

Анализ деформаций панелей фюзеляжа при автоматизированной бесстапельной сборке

© М.В. Ковалевич, П.К. Давыдов

Московский авиационный институт, Москва, 125993, Российская Федерация

Рассмотрен технологический процесс автоматизированной стыковки панелей фюзеляжа, представляющий собой установку панелей с помощью позиционеров с числовым программным управлением в требуемое положение и последующее выполнение соединений с сопряженными элементами конструкции. Предложено использовать промышленный манипулятор вместо позиционирующих колонн. В случае применения промышленного манипулятора требуется оснастка для крепления панелей. Во время позиционирования панели нельзя не учитывать деформацию краев обшивки, влияющую на качество сборки. Исследованы деформационные процессы в конструкции, возникающие при позиционировании. Проанализированы варианты расположения точек крепления типовой панели вертолета при базировании с помощью промышленного манипулятора. Анализ проведен путем моделирования методом конечных элементов в программе Nastran NX. Получены значения деформации краевых участков подкрепленной и неподкрепленной типовой обшивки вертолета. На основании полученных данных сформулированы рекомендации по расположению точек крепления оснастки к панели.

Ключевые слова: роботизация, промышленный манипулятор, оснастка, информационное базирование, индексные точки, фюзеляж вертолета

Введение. Применение ступеней, которые служат как приспособления для сборочных процессов, так и одним из методов контроля, ведет к сложному обеспечению взаимозаменяемости узлов и агрегатов, значительным затратам на оснащение производства из-за большой металлоемкости оснастки и ее неуниверсальности [1, 2]. Более перспективно использование информационных метрологических инструментов, позволяющих материализовать пространственные системы координат. К таким инструментам относятся, например, фотограмметрия и 3D-сканирование [3, 4]. Положение изделия в пространстве при сборке реализуется с помощью различных устройств с числовым программным управлением, включая промышленные манипуляторы [5].

Для выяснения возможности и целесообразности применения того или иного метода сборки летательных аппаратов требуется найти по той или иной методике ключевые показатели. Такими показателями являются точность сборки, стоимость оснастки, трудоемкость сборочных процессов и др. [6–8]. Для базирования панелей необходимо определить расположение точек крепления оснастки (индексных точек) [9, 10], и понять, как оно влияет на точность сборки [11] и возможность последующего выполнения соединений.

Актуальность и анализ состояния проблемы. Для автоматизированной сборки требуется промежуточная оснастка в виде рамы с точками фиксации (рис. 1), которая служит для предотвращения избыточной деформации деталей при позиционировании [12]. Значения деформации участков панели зависит от количества и расположения точек фиксации.

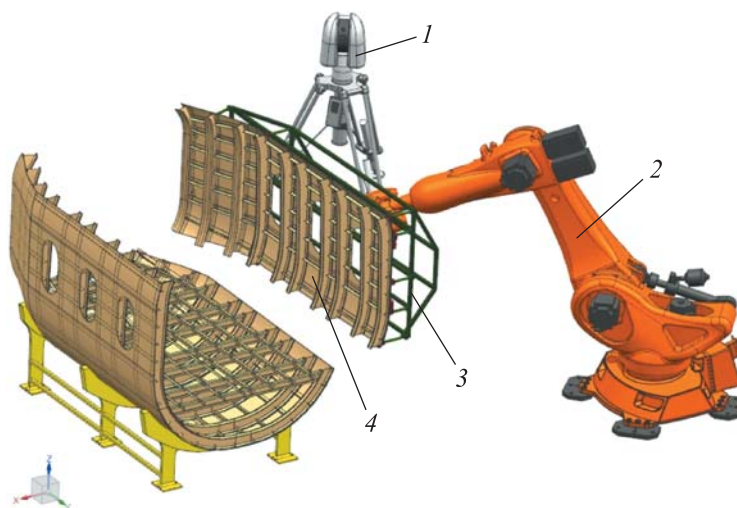


Рис. 1. Схема автоматизированной сборки с промежуточной оснасткой:
1 — лазерный трекер; 2 — промышленный манипулятор (робот); 3 — фиксирующая оснастка (рама); 4 — панель фюзеляжа

Очевидно, что закрепление панели по краям обеспечивает максимальную жесткость системы. Однако в таком случае увеличиваются масса и размеры оснастки. Оснастка может также затруднять установку и манипулирование в процессе сборки, усложнять или делать невозможным доступ инструмента в зону выполнения соединений [13].

При этом во время позиционирования неподкрепленный край обшивки подвергается изгибу под действием силы тяжести, что приводит к деформации края панели. Для дальнейшего определения влияния на точность сборочных процессов необходимо найти рациональное расположение точек фиксации.

Аналитическое решение данной задачи не представляется возможным в связи с большим разнообразием геометрии панелей, сложностью влияния на жесткость подкрепляющих (силовых) элементов панели. В связи с этим задача решается численным методом.

Цель настоящей работы — найти оптимальное расположения точек фиксации панели при информационном базировании, определить расположение контрольных (индексных) точек.

Постановка задачи. Для решения поставленной задачи следует определить деформацию свободных краев панели при различных случаях фиксации, а также расположение панели в фюзеляже вертолета.

В первом варианте рассматривается панель центральной части фюзеляжа вертолета типовой конструкции: алюминиевая обшивка одинарной переменной кривизны с габаритами 5500×1920 мм и толщиной листа 1,2 мм (рис. 2). Во втором варианте панель подкреплена стрингерами и шпангоутами с шагом 150 и 500 мм соответственно (рис. 3). При расчете модели принимается жесткая заделка в точках крепления и учитывается сила тяжести.

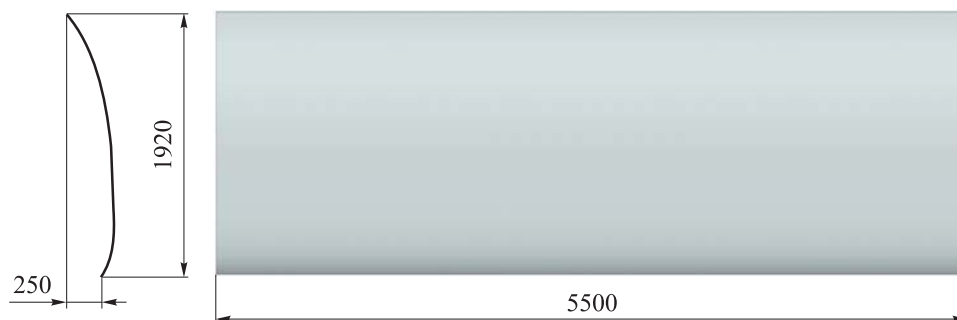


Рис. 2. Криволинейная панель вертолета

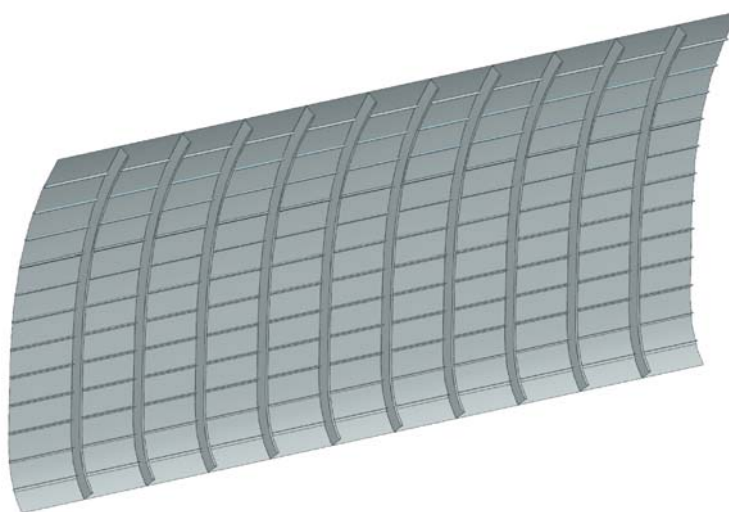


Рис. 3. Панель вертолета, подкрепленная стрингерами и шпангоутами

Для габаритов данного листа было принято решение использовать шесть точек с первоначальным отступом от каждого края листа, равным 100 мм (табл. 1), далее — с шагом 100 мм. Отступ в 100 мм принимается минимально допустимым для обеспечения возможности выполнять соединения по краю панели.

При моделировании не учитывается конструкция самой рамы, так как при необходимости ее можно изменить, чтобы придать раме дополнительную жесткость. Грузоподъемность современных промыш-

ленных роботов позволяет поднимать и перемещать панели на требуемое расстояние (например, робот с грузоподъемностью 1000 кг может перемещать панель массой 35 кг). Возможные точки крепления рамы к панели показаны на рис. 4.

Таблица 1

Расстояния между угловыми точками креплений

Номер набора	Длина между точками, мм	Высота между точками, мм	Расстояние от длинного края, мм
1	5300	1720	100
2	5100	1520	200
3	4900	1320	300
4	4700	1120	400
5	4500	920	500
6	4300	720	600
7	4100	520	700
8	3900	320	800



Рис. 4. Совмещенные варианты точек крепления рамы к панели

Во время сборочных процессов необходимо учитывать расположение панели в конструкции вертолета. От этого зависит положение панели при позиционировании. На рис. 5 приведены основные варианты расположения панели — от нижнего горизонтального (рис. 5, а) до верхнего (рис. 5, д) с шагом 45°.

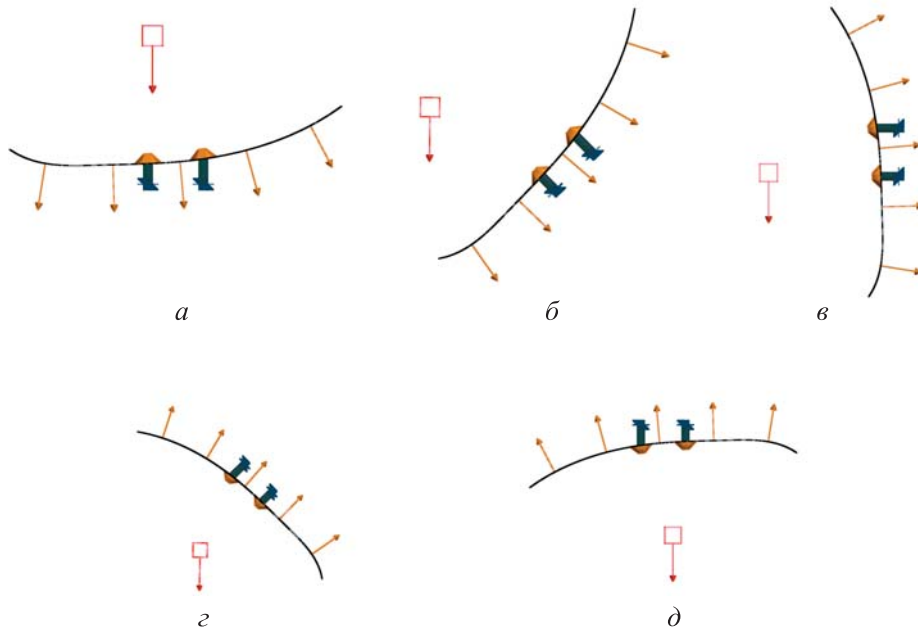


Рис. 5. Варианты расположения панели с углом наклона, равными: -90° (а), -45° (б), 0° (в), 45° (г), 90° (д)

Результаты моделирования неподкрепленной обшивки. Результаты моделирования показали, что в оптимальном случае закрепления с отступом 100 мм и при угле наклона 0° максимальное перемещение составляет 2,13 мм (рис. 6).

Максимальные значения перемещения при угле наклона 0° составили 91,09 мм — в случае с отступом точек крепления от длинного края на 800 мм (рис. 7).

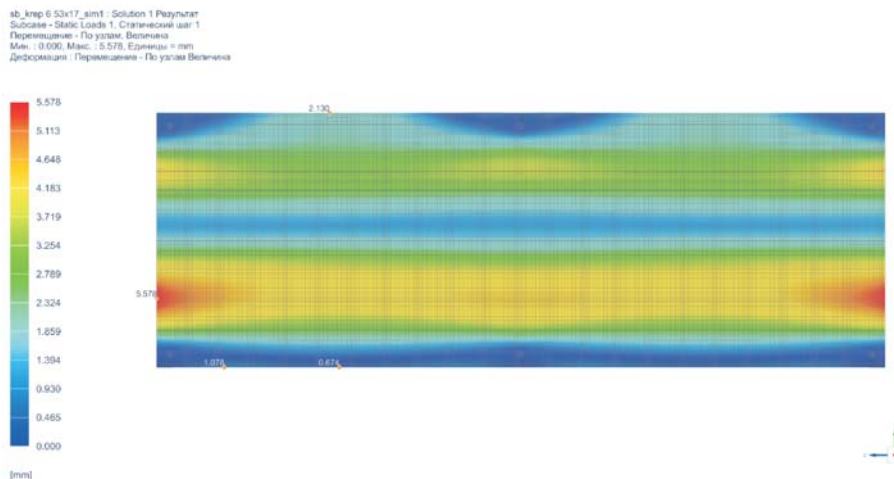


Рис. 6. Деформация обшивки при угле наклона 0° и отступе точек фиксации на 100 мм

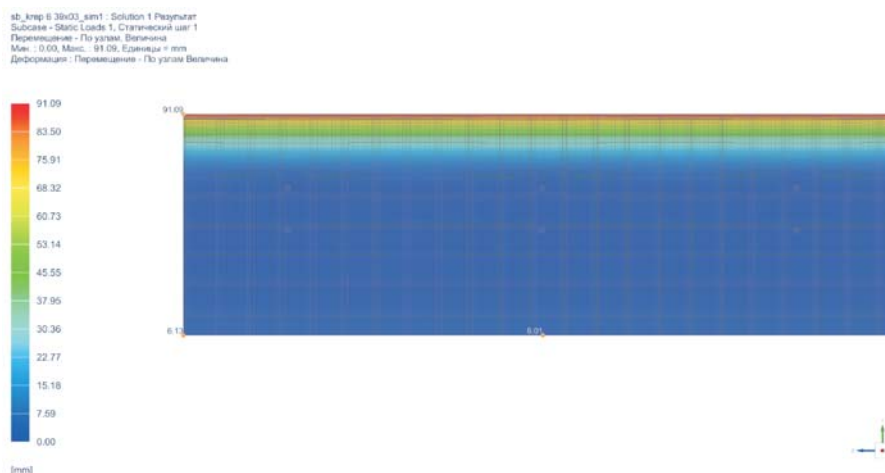


Рис. 7. Деформация обшивки при угле наклона 0° и отступе точек фиксации на 800 мм

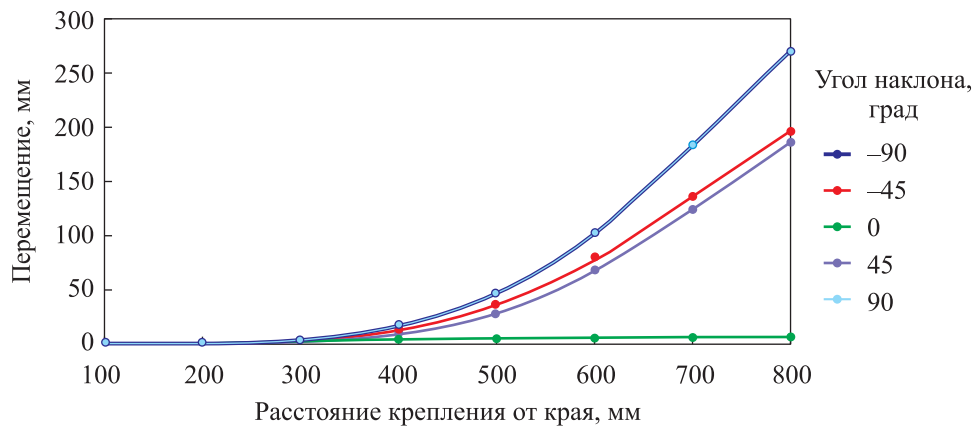
Значения перемещения краев панели представлены в табл. 2. Из-за переменной кривизны обшивки перемещения верхнего и нижнего краев листа оказались несимметричными и попали в разные категории.

Таблица 2

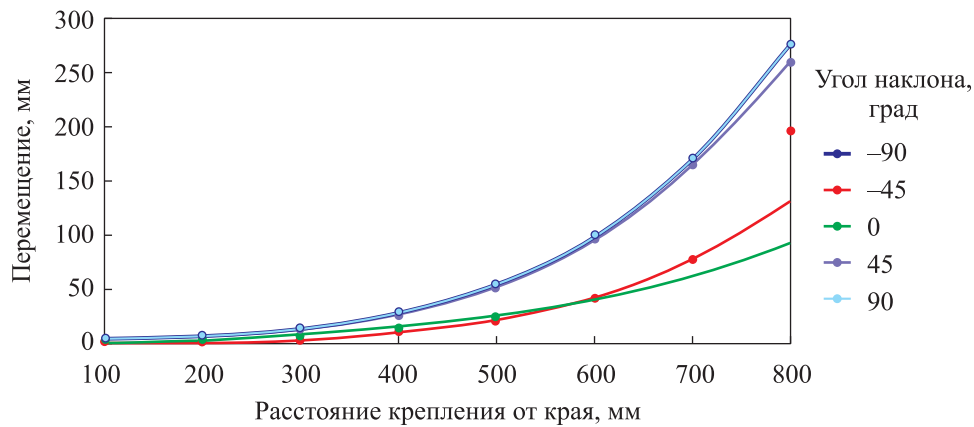
Перемещение краев панели

Расстояние от длинного края, мм	Перемещение, мм, при угле наклона				
	-90°	-45°	0°	45°	90°
<i>Нижний край</i>					
100	2,415	2,142	1,078	1,241	2,4
200	1,354	0,877	0,124	1,048	1,366
300	4,81	4,434	1,862	2,23	4,81
400	17,45	14,88	3,79	9,79	17,45
500	46,69	36,76	5,49	29,27	46,69
600	102,62	77,12	6,64	68,01	102,72
700	183,9	134,94	6,6	124,7	183,9
800	270,63	196,23	6,13	187,06	270,63
<i>Верхний край</i>					
100	4,155	2,008	2,13	4,46	4,169
200	6,523	3,142	2,111	6,128	6,553
300	12,37	4,637	5,813	12,86	12,37
400	25,48	9,39	12,21	26,65	25,48
500	52,17	20,6	23,03	53,18	52,17
600	97,18	40,9	39,34	96,56	97,18
700	169,12	76,02	61,61	163,17	169,12
800	274,36	129,59	91,09	258,41	274,36

Для анализа результатов были построены графики зависимости максимального перемещения краев панели от расположения точек крепления панели (рис. 8) и проведена аппроксимация графиков. Формулы аппроксимации и значения ее достоверности R^2 даны в табл. 3.



а



б

Рис. 8. Зависимость перемещения нижнего (а) и верхнего (б) краев панели от угла наклона

Таблица 3

Аппроксимация графиков деформации нижнего и верхнего краев панели

Методы аппроксимации	Угол наклона		
	0°	45°	90°
<i>Нижний край</i>			
Степенная формула	$y = 0,0004x^{1,4621}$	$y = 10^{-6}x^{2,7441}$	$y = 3 \cdot 10^{-6}x^{2,6468}$
достоверность R^2	0,5563	0,8512	0,8441

Методы аппроксимации	Угол наклона, град		
	0°	45°	90°
Полином второй степени: формула	$y = -9 \cdot 10^{-6}x^2 + 0,0179x - 1,8387$	$y = 0,0006x^2 - 0,3017x + 31,164$	$y = 0,0009x^2 - 0,4079x + 41,713$
достоверность R^2	0,8852	0,9953	0,9964
<i>Верхний край</i>			
Степенная: формула	$y = 0,0001x^{1,9743}$	$y = 0,0002x^{2,0493}$	$y = 0,0001x^{2,0834}$
достоверность R^2	0,904	0,9132	0,9145
Полином второй степени: формула	$y = 0,0002x^2 - 0,0939x + 10,527$	$y = 0,0008x^2 - 0,3486x + 39,97$	$y = 0,0008x^2 - 0,3991x + 46,006$
достоверность R^2	0,9982	0,993	0,9905

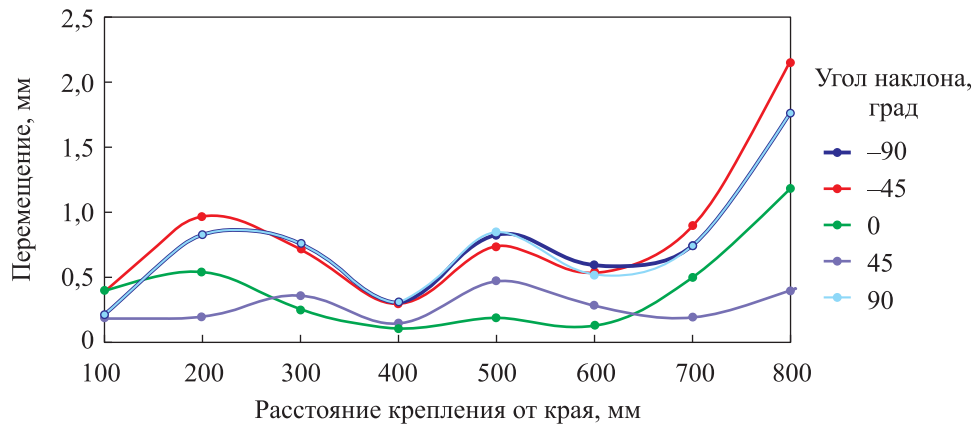
Максимальная деформация краев обшивки наблюдается при ее горизонтальном расположении.

Результаты моделирования подкрепленной обшивки. Так как возросла жесткость конструкции, очевидно, что перемещения существенно уменьшились. Результаты моделирования показали, что деформация края панели снизилась более чем на два порядка. При этом зависимость перемещения от расположения точки фиксации перестала быть монотонной (рис. 9). Значения перемещения при разных вариантах закрепления панели приведены в табл. 4.

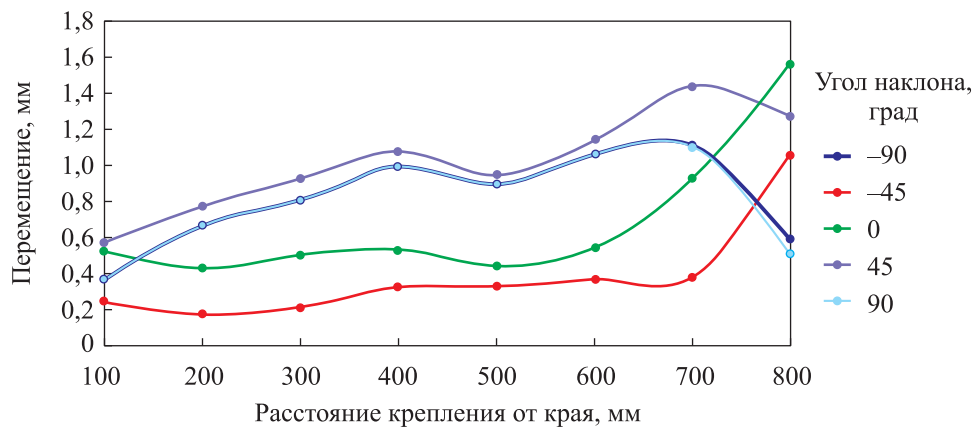
Аппроксимация графиков деформации подкрепленной панели не проводилась.

Согласно результатам моделирования, перемещение края при отступе 200 мм больше перемещения края при отступе 300 мм (рис. 10, 11). Существенное влияние на значения максимальной деформации оказывает расположение точек фиксации панели на технологической раме.

На расстоянии от длинного края 100...700 мм значения перемещения варьируются в пределах 0,221...1 мм, но при отступе от края 800 мм перемещение резко возрастает (см. табл. 4). Однако в этом случае крепление рамы также приходится на неподкрепленную часть панели. При отступе 700 мм рама частично крепится к силовому набору. Эти данные показывают, что технологическую оснастку следует крепить в местах повышенной жесткости.



а



б

Рис. 9. Зависимость перемещения нижнего (а) и верхнего (б) краев подкрепленной панели от угла наклона

Таблица 4

Перемещения края панели

Расстояние от длинного края, мм	Перемещение, мм, при угле наклона				
	-90°	-45°	0°	45°	90°
<i>Нижний край</i>					
100	0,221	0,397	0,4	0,189	0,221
200	0,833	0,974	0,544	0,204	0,833
300	0,765	0,719	0,253	0,363	0,765
400	0,323	0,307	0,107	0,151	0,323
500	0,837	0,737	0,191	0,467	0,851
600	0,598	0,544	0,126	0,284	0,523
700	0,752	0,893	0,489	0,191	0,752
800	1,774	2,144	1,185	0,403	1,774

Расстояние от длинного края, мм	Перемещение, мм, при угле наклона				
	-90°	-90°	-90°	-90°	-90°
<i>Верхний край</i>					
100	0,367	0,24	0,521	0,573	0,367
200	0,672	0,174	0,429	0,778	0,672
300	0,81	0,216	0,505	0,93	0,81
400	0,994	0,324	0,537	1,082	0,994
500	0,903	0,326	0,443	0,952	0,903
600	1,066	0,37	0,543	1,138	1,066
700	1,115	0,379	0,933	1,449	1,115
800	0,591	1,064	1,569	1,28	0,517

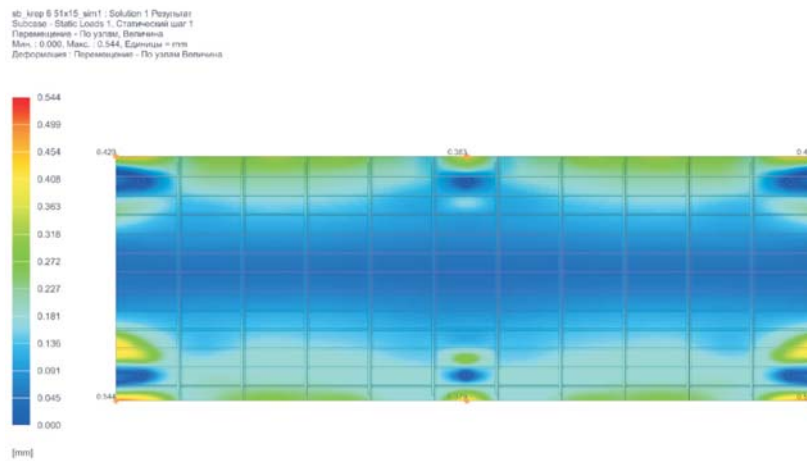


Рис. 10. Перемещение подкрепленной панели при отступе 200 мм и угле наклона 0° (точки фиксации не совпадают с местом усиления)

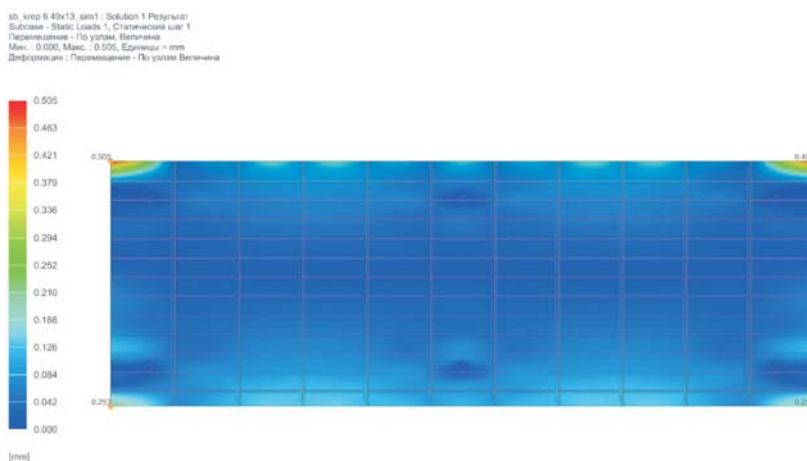


Рис. 11. Перемещение подкрепленной панели при отступе 300 мм и угле наклона 0° (точка фиксации совпадает с зоной усиления)

Практическая значимость работы. Результаты расчетов позволяют принять предварительные решения в части расположения точек фиксации при конструировании технологической оснастки, необходимой для позиционирования панелей вертолета при сборке.

Заключение. Анализ перемещения краев панели в зависимости от точек крепления рамы позволяет сделать следующие выводы.

1. При позиционировании неподкрепленной панели независимо от схемы закрепления деформация свободного края достигает значений, недопустимых при сборке авиационной техники.

2. Установка подкрепленной панели позволяет провести ее позиционирование с помощью промышленного манипулятора. Разброс значений перемещения свободного края указывает на необходимость проведения дополнительных исследований в части влияния геометрии подкрепляющего (силового) набора панели.

3. При наличии технической возможности рекомендуется выбирать места крепления панели в зонах подкрепления.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Bédier C., Vancauwenberghe M., van Sintern W. The growing role of emerging markets in aerospace. *The McKinsey Quarterly*. URL: <https://www.mckinsey.com/industries/travel-logistics-and-infrastructure/our-insights/the-growing-role-of-emerging-markets-in-aerospace> (дата обращения 24.03.2024).
- [2] Schwake K., Wulfsberg J. Robot-based system for handling of aircraft shell parts. In: *5th CIRP Conference on Assembly Technologies and Systems*. Dresden, 2014, vol. 23, pp. 104–109. <https://doi.org/10.1016/j.procir.2014.10.081>
- [3] Schmitt R., Witte A., Janßen M., Bertelsmeier F. Metrology assisted assembly of airplane structure elements. In: *5th CIRP Conference on Assembly Technologies and Systems*. Dresden, 2014, vol. 23, pp. 116–121. <https://doi.org/10.1016/j.procir.2014.10.073>
- [4] Mikrut S., Brzęczek J. Studies on external geometry of a plane with photogrammetric methods and laser scanning. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2020, vol. XLIII-B2-2020, pp. 459–464. DOI: 10.5194/isprs-archives-XLIII-B2-2020-459-2020
- [5] Пикалов А.А. Применение роботизированных систем при сборке авиационных конструкций, содержащих смешанные пакеты КМУ-Ti-Al. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2014, т. 16, № 1 (5), с. 1550–1556.
- [6] Xiao1 Q.D., Zhang L.A., Ganeand L., Cheng T. Research on automatic assembly technology for final assembly of helicopter fuselage. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 638. DOI: 10.1088/1757-899X/638/1/012009
- [7] Ramirez J., Wollnack J. Flexible automated assembly systems for large CFRP-structures. *Procedia Technology*, 2014, vol. 15, pp. 447–455.
- [8] Терешонков В.А., Прокопенко Д.А. Анализ стоимости использования лазерного трекера в сборке агрегата планера воздушного судна по сравнению с традиционными методами сборки с использованием и без использования КМ. *Вестник УГАТУ*, 2021, т. 25, № 3 (93), с. 80–88.

- [9] Williams G., Chalupa E., Billieu R., Murphy J., Swager D. Gaugeless tooling. *SAE Technical Paper 982147*, 1998, pp. 1241–1246. <https://doi.org/10.4271/982147>
- [10] Scholz F. *Hole Alignment Tolerance Stacking Issues*. M&CT-TECH-99-025, 1999, pp. 91–95.
- [11] Xia Liu, Luling An, Zhiguo Wang, Changbai Tan, Xiaoping Wang, Shouxin Yu. Assembly variation analysis of aircraft panels under part-to-part locating scheme. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, vol. 2019, iss. 1. <https://doi.org/10.1155/2019/9563596>
- [12] Ахатов Р.Х., Однокурцев К.А., Зыкова Е.В. Технология монтажа сборочной оснастки с применением промышленного робота. *Вестник машиностроения*, 2018, № 6, с. 23–29.
- [13] Yun Bo Bi, Yong Chao Li, Yi Hang Jiang, Jiang Xiong Li, Wei Wang, Mian Gao, Shuo Li. An industrial robot based drilling system for aircraft structures. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, vols. 433–435, pp. 151–157.

Статья поступила в редакцию 04.04.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ковалевич М.В., Давыдов П.К. Анализ деформаций панелей фюзеляжа при автоматизированной бесстапельной сборке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 9. EDN IYCEKP

Ковалевич Михаил Владимирович — канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой 1201 «Технология производства летательных аппаратов» МАИ. e-mail: kovalevich_mv@mail.ru

Давыдов Павел Константинович — аспирант кафедры 1201 «Технология производства летательных аппаратов» МАИ. e-mail: haf0@ya.ru

Analyzing the fuselage panels deformation in the automated jigless assembly

© M.V. Kovalevich, P.K. Davydov

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russian Federation

The paper presents a study of the technological process in automated fuselage panels jointing. The process includes the panels' installation using the CNC positioners in the required position and subsequent connections jointing with the structure mating elements. Unlike the aircraft construction, the paper proposes to introduce an industrial manipulator instead of the positioning columns. Tooling is required to fasten the panels when using the industrial manipulator. Deformation of the skin edges that affects the assembly quality should be taken into consideration in the panel positioning. Study objective is the deformation process in the structure during positioning. The paper is devoted to analyzing options in positioning the attachment points of a typical helicopter panel when basing with an industrial manipulator. The analysis applied the finite element simulation in the Nastran NX software program. Deformation values for the edge sections of the reinforced and unreinforced typical helicopter skins were obtained. Based on the data obtained, recommendations are formulated for positioning the tooling attachment points to the panel.

Keywords: robotization, industrial manipulator, tooling, information basing, index points, helicopter fuselage

REFERENCES

- [1] Bédier C., Vancauwenberghe M., van Sintern W. The growing role of emerging markets in aerospace. *The McKinsey Quarterly*. Available at: <https://www.mckinsey.com/industries/travel-logistics-and-infrastructure/our-insights/the-growing-role-of-emerging-markets-in-aerospace> (accessed March 24, 2024).
- [2] Schwake K., Wulfsberg J. Robot-based system for handling of aircraft shell parts. In: *5th CIRP Conference on Assembly Technologies and Systems*. Dresden, 2014, vol. 23, pp. 104–109. <https://doi.org/10.1016/j.procir.2014.10.081>
- [3] Schmitt R., Witte A., Janßen M., Bertelsmeier F. Metrology assisted assembly of airplane structure elements. In: *5th CIRP Conference on Assembly Technologies and Systems*. Dresden, 2014, vol. 23, pp. 116–121. <https://doi.org/10.1016/j.procir.2014.10.073>
- [4] Mikrut S., Brzęczek J. Studies on external geometry of a plane with photogrammetric methods and laser scanning. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2020, vol. XLIII-B2-2020, pp. 459–464. <https://10.5194/isprs-archives-XLIII-B2-2020-459-2020>
- [5] Pikalov A.A. Primenenie robotizirovannykh sistem pri sborke aviatsionnykh konstruktсий, soderzhashchikh smeshannye pakety KМУ-Ti-Al [Use of the robotized systems at assembly of aviation constructions containing the mixed packets from carbon fiber reinforced polymer and titanium and aluminum alloys]. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk — Izvestiya of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Science*, 2014, vol. 16, no. 1 (5), pp. 1551–1556.

- [6] Xiao Q.D., Zhang L.A., Gan L., Cheng T. Research on automatic assembly technology for final assembly of helicopter fuselage. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol 638.
<https://10.1088/1757-899X/638/1/012009>
- [7] Ramirez J., Wollnack J. Flexible automated assembly systems for large CFRP-structures. *Procedia Technology*, 2014, vol. 15, pp. 447–455.
- [8] Tereshonkov V.A., Prokopenko D.A. Analiz ispolzovaniya lazernogo trekera v sborke agregata planera vozdušnogo sudna po sravneniyu s traditsionnymi metodami sborki s ispolzovaniem i bez ispolzovaniya KM [Analysis of the cost of using a laser tracker in the assembly of an aircraft airframe assembly compared to traditional assembly methods with and without the use of CM]. *Vestnik UGATU — Vestnik USATU*, 2021, vol. 25, no. 3 (93), pp. 80–88.
- [9] Williams G., Chalupa E., Billieu R., Murphy J., Swager D. Gaugeless Tooling. *SAE Technical Paper*, 1998, no. 982147, pp. 1241–1246.
<https://doi.org/10.4271/982147>
- [10] Scholz F. Hole alignment tolerance stacking issues. *M&CT-TECH-99-025*, 1999, pp. 91–95.
- [11] Xia L., Luling A., Zhiguo W., Changbai T., Xiaoping W., Shouxin Yu. Assembly variation analysis of aircraft panels under part-to-part locating scheme. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, vol 2019, iss. 1.
<https://doi.org/10.1155/2019/9563596>
- [12] Akhatov R.Kh., Odnokurtsev K.A., Zykova E.V. Tekhnologiya montazha sborochnoy osnastki s primeneniem promyshlennogo robota [Technology of assembly equipment mounting with the use of industrial robot]. *Vestnik mashinostroenia*, 2018, no. 6, pp. 23–29.
- [13] Yun B., Yong Ch., Yi H., Jiang X., Wei W., Mian G., Shuo L. An industrial robot based drilling system for aircraft structures. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, vols. 433–435, pp. 151–157.

Kovalevich M.V., Cand. Sc. (Eng), Associate Professor, Head of the Department 1201 “Technology of Aircraft Production”, Moscow Aviation Institute.
e-mail: kovalevich_mv@mail.ru

Davydov P.K., Postgraduate, Department 1201 “Technology of Aircraft Production”, Moscow Aviation Institute. e-mail: haf0@ya.ru