

Класифікація конструктивних і технологічних параметрів кесонних конструкцій із полімерних композиційних матеріалів

В. А. Пасічник¹⁾, О. О. Хмуренко²⁾

¹⁾ *Механіко-машинобудівний інститут НТУУ «КПІ», проспект Перемоги, 37, Київ, Україна, 03056*

Article info:

Paper received:

17 November 2015

The final version of the paper received:

09 December 2015

Paper accepted online:

10 December 2015

Correspondent Author's Address:

¹⁾ pasichnyk@ukr.net

Розглянуто вплив специфічних конструктивних і технологічних параметрів складових частин конструкцій із полімерних композиційних матеріалів на окремі процедури їх моделювання. Подано результати аналізу сучасних авіаційних конструкцій із різними частками неметалевих матеріалів у складових елементах, а також технологій їх складання. Запропоновано актуальний класифікатор кесонних конструкцій, що відображає основні параметри складових частин із композиційних матеріалів та дає можливість сформулювати специфічні конструктивні й технологічні вимоги до конструкції. Специфічні вимоги дозволять забезпечити коректну імітацію неструктурованості та анізотропії властивостей композиційних матеріалів окремих складових частин при конструктивно-технологічному моделюванні складаної конструкції в цілому. Запропоновані рішення дозволять полегшити процедури оцінювання та забезпечення параметрів якості складаних конструкцій із композиційних матеріалів.

Ключові слова: специфічні вимоги при моделюванні, складана композиційна конструкція, класифікатор.

ВСТУП

Із розвитком конструкційних матеріалів для авіабудування, а саме широким використанням полімерних композиційних матеріалів (далі – ПКМ), виникає ряд науково-технічних проблем на різних етапах життєвого циклу порівняно з класичною металевією конструкцією. Наприклад, на етапах проектування та підготовки виробництва виникає проблема моделювання безпосередньо складових частин (далі – СЧ) різних конструкцій із ПКМ і технологій їх виготовлення. Пов'язано це з тим, що ПКМ відрізняються складною неоднорідною структурою та мають анізотропні властивості. Цей фактор викликає необхідність опису та врахування специфічних конструктивних і технологічних параметрів (далі – КТП) при вирішенні завдань моделювання таких конструкцій, а також оцінювання параметрів їх якості. Такі специфічні КТП будуть унікальними для індивідуальних конструкцій, а можливості аналізу моделей, побудованих з їх врахуванням, будуть значно обмежені.

Тому актуальною є мета розроблення універсальної методики формування специфічних вимог при моделюванні конструкцій із ПКМ, яка дозволить врахувати КТП окремих складових частин та коректно оцінити й забезпечити параметри якості складаної конструкції в цілому. Для досягнення такої мети необхідно провести аналіз конструктивних і технологічних параметрів та особливостей сучасних авіаційних конструкцій із ПКМ (пропонуєть-

ся на прикладі кесонних конструкцій (далі – КК), та виконати їх систематизацію, класифікацію й типізацію. У такому вигляді специфічні КТП КК із ПКМ будуть доступні для врахування при вирішенні загальних задач конструктивного і технологічного моделювань.

Конструктивні особливості сучасних авіаційних КК із ПКМ

Одна з перших апробованих концепцій застосування ПКМ у конструкції крила магістрального літака [1], а саме у верхній та нижній панелях, передбачає, що панелі складаються із чотирьох секцій обшивки, підкріплюються стрингерами. Силкові елементи, такі як лонжерони з кронштейнами навіски механізації та нервюри виконані з металевих матеріалів (далі – ММ), що забезпечує задані параметри міцності та жорсткості. Завдання щодо виконання з'єднань панелей із силковими елементами вирішене застосуванням окремих конструктивних елементів – компенсаторів (рис. 1). Така концепція дає можливість зменшити масу несилкових СЧ.

Робота [2] описує можливість застосування ПКМ у силкових елементах. Стрілоподібне крило складається з металевих нервюр (37 од.) та панелей, а стінка лонжеронів та нижні пояси виконані із ПКМ. До конструкції такого крила також входять компенсатори.

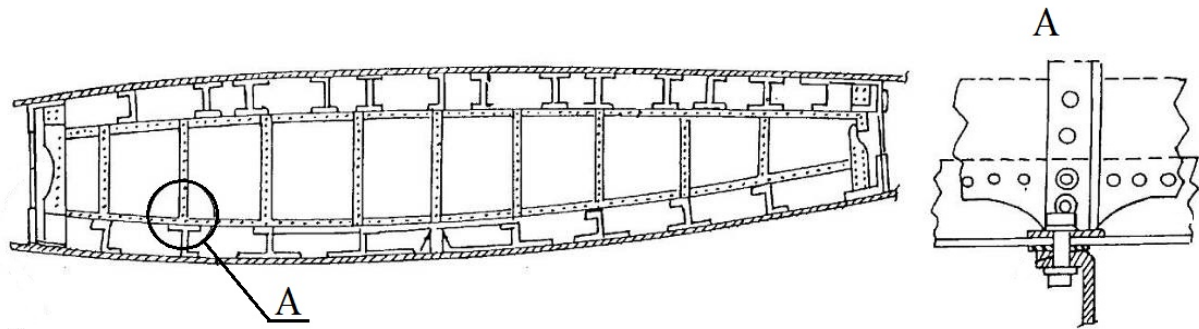


Рисунок 1 – Застосування компенсаторів у КК

Така конструкція дає можливість зменшити масу силових елементів, не знижуючи їх міцності та конструкції в цілому.

У КК таких літаків, як A350 [3] та Bombardier CSeries [4], ПКМ більше застосовується, ніж у вищезазначених, а саме: панелі та лонжерони виконані повністю із ПКМ, а нервюри – із ММ. Такі варіанти компонування значно знижують трудомісткість процесів виготовлення окремих СЧ та їх складань за рахунок мінімізації кількості з'єднань.

У працях [5 - 10] наведені варіанти КК, що містять основні конструктивні частини із ПКМ. КК, описана у працях [6], передбачає наявність компенсаторів, та при цьому з'єднання стінок нервюр та лонжеронів виконуються з використанням металевих фітингів, що також відіграють роль компенсуювальних елементів при складанні (рис. 2). Використання металевих деталей передбачає наявність заклепкових або болтових з'єднань, що підвищує трудомісткість складальних робіт для таких конструкцій.

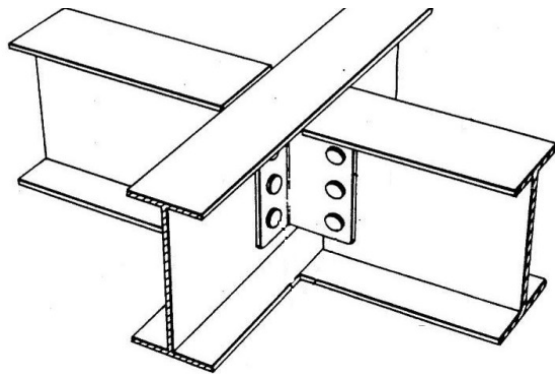


Рисунок 2 – Перестигувальні фітинги при з'єднанні елементів КК

У праці [7] конструкція крила являє собою монолітну частину планера літака. Поздовжні силові елементи такого крила мають трикутний переріз та сформовані з обшивками. Праця [8] описує концепцію «рівномісного крила», що характеризується малою кількістю нервюр (4 од.), лонжеронів та несучих панелей. Особливістю крила [9] є те, що нижня панель сформована з переднім лонжероном, а верхня - із заднім. Вищезазначені конструкції забезпечують зниження трудомісткості

складальних робіт при збереженні доцільності схеми членування агрегата.

Технологічність сучасних авіаційних КК із ПКМ

У працях [2, 4, 5, 6, 7, 9, 10] наведені варіанти зменшення кількості СЧ, що подаються на складання, і на цій основі - підвищення технологічності конструкції. Для КК, що містять СЧ із ПКМ, основним методом є створення інтегральної конструкції, яка пованна характеризуватись якомога більшою кількістю суцільно відформованих СЧ. Окремі конструктивні й технологічні рішення (далі – КТР), що реалізують таку концепцію можна навести наступним чином:

- верхні та нижні панелі являють собою обшивки, відформовані разом із стрингерами та поясами лонжеронів і нервюр [1, 5];
- панелі являють собою обшивки, відформовані разом із стрингерами [3, 4];
- верхні та нижні панелі являють собою обшивки, відформовані разом із стрингерами та лонжеронами [6];
- монолітна КК складається із лонжеронів та намотаної обшивки [7];
- нижні панелі являють собою обшивки, відформовані разом із переднім лонжероном, стрингерами та поясами нервюр [9];
- верхні панелі являють собою обшивки, відформовані разом із заднім лонжероном, стрингерами та поясами нервюр [9, 10].

У результаті реалізації вищезазначених КТР вартість складання КК була знижена на рівні 20% порівняно з аналогічною металевою конструкцією.

У результаті реалізації вищезазначених КТР вартість складання КК була знижена на рівні 20%, в порівнянні з аналогічною металевою конструкцією.

У працях [11 - 15] описаний підхід щодо забезпечення технологічності КК із ПКМ, який передбачає застосування модульного принципу складання, тобто паралельне складання окремих СЧ у спеціальних складальних пристосуваннях (далі – СП) – модулях, з послідовною передачею на наступні етапи до складання агрегата та планера в цілому, не знімаючи СЧ із модуля. Такий підхід значно знижує трудомісткість складальних робіт, за рахунок автоматизації СП та забезпечує стабільну точність за рахунок незмінності баз на різних етапах складання, але недоліками є висока вартість модулів та необхідність використовувати їх комплектно для

забезпечення необхідного такту складання.

Для розуміння місця різних технічних рішень подамо їх у системі координат «Ступінь використання ПКМ – складові елементи КК» (рис. 3).

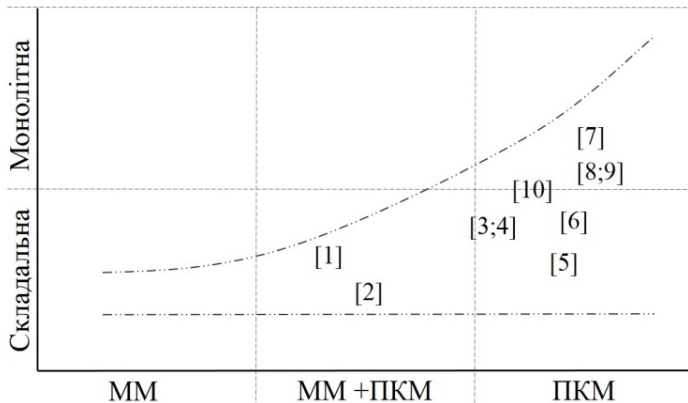


Рисунок 3 – Зв'язок конструктивних особливостей КК з матеріалами конструкції

Наведений на рис. 3 аналіз є частковим, проте він свідчить, що збільшення частки ПКМ у конструкціях літака викликає передумови створення монолітних конструкцій, залишаючи в той самий час можливість застосовувати складальні конструкції, що в сукупності призводить до збільшення кількості варіантів конструктивних рішень та висуває нові вимоги до технологій їх реалізації.

Класифікатор КК із ПКМ

Класифікація КК із ПКМ повинна проводитися згідно з правилами поділу заданої множини специфічних КТП на підмножини (класифікаційні групи) відповідно до встановлених ознак їх відмінності чи подібності. Було висунуто такі вимоги для обраної системи класифікації:

- достатня ємність і необхідна повнота, що гарантують охоплення всіх специфічних КТП КК;

- виправдана глибина оцінювання КТП;
- можливість розширення номенклатури КТП і внесення необхідних змін до структури класифікації;
- забезпечення можливості сполучення з іншими класифікаціями однорідних КТП;
 - забезпечення простоти ведення класифікатора КК.

Проаналізувавши переваги та недоліки основних методів класифікації [16], було зроблено вибір на користь фасетного методу. Для визначення складів фасетів класифікатора КК необхідно визначити класифікаційні ознаки специфічних КТП, що потребує ряд припущень. Типова КК складається з панелей (верхньої – **ВП** та нижньої – **НП**), лонжеронів (переднього – **ПЛ**, заднього – **ЗЛ** та рядових – **РЛ**) та нервюр (кореневої – **КорН**, кінцевої – **КінН**, силових – **СН** і типових – **ТН**) (рис. 4).

Застосування варіантів технологій з'єднань та компенсації відхилень для різних КК і матеріалів їх СЧ подане на рис. 5.

Для вищезазначених технологічних параметрів КК із ПКМ запропонована така система кодування: *конструкція* – *К* (ММ – 1; ММ + ПКМ – 2; ПКМ – 3), *технологічність* – *Т* (складальна *К* – 1; монолітна *К* – 2), *технологія виробництва* – *В*: *виготовлення* *К1_Т2* (механічна обробка – 1; обробка тиском – 2); *виготовлення* *К2_Т2/К3_Т2* (формування – 1; формування – 2); *складання* *К1_Т1/К2_Т1/К3_Т1* (за БП – 1; за БО – 2; за СО – 3), *з'єднання* – 3 (клеєві – 1; заклепкові – 2; болтові – 3; болтозаклепкові – 4; спеціальні – 5), *компенсація* – *КМП* (рідкий заповнювач – 1; металевий компенсатор – 2). Так, наприклад, КК із ПКМ, що складається за БП клейовими з'єднаннями з використанням рідкого заповнювача, буде записуватись таким чином: «*К3_Т1_В1_31_КМП1*». Значення 0 позначатиме невизначеність за заданим параметром.

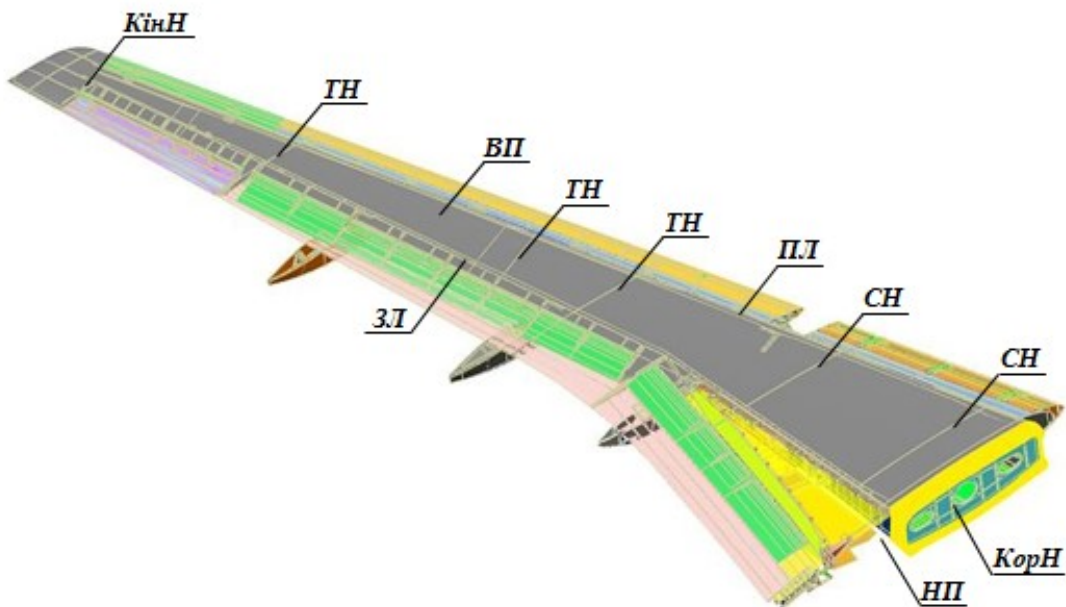


Рисунок 4 – Від'ємна частина крила з прикладом типової КК

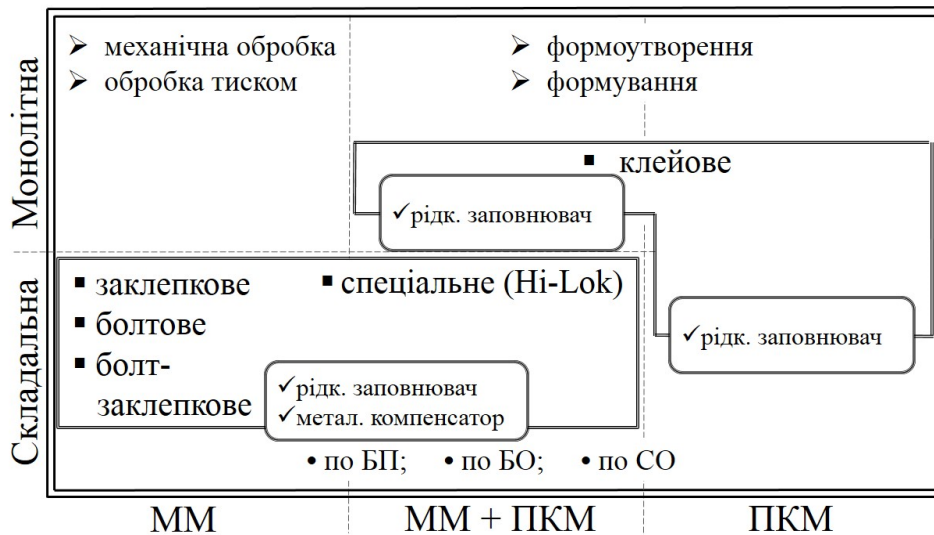


Рисунок 5 – Фасети технологічних параметрів КК із ПКМ:

– технологія виробництва;
 – технологія виконання з'єднань;
 – вид компенсації

Деталізація технологічних операцій виконання з'єднань, що можуть застосовуватися для різних матеріалів СЧ КК, наведена в табл. 1, де 1 – операція застосовується; 0 – операція не застосовується.

Під час вирішення вищезазначених завдань також необхідно проаналізувати з'єднання розглянутих СЧ КК із ПКМ між собою. Для цього необхідно побудувати відповідну матрицю істинності з'єднань

(рис. 6), яка дасть можливість скоротити поставлену задачу, шляхом виключення тих, які не можуть мати місце в реальних КК. У побудованій матриці істинності також використовується прийнята система кодування, де 1 – сполучення присутнє; 0 – сполучення відсутнє.

Таблиця 1 - Фасети технологічних параметрів з'єднань у КК із ПКМ

Технологічні операції	Матеріали			Примітки
	ММ	ММ + ПКМ	ПКМ	
<i>Технологія виконання отворів під кріпильний елемент</i>				
Свердління	1	1	1	
Розсвердлення	1	1	1	
Зенкерування	1	1	0	
Розгорнення	1	1	1	
Протягування	1	1	1	
Зенкування	1	1	1	
Зміцнення	1	0	0	
<i>Технологія устанавлення кріпильного елемента в отвір</i>				
Устанавлення із зазором	1	1	1	
Забивання	1	0	0	для ПКМ можливо лише з використанням втулок
Запресування	1	0	0	
Затягування	1	0	0	
<i>Технологія виконання замикального елемента</i>				
Ударне *	1	0	0	* – для заклепкових з'єднань
Імпульсне*	1	0	0	
Пресове*	1	1	1	
Розкочування*	1	1	1	
Згвинчування	1	1	1	для ПКМ – значні обмеження крутного моменту
Устанавлення шайб	1	1	1	
<i>Додаткові операції</i>				
Механічна обробка	1	0	0	

<i>СЧ</i>	<i>ВП</i>	<i>НП</i>	<i>ПЛ</i>	<i>ЗЛ</i>	<i>РЛ</i>	<i>КорЛ</i>	<i>КінЛ</i>	<i>СН</i>	<i>ТН</i>
<i>ВП</i>	0	0	1	1	1	1	1	1	1
<i>НП</i>	0	0	1	1	1	1	1	1	1
<i>ПЛ</i>	1	1	0	0	0	1	1	1	1
<i>ЗЛ</i>	1	1	0	0	0	1	1	1	1
<i>РЛ</i>	1	1	0	0	0	1	1	1	1
<i>Корн</i>	1	1	1	1	1	0	0	0	0
<i>КінЛ</i>	1	1	1	1	1	0	0	0	0
<i>СН</i>	1	1	1	1	1	0	0	0	0
<i>ТН</i>	1	1	1	1	1	0	0	0	0

Рисунок 6 – Матриця істинності з'єднань СЧ КК із ПКМ

ВИСНОВКИ

Аналіз сучасних конструкцій крил літальних апаратів, що містять СЧ із ПКМ із точки зору їх конструктивних параметрів та особливостей, а також забезпечення їх технологічності, засвідчив, що зазначені КТП є специфічними та кардинально відрізняються від аналогічних параметрів металевих конструкцій.

Результатом систематизації, класифікації та типізації таких специфічних КТП став класифікатор КК, що має розвинену структуру та відображає всі істотні КТП. У цілому запропонований класифікатор являє собою базис універсальної методики формування специфічних вимог при розв'язанні загальних задач моделювання розглянутих конструкцій із ПКМ.

Classification of constructive and technological parameters of caisson structures made of carbon fiber reinforced plastic

V. A. Pasichnik¹⁾, O. O. Khmurenko²⁾

^{1), 2)} National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute", Institute of Mechanical Engineering, 37, Victory Avenue, Kyiv, Ukraine, 03056

The paper considers influence of specific structural and technological parameters of structures components made of carbon fiber reinforced plastic on separate proceedings modeling. The results from the analysis of modern aircraft structures with different proportions of non-metallic materials in constituent elements, as well as technologies for their assembly are presented. The actual caisson structures qualifier, which reflects the basic parameters of the component parts made of carbon fiber reinforced plastic and allows creating specific design and technological requirements for the modeling was developed. Specific requirements will ensure the correct simulation of not structured and anisotropy of composite materials of some parts in design and technological simulation of assembly as a whole. Proposed solutions will facilitate evaluation procedures and ensure quality parameters of prefabricated structures made of composite materials.

Keywords: specific requirements for modeling; composite structures; qualifier.

Классификация конструктивных и технологических параметров кессонных конструкций из полимерных композиционных материалов

В.А. Пасечник¹⁾, А. А. Хмуренко²⁾

^{1), 2)} *Механико-машиностроительный институт НТУУ «КПИ», проспект Победы, 37, г. Киев, Украина, 03056*

Рассмотрено влияние специфических конструктивных и технологических параметров составных частей конструкций из полимерных композиционных материалов на отдельные процедуры их моделирования. Представлены результаты анализа современных авиационных конструкций с различными долями неметаллических материалов в составляющих элементах, а также технологий их сборки. Предложено актуальный классификатор кессонных конструкций, отражающий основные параметры составных частей из композиционных материалов и позволяющий сформировать специфические конструктивные и технологические требования к конструкции. Специфические требования позволят обеспечить корректную имитацию неструктурированности и анизотропии свойств композиционных материалов отдельных составных частей при конструктивно-технологическом моделировании сборной конструкции в целом. Предложенные решения позволят облегчить процедуры оценки и обеспечения параметров качества сборных конструкций из композиционных материалов.

Ключевые слова: специфические требования при моделировании, сборная композиционная конструкция, классификатор.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Пат. 12/416024 США, B21D53/88; B64F5/00; B64C1/00. Determinant Wing Assembly / Clayton Munk; Paul Nelson; David Strand / The Boeing Company. – № 8695219; Заявлено 31.03.2009; Опубликовано 15.04.2014. – 7 с.
2. Пат. 11/027570 США, B64C3/20. Aircraft wing composed of composite and metal panels / Victor Munsen, Daniel McGinty, Jan Kordel, Richard Tanner, Scott Ramton, Ian Burford / The Boeing Company. – № 7387277; Заявлено 29.12.2004; Опубликовано 17.07.2008. – 5 с.
3. Пат. 12/574849 США, B64F5/00; B64C1/00; B64C3/20. Composite wings near to major assembly / Siobhan Wagner. – № 7583098; Заявлено 19.10.2009; Опубликовано 27.12.2010. – 6 с.
4. Пат. 10/457398 США, B64C1/00; B64C3/20. C-Series Program Update / Bombardier. – № 3659089; Заявлено 09.07.2009; Опубликовано 17.01.2011. – 3 с.
5. Пат. 12/987630 США, B21D53/88; B64F5/00. AST Composite Wing Program / Michael Karal / The Boeing Company Bombardier. – № 8740985; Заявлено 12.08.2001; Опубликовано 16.12.2002. – 9 с.
6. Пат. 11/239856 США, B21D53/88; B64C3/20. Carbon Fibre Composite Wing Manufacture / Paul Charnock, Robert Brown, Colin Whaties. – № 7893450; Заявлено 18.09.1993; Опубликовано 09.01.1995. – 9 с.
7. Пат. 13/673928 США, B64C3/20; B21D53/88; B64F5/00. Composite Wing and Manufacturing Process Thereof / Sam Williams / Williams International Corporation. – № 6739820; Заявлено 28.11.1994; Опубликовано 29.12.1995. – 11 с.
8. Пат. 12/258947 США, B21D53/88; B64F5/00. Monolithic Composite Wing Manufacturing Process / Kari Appa. – № 6837620; Заявлено 18.10.2001; Опубликовано 19.12.2002. – 7 с.
9. Пат. 11/589607 США, B64C1/00; B64C3/20; B21D53/88; B64F5/00. Method of Manufacturing a Composite Material Wing / Shigeki Tanaka, Atsushi Harada / Fuji Jukogyo Kabushiki Kaisha. – № 8794562; Заявлено 28.12.2004; Опубликовано 10.01.2005. – 5 с.
10. Пат. 12/874930 США, B64C1/00; B64C3/20; B21D53/88; B64F5/00. Wing of Composite and Method of Fabricating the Same / Amaoka Kazuaki, Nagao Takayuki, Harada Atsushi, Takizawa Naoya, Hideyuki Sano, Tol Yasuhiro, Hiraki Megum / Fuji Jukogyo Kabushiki Kaisha. – № 5748973; Заявлено 15.04.2007; Опубликовано 13.11.2008. – 7 с.
11. Stuart Birch (2010). The Art of Wing Assembly. European Editor, Vol 3, 4, 21-27.
12. Brian J. Hogan (2005). Automation Speeds A380 Wing Assembly. Manufacturing Engineering Magazine, Vol 15, 17, 33-39.
13. Brian Rooks (2001). Automatic Wing Box Assembly Developments. Industrial Robot: An International Journal, Vol 5, 9, 57-64.
14. Пат. 12/784957 США, B64C1/00; B64F5/00. Reconfigurable Flexible Tooling for Aerospace Wing Assembly / Henrik Kihlman / DELFOi. – № 8749305; Заявлено 14.02.2009; Опубликовано 23.11.2010. – 07 с.
15. Hastie, T., Tibshirani R., Friedman J. (2009). The Elements of Statistical Learning: Data Mining, Inference, and Prediction. Springer-Verlag, 2nd ed – 746.

REFERENCES

1. Patent. 12/416024 USA, B21D53/88; B64F5/00; B64C1/00. Determinant Wing Assembly / Clayton Munk; Paul Nelson; David Strand / The Boeing Company. – № 8695219; Stated 31.03.2009; Published 15.04.2014. – 7 p.
2. Patent. 11/027570 USA, B64C3/20. Aircraft wing composed of composite and metal panels / Victor Munsen, Daniel McGinty, Jan Kordel, Richard Tanner, Scott Ramton, Ian Burford / The Boeing Company. – № 7387277; Stated 29.12.2004; Published 17.07.2008. – 5 p.
3. Patent. 12/574849 USA, B64F5/00; B64C1/00; B64C3/20. Composite wings near to major assembly / Siobhan Wagner. – № 7583098; Stated 19.10.2009; Published 27.12.2010. – 6 p.
4. Patent. 10/457398 USA, B64C1/00; B64C3/20. C-Series Program Update / Bombardier. – № 3659089; Stated 09.07.2009; Published 17.01.2011. – 3 p.
5. Patent. 12/987630 USA, B21D53/88; B64F5/00. AST Composite Wing Program / Michael Karal / The Boeing Company Bombardier. – № 8740985; Stated 12.08.2001; Published 16.12.2002. – 9 p.

6. Patent. 11/239856 USA, B21D53/88; B64C3/20. Carbon Fibre Composite Wing Manufacture / Paul Charnock, Robert Brown, Colin Whaites. – № 7893450; Stated 18.09.1993; Published 09.01.1995. – 9 p.
7. Patent. 13/673928 USA, B64C3/20; B21D53/88; B64F5/00. Composite Wing and Manufacturing Process Thereof / Sam Williams / Williams International Corporation. – № 6739820; Stated 28.11.1994; Published 29.12.1995. – 11 p.
8. Patent. 12/258947 USA, B21D53/88; B64F5/00. Monolithic Composite Wing Manufacturing Process / Kari Appa. – № 6837620; Stated 18.10.2001; Published 19.12.2002. – 7 p.
9. Patent. 11/589607 USA, B64C1/00; B64C3/20; B21D53/88; B64F5/00. Method of Manufacturing a Composite Material Wing / Shigeki Tanaka, Atsushi Harada / Fuji Jukogyo Kabushiki Kaisha. – № 8794562; Stated 28.12.2004; Published 10.01.2005. – 5 p.
10. Patent. 12/874930 USA, B64C1/00; B64C3/20; B21D53/88; B64F5/00. Wing of Composite and Method of Fabricating the Same / Amaoka Kazuaki, Nagao Takayuki, Harada Atsushi, Takizawa Naoya, Hideyuki Sano, Tol Yasuhiro, Hiraki Megum / Fuji Jukogyo Kabushiki Kaisha. – № 5748973; Stated 15.04.2007; Published 13.11.2008. – 7 p.
11. Stuart Birch (2010). The Art of Wing Assembly. European Editor, Vol 3, 4, 21-27.
12. Brian J. Hogan (2005). Automation Speeds A380 Wing Assembly. Manufacturing Engineering Magazine, Vol 15, 17, 33-39.
13. Brian Rooks (2001). Automatic Wing Box Assembly Developments. Industrial Robot: An International Journal, Vol 5, 9, 57-64.
14. Patent. 12/784957 USA, B64C1/00; B64F5/00. Reconfigurable Flexible Tooling for Aerospace Wing Assembly / Henrik Kihlman / DELFOi. – № 8749305; Stated 14.02.2009; Published 23.11.2010. – 07 p.
15. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. (2009). The Elements of Statistical Learning: Data Mining, Inference, and Prediction. Springer-Verlag, 2nd ed – 746.