

Результаты исследований

Полученные в результате расчёта графики величины нормальных напряжений в материале панели, вызванных приложением локальных изгибающих моментов, в момент приложения нагрузки и после снятия нагрузки представлены на рис. 2. Величины прогибов на изображении модели панели здесь искусственно графически увеличены для наглядности во много раз. Из приведённых графиков следует, что при нагрузке нормальные напряжения в продольном направлении панели превышают пределы пропорциональности и текучести материала лишь в небольшой верхней части рёбер, при этом в полотне нормальные напряжения имеют величины значительно меньшие вышеупомянутых пределов материала.

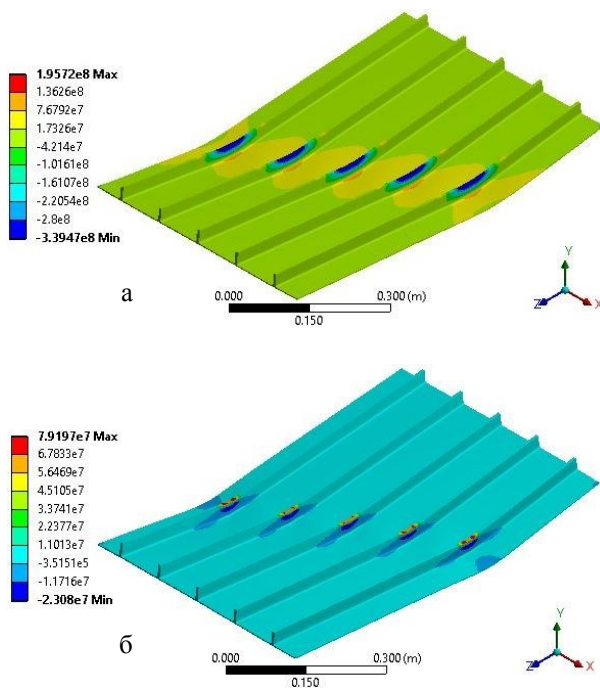


Рис. 2. Величина нормальных напряжений в материале панели, вызванных приложением локальных моментов, Па: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

Полученные в результате расчёта графики величины относительных деформаций в материале

панели, вызванных приложением локальных моментов, при приложении нагрузки и после снятия нагрузки представлены на рис. 3. На их основании можно сделать аналогичный вывод и относительно деформаций в материале панели. На рис. 3, а показано, что максимальные деформации сжатия происходят на краях рёбер и достигают величины 0,47 %, что превышает деформацию, соответствующую пределу текучести материала. В остальной части рёбер и полотне панели уровень остаточных деформаций после снятия нагрузки незначителен или вовсе отсутствует. На рис. 3, б видно, что остаточные деформации достигли величины 0,11 % на верхних гранях крайних рёбер панели.

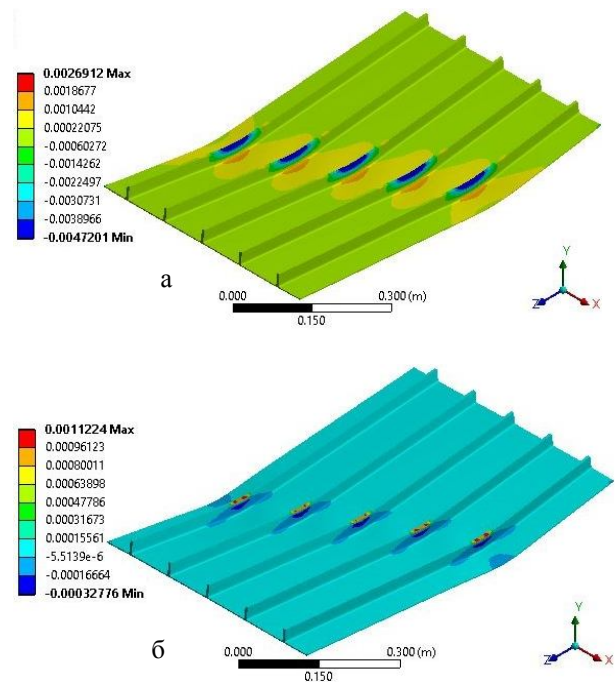


Рис. 3. Величина относительных деформаций в материале панели, вызванных приложением локальных моментов: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

Полученный в результате расчёта график остаточных прогибов панели, вызванных приложением моментов, после снятия нагрузки представлен на рис. 4.

Здесь хорошо виден кривой перегиб панели, который в целом выполнен с высокой точностью, что подтверждают графики осей рёбер. Вместе с тем, на рис. 4 хорошо видно, что вблизи свободных кромок полотно панели отклоняется от заданного угла перегиба вследствие стремления к минимуму энергии деформирования.

Полученный в результате расчёта график величины относительных деформаций в ребре панели, вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки представлен на рис. 5 в увеличен-

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

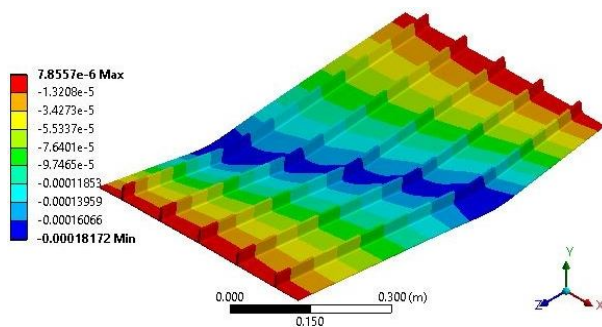


Рис. 4. Величина остаточных прогибов панели, вызванных приложением локальных моментов к ребру, после снятия нагрузки, м

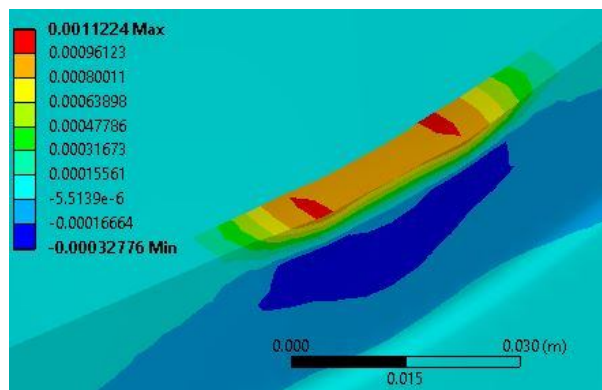


Рис. 5. Величина относительных деформаций в среднем ребре панели, вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки

Данные результаты сравнивались с результатами, полученными при формообразовании косоугольного перегиба методом свободной гибки на прессе, а также с результатами локального формообразования на образцах панелей, полученными в работе [8]. При гибке на прессе проводилась корректировка положения линии гибки при косом угле 30° и угле гибки панели – $1^\circ 43'$. Угол положения линии гибки после первоначального формоизменения составил 28° . После первой корректировки до косоугольного угла 33° путём смещения зоны деформирования на крайних рёбрах на $0,03$ м был получен требуемый угол гибки $1^\circ 50'$ и угол положения линии гибки 30° .

Моделирование процесса формообразования панелей с орёблением для создания стреловидного кессона крыла подтвердили возможность точного получения перегиба как с использованием угла упреждения, так и без него методом приближений.

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

Заключение

Выполненное моделирование процесса получения панелей с орёблением для создания стреловидного кессона крыла подтвердили высокую эффективность как метода МКЭ, так и хорошую достоверность результатов расчёта применительно к локальному методу выполнения косоугольного перегиба панелей крыла.

Локальный метод формообразования в виде приложения местных изгибающих моментов к рёбрам панели позволяет проводить корректировку косоугольного угла и за счёт итерационного приближения достигать высокую точность.

Литература

1. Паишков, А. Е. Технологический комплекс для формообразования длинномерных панелей и обшивок на базе отечественного оборудования / А. Е. Паишков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2014. – Т. 16, №1(5). – С. 1528–1536.
2. Yu, Y. Prediction of stiffener buckling in press bend forming of integral panels / Yan Yu, Wang Haibo, Wan Min // Transactions of Nonferrous Metals Society of China. – 2011. – № 21. – P. 2459–2465.
3. Кононенко, В. Г. Формообразование при косоугольном перегибе ребристых панелей / В. Г. Кононенко, В. Т. Сиккульский, В. С. Шелков // Высокоскоростная обработка материалов давлением. – Харьков, 1982. Вып. 8. – С. 135–138.
4. Олейников, А. И. Интегрированное проектирование процессов изготовления монолитных панелей / А. И. Олейников, А. И. Пекариш. – М.: Эком, 2009. – 112 с.
5. Numerical modeling of crack growth profiles in integral skin-stringer panels / M. Fossati, D. Colombo, A. Manes, M. Giglio // Engineering Fracture Mechanics. – 2011. – № 78. – P. 1341–1352.
6. Yu, Y. FEM modeling for press bend forming of doubly curved integrally stiffened aircraft panel / Yan Yu, Wang Haibo, Wan Min // Transactions of Nonferrous Metals Society of China. – 2012. – № 22. – P. 39–47.
7. Study of the process of shape-formation of ribbed double-curvature panels by local deforming /

V. Sikulskiy, V. Kashcheyeva, Yu. Romanenkov, A. Shapoval // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. – 2017. – № 4/1(88). – P. 43–49. DOI: 10.15587/1729-4061/2017.108190.

8. Исследование процесса правки и доводки формы монолитных панелей локальным деформированием ребер / В. Т. Сікульський, Д. Ю. Дмитренко, В. Ю. Кащеева, С. Г. Васильченко // *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.

References

1. Pashkov, A. E. Technology`chesky`j kompleks dlya formoobrazovany`ya dly`nnomernykh panelej y` ob-shy`vok na baze otechestvennogo oborudovany`ya [Technological complex for the long-length panels and skins forming using domestic equipment]. *Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences journal*, 2014, vol. 16, no. 1(5), pp. 1528–1536.

2. Yu, Y., Haibo, W., Min, W. Prediction of stiffener buckling in press bend forming of integral panels. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2011, no. 21, pp. 2459–2465.

3. Sikulskiy, V. T., Kononenko, V. G., Shelkov, V. S. Formoobrazovany`e pry` kosom peregy`be rebrystykh panelej [Stiffened panel oblique bending

forming]. *High-speed material forming*. Kharkov, 1982, vol. 8, pp. 135–138.

4. Olejny`kov, A. Y., Pekarsh, A. Y. Y`ntegry`rovannoe proekty`rovany`e processov y`zgotovleny`ya monoly`tnykh panelej [Integrated design of manufacturing processes of monolithic panel]. Moscow, EKOM Publ., 2009. 112 p.

5. Fossati, M., Colombo, D., Manes, A., Giglio, M. Numerical modeling of crack growth profiles in integral skin-stringer panels. *Engineering Fracture Mechanics*, 2011, vol. 78, pp. 1341–1352.

6. Yu, Y., Haibo, W., Min, W. FEM modeling for press bend forming of doubly curved integrally stiffened aircraft panel. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2012, no. 22, pp. 39–47.

7. Sikulskiy, V. T., Kashcheyeva, V., Romanenkov, Y., Shapoval, A. Study of the process of shape-formation of ribbed double-curvature panels by local deforming. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2017, no. 4/1(88), pp. 43–49.

8. Sikulskiy, V. T., Dmy`trenko, D. Y., Kashcheyeva, V. Y., Vasy`l`chenko, S. G. Y`ssledovany`e processa pravky` y` dovodky` formy monoly`tnykh panelej lokal`nym deformaty`rovany`em reber [Investigation of the process of straightening and finishing the shape of monolithic panels by local deformation of the ribs]. *Kharkov, Open information and computer integrated technologies: collection of scientific papers of National Aerospace University named after Zhukovsky N. Y. "KhAI"*, 2017, vol. 78, pp. 152–165.

Поступила в редакцию 7.06.2018, рассмотрена на редколлегии 19.06.2018

ОСОБЛИВОСТІ ФОРМОУТВОРЕННЯ МОНОЛІТНИХ ПАНЕЛЕЙ ПРИ ВИРОБНИЦТВІ КЕСОНА КРИЛА БЕЗ ТЕХНОЛОГІЧНИХ РОЗТИНІВ

В. Т. Сікульський, С. В. Сікульський

Предметом вивчення в статті є проблема точного формоутворення окремих панелей в технології складання кесонів крила без технологічних розтинів уздовж розмаху крила. **Метою** даного дослідження є створення моделі формоутворення косоного перегину панелей з ребренням, яка забезпечує високу точність форми панелі і задане положення осі гнуття. **Завдання:** розробка заходів, що забезпечують підвищення точності формоутворення панелей, зменшення обсягу підгінних робіт, зниження трудомісткості і підвищення продуктивності. Використовуваними методами є: метод формозміни локальним деформуванням з використанням згинальних моментів, розташованих під кутом стрілоподібності і додатковим кутом попередження, який враховує пружні процеси в матеріалі панелі; моделювання процесу формоутворення за допомогою системи ANSYS. Отримані наступні **результати**. Створена модель формоутворення косоного перегину панелей з ребрами забезпечує моделювання процесу отримання панелей з перегином із заданою точністю. В результаті розрахунку отримані графіки величини нормальних напружень, відносних деформацій і прогинів панелей, утворених додаванням локальних моментів під кутом стрілоподібності, в момент прикладання навантаження і після зняття навантаження. Описано результати випробування формоутворення панелей вільного гнуття і локальним деформуванням на зразках з алюмінієвих сплавів. **Висновки.** Наукова новизна досліджень полягає в наступному: розроблена модель процесу формування панелей з ребрами для створення стрілоподібного кесона крила підтвердили високу ефективність при досягненні заданої точності; порівняння результа-

тів, отриманих різними методами, підтвердили переваги результатів розрахунку стосовно до локального методу виконання косоного перегину панелей крила.

Локальний метод формоутворення у вигляді додавання місцевих згинальних моментів до ребер панелі дозволяє проводити коригування косоного кута і за рахунок ітераційного наближення досягати високої точності.

Ключові слова: формоутворення, косий перегин, згинальний момент, прогин, локальне деформування, точність формоутворення, метод скінчених елементів.

PECULIARITIES OF FORMING OF MONOLITHIC PANELS WHILE MAKING THE WING OF THE WING WITHOUT TECHNOLOGICAL CONNECTORS

V. T. Sikulskiy, S. V. Sikulskiy

The subject of the study in the article is the problem of the exact forming of individual panels in the wingbox assembling process without technological spanwise joints of the wing. **The goal** of the study is to create a model for an oblique curvature forming of the stiffened panels, which provides high tolerance of the panel shape and a given position of the bending axis. **Objectives:** a development of procedures that improve the tolerance of panel forming, reduce the amount of fitting work, reduce labor intensity, and increase productivity. The methods include: local deformation forming method by means of applying bending moments at the sweep angle and an additional correction angle, which takes into account the elastic effects of the stiffened panel; as well as numerical analysis of the forming process using ANSYS simulation. The following **results** are obtained. The created model of oblique curvature forming of the stiffened panels provides the capability to model the process of panel forming with the given tolerance. Using numerical approach, the magnitudes of the normal stresses and strains, deflections of the panels formed by applying local moments at the sweep angle, at the maximum load applied as well as their residual values. The results of the experiment of panel forming by unconstrained bending and local deforming on aluminum alloy samples are described. **Conclusions.** The scientific novelty of the research is as follows: the developed model of the stiffened panel forming process for a swept wingbox proofed the high efficiency while achieved the specified tolerance; by comparing the results, obtained by different methods, the advantages of the model applied to the local method of achieving the wing panel oblique curvature are verified.

The local forming method by applying local bending moments to the ribs of the panel allows us to correct the oblique angle and achieve high tolerance due to the iterative procedure.

Keywords: forming, oblique curvature, bending moment, deflection, local deformation, forming tolerance, finite element method.

Сикутьский Валерий Терентьевич – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vsikulskij@gmail.com.

Сикутьский Станислав Валерьевич – аспирант кафедры аэрокосмической инженерии, Аэрокосмический университет Эмбри Ридл, Дейтона Бич, Флорида, США, e-mail: sikulskis@my.erau.edu.

Sikulskiy Valeriy Terentievich – PhD, Professor of Dept. of Aircraft Manufacturing, National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov, Ukraine, e-mail: vsikulskij@gmail.com.

Sikulskiy Stanislav Valerievich – PhD student, Aerospace Engineering Dept., Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, FL, USA, e-mail: sikulskis@my.erau.edu.