

**Підвищення несучої здатності елементів авіаційних конструкцій із полімерних композиційних матеріалів шляхом поперечного армування**

*На основі аналізу відомих рішень запропонована конструкція стулки люка літака з полімерного композиційного матеріалу з використанням підкріплених балок армованих поперечними елементами. Представлено результати експериментальних досліджень, на основі яких зроблені висновки про найкращу технологію реалізації конструкції та напрямком подальших досліджень.*

Двері та стулки вантажних люків пасажирських та транспортних літаків є важливим силовим елементом конструкції, які повинні забезпечувати герметичність, враховуючи наявність наддуву в салоні або кабіні літаків, а їх руйнування або відрив в польоті є дуже небезпечною подією. Кривизна фюзеляжу ускладнює задачу забезпечення герметичності кабіни, оскільки люки і двері повинні мати значну жорсткість. Підвищення жорсткості конструкції може бути забезпечено збільшенням товщини за рахунок використання заповнювачів або елементів жорсткості, а також їх виготовлення з композиційного матеріалу (КМ), який має підвищену питому жорсткість. Таким КМ є сучасний вуглепластик, який, маючи шарувату структуру, потребує збільшення міжшарової міцності, а також міцності з'єднання обшивки з елементами жорсткості. Додаткове збільшення міцності з'єднання КМ вже певний період проводиться шляхом додаткового поперечного армування або іншими словами зшивання сухого армуючого матеріалу до його просочення.

В одній з відомих монографій Майкла Нью (Michael Niu) із практичного проектування конструкцій з композитів [1] описані як технології зшивання елементів з КМ, так і машини для реалізації цих технологій. Крім того представлені типи зшивання та приклади зшитих елементів з КМ (див. рис. 1)

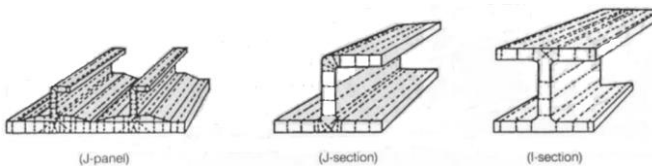


Рис. 1. Зшиті елементи з КМ

У відповідності до проекту BRITE EURAM, Advanced PRImary COmposite Structures (APRICOS), з метою досягнення не менше ніж 20 % зниження вартості за рахунок використання КМ замість метала, був розроблений технологічний зразок вантажної двері для літака подібного A320 [2]. Конструкція вантажної двері з КМ складалася з зовнішньої обшивки, яка

підсилена системою перехресних жорсткостей капелюхоподібного поперечного перерізу, вбудованих штирьових замків, упорів та вузлів навіски (рис. 2). В середині перехресні балки заповнені пінопластом, а кожне з перетинів двох профілів підсилено кутювими накладками. Обшивка набиралася із сухої вуглепластикової тканини марки Luvertex G808, а преформа обшивки була скріплена прошивкою кромки прошивочною тканиною марки 2\*40 tex Kevlar.



Рис. 2. Вантажні двері з КМ із вбудованими штирьовими замками

У виконаній роботі не було досягнуто заданого зниження вартості у порівнянні з металевою конструкцією, але було отримано зниження ваги біля 20 %, а також деяке зниження вартості, що в комплексі стало обнадійливим.

У патенті авторів німецької фірми EUROCOPTER «Вантажні двері з КМ для літаків» [3] були представлені два варіанти виконання дверей (люків) з використанням прошивання балок стінок (рис. 3). Початковий варіант дверей кабіни літака під тиском являє собою дверну раму, яка включає в себе крайові опори (6а, 6б) і основні опорні елементи (8а до 8f) у вигляді поздовжніх балок (рис. 3, а). У другому запропонованому варіанті додані додаткові кутюві елементи, які дозволяють розподілити навантаження у місцях з'єднання підкріплюючих елементів з внутрішньою обшивкою дверного люка (рис. 3, б).

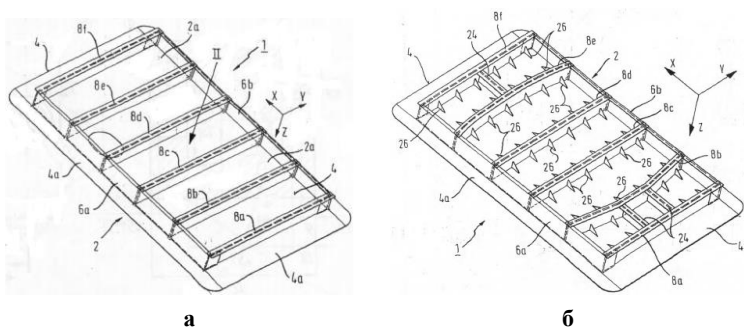


Рис. 3. Варіанти виконання дверей з використанням прошивання балок

Конструкції із полімерних КМ (ПКМ), відрізняються від металевих, суттєвою анізотропією властивостей, Використання ПКМ дає можливість оптимально зорієнтувати волокна в напрямках дії основних навантажень. До певного рівня навантажень, напруження, що виникають в матриці, сприймаються сполучником і передаються на суміжні поздовжні і поперечні елементи конструкції (наприклад, з обшивки на стінку балки). З підвищенням напруження властивості сполучника вичерпуються і відбувається руйнування, причому, як правило, „вибухово” з катастрофічними наслідками.

З метою подолання цього недоліку в конструкціях із багат шарових ПКМ застосовують поперечне армування і, як один із його способів, прошивання і зшивання ПКМ. Дані методи, які були застосовані при виготовленні літака Airbus A380, дозволили суттєво підвищити :

- міцність на розрив багат шарових КМ;
- міцність при зсуві;
- міцність з'єднання обшивки з заповнювачем (як правило пінопластом);
- ударну міцність та поглинання енергії при ударних навантаженнях;
- значно зменшити ріст тріщин у конструкції;
- значно уповільнити розповсюдження розшарувань в конструкції.

При проектуванні ступки люка з ПКМ багажного відсіку герметичного фюзеляжу ближче магістрального літака була розроблена конструкція з поперечним армуванням, схему якої наведено на рис. 4, а перетин підкріпленої балки армованої поперечними елементами представлено на рис. 5.

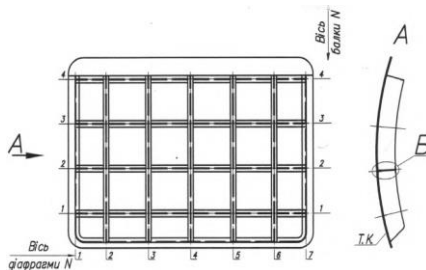


Рис. 4. Загальний вигляд ступки люка

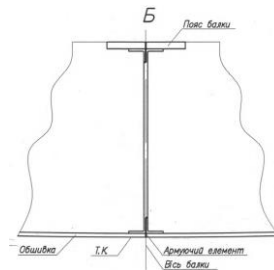


Рис. 5. Перетин підкріпленої балки з поперечним армуванням

Головним критерієм при проектуванні дверей повітряного судна з внутрішнім тиском, є те, що їх обшивка повинна сприймати зусилля (що передається на фюзеляж літального апарату (ЛА) через упори), величина якого складає 3-5 т. Унаслідок цього внутрішнього тиску, в шарах внутрішньої обшивки в зонах переходу від площини обшивки до площин стінок підкріплювальних балок виникають відривні зусилля, при яких, за умови багатоперіодичних або позарозрахункових навантажень, несуча здатність матриці (сполучника) вичерпується і конструкція руйнується.

Створена ступка люка ЛА з ПКМ повинна мати поліпшені експлуатаційні характеристики, що відповідають вимогам до високонавантажених

ресурсних конструкцій, збільшену жорсткість і живучість стулки, необхідну механізацію технології виготовлення. Запропонована конструкція стулки з ПКМ складається з зовнішньої обшивки та поперечно-поздовжнього силового каркасу, утвореного поєднанням і стінками з полицями балок, які сформовані в єдину конструкцію, містять спільний армувальний шар стінки і обшивки у вигляді дискретних силових елементів (ДСЕ), вмонтованих в обшивку та стінки балок силового каркасу вздовж осей.

Наведемо схему розрахунку параметрів дискретних силових елементів. ДСЕ у відповідності до FAR - 25 сприймають експлуатаційні навантаження від наддуву  $P_E = 0,6 \text{ кгс/см}^2$  (0,06 МПа). Розрахункове навантаження, з урахуванням коефіцієнту безпеки  $\kappa = 2$ .

$$P = \kappa \cdot P_E = 2 \cdot 0,06 = 0,12 \text{ МПа} (1,2 \text{ кгс/см}^2). \quad (1)$$

Вважаємо, що полиці балок, які контактують з обшивкою через сполучник, мають відривні зусилля набагато менші і навантаження від наддуву передається на стінку безпосередньо ДСЕ. Призначаємо крок армування  $t$  і, знаючи довжину проармованих відрізків, знаходимо кількість  $n$  ДСЕ

Армувальний шар сприймає навантаження від обшивки і передає їх зсувом у стінки підкріплювальних балок. Тому несучу здатність ДСЕ визначатимуть зусилля розриву  $N_p$  силового елемента і зсувні зусилля  $N_z$ . З умов рівної міцності на розрив і зріз, коли  $N_p = N_z = P$ , знаходимо діаметр ( $d$ ) та висоту ( $b$ ) ДСЕ за формулами:

$$d = 2 \sqrt{\frac{P}{\pi \sigma_p}}, \quad b = P / (2\pi d n \tau_z), \quad (2)$$

де  $\sigma_p$  - напруження розриву матеріалу ДСЕ;  $\tau_z$  - напруження зсуву сполучника.

Отже, знаючі характеристики армуючого матеріалу  $\sigma_p$  і  $\tau_z$ , можна інженерними методами розрахувати параметри дискретних силових елементів.

В експериментальних дослідженнях були перевірені технологічні і міцнісні параметри армування суміжних частин Т-подібних елементів. Одні зразки складались з обшивок армованих килимовою петлею, інші, прошивалися традиційним способом, а, також були зразків без армування. Група зразків готувалась під порівняльні випробування на відрив стінки від обшивки. Армування препрегів із вугленаповнювачів на сполучнику ЕДТ69Н здійснювалась вручну джгутом УКН-П та джгутом із ниток Армос-2.

Зразки першої групи були виготовлені у трьох виконаннях:

- 1.001 - зразок армований джгутом УКН-П;
- 1.003 - зразок армований джгутом Армос-2;
- 1.005 - зразок без поперечного армування.

Другу групу зразків було вирізано із панелей, що пройшли багаточислові (200000 циклів) втомлювальні навантаження наддувом. Прошивання зразків цієї групи здійснювалось на шорній швейній машині зі стібком 5 мм нитками СВМ.

- 2.001 - зразок без прошивання;
- 2.003 - зразок прошитий ниткою СВМ.

Результати порівняльних статичних випробувань на відрив стінки від полиці балки представлені у вигляді гістограм на рис. 6.

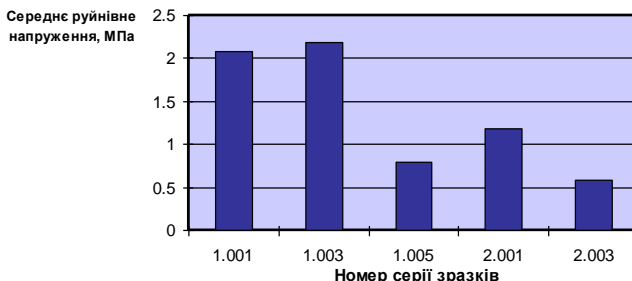


Рис. 6. Результати випробувань на відрив стінки від полиці балки

Отримані результати випробувань засвідчують, що несуча здатність зразків з армуванням, як в першому так і в другому варіантах, більше ніж вдвічі вища ніж зразків без армування. Зразки, прошиті джгутом Армос-2, мають трохи вищі характеристики від армованих УКН-П, оскільки площа перерізу джгута була більшою.

Варто зазначити, що відшарування полиць в прошитих зразках відбувалось до остаточного руйнування. Це пояснюється тим, що метод прошивання килимовою петлею не дає можливості відпресувати прямолінійний армувальний шар. Внаслідок цього, джгут включається в обшивки з підкріплюючими елементами.

Порівнюючи несучу здатність полиць стінок в залежності від площі зазначимо, що найефективнішими у ваговому відношенні є зразки армовані килимовою петлею, а найменш ефективні зразки 2.003 без прошивання. Попри схожість результатів в абсолютному значенні зразків армованих килимовою петлею і прошитих в звичайний спосіб, в ваговому відношенні зразки із звичайним прошиванням програють, бо площа полиць майже вдвічі більша.

Для реалізації в конструкції стулки найкращого конструктивно-технологічного рішення додатково необхідно розробити метод армування, який би забезпечував спільну дію полиць, підкріплюючих балок і армуючих елементів. Дане питання планується розглянути у подальших дослідженнях.

### Список літератури

1. Niu Michael C.Y. Composite airframe structures. Conmilit Press Ltd. –Hong Kong, 1992. – 664 p.
2. Advanced Primary Composite Structures (APRICOS). Synthesis report, Contract N°: BRPR-CT96-0202. Project N°: BE 95-1017. Project coordinator: Beral B., Date of issue: 31 May 2000, 18 p.
3. Патент WO 2007/062641 АЗ від 07.06.2007 р. Вантажні двері з КМ для літаків / EUROCOPTER Deutschland GMBH, Hansch P., Muller R., Braun R., Schmiedel P. –2007.