

ФОРМООБРАЗОВАНИЕ ИЗГИБОМ В РЕЖИМЕ ПЛАСТИЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ САМОЛЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

С.Н. ВЕРИЧЕВ¹, канд. тех. наук
Б.В. ГОРЕВ², доктор техн. наук
И. А. БАНЩИКОВА², канд. физ.-мат. наук
(¹ НГТУ, г. Новосибирск,
² ИГиЛ СО РАН, г. Новосибирск)

Поступила 24 октября 2014
Рецензирование 10 ноября 2014
Принята к печати 15 ноября 2014

Горев Б.В. – 630090, г. Новосибирск, пр. ак. М.А.Лаврентьева, 15,
Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН
e-mail: GorevBV@ya.ru

Для технологии формообразования крупногабаритных оребренных панелей рассматривается решение обратной упругопластической задачи расчета упреждающей формы оснастки по заданному остаточному контуру детали с учетом упругого восстановления заготовки после снятия нагрузок. Форма детали представляет собой сложную поверхность двойной кривизны, у которой зоны выпуклости соседствуют с зонами вогнутости. При формообразовании панели ребра жесткости находятся в условиях растяжения, сжатия и кручения. Предварительные тестовые расчеты упругопластического деформирования образцов Т-образного поперечного сечения из сплава АК4–1Т при температуре 195 °С в условиях чистого изгиба, моделирующих деформирование ребра жесткости с присоединенной обшивкой, показали удовлетворительное соответствие экспериментальным данным. Итерационный метод расчета с использованием конечноэлементного комплекса ANSYS позволил получить достаточно близкую к практике форму поверхности детали, которая может рассматриваться, как начальное приближение при отработке технологии процесса формообразования в реальных условиях.

Ключевые слова: обратная упругопластическая задача, формообразование, изгиб, оребренная панель, алюминиевый сплав, двойная знакопеременная кривизна

Введение

Ряд деталей фюзеляжа и оперения современных летательных аппаратов изготавливаются из монолитных оребренных панелей, получаемых из плиты фрезерованием заготовки. Вопросы определения параметров процессов формообразования для придания теоретического контура изделию в условиях пластичности и ползучести являются актуальными в настоящее время [1–8]. Важной задачей остается разработка рациональных режимов деформирования, обеспечивающих минимальное упругое распружинивание заготовки после снятия нагрузок и учитывающих реальные свойства современных материалов.

Способы формообразования крупногабаритных пластин при пластичности и ползучести в условиях холодной и горячей обработки рассматриваются в патентах РФ № 1147471, 2056197, 2076010, 2216421, 2251464, 2336966, 2475322, патент США 5.345.799 и др. Технический образец модуля с электрическим приводом штоков, разработанный НовосибирНИАТ и ИГиЛ СО РАН, работает с 2006 г. на ОАО «НАПО им. В.П. Чкалова» и позволяет получать необходимую форму детали в условиях медленного деформирования за один технологический цикл [9]. Такой метод формообразования требует решения обратных задач по нахождению упреждающей геометрии контура и расчету статических и кинематических

параметров деформирования с учетом упругого восстановления исходя из заданного остаточного контура [10–14].

В данной работе рассматривается решение одной из таких обратных задач расчета упреждающей формы оснастки для технологии формообразования крупногабаритных деталей, выходящих на обводообразующую поверхность теоретического контура авиационных конструкций. Из анализа теоретического контура детали (рис. 1) следует, что ее геометрическая форма представляет собой сложную поверхность двойной кривизны, которая имеет зоны выпуклости,

соседствующие с зонами вогнутости. При формообразовании панели ребра жесткости будут находиться как в условиях растяжения, так и сжатия, что накладывает дополнительные трудности при использовании материалов, для которых характерны различия свойств при сжатии и растяжении. Более того, ребра жесткости заготовки панели находятся под углами к направлениям главных кривизн, что существенно затрудняет процесс деформирования, поскольку в такой ситуации ребра жесткости деформируются с поворотом плоскости ребра, т. е. возникают деформации кручения ребра.

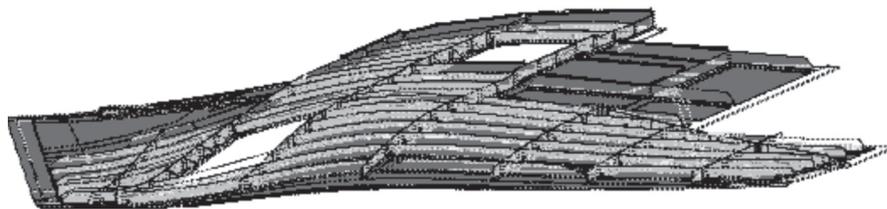


Рис. 1. Общий вид детали центроплана

Экспериментальные исследования

Перед расчетом всей детали предварительно проведены тестовые расчеты упругопластического деформирования образцов Т-образного поперечного сечения, моделирующих деформирование ребра жесткости с присоединенной обшивкой в условиях чистого изгиба (рис. 2) и выполнено сравнение с результатами эксперимента. Образцы таврового сечения нагружались до возникновения зон пластических деформаций, а затем разгружались. В расчетах учитывались условия симметрии деформирования и рассматривалась расчетная схема консольного

защемления таврового образца. Использовано кинематическое нагружение. Узлам, лежащим на торце образца, сообщалось одно и то же значение прогиба w и продольные смещения u , линейно изменяющиеся по высоте поперечного сечения образца:

$$w = \frac{ML^2}{2EI}, \quad \theta = \frac{ML}{EI}, \quad u = y\theta.$$

Здесь M – изгибающий момент; L – длина консоли, равная половине длины образца; EI – изгибная жесткость; θ – угол поворота сечения; y – поперечная координата, отсчитываемая от центра тяжести сечения.

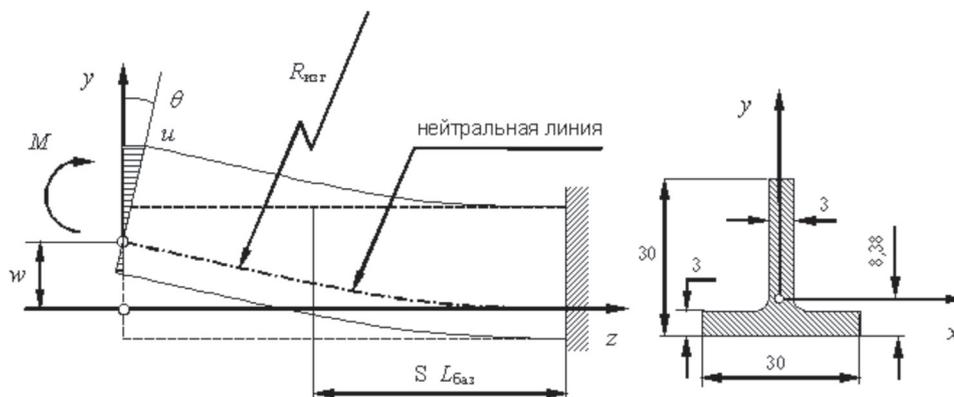


Рис. 2. Расчетная схема элемента таврового образца

Диаграммы деформирования для сплава АК4-1Т при температуре 195 °С получены при растяжении и сжатии образцов, изготовленных из плиты толщиной 42 мм [15, 16]. В качестве программы расчета использовался конечноэлементный комплекс ANSYS, в котором анизотропия и разносопротивляемость пластического деформирования может быть учтена с помощью опции «Anisotropic». Однако при этом кривая деформирования материала задается лишь приближенно с помощью билинейных зависимостей. Как показывают эксперименты, кривые деформирования материала при растяжении и сжатии носят плавный характер и не имеют площадок текучести, что затруднительно описать

билинейными зависимостями. В опции «Multi-linear Isotropic» характеристики материала при растяжении и сжатии считаются одинаковыми, но кривая деформирования может быть задана с высокой точностью с помощью кусочно-линейной зависимости. В расчетах была использована кусочно-линейная аппроксимация кривой деформирования, построенная по экспериментальным значениям, приведенным в табл. 1 и полученным при растяжении образцов. Модуль упругости $E = 5,85 \times 10^{10}$ Н/м², коэффициент Пуассона $\nu = 0,25$.

В табл. 2 приведены данные по испытаниям образцов в условиях чистого изгиба. Результаты расчета находятся в удовлетворительном соответствии с данными экспериментов.

Таблица 1

Экспериментальные значения, полученные при растяжении образцов

Номер точки	1	2	3	4	5	6	7
$\varepsilon \times 10^3$	1,86	3,25	4,79	5,95	8,43	11,0	13,0
σ , МПа	108,8	189,5	260,5	275,1	284,4	287,5	292,2

Таблица 2

Результаты испытаний образцов в условиях чистого изгиба

Номер образца	Радиус изгиба загрузки (по нейтральной оси), $R_{изг}$, мм	Стрела прогиба на длине $L_{баз} = 100$ мм, w , мм	Остаточная максимальная стрела прогиба на длине $L_{баз} = 300$ мм, \tilde{w} , мм
1	2281,63	0,550	2,00
2	2281,63	0,550	1,92
3	2345,35	0,535	1,85
4	4041,04	0,310	0,42

Теория и методы

С учетом результатов тестового расчета была подготовлена модель и выполнен расчет упреждающей формы оснастки для процесса формообразования оребренной панели в геометрически линейной постановке. Расчет был проведен с помощью модели упругопластического деформирования материала с изотропным упрочнением конечноэлементного комплекса ANSYS.

Конструкция представлена конечными элементами оболочки SHELL143. Четырехугольный элемент SHELL143 с 24 степенями сво-

боды предназначен для анализа нелинейного деформирования тонкостенных конструкций при малых упругопластических деформациях. При составлении расчетной модели (рис. 3) учтены основные конструктивные особенности панели (ребра жесткости, переменная толщина обшивки, вырезы прямоугольной формы) [17]. Модель состоит из 5869 элементов и 5776 узлов. Для исключения перемещений конструкции, как жесткого целого перемещения точек A (узел 6 на рис. 4), B (узел 29) и C (узел 125), задавались равными нулю. Узел 51 на рис. 4 (на рис. 3 этот узел отмечен как узел максимальных отклонений)

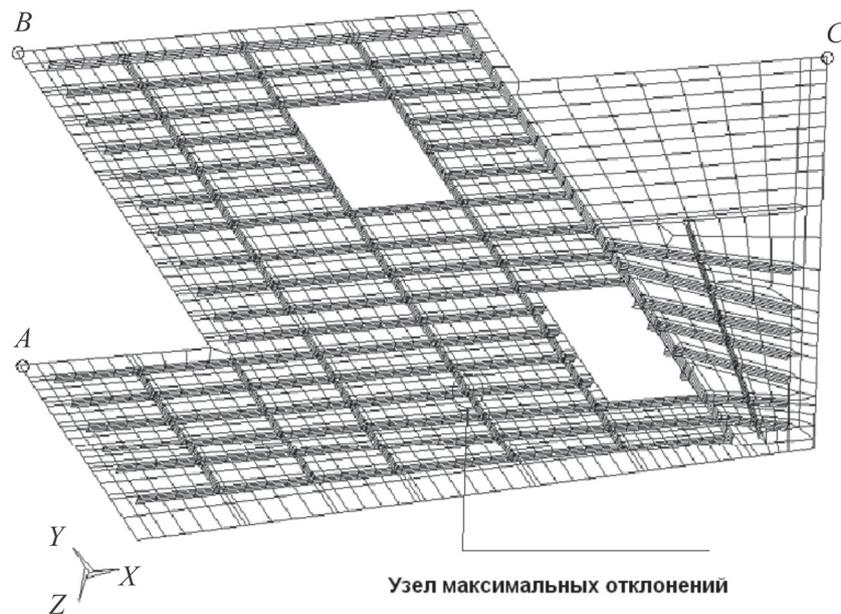


Рис. 3. Конечноэлементная модель панели

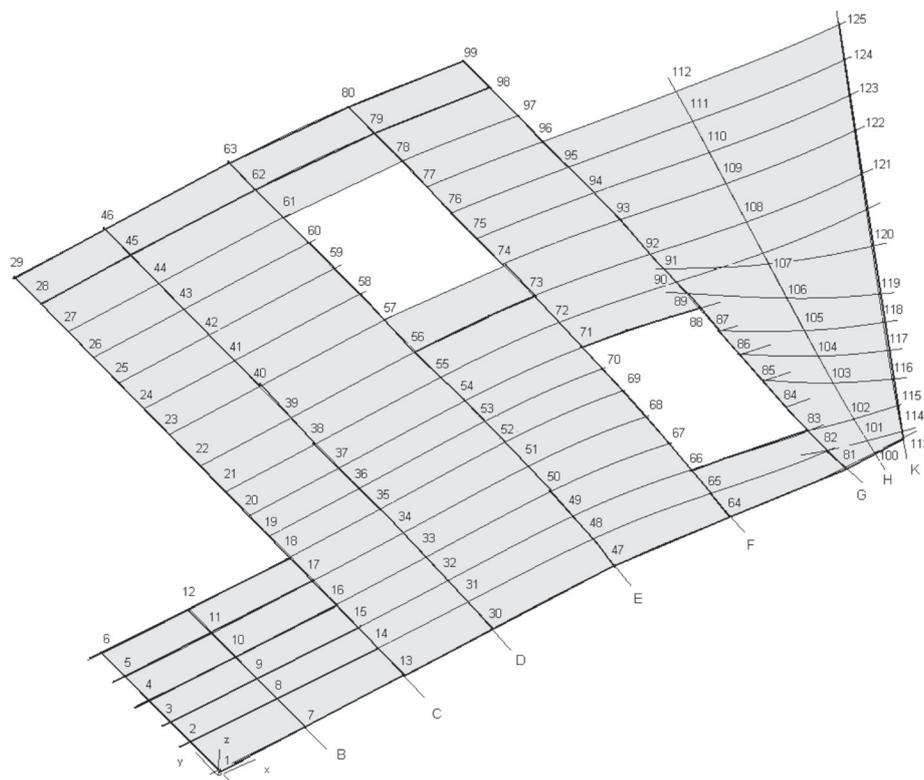


Рис. 4. Нумерация опорных точек

соответствует узлу, в котором теоретический контур панели имеет максимальные отклонения от плоскости панели, в которой находятся точки A, B, C .

Пластическое деформирование ребренной панели происходит в крайних волокнах ребер жесткости, где действуют растягивающие или сжимающие напряжения. При расчетах исполь-

зуется кусочно-линейная аппроксимация кривой деформирования материала, построенная по значениям из табл. 1. Поскольку определение поверхности упреждающего контура основано на ряде допущений и предположений относительно условий нагружения и деформирования, то результаты расчетов следует рассматривать лишь как приближение к искомому решению.

Расчетная схема вычислений включает в себя решение обратной задачи: найти такое поле перемещений, накладываемое на исходную плоскую конструкцию панели, чтобы после освобождения конструкции от заданных смещений (т. е. после снятия нагрузки) она приняла требуемую форму. Так как деформирование носит сложный нелинейный характер, для решения указанной обратной задачи используется итерационный метод, на каждом шаге которого решается соответствующая прямая задача. Вычислительный процесс на каждой итерации состоит из двух основных этапов. На первом этапе производится кинематическое нагружение с помощью задаваемого поля перемещений. На втором этапе конструкция освобождается от заданных перемещений и происходит разгрузка по упругому закону. Полученные на втором этапе остаточные прогибы сравниваются с требуемыми прогибами и вычисляется невязка, т. е. разность между требуемыми значениями прогибов и вычисленными значениями остаточных прогибов в каждом из узлов. На основе полученной невязки производится уточнение значений прогибов,

которые используются для следующего кинематического нагружения. Процесс повторяется до удовлетворения приемлемой точности решений. Алгоритм реализован с помощью управляющей программы (макроса), написанной на языке APDL (ANSYS Parametric Design Language). По полученным значениям z в узлах конечно-элементной схемы конструкции строится поверхность панели с использованием сплайновой аппроксимации в среде UNIGRAPHICS.

Результаты и обсуждение

В табл. 3 приведены вычисленные распределения «нагружающих» прогибов w ($z = w$), заданных остаточных прогибов \tilde{w} и остаточных прогибов \tilde{w}^n после $n = 10$ итераций. При таком количестве итераций максимальное отклонение полученного контура от теоретического составило не более 1 мм. Результаты в виде упреждающего (нижние в сечениях $A-K$ и правые в сечениях $M-U$ линии) и теоретического контуров (верхние в сечениях $A-K$ и левые в сечениях $M-U$ линии) изображены на рис. 5 и 6.

Таблица 3

Координаты опорных точек, упреждающий расчетный контур w , остаточный теоретический контур \tilde{w} и вычисленный остаточный контур \tilde{w}^n для $n = 10$ итераций

Номер точки	X , мм	Y , мм	w , мм	\tilde{w}^n , мм	\tilde{w} , мм
1	-0,231	0,0	13,386	20,588	23,226
6	0,000	506,243	0,0	0,0	0,0
7	259,864	7,274	-3,094	27,645	29,017
12	260,163	507,415	0,077	13,973	13,807
13	559,118	15,991	6,149	39,917	39,820
21	559,683	789,117	12,450	28,509	28,628
29	560,193	1707,925	-3,157	-0,287	0,0
30	825,193	24,039	39,178	54,388	53,114
38	825,845	791,068	61,634	51,777	52,181
55	1196,219	797,587	137,859	84,419	84,674
63	1196,722	1712,611	103,014	55,579	58,016
64	1545,183	42,018	32,990	48,108	44,094
72	1546,288	797,983	154,963	90,218	90,064
80	1546,835	1713,345	115,060	64,322	67,516
81	1890,781	49,487	13,636	31,211	25,104
90	1891,632	790,884	84,865	49,585	48,905
99	1892,367	1711,468	68,873	41,954	45,525
113	2063,716	54,437	33,583	37,258	30,279
119	2312,387	523,090	-53,260	11,197	10,562
125	2765,391	1363,716	-3,740	-0,34	0,0

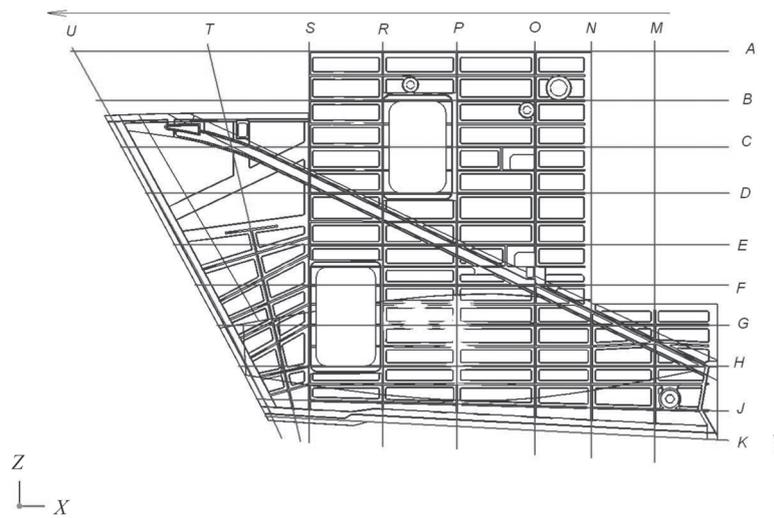


Рис. 5. Схема сечений контура оснастки (зеркальное отражение панели, изображенной на рис. 3 и 4)

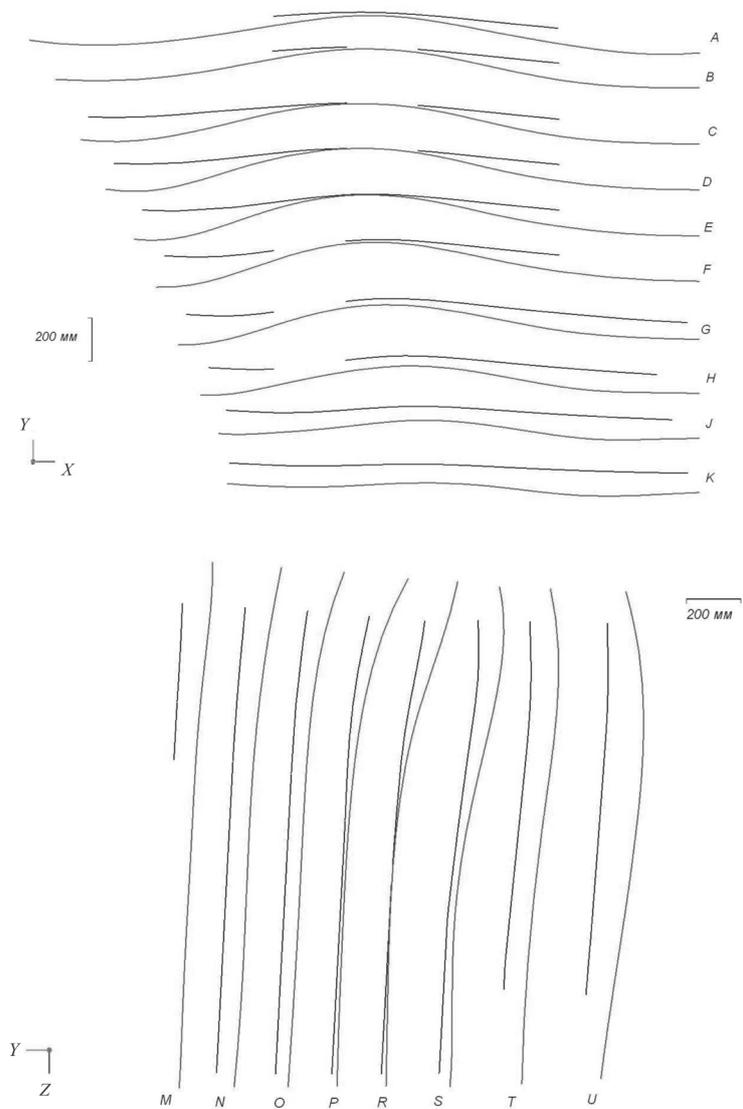


Рис. 6 Упреждающий контур (нижние в сечениях А-К и правые в сечениях М-У линии) и теоретический контур (верхние в сечениях А-К и левые в сечениях М-У линии)

Выводы

Получение точной формы поверхности упреждающей формы оснастки с использованием расчетных методов и схем не представляется возможным в силу сложных нелинейных процессов упругопластического деформирования. Поэтому результаты данной работы могут рассматриваться как начальное приближение при технологической отработке процесса формообразования оребренных панелей в реальных условиях. Как показала практика при формообразовании ряда панелей, расчеты позволяют получить достаточно близкий к практике рабочий контур и далее с минимальной трудоемкостью довести этот контур до практической реализации. Выбранная модель деформирования представляется адекватной поставленной технологической задаче.

Список литературы

1. *Guines D., Gavrus A., Ragneau E.* Numerical modeling of integrally stiffened structures forming from creep age forming technique // *International Journal of Material Forming*. – 2008. – Vol. 1, iss. 1, suppl. – P. 1071–1074. – doi: 10.1007/s12289-008-0204-z.
2. Springback evaluation in hot v-bending of Ti-6Al-4V alloy sheets / *Yingying Zong, Po Liu, Bin Guo, Debin Shan* // *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. – 05 Sept. 2014. – doi: 10.1007/s00170-014-6190-z.
3. *Isakhanov G.V., Gulyar A.I., Maiboroda E.E.* Computer simulation of the processes of mechanical shaping of three-dimensional shells under the conditions of creep. Pt. 2 // *Strength of Materials*. – 1997. – Vol. 29, iss. 5. – P. 495–502. – doi: 10.1007/BF02767459. – [Translated from *Problemy Prochnosti*. – 1997. – N 5. – P. 69–77].
4. *Яковлев С.С., Ларин С.Н.* Правка растяжением листовой заготовки из анизотропного материала в режиме кратковременной ползучести // *Известия ТулГУ. Технические науки*. – 2013. – № 7-2. – С. 223–231.
5. *Nepershin R.I.* Shaping a thin-walled cylindrical shell on a three-roll bending machine // *Mechanics of Solids*. – 2011. – Volume 46, iss. 4. – P. 554–562. – doi: 10.3103/S0025654411040066. – [Original Russian Text R.I. Nepershin, published in *Izvestiya Akademii Nauk. Mekhanika Tverdogo Tela*. – 2011. – N 4. – P. 75–84].
6. *Шавров И.А.* Повышение точности формообразования корпусных деталей судов из алюминиевых сплавов // *Судостроительная промышленность*.

Серия: Технология и организация производства. – 1989. – Вып. 14. – С. 1–11.

7. Технология формообразования крупногабаритных деталей из сплава 1561 в режиме сверхпластичности / *Б.В. Горев, И.Д. Клопотов, И.А. Шавров, А.Л. Кузнецовский* // *Судостроительная промышленность*. Серия: Технология и организация производства. – 1989. – Вып. 14. – С. 11–23.

8. *Горев Б.В., Веричев С.Н., Раевская Г.А.* К анализу формообразования оребренных панелей при медленных режимах деформирования // *Авиационная промышленность*. – 1990. – № 2. – С. 8–10.

9. *Горев Б.В., Соснин О.В., Загарин Ю.В.* Технология процесса формообразования деталей двойной знакопеременной кривизны в режиме ползучести и устройство для его осуществления // *Военная техника, вооружение и технологии двойного применения: материалы III Международного технологического конгресса, Омск, 7–10 июня 2005 г.: в 2 ч.* – Омск: Изд-во ОмГУ, 2005. – Ч. 1. – С. 117–119.

10. *Банищикова И.А., Горев Б.В., Цвелодуб И.Ю.* О ползучести пластин из алюминиевых сплавов при изгибе // *Прикладная механика и техническая физика*. – 2007. – Т. 48, № 5 (285). – С. 156–159.

11. *Банищикова И.А., Цвелодуб И.Ю.* Об одном классе обратных задач формоизменения вязкоупругих пластин // *Прикладная механика и техническая физика*. – 1996. – Т. 37, № 6. – С. 122–131.

12. Формообразование подкрепленных панелей двойной кривизны в условиях ползучести / *И.В. Сухоруков, Б.В. Горев, И.Д. Клопотов, С.Н. Веричев* // *Труды XVI международной конференции по теории оболочек и пластин*, 21–23 сент. 1993 г. – Н. Новгород: Изд-во Нижегород. ун-та. – 1994. – Т. 3. – С. 199–207.

13. *Annin B.D., Oleinikov A.I., Bormotin K.S.* Modeling of forming of wing panels of the SSJ-100 aircraft // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. – 2010. – Т. 51, N 4. – P. 579–589. – doi: 10.1007/s10808-010-0074-2. – [Translated from *Prikladnaia mekhanika i tekhnicheskaiia fizika*. – 2010. – Т. 51, N 4. – P. 155–165.]

14. Shape and thickness optimization of an aeronautical structure manufactured using age creep forming process / *J.-P. Bourdin, J.-P. Bonnafé, J. Delmotte, E. Grosjean, J.-M. Roelandt* // *Integrated design and manufacturing in Mechanical Engineering '98: Proceedings of the 2nd IDMME Conference held in Compiègne, France, 27–29 May 1998*. – Dordrecht, Netherlands: Springer Science and Business Media, 1999. – P. 315–322. – doi: 10.1007/978-94-015-9198-0_39.

15. Problem of processing materials by pressure under creepage conditions / *B.V. Gorev, I.D. Klopotov, G.A. Raevskaya, O.V. Sosnin* // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. – 1980. – Vol. 21, iss. 5. – P. 729–735. – doi: 10.1007/BF00910183. –

[Translated from Zhurnal prikladnoi mekhaniki i tekhnicheskoi fiziki. – 1980. – N 5. – P. 185–191].

16. Формообразование монолитных вафельных панелей из сплава АК4-1 в режиме ползучести. Типовой технологический процесс: ОСТ 1–42388–88. – Введ. 01.07.1989. – М.: НИИТ, 1989. – 15 с.

17. Веричев С.Н. Автоматизация проектирования геометрии рабочего контура при формообразовании монолитных панелей // Вопросы авиационной науки и техники. Серия: Авиационная технология. – 1988. – Вып. 2 (5). – С. 72–76.

OBRABOTKA METALLOV

(METAL WORKING AND MATERIAL SCIENCE)

N 4(65), October – December 2014, Pages 85–93

The shaping by bending of elements aircraft structures at plasticity conditions

Verichev S.N.¹, Ph.D. (Engineering), e-mail: kimt@ngs.ru

Gorev B.V.², D.Sc. (Engineering), e-mail: GorevBV@yandex.ru

Banshchikova I.A.², Ph.D. (Physics and Mathematics), e-mail: binna@ngs.ru

¹ Novosibirsk State Technical University, 20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russian Federation

² Lavrentyev Institute of Hydrodynamics of the Siberian Branch of the RAS, 15 Ac. Lavrentieva ave., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

Abstract

The problem of inverse elastic-plastic calculation of predictive snap on the base of residual contour of the detail is solved with taking into account the elastic recovery after load removal for technology of shaping of large-sized finned panels. The form of the detail corresponds to a complex surface of double curvature with zones of convexity and concavity. Panel reinforcement ribs are under tension, compression and torsion during shaping. Preliminary test calculations of elastic-plastic bending at a temperature of 195 °C of the t-shaped cross-section samples of alloy AK4-1T cut from the plate with the thickness $h = 42\text{mm}$ showed satisfactory compliance to the experimental data. Such samples bending is simulation of the deformation of the stiffener with attached aircraft skin. An iterative method of calculation using finite element package ANSYS allowed to get close enough to practice form of detail surface, which can be considered as an initial approximation for developing the technology of shaping process in real conditions.

Keywords:

inverse elastic-plastic problem, shaping, aluminum alloy, bending, double sign-variable curvature.

References

1. Guines D., Gavrus A., Ragneau E. Numerical modeling of integrally stiffened structures forming from creep age forming technique. *International Journal of Material Forming*, 2008, vol. 1, iss. 1, suppl., pp. 1071–1074. doi: 10.1007/s12289-008-0204-z
2. Yingying Zong, Po Liu, Bin Guo, Debin Shan. Springback evaluation in hot v-bending of Ti-6Al-4V alloy sheets. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2014, Published online. doi: 10.1007/s00170-014-6190-z
3. Isakhanov G.V., Gulyar A.I., Maiboroda E.E. Computer simulation of the processes of mechanical shaping of three-dimensional shells under the conditions of creep. Pt. 2. *Strength of Materials*, 1997, vol. 29, iss. 5, pp. 495–502. doi: 10.1007/BF02767459
4. Yakovlev S.S., Larin S.N. Pravka rastyazheniem listovoi zagotovki iz anizotropnogo materiala v rezhime kratkovremennoi polzuchesti [Editing by stretching of sheet preparation from the anisotropic material in the mode of short-term creep]. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki – Bulletin of Tula State University. Technical Sciences*, 2013, no. 7-2, pp. 223–231.



5. Nepershin R.I. Shaping a thin-walled cylindrical shell on a three-roll bending machine. *Mechanics of Solids*, 2011, vol. 46, iss. 4, pp. 554–562. doi: 10.3103/S0025654411040066
6. Shavrov I.A. Povyshenie tochnosti formoobrazovaniya korpusnykh detalei sudov iz alyuminievykh splavov [Increasing the accuracy of shaping of hull details ship from aluminum alloys]. *Sudostroitel'naya promyshlennost'. Seriya: Tekhnologiya i organizatsiya proizvodstva – Shipbuilding Industry. Series: Technology and Organization of Production*, 1989, iss. 14, pp. 1–11.
7. Gorev B.V., Klopotov I.D., Shavrov I.A., Kuznetsovskii A.L. Tekhnologiya formoobrazovaniya krupnogabaritnykh detalei iz splava 1561 v rezhime sverkhplastichnosti [Technology shaping of large-size details of alloy 1561 at superplasticity]. *Sudostroitel'naya promyshlennost'. Seriya: Tekhnologiya i organizatsiya proizvodstva – Shipbuilding Industry. Series: Technology and Organization of Production*, 1989, iss. 14, pp. 11–23.
8. Gorev B.V., Verichev S.N., Raevskaya G.A. K analizu formoobrazovaniya orebrennykh panelei pri medlennykh rezhimakh deformirovaniya [Analyze of shaping of ribbed panels at slow deformation modes]. *Aviatsionnaya promyshlennost' – Aircraft industry*, 1990, no. 2, pp. 8–10.
9. Gorev B.V., Sosnin O.V., Zagarin Yu.V. [Technology process shaping of sign-variable double curvature details at creep mode and device for its implementation]. *Materialy III Mezhdunarodnogo tekhnologicheskogo kongressa "Voennaya tekhnika, voozuzhenie i tekhnologii dvojnogo primeneniya"* [Proceedings of the III International Congress of Technology "Military Equipment, Arms and Dual-use Technology"]. Omsk, 2005, pt. 1, pp. 117–119.
10. Banshchikova I.A., Gorev B.V., Tselodub I.Yu. O polzuchesti plastin iz alyuminievykh splavov pri izgibe [Creep of plates made of aluminum alloys under bending]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika – Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2007, vol. 48, no. 5, pp. 156–159. (In Russian)
11. Banshchikova I.A., Tselodub I.Yu. Ob odnom klasse obratnykh zadach formoizmeneniya vyzkouprugikh plastin [On one class of inverse problems of variation in shape of viscoelastic plates]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika – Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1996, vol. 37, no. 6, pp. 122–131. (In Russian)
12. Sukhorukov I.V., Gorev B.V., Klopotov I.D., Verichev S.N. [Forming reinforced panels double curvature under creep conditions]. *Trudy XVI mezhdunarodnoi konferentsii po teorii obolochek i plastin* [Proceedings of the XVI International Conference "Theory of Shells and Plates"]. Nizhny Novgorod, 1994, vol. 3, pp. 199–207.
13. Annin B.D., Oleinikov A.I., Bormotin K.S. Modeling of forming of wing panels of the SSJ-100 aircraft. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2010, vol. 51, iss. 4, pp. 579–589. doi: 10.1007/s10808-010-0074-2
14. Bourdin J.-P., Bonnafé J.-P., Delmotte J., Grosjean E., Roelandt J.-M. Shape and Thickness Optimization of an Aeronautical Structure Manufactured Using Age Creep Forming Process. *Integrated design and manufacturing in Mechanical Engineering'98*. Proceedings of the 2nd IDMME Conference held in Compiègne, France, 27–29 May 1998, Dordrecht, Netherlands, Springer Science and Business Media, 1999, pp. 315–322. doi: 10.1007/978-94-015-9198-0_39
15. Gorev B.V., Klopotov I.D., Raevskaya G.A., Sosnin O.V. Problem of processing materials by pressure under creepage conditions. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1980, vol. 21, iss. 5, pp. 729–735. doi: 10.1007/BF00910183
16. Branch Standard 1-42388-88. Shaping of monolithic waffle panels AK4-1 alloy at creep. Typical technological process. Moscow, NIAT Publ., 1989. 15 p.
17. Verichev S.H. Avtomatizatsiya proektirovaniya geometrii rabocheho kontura pri formoobrazovanii monolitnykh panelei [Computer aided design at shaping of the working geometry monolithic panels]. *Voprosy aviatsionnoi nauki i tekhniki. Seriya: Aviatsionnaya tekhnologiya – Aviation Science and Technology. Series: Aviation Technology*, 1988, iss. 2 (5), pp. 72–76.

Received 24 October 2014

Revised 10 November 2014

Accepted 15 November 2014