

## **Моделирование процесса формообразования монолитных панелей локальным деформированием ребер**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»*

Рассмотрен метод правки и доводки формы ребристых панелей локальным деформированием ребер панели с применением изгибающих моментов. Описана схема экспериментального устройства для деформирования панели без применения прессы. Выполнено моделирование процесса с применением МКЭ. Построены графики деформаций, напряжений и прогибов образца панели в момент действия нагрузки и после снятия нагрузки. Результаты моделирования сравнивались с результатами, полученными при формообразовании образца панели локальным деформированием в устройстве. Показано, что локальный метод формообразования приложением местных изгибающих моментов к ребрам панели позволяет достигать высокой точности формы панелей.

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

### **Введение**

Применение монолитных панелей в конструкции самолетов транспортной категории и судов позволяет уменьшить массу конструкции при равной прочности, повысить ресурс изделия, уменьшить объем сборочных работ, применить местную герметизацию взамен сплошной.

При применении монолитных панелей 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 литературных данных и постановка проблемы**

Методы, применяемые в производстве, обладают низкой производительностью формообразования и контроля формы поверхности после формообразования [1]. В применяемых технологических методах сложным вопросом является обеспечение равномерного совместного деформирования полотна и ребер панелей [2].

Как правило, 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.

Данная схема имеет также следующие преимущества: сравнительно небольшое усилие деформирования, возможность правки в обе стороны, возможность использования губок без насечек [5]. 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.

### **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;
- экспериментальные исследования процесса локального формоизменения на образцах панелей с применением опытного устройства;
- моделирование процесса формоизменения локальными воздействиями.

### **Методика проведения эксперимента**

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 [5]. Экспериментальное устройство работает по принципу местной гибки ребер панели с малыми углами гибки. Для выполнения доводочной операции на участке ребра монолитной панели с помощью рычажной системы, используя силу трения, жестко закрепляют две консоли (рис. 1).

Усилие сжатия участка ребра консолями экспериментального инструмента регулируется путем затяжки стяжных болтовых соединений устройства. Для получения положительной или отрицательной кривизны ребра панели консоли устройства с помощью винтового механизма сводятся или разводятся в плоскости ребра панели в требуемом направлении в соответствии с выбранной схемой.

После выполнения технологической операции правки или доводки участка ребра панели консоли освобождаются от ребра и возвращаются в исходное положение.

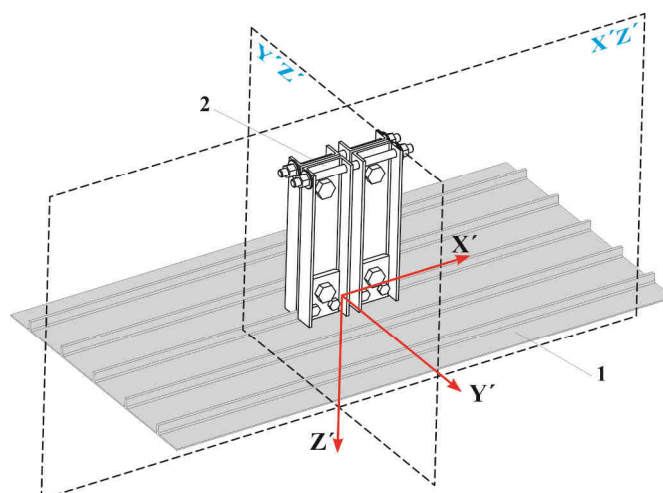


Рис. 1. Схема эксперимента для моделирования процесса правки и доводки относительно системы координат панели: 1—образец монолитной панели; 2— экспериментальное устройство

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 [6]. 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. Губки устройства моделировались в виде абсолютно жестких контактных поверхностей. Для создания конечно-элементной модели панели использовались 8-узловые трехмерные конечные элементы деформируемого твердого тела SOLID185, представленные в библиотеке системы ANSYS.

Контактное взаимодействие в задаче моделировалось с помощью контактных элементов TARGE170 и CONTA173. 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  $\nu = 0,65$ .

Процесс формообразования панели с использованием операций локального деформирования связан с возникновением нелинейной зависимости между напряжениями и деформациями  $\sigma = \sigma(\varepsilon)$  в материале панели.

Использованы следующие значения механических параметров алюминиевого сплава Д16чТ:  $E = 6950$  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.

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

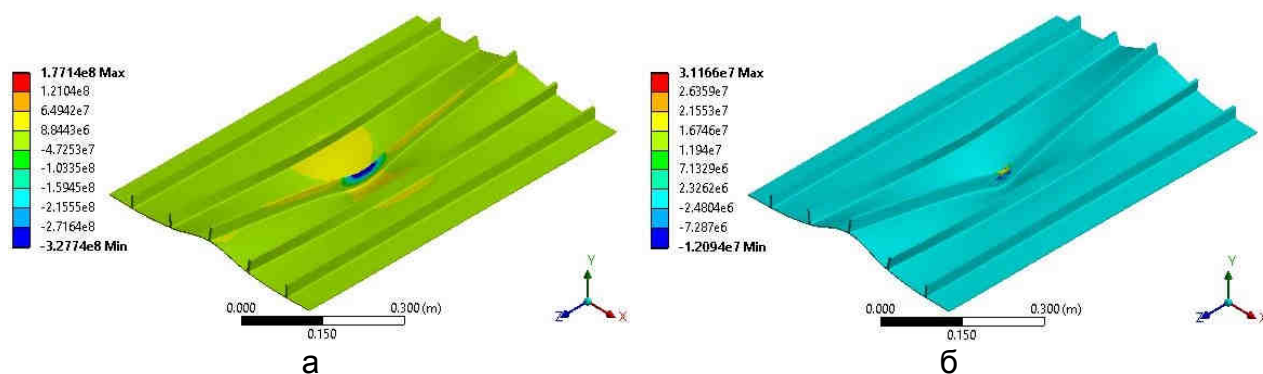


Рис. 2. Величина нормальных напряжений в материале панели, вызванных приложением момента к ребру: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

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.

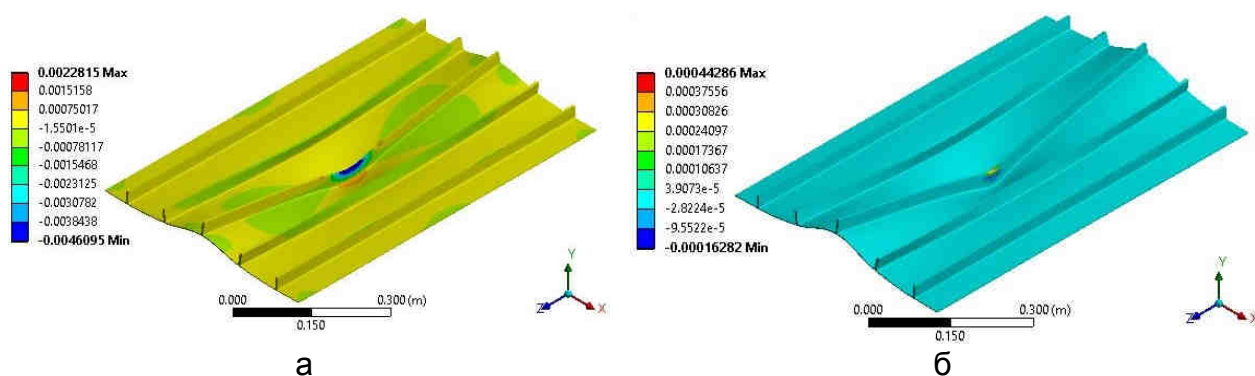


Рис. 3. Величина относительных деформаций в материале панели, вызванных приложением момента к ребру: а – в момент приложения нагрузки; б – после снятия нагрузки

Аналогичный вывод 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.

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.

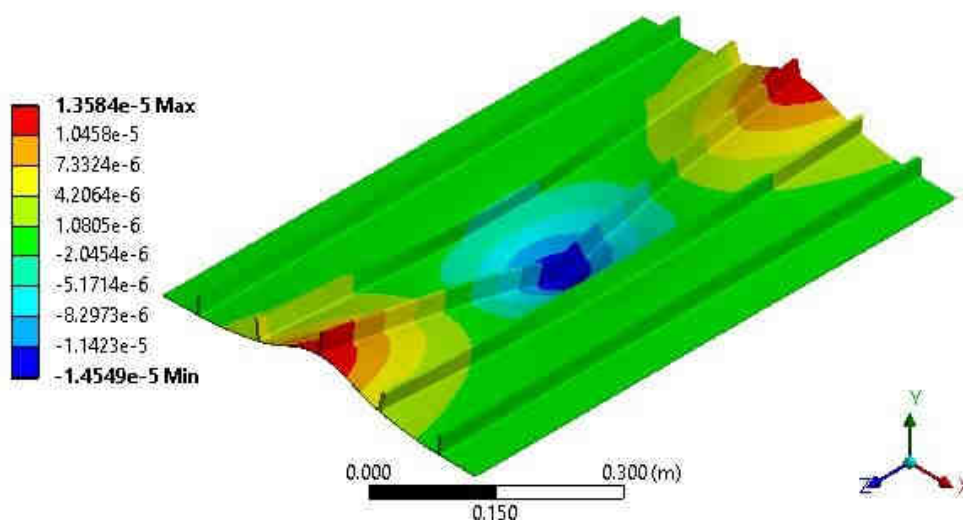


Рис. 4. Величина остаточных прогибов панели, вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки

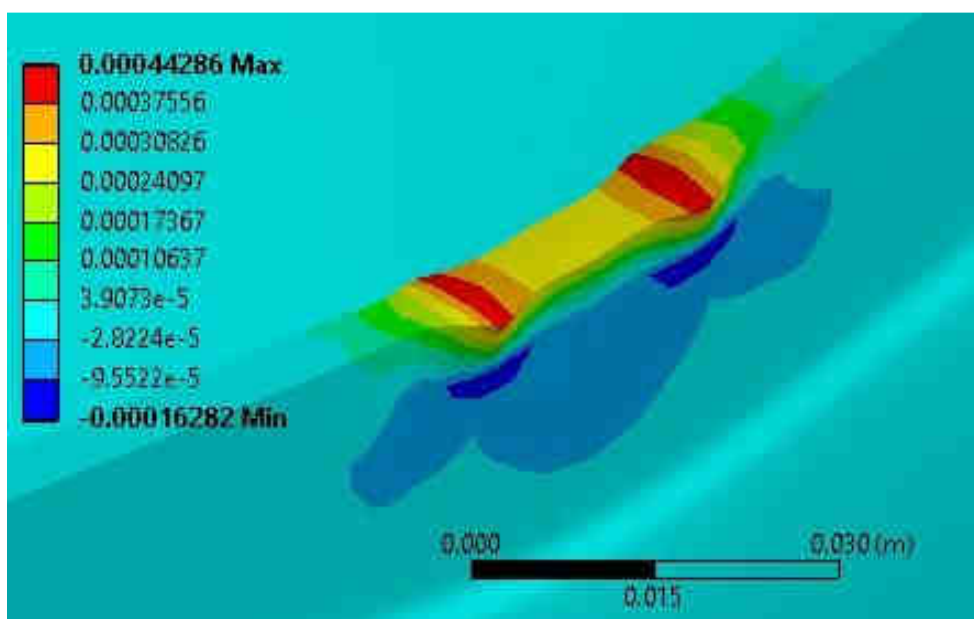


Рис. 5. Величина относительных деформаций в ребре панели, вызванных приложением момента к ребру, после снятия нагрузки

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.

Данные результаты моделирования в ANSYS сравнивались с результатами, полученными при формообразовании локальным деформированием в описанном выше устройстве образца панели. Результаты подтвердили хорошее совпадение результатов, как при приложении нагрузки, так и после снятия нагрузки. Величины остаточных прогибов среднего ребра панели после снятия нагрузки для сравнения приведены на рис. 6.

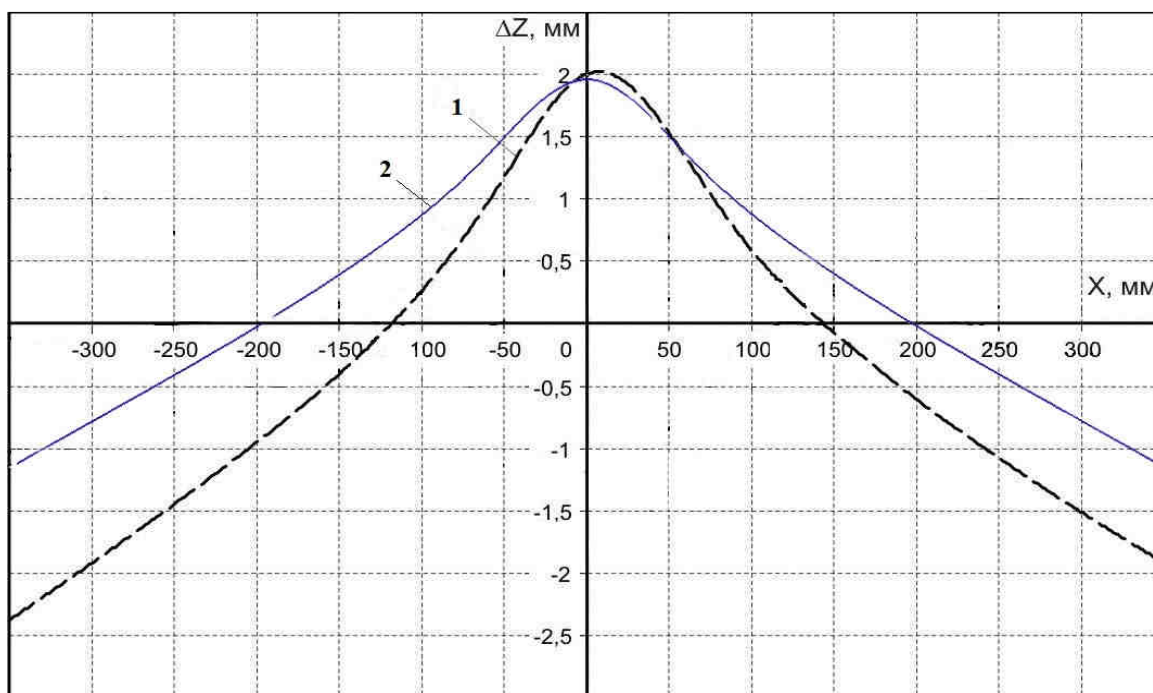


Рис. 6. Величины остаточных прогибов среднего ребра панели после снятия нагрузки: 1–по данным эксперимента; 2–в соответствии с расчетом ANSYS

Здесь приведен вариант с близким по значению максимальным прогибом. Отклонения двух графиков объясняются, очевидно, принятыми допущениями, неточностью принятых механических характеристик материала панели, а также тем фактом, что образец панели имел свою историю деформирования. Независимо от этого близкий характер кривых говорит о том, что моделирование гибки ребра моментами правильно отражает характер прогибов и величины максимальных прогибов.

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 подтвердили высокую эффективность как метода МКЭ, так и хорошую достоверность результатов расчета применительно к локальному методу выполнения процесса доводки формы или правки панели.

Локальный метод формообразования в виде приложения местных изгибающих моментов к ребрам панели позволяет достигать высокую точность формы панелей.

### **Список литературы**

1. Олейников, А.И. Интегрированное проектирование процессов изготовления монолитных панелей / А.И. Олейников, А.И. Пекарш. – М.: Эком, 2009. – 112 с.
2. Сикульский, В. Т. Исследование процесса правки и доводки формы монолитных панелей локальным деформированием ребер / В.Т. Сикульский, Д.Ю. Дмитренко, В.Ю. Кашеева, 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.
3. Yue, F. Knowledge base research on the incremental press bending technology of the integral wing-skin panel / Fengli Yue, Jinsong Liu, Shihong Zhang, Yuansong. Zeng // Materials Science and Technology. – № 16(3). – 2008. – P. 306–309.
4. Сикульский, В.Т. Создание технологии правки и доводки формы монолитных панелей без использования прессы / В.Т. Сикульский. – Авиационно-космическая техника и технология. – № 5 (102). Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2013. – С. 12 – 16.
5. Сикульский, В.Т. Автоматизированный комплекс для правки и доводки монолитных панелей с контролем формы обводообразующей поверхности панели в процессе ее деформирования / В.Т. Сикульский, Д.Ю. Дмитренко, О.В. Трифонов // Открытые информационные и компьютерные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 69. – Х., 2015. – С. 84-96.
6. Yu, Y. FEM modelling for press bend forming of doubly curved integrally stiffened aircraft panel [Text] / Yan Yu , Wang Haibo , Wan Min // Transactions of Nonferrous Metals Society of China. – № 22. – 2012. – P. 39–47.

Поступила в редакцию 19.06.2018

## **Моделювання процесу формоутворення монолітних панелей локальним деформуванням ребер**

Розглянуто метод правки і доведення форми ребристих панелей локальним деформуванням ребер панелі з застосуванням згинальних моментів. Описана схема експериментального пристрою для деформування панелі без застосування преса. Виконано моделювання процесу із застосуванням МСЕ. Побудовано графіки деформацій, напружень і прогинів зразка панелі в момент дії навантаження і після зняття навантаження. Результати моделювання порівнювалися з результатами, отриманими при формоутворенні зразка панелі локальним деформуванням в пристрої. Показано, що локальний метод формоутворення додаванням місцевих згинальних моментів до ребер панелі дозволяє досягати високої точності форми панелей.

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

## **Modeling the Process of Shaping Monolithic Panels by Local Deformation of the Ribs**

The method of straightening and finishing of the ribbed panels shape by local deformation of the panel ribs by applying bending moments is considered. A scheme of an experimental tool for deforming a panel without the use of a press is described. The process is modeled using the FEM. The results for strains, stresses and deflections of the panel sample are plotted for the maximum load applied as well as their residual values. The simulation results are compared with the experimental results where the 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 achieving high tolerance of the panel shape.

**Key words:** monolithic panels, finishing, bending moment, modeling, deflection, residual deflection, finite element method.

### **Сведения об авторах:**

**Сиккульский 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](mailto:vsikulskij@gmail.com).

**Сиккульский Станислав Валерьевич** – аспирант кафедры аэрокосмической инженерии, Аэрокосмический университет Эмбри Ридл, Дейтона Бич, Флорида, США, e-mail: [sikulsk@my.erau.edu](mailto:sikulsk@my.erau.edu).