

УДК УДК 629.735.33.023:62 – 419.8

Ківа Д. С.¹, Забашта В. Ф.²¹ЗАТ «Азербайджанські авіалінії» (AZAL). Азербайджан, м. Баку.²АТ «Український науково-дослідний інститут авіаційної технології». Україна, м. Київ.

КОМПОЗИТНИЙ КЕСОН КРИЛА ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ (конструктивно – технологічні аспекти)

В статті концептуально розглянуті досягнення і шляхи подальшого розвитку конструктивно – технологічних рішень (КТР) композитного (переважно з вуглепластика) кесона літакових крил (КЛК) великого подовження. Переважно це КЛК транспортних машин з метою підвищення його жорсткості, експлуатаційної живучості, транспортної ефективності, зменшення кількості механічних кріплень та ін. Композитний КЛК дволонжеронної конструкції виконаний переважно з вуглепластиків. Основу його складають употужнені інтегральної конструкції силові тришарові панелі з ребристим заповнювачем (внутрішні стрингери), які вироблені в основному з застосуванням препрего-автоклавної технології. Внутрішні обшивки панелі композитного кесону крила виконані заодно з композитними поясами нормальних нервюр з використанням комбінованого Z-голкоадгезійного з'єднання. Середній шар складається з направлених вздовж твірних прямих панелі вуглепластикових чотиристоронніх профілів, переважно трубчастого виду, доповнюючи своїми полицями товщини обшивок. Тришарова панель має калібровані канали, облицьовані вологозахисною плівкою, в які можуть бути поміщені додаткові конструктивні елементи. Вона також має заповнені галтельні жолобки на стиках профілів середнього шару без додаткового залучення компенсуючих матеріалів. Панель споряджена зміцнювальним поздовжньо-пластовим прошарком у вигляді стрічкової арматурної з адгезійно-поєднаної шарами ПКМ вставки, яка є протиударною та водночас підсилюючим елементом гальмування розвитку ушкоджень. [dx.doi.org/10.29010/084.1]

Ключові слова: композити; кесон крила; інтегральні конструкції; стрингерні панелі; багатостінні панелі; розрізні нервюри; пояси нервюр; арматурна вставка; Z-голкоадгезійне з'єднання; тріщиностійкість; отвори доступу.

Вступ

Стаття стосується створення авіаційної техніки (АТ) зі значним застосуванням полімерних композиційних матеріалів (ПКМ), насамперед, до транспортної авіації, включаючи військово-транспортні літаки (ВТЛ) з урахуванням їх експлуатаційних особливостей.

Серед них, наприклад, середній ВТЛ оперативно-тактичного призначення типу Ан-70¹ (1994 р.) з характерним широким застосуванням (~20%) полімерних композиційних матеріалів (ПКМ)², або більш скорочено – композитів [4, 12, 14, 25, 28, 88]. При цьому слід зазначити, що при експлуатації літаків Ан-70 використовують також і ґрунтові укорочені злітно-посадні смуги. Серед військових вимог до такого літака: міцність, маневреність, експлуатацій-

на живучість (включаючи можливі польоти в прифронтній зоні), тягооснащеність та ін.

Виходячи з практики особливостей створення та виготовлення великого об'єму композитних конструкцій повітряних суден (ПС) необхідно зважати на велику вартість ПКМ, особливо вугле- та органічних пластиків, а також технологічного оснащення. При цьому слід зазначити, що раціональним є підхід при виборі модельного ряду літаків сімейства, який саме заснований на проектуванні в ньому літаків з широким застосуванням ПКМ, і в цьому напрямку, саме ті, що служать і надалі базою для всього модельного ряду літаків сімейства. Прикладом може служити літак Ан-77 та ін, що створені на основі модифікації базового літака Ан-70 [88].

Приблизно з 2005 р. почався і успішно діє дотепер новий вищий етап застосування ПКМ в авіабу-

¹ Літак виконаний по аеродинамічній схемі високоплан з однокільовим оперінням і хвостовим вантажним люком.

² Конструкції з ПКМ: кількість, шт. – 3270, площа, м² – 1630, маса, кг – 6340, кесон крила з дюралевих сплавів, відносна товщина профілю крила $\epsilon=12\%$.

дуванні. Мова йде про так звані про-композитні конструкції. Він ознаменувався створенням крила великого подовження з такою складною системою, як кесон крила, та довгомірних відсіків фюзеляжу магістральних літаків із ПКМ завдяки новим матеріалам, новим конструктивно-технологічним рішенням та процесам [1-16]. При цьому щодо композитного крила, то мова йде, перш за все, про обшивні панелі кесона (ОПК), які є основними елементами цієї технічної системи. В статті розглядаються два принципово різні варіанти ОПК, а саме традиційні двошарові стрингерні панелі (СПК) та запропоновані для використання тришарові довгомірні багатостінні панелі³ кесону (БПК) на основі

модифікації традиційних багатостінних панелей (БПТ) [12, 25, 49 – 52, 57, 61, 88]. При цьому якщо СПК по застосовуваному матеріалу представлені двоваріантно, як металеві (дюраль) та композитні конструкції (п. 2, рис. 1, 2), то БПК та БПТ в даній статті є суцільно композитними конструкціями (пп. 3, 4; рис. 4-12).

Більш детально в статті під аббревіатурою БПК (п. 4) розуміється довгомірна (одне ціле по всій довжині консолі крила) композитна тришарова багатостінна панель підвищеного гатунку, що виконана по удосконаленій технології в порівнянні з традиційними (перше покоління) помірної довжини БПТ – конструкціями (п. 3).

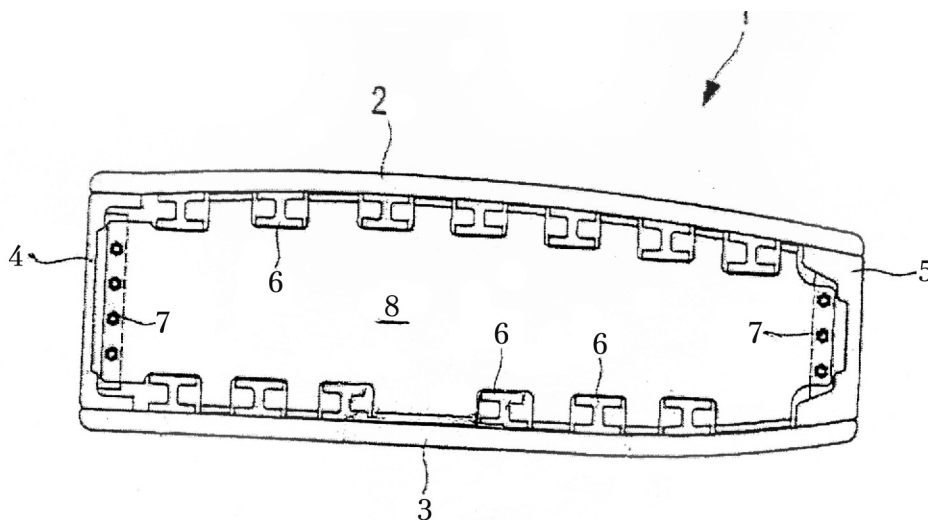


Рис. 1. Вид в поперечному перерізі типового складу структурних елементів кесону крила

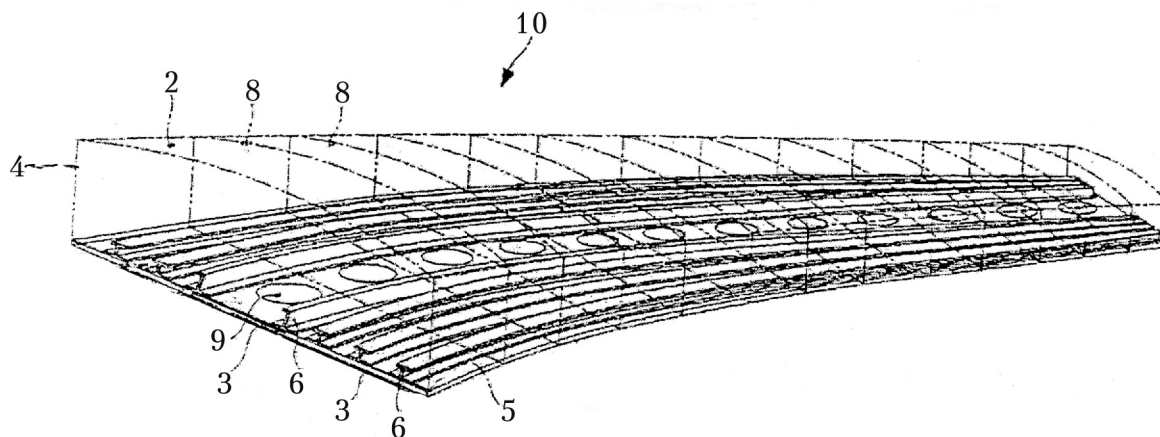


Рис. 2. Одношарова нижня стрингерна панель 3 із ПКМ та пов'язані з нею структурні елементи кесона (рис. 1.)

³ Для загального уявлення подібними до них по внутрішній структурі (ребра) є полікарбонатні багатостінні листи з товщиною до 50 мм, які широко використовуються в теплицях [88].

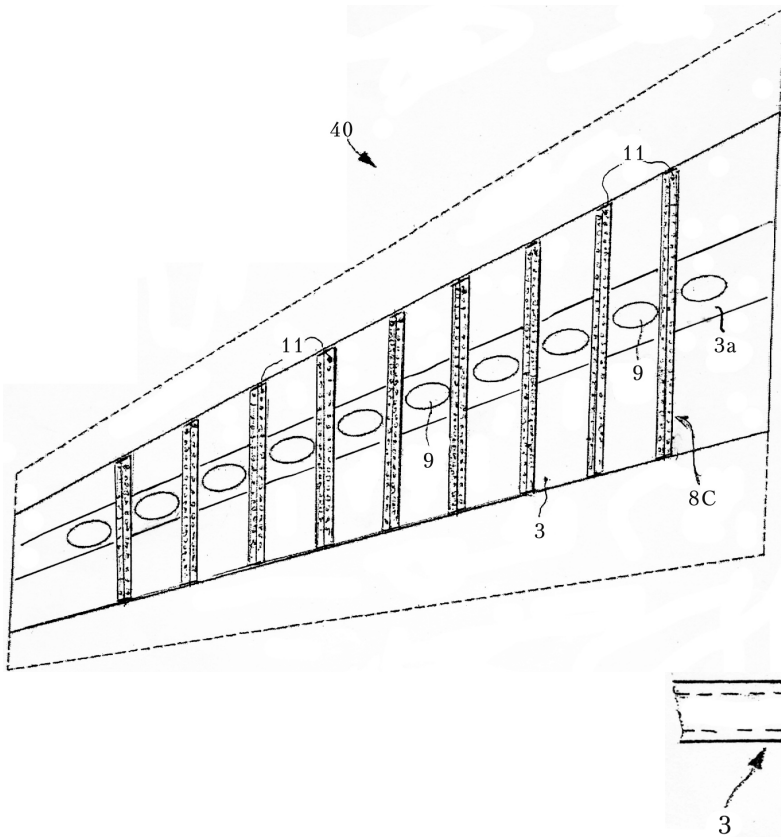


Рис. 3. Нижня панель кесону крила 3 зі прилягаючими конструктивними елементами (пунктир)
Виділені: зони експлуатаційно-технологічних отворів доступу та композитних поясів нервюр 8С, приєднаних Z-голкоадгезивним способом (цяткове позначення Z-голок 11) до внутрішньої обшивки нижньої панелі

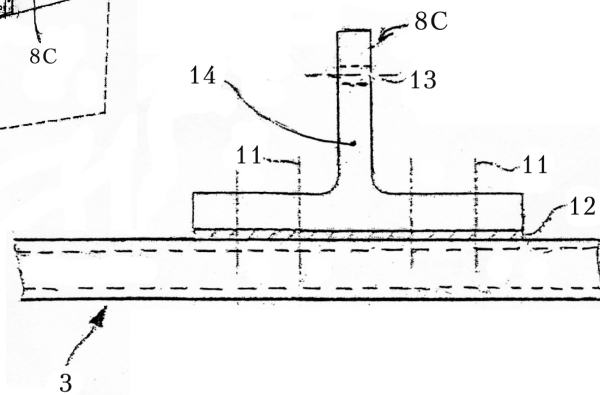


Рис. 4. Схема приєднання нижнього поясу нервюри 8С (Рис. 3.) до нижньої тришарової панелі 3

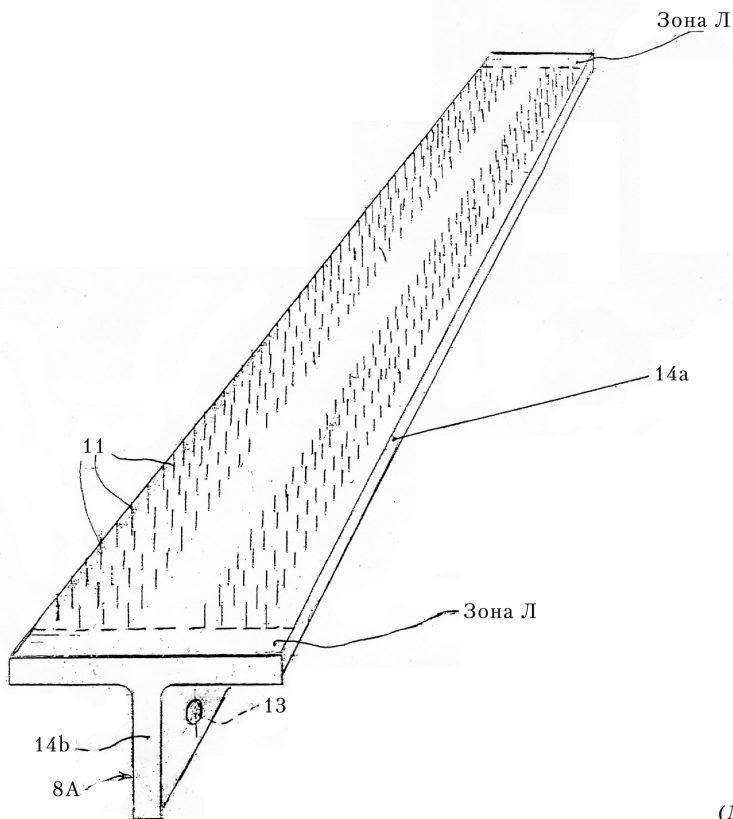
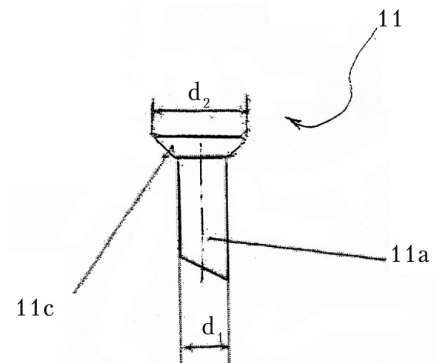


Рис. 5. Верхній пояс нервюри 8 А з двома регіонами Z-голчастої стерні



(Для прикладу $d_1=0,5$ мм, $d_2=1$ мм)

Рис. 6. Z-голка з плоскою потайною головкою

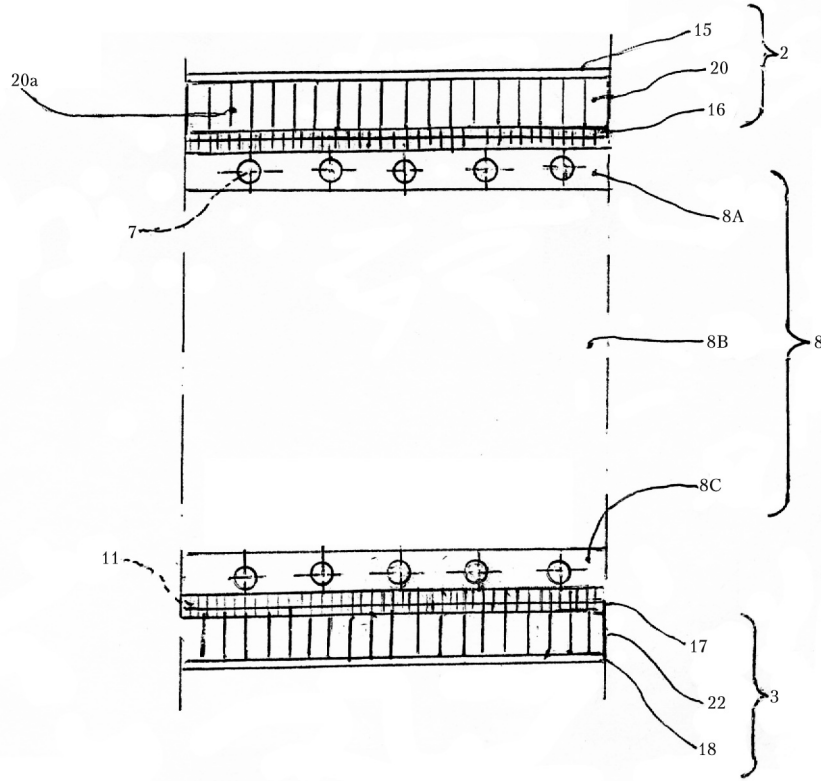


Рис. 7. Схема з'єднання композитної розрізної нервюри 8 з тришаровими верхньою 2 та нижньою 3 панелями

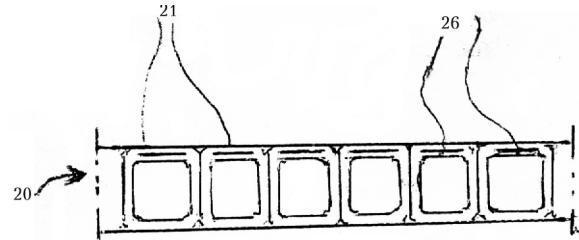
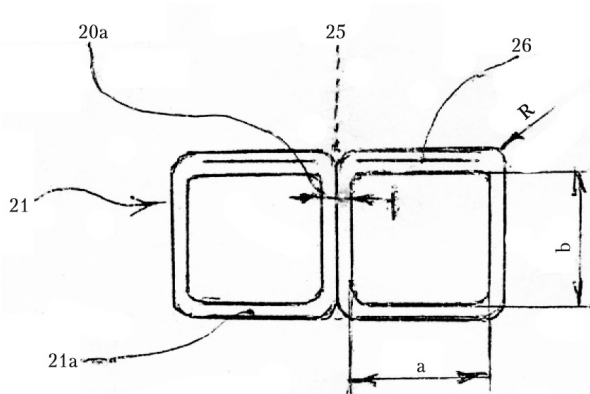


Рис. 8. Блок трубчато - ребристого заповнювача (ТРЗ) 20

Рис. 9. Геометричні характеристики двох спарених трубчастих профілів 21 блоку ТРЗ (Рис.8.)

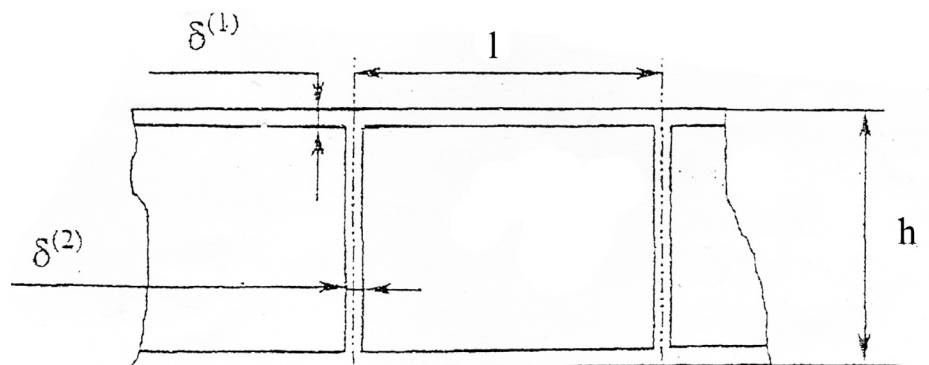


Рис. 10. Стінка [20]

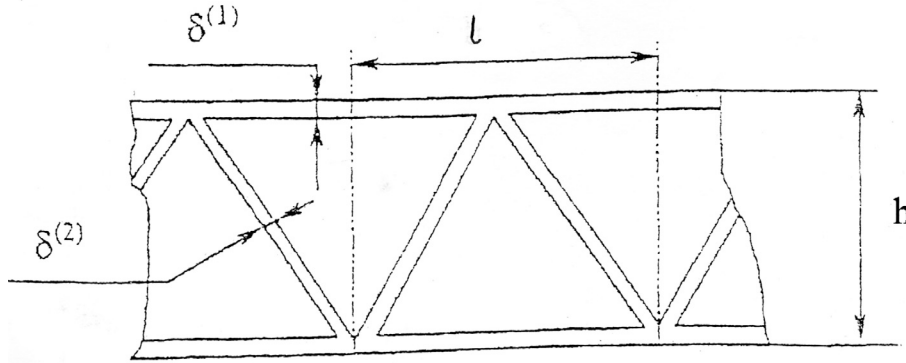


Рис. 11. Поперечний переріз стінки [20]

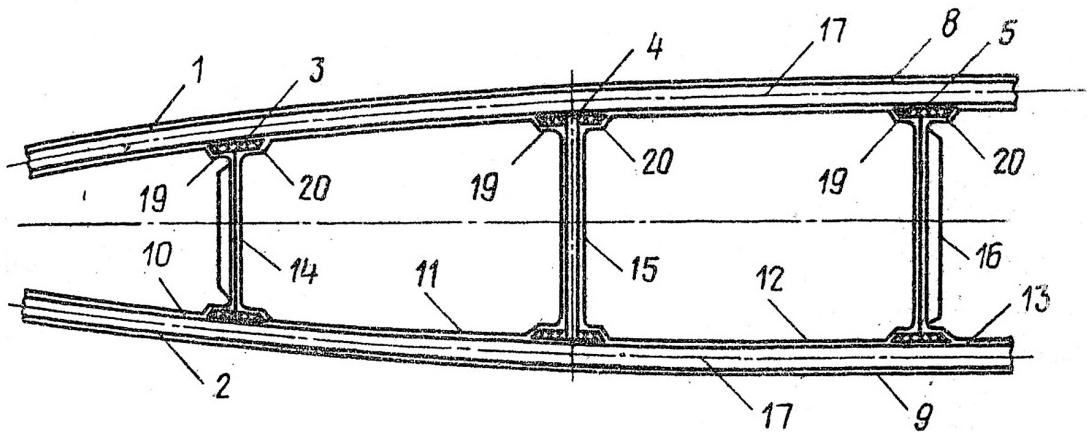


Рис. 12. Загальний вигляд поперечного перерізу кесона [29]

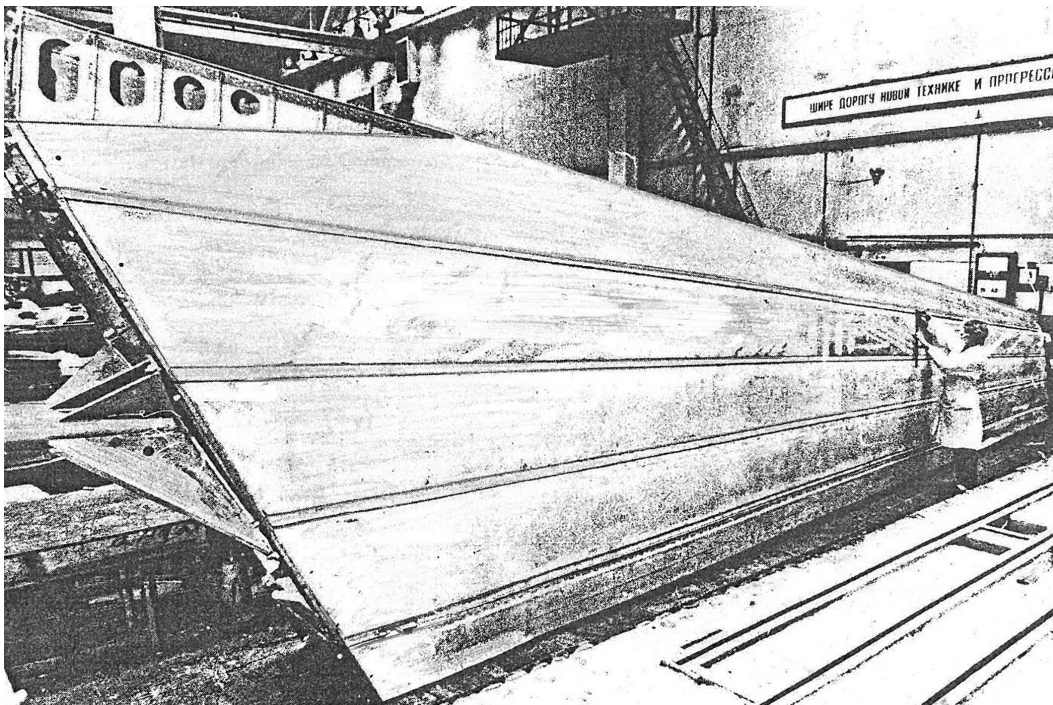


Рис. 13. Касета оправок кіля розмахом 10 метрів [45]

Використання в кесоні крила транспортного літака ПКМ з удосконаленою КСС дозволяє не тільки знизити масу, але водночас підвищити його аеродинамічну досконалість. Зростання аеродинамічної якості та крейсерського числа Маха забезпечується оптимальними значеннями параметрів крила, тобто подовження, стріловидність та відносна товщина його профілю, що недосяжно для металевих конструкцій [88].

Однією з важливих переваг, яке дає використання ПКМ, є можливість виготовлення крила з низьким лобовим опором, використовуючи подовження конструкції, а також більш тонкий профіль. «Подовження крила (λ)» – аеродинамічний термін, який згідно з ГОСТ 22833-77 чисельно є відношення квадрату розмаху крила до його площі. Як відомо [88], для транспортних літаків великої дальності визначальними характеристиками є дальність польоту (нижня границя λ), а також маса і жорсткість крила (верхня границя λ). Наприклад, відоме крило літака Ан-148 (див. Ан-148, укл. Jasse Russell. М. 2012), яке виконано з величиною здовження $\lambda = 9-11$, а також крила літаків Ан-70, де $\lambda = 8,8$ і CS 300, де $\lambda = 10,97$ [75, 88] та інші.

Для крила з подовженням $\lambda = 11-12$ використання алюмінію призведе до додаткового збільшення ваги через необхідність підвищити згинну жорсткість крила. Тому для крила зі здовженням $\lambda > 10$ належить використовувати ПКМ з великим модулем пружності [18, 21, 28, 88].

В конструкціях літаків В-787 та А-350 використовується вуглепластик, в першу чергу, для одержання необхідної жорсткості крила та його втомної міцності.

Проте, в [17] відмічається, що при застосуванні ПКМ в кінцевій частині крила ефект їх використання помітно знижується через збільшення згинної жорсткості кінцевої частини і, як наслідок, зменшення скидання аеродинамічного навантаження в цих зонах крила, обумовленого пружністю. В цьому випадку, використовуючи збалансовану укладку моношарів ПКМ та за рахунок зв'язку згинних та крутильних деформацій, може бути досягнуто зменшення поточних кутів атаки і тим самим, компенсоване збільшення згинних жорсткостей в кінцевій частині крила.

При створенні літака МС-21 урахувалось, що збільшення його аеродинамічної якості приблизно на 6% приводить до зниження витрат палива на 7-8%. В цьому літаку композитне крило складається з 10 елементів, а в разі використання металевих крила ця кількість виросла б до 100 елементів [10, 11, 18, 88].

Кесон крила, як відомо [33, 65–70, 88], належить до високонавантажених силових конструкцій планера літака, здійснюючи безпечну передачу силових навантажень, які виникають на крилі при різних умовах польоту. Одночасно він становить собою і налив-

ні ємності. Зазвичай, як система, кесон крила складається з трьох підсистем: кесону центроплана і приєднаних до нього кесонів правої та лівої консолей крила. В загальному наближеному обрисі кесон консолей являє собою слабokonічну призматичну оболонку. При цьому силові панелі кесонів правої та лівої консолей з'єднані з відповідними панелями центроплана контурним стиком. Серед факторів, що впливають на вибір конструктивно-силової схеми (КСС), конструктивно-технологічних рішень (КТР) та масу конструкції слід виділити наступні:

– розрахункове навантаження з урахуванням жорсткості конструкції. Від останньої в великій мірі залежить експлуатаційна живучість та маневреність транспортних літаків [6, 88 та ін.]. Наприклад, багаторічний досвід експлуатації 1500 Ту-16, 200 Ту-104 та досвід експлуатації західних літаків, а саме бомбардувальників В-47, В-52 та пасажирських В-707, DC-8, Конвер 880 показав, що конструкція жорсткого крила Ту-16 значно більш живуча, особливо з точки зору втомної міцності. Потужний жорсткий кесон принципово відрізняв КСС крила Ту-16 від конструкцій В-707 та В-52. На цих машинах крило виконувалось гнучким, завдяки чому демпфування зустрічних потоків вітру відбувалось за рахунок значних згинно-крутильних деформацій крила [88]. При цьому слід зазначити, що вуглепластики мають високі демпфуючі властивості;

– статична міцність;
– втомна міцність;
– надійність та експлуатаційна живучість;
– убезпечення від флатера (критична швидкість флатера V_F);

– забезпечення конструктивно-технологічних вимог;

– врахування вимог серійного виробництва.

При відсутності на початкових етапах проектування достатнього об'єму експериментальних робіт і достовірних характеристик міцності використовують доповнюючі понижуючі коефіцієнти безпеки. Для основних силових елементів конструкції композитних КЛК вводять критерії міцності, по яким проводяться оцінка рівня допустимих розрахункових напружень σ_p , які одержані із розрахунків загальної міцності [18].

Ясно, що визначення основних параметрів і характеристик крила літака слід проводити разом з параметричними розрахунками других його частин. Слід також відмітити, що при створенні високонавантажених композитних конструкцій транспортних (вантажних і чисто пасажирських) літаків нового покоління, ведучі світові виробники приділяють велику увагу вибору типу і конструкції одного із важливого компоненту високонавантажених з'єднань – механічних кріплень. Тут зазначені високі вимоги до точності і якості отворів, як факторів, що суттєво впливають на міцність і ресурс конструкцій [13, 40,

53, 54, 88]. При цьому створення кріплення для конструкції з ПКМ, яке наприклад, забезпечує збільшення площі контакту закладного та замикаючого елементів з поверхнями пакетів, є однією із важливих тенденцій розвитку цього напрямку [13, 40, 53, 81, 88].

Разом з тим, ГП «Антонов» та УкрНДІАТ спільно виконують комплекс робіт, які направлені на розробку ефективних технологій виготовлення високонвантажених з'єднань за допомогою механічних та комбінованих кріплень в збірних композитних конструкціях літаків сімейства «Антонов» нового покоління [40, 53].

По рівню втомної міцності вуглепластики набагато перевищують металеві сплави. Саме відносно невелика втомна міцність металів, що застосовується в конструкції транспортних літаків, є основною причиною їх руйнування.

Тут часто йдеться про багатоосередкові з поглибленнями втомні ураження в тонкостінних металевих елементах авіаконструкцій, як основні чинники їх руйнування, наприклад, в обшивних панелях верхньої та нижньої поверхні крила. Внаслідок цього, корпорацією Boeing, наприклад, розглядається питання ресурсу старіючих транспортних літаків [63, 88].

Саме застосування ПКМ надає найбільший супротив втомності, що зменшує на 60% трудомісткість робіт по технічному обслуговуванню літаків.

Як відомо, ресурс і термін служби є характеристиками довговічності, як однієї з властивостей надійності АТ. Обмеження величини ресурсу і терміну служби пов'язані з рівнем витрат на відновлюваний ремонт. Однією з мір підвищення запасу сталеності систем є збільшення їх жорсткості. В розрізі кесона крила збільшення його габаритних розмірів при мінімальних товщинах стінок з урахуванням при цьому можливої дії згинно-крутильного флатера, ставить на перший план порядок з жорсткістю на згин саме збільшення поперечної жорсткості та запобігання втрати усталеності (рос. устойчивость) конструкцій.

На перших етапах КЛК будівництва з застосуванням ПКМ (90-і роки) це були переважно консольні частини малої розмірності з переходом надалі до нечисленної кількості посередніх габаритів. Характерним для них було використання методів намотування і/або викладання препрегових напівфабрикатів, а також вакуум – автоклавне формування [22-24, 26, 88].

На сьогодні ж мова йде про технології виготовлення суцільно композитних крил, включаючи великогабаритні СПК довгомірного типу. Перш за все, це стрингерні панелі, що виконані, як одне ціле, наприклад, завдовжки 18 м і і більш 3м завширшки (виробники: Airbus, Boeing), а також трохи меншими за розмірами панелі (виробники: канадійська Bombardier та російська ОАК) [10, 11]. Відповідно цьому відомі конструкції кесонів крила тільки чотирьох літаків,

виконаних з ПКМ, переважно вуглепластиків, а саме: B787, A350, MC-21 та Bombardier CSeries. Сказане говорить про появу в світовому авіабудуванні, хоча і невеликого, але достовірно революційного кола окреслених конструкційно-технологічних концепцій композитних кесонів крила магістральних літаків.

Проте, подальше розширення цієї передової групи магістральних літаків, може пригальмовуватися не тільки внаслідок досить утрудненої командної розробки концептуального проекту композитних КЛК та багатовитратного процесу в налагодженні їх серійного виробництва та ін., але і, можливою неоднозначністю деяких прийнятих КСС та КТР, які певно потребують підтвердження і, насамперед, в процесі довготривалої експлуатації цих машин (для прикладу див. п. 2).

Автори не володіють повною достеменною інформацією про фізико-механічні властивості матеріалу зазначених вище інтегральних вуглепластикових стрингерних панелей; про структурні (схеми армування, середня густина та пористість ПКМ), вагові та геометричні характеристики СПК. В основному відомі (п. 2) габаритні розміри, форма елементів стрингерного набору панелей та методи виготовлення СПК, а саме, препрего-автоклавний (B787, A350) та вакуумний преформо-інфузійний (MC-21).

В п. 2.1 статті (табл. 1) згідно інформації ЦАГІ [28] наведені фізико-механічні характеристики ряду поширених в авіабудуванні конструктивних вуглепластиків в залежності від методу виготовлення АК.

Вказані вище конструкції КЛК в узагальнені згідно КСС принципово (панелі з потужним стрингерним набором) не відрізняються від широко відомих металевих варіантів крил (рис. 1). З точки зору КСС та КТР перші два із вказаних варіантів достатньо ідентичні і є найбільш розповсюджені завдяки широкомасштабному серійному виробництву, і тому вибрані в статті за дальні аналоги запропонованої концепції БПК [4, 57, 60]. Як відомо [5, 15, 49, 57, 60, 65 та ін.], що в першу чергу по несучій здатності та живучості (при тій же вазі), двошарові стрингерні конструкції панелей поступаються тришаровим.

Традиційні двошарові стрингерні панелі (п. 2) мають ряд недоліків. Останні можуть бути усунені з одночасним підвищенням несучої здатності, вагової ефективності, надійності (та інші переваги) саме в разі застосування в конструкції кесона тришарових панелей [5, 12, 15, 16, 49, 51, 57, та ін.]. Тут відсутнє традиційне стрингерне підкріплення. Серед інших характеристик тришарові панелі відзначаються при порівнянні, насамперед, зі стрингерними панелями, як дуже жорсткі конструктивні елементи [65]. Саме ця характеристика при тій же вазі є однією з обумовлюючих щодо несучої здатності кесона крила. Крім цього, від величини жорсткості крила, наприклад, залежать характеристики маневреності літаків. Так, в [6, 41] відзначається,

що для більшості маневрених і неманеврених літаків визначальним навантаженням є згинно – крутильний флатер, де, як відомо [39,41 та ін.], найбільший вплив на величину критичної швидкості згинно – крутильного флатера V_F справляють геометричні, жорсткісні та аеродинамічні параметри крила. При цьому для крил великого подовження має місце значне перевищення частоти кручення у відношенні до частоти згину. Згідно розрахунків [39], максимальна добавка маси силових елементів крила для усунення згинно-крутильного флатера відносно вимог статичної міцності складає 38%.

В порівнянні з двошаровими стрингерними панелями, зовнішня та внутрішня обшивки тришарових панелей мають більш високі значення критичних напружень $\sigma_{кр}$ і $\tau_{кр}$ (дія заповнювача збільшує місцеву стійкість несучих шарів в порівнянні з їх ізольованим станом). Заповнювач, працюючи на зсув, забезпечує спільну роботу всіх елементів тришарової панелі. Це дозволяє зменшити товщину обшивок та знизити масу панелі, збільшити крок нервюр, а також використання лонжеронів з послабленими (зменшеного перерізу) полицями, що в загальному сприяє зменшенню маси крила.

В машинобудуванні та інших галузях давно відомі і широко застосовуються заповнювачі з суцільно розвиненою поверхнею, перш за все це пористі типу пінопластів та стільникові заповнювачі [5, 39, 44, 49, 56, 68, 71, 88 та ін.]. В літакобудуванні вони відповідно відносяться до невисокої та посередньої несучої здатності з умовним позначенням «сандвіч-1.0».

Разом з тим, згідно з роботами АНТК ім. О. К. Антонова [5, 49, 88 та ін.], тришарові стільникові панелі поступаються по несучій здатності інтегральним тришаровим багатостінним (внутрішні стрингери) панелям БПТ з трубчасто-ребристим заповнювачем (ТРЗ). В загальному, ТРЗ являє собою сформований поелементний блоковий набір густо розташованих бік у бік трубчастих (рукавних) композитних профілів (ТП) з заданою орієнтацією шарів (п. 3).

В той самий час, одним із головних загальних недоліків композитних панелей є те, що при дії ударних сил (наприклад, при навантажувально – розвантажувальних роботах, при ударах по крилу крупного граду, камінців різного калібру з-під шасі, при зіткненні з птахами та ін.). Сила удару приходить безпосередньо по уразливому до ударної дії обшивки крила. Це збільшує ризик її ушкодження та пов'язане, серед іншого, з небезпечкою втрати герметичності відсіків, що містять паливо [5, 33, 35, 36, 88].

Однією з перших робіт по класифікації випадкових подій на конструкціях ПС стала робота Sikorsky Aircraft Division 1980р., в якій був запропонований підхід забезпечення живучості компо-

зитних елементів, прийнятий згодом усіма ведучими авіавиробниками. Відповідно до нього всі конструкції поділяються на зони, для кожної з яких ідентифікуються найбільш важкі із можливих сценаріїв ударних подій, а потім виходячи з припущень про характер та довготривалість експлуатації прогнозується імовірність їх реалізації [35, 88 та ін.]. Це питання частково розглянуто у п.4 статті.

Зони з'єднання – найбільш відповідальні виокремлені кінцеві частини композитного КЛК, де приєднуються всі його стикові структурні елементи. При нераціонально спроектованих стиках можна втратити весь виграв в масі від застосування ПКМ в регулярній зоні. Створення стику – складна багатопараметрична задача [18, 42, 65, 68, 88]. При цьому маса зони стику консолі крила з центропланом в залежності від габаритів літака, може складати, включаючи обидва симетричні стики, 700-1500 кг [18].

Для підвищення надійності складних систем відомо [43, 64, 88], що навантажений резерв містить один чи декілька резервних елементів, які знаходяться в режимі основного елемента. Це означає, що з нульового моменту часу навантажений резерв також витрачає свій розрахунковий резерв поряд з основним елементом. В запропонованій концептуальній схемі композитних КЛК роль його навантаженого резерву виконують внутрішні обшивки верхньої та нижньої панелей (рис. 7; поз. 16, 17). Наявність їх зменшує можливість руйнування всієї конструкції. Крім цього, наявність тришарової панелі спрощує задачу посилення пройм в КЛК.

Таким чином, вочевидь, матеріали статті стосуються шляхів вирішення проблеми ефективного застосування в композитному кесоні крила великого подовження транспортних літаків нових та ефективних КСС та КТР і, в першу чергу, питання можливості використання інтегральних тришарових багатостінних панелей одне цілої довжини, що дозволило би не тільки усунути традиційне потужне стрингерне підкріплення панелей, але одночасно підвищити масові та аеродинамічні характеристики, а також міцність, жорсткість, надійність та експлуатаційну живучість крила.

1. Ціль та комплекс задач дослідження

В основу запропонованої нової корисної концептуальної схеми поставлена ціль істотного вдосконалення існуючих концепцій композитного КЛК великого подовження транспортних літаків, шляхом застосування употужнених інтегрального типу тришарових багатостінних панелей з поліпшеними КТР для підвищення аеродинамічної якості, несучої здатності, технологічності та експлуатаційної ефективності, перш за все, живучості та надійності конструкції, а також покращення вагових характерис-

тик крила [65]. Для досягнення поставленої мети вирішується комплекс технічних задач, серед них:

1. Провести порівняльно-узагальнений конструктивно-технологічний аналіз уживаних концепцій композитних кесонів крила на базі стрингерних панелей (композитних і металевих), включаючи також технологічні аспекти їх виготовлення, перш за все, довгомірних (одне цілих по довжині консолі крила) панелей.

2. Провести узагальнений конструктивно-технологічний аналіз традиційно уживаних композитних тришарових багатостінних різного призначення панелей (зазвичай, це більш-менш середньосилового навантаження конструкції), а також відмітити їх переваги і недоліки в порівнянні з іншими типами тришарових, насамперед, зі стільниковими панелями.

3. Намітити для подальшого опробування конструктивно-технологічні схеми (КТС) нашарування подвійної (зовнішньої та внутрішньої) обшивки для тришарової верхньої та нижньої панелей кесона, а також довгомірних ТП (елементи заповнювача).

4. Визначити технологію механізованого виготовлення інтегральних обшивних панелей та довгомірних ТП. Останні повинні мати в запропонованій концепції змінну висоту ребер, а також калібровану форму елементарного осередка по довжині ТП та забезпечувати разом з обшивками якісні галтельні жолобки на стику ТП. При цьому покласти в основу серійного виробництва КЛК препрегові, намотувальні, автоклавні та клейові (co-bonding)⁴ технології (п. 4), а також технолого-транспортні операції [5]. В зв'язку з виготовленням довгомірних композиційних конструкцій КЛК використовувати дію магнітних полів в технологічних цілях [57, 58].

5. Провести вибір матеріалів та КТС додатково-го спорядження композитної панелі зміцнювальним поздовженопластовим прошарком, насамперед у вигляді стрічкової арматурної, поєднаної з шарами ПКМ, вставки, яка повинна бути протиударною та водночас підсилюючим елементом гальмування розвитку ушкоджень (тріщин).

6. Визначити КТР, в якому внутрішні обшивки тришарових верхньої та нижньої панелей виконані заодно в інтегральній конструкції з композитними поясами нормальних розрізних нервюр і/чи з композитними рамними нервюрами з використанням комбінованого Z-голкоадгезійного з'єднання.

7. Накреслити варіанти КТР щодо посилення зони отворів доступу в нижній панелі кесону (рис. 9, зона 3a);

8. Визначити напрямки зменшення витрат в запропонованій концептуальній схемі КЛК.

2. Обшивні стрингерні панелі кесона крила

2.1 Конструктивно - технологічні особливості

На рис. 1 показаний вид в поперечному розрізі розповсюджененого в авіабудуванні типового складу структурних елементів кесону крила.

Кесон 1 консольної частини крила складається з верхньої 2 та нижньої 3 панелей, переднього 4 та заднього 5 лонжеронів, нервюр 8. На торці консолі крила установлена стиковочна нервюра, яка має верхній та нижній пояси і стінку зі стойками [30, 88]. В зазначених вище експлуатуємих КЛК панелі 2 та 3 являють собою двошарову конструкцію на основі обшивки, яка підкріплена набором стрингерів відкритого профілю; в запропанованій концептуальній схемі – це тришарові багатостінні панелі.

На рис. 2 – показана в аксонометрії композитна нижня стрингерна панель крила, а також в перспективному зображенні пов'язані з нею структурні елементи коробчатої форми кесона, які вказані на рис. 1. Як у всіх традиційних конструкціях, стрингери 6 металевих та композитних панелей розміщені на внутрішній стороні обшивки (рис. 1, 2). При цьому відмічається, що в верхній стрингерній панелі 2 обшивка, яка найбільш схильна до негативного впливу згинно – крутильних коливань, через можливу втрату усталеності матиме малий рівень критичних напружень. Тому, взагалі, чим частіше розташовані стрингери, тим краще працює обшивка на стиск і редуційний коефіцієнт тут буде збільшуватись [5, 65].

До головних недоліків традиційної конструкції стрингерної панелі із композитів (і, як наслідок, до недоліків композитного кесона) слід віднести те, що зв'язок обшивки зі стрингерами забезпечується лише шаром зв'язуючого (чи клею, якщо залучаються також технології склеювання). При виготовленні стрингерної панелі напівфабрикати стрингерів роблять окремо, щоб потім або просочувати їх разом з обшивкою з подальшим затвердінням (у випадку, наприклад, застосування метода вакуумної інфузії чи RTM), або ж одразу двошарову конструкцію затверджувати в автоклаві, якщо зв'язуюче міститься в напівфабрикаті (препрего-автоклавна технологія та ін.), з формуванням адгезійного зв'язку між компонентами.

Відносно слабкий зв'язок між шарами ПКМ, як відомо [32, 37 та ін.] негативно відбивається на міцності панелі. В таких конструкціях, навантажених тиском, внаслідок порушення міжшарових адгезійних зв'язків, часто спостерігається відщеплювання (рос. отшелкивание) стрингерів від обшивки [37]. Натомість, для порівняння, в металевих СПК механічне з'єднання стрингерів з обшивками значно

⁴ Co-bonding – вид адгезійного з'єднання в інтегральній конструкції двох і більш за дві деталі, із яких, бодай, одна є повністю стверділою і, принаймні одна, чисто сира [55].

міцніше, ніж адгезійне міжшарове з'єднання в двохшарових композитних панелях. При цьому, необхідно також мати на увазі, що для збільшення критичних зусиль обшивки, стрингери повинні мати максимально більшу можливу висоту, що, в свою чергу, знижує ефективність сприймання згинального моменту крила в цілому, і тому тут необхідно шукати компромісне рішення.

Водночас, в металевих СПК відзначають той негативний момент, що стрингери по всій довжині панелей зазвичай мають постійну висоту, збільшуючи цим вагу кесона, оскільки виготовлення гнутих чи штампованих стрингерів змінної висоти сильно ускладнює технологію, а пресовані профілі зі змінною висотою практично, або навіть взагалі не виготовляються. Цей недолік може бути усунений в композитних стрингерних панелях, але найбільш просто, як показано в п. 4, цієї конструктивної особливості може бути досягнуто в композитних інтегральних БПК.

Як відомо, в конструкціях крила наявні чисельні експлуатаційно-технологічні отвори доступу для оглядів, наприклад, паливних баків, виконання складальних робіт та ремонту [12, 31, 65, 66, 88 та ін.]. Для прикладу, на рис. 3 (зона 3а) схематично показано по довжині нижньої композитної панелі кесону крила чисельний ряд експлуатаційно-технологічних отворів доступу (люків – лазів). Розташування цих отворів проходить вздовж однієї лінії по розмаху крила [31]. При цьому жорсткість при розтязі – стиску в поздовжньому напрямку в крайовій периферійній області навкруги отвору менше, ніж в іншому місті, що її оточує. Оскільки тут виникає концентрація напружень, то необхідно збільшити міцність вказаних периферійних ділянок отвору. В [31] це питання вирішується за допомогою оптимального вибору схеми армування обшивки та накладеного на неї багатошарового кільцевого пакета, що в розрізі має форму клина. Все це збільшує трудомісткість виготовлення нижньої панелі кесона. В другому прикладі [33] для операцій складання кесона та доступу в паливні баки, на його нижній панелі наявні 24 технологічних люки, які закриваються кришками. При цьому в зоні вказаних отворів доступу обшивка посилена доповнюючими шарами ПКМ, а також посилена бімсами таврової форми перерізу, що дозволило компенсувати вирізи і збільшити несучу здатність панелей. Разом з тим, кришки експлуатаційно-технологічних люків в силовому відношенні виключені з сприймання та передачі навантажень кесона.

Необхідно також відмітити невисокий ступінь реалізації механічних властивостей ПКМ у випадку сополімеризації габаритних конструкцій, наприклад, внутрішніх силових елементів типу крупних балок, або ж має місце дещо знижена реалізація цих властивостей в елементах інтегральних конструкцій великої товщини (більш ніж 10...12 мм) [12, 25-28, 88].

Головна причина цього в тому, що параметри пористості ПКМ та вмісту в них затверділого зв'язуючого в процесі термосилового формування суттєво впливають на механічні характеристики, а саме, модуль пружності та межу міцності ПКМ [27].

При цьому товстостінні композитні конструкції при термосиловому формуванні в застосовуваних вакуум-автоклавних і вакуум-інфузійних технологіях мають специфічні особливості в порівнянні з тонкостінними конструкціями. Так, гази, що утворюються при твердінні полімерної матриці при великих товщинах конструкції відносно погано виходять з глибини матеріала на поверхню, тому композит має велику пористість, в результаті чого знижуються механічні характеристики ПКМ.

Для зниження пористості, зазвичай в вакуум-автоклавних технологіях, як варіант, підвищують тиск, але це призводить до витікання незатверділого зв'язуючого. А втім, як перший приклад, в [88] йдеться про товстостінну (більш ніж 18 мм) панель з розмірами 2500×6500 мм, яка виготовлена із високомодульного вуглепластика методом автоматизованої викладки. Маса однієї панелі – 250 кг. Комплект складається з чотирьох панелей.

У другому випадку йдеться про застосування в центроплані крила аналога композитної обшивки товщиною 15,5 мм, що пов'язане з труднощами одержання такої конструкції з мінімальною пористістю.

В останньому прикладі [4], найбільші монолітні панелі центроплану літака А380 з габаритами 4×8 м мають товщину, що досягає 40 мм.

Таким чином, слід зазначити, що в композитних стрингерних панелях аналогів КЛК наявні великогабаритні довгомірного типу та значної товщини обшивки з приєднаними до них масивними потужними стрингерами, що докорінно відрізняється по складності виготовлення від порівняно тонкостінних композитних панельних конструкцій. Ця складність та деяка невизначеність в застосуванні товстостінних композитних конструкцій також полягає в тому, що на сьогодні режими затвердіння ПКМ вибирають в основному дослідним шляхом по результатам випробувань невеликих зразків – свідків і оцінки їх властивостей. Для тонкостінних конструкцій такий підхід прийнятний, так як при їх термосиловому формуванні встигають вийти зовні, як летючі, та і зайве зв'язуюче. Однак, це не завжди має місце для товстостінних виробів, оскільки велика товщина і мала життєздатність зв'язуючого призводить з підвищенням температури до виведення зв'язуючого тільки із частини шарів препрегів [17]. Крім цього, для одержання товстостінних виробів (більш ніж 6-10 мм) необхідно управляти режимом нагріву заготовки і регулювати також відведення тепла, що видаляється в процесі формування, оскільки екзотермічний ефект реакції при затвердінні може привести до деструкції і навіть розкладання

полімерної матриці з утворенням пір і дефектів у внутрішніх шарах деталі.

Таким чином, в загальних рисах, з точки зору несучої здатності та трудомісткості робіт замість застосування товстостінних композитних елементів, наприклад, в стрингерних панелях, більш ефективним може стати використання порівняно тонкостінних структурних елементів, що доречно має місце в подвійній обшивці тришарових багатостінних панелей. Наприклад, в [21], йдеться про багатозамкнутий кесон крила малого подовження. Особливістю цієї конструкції є мала кількість нервюр, а ширина обшивки значно менше довжини. Тут товщини композитних панелей може складати 3-5 мм, що є в даному випадку достатньо конструктивним, оскільки зниження властивостей ПКМ, характерне для товстих обшивок, не відбувається.

На технологію виготовлення панелей кесону впливає не тільки товщина, перш за все обшивок, але і довжина КЛК. Згідно рекомендації [28], для одержання довгомірних композитних виробів, полімерні зв'язуючі повинні мати достатньо низьку в'язкість (в діапазоні 0,1...0,30 Па·с з верхньою границею 0,50 Па·с) та більшу життєздатність при температурі просочення. Також на технологію виготовлення товстостінних конструкцій з ПКМ, в тому числі на оптимальні режими термосилового формування, впливає тип армуючого наповнювача [46].

Далі слід зазначити, що переваги ПКМ в реальних конструкціях зменшуються при необхідності проведення розмірної механічної обробки (отвори та пройми) для розміщення закладних металевих деталей в вузлах з'єднання елементів конструкції, наприклад, композитного КЛК. Взагалі механічна обробка є вузьким місцем в виробництві композитних АК і може привести до негативних наслідків, оскільки на кромках і обробленій поверхні утворюються дефекти типу мікротріщин, ворсистості, сколів зв'язуючого, розшарування ПКМ. Спостерігається також овальність отворів та ін. [23, 81, 88].

Беручи до уваги наслідки механічної обробки в деталях із ПКМ, можна відзначити декілька шляхів відновлення (повністю чи часткового) міцності деталі та якості самих отворів:

- за рахунок підбору інструменту та режимів обробки мінімізувати руйнування кромкової зони, підвищення точності форми та розміру отворів та ін. [13, 40, 53, 54, 88];

- за рахунок клейової композиції холодного затвердіння, що має високу міцність при розтягуванні, стиску і зсуву, наприклад, на основі існуючого клею холодного затвердіння з диспергованими нановуглецевими волокнами для застосування при установці кріплення [34, 81, 88]. Зокрема, відносно КЛК, то тут можливе вживання наномодифікованої клеєвої композиції (НМК), яка рекомендована ЦАГІ [81], саме для використання в болтових з'єднаннях.

Відомо, що в багаторядних болтових з'єднаннях, зазор між болтами і отворами приводить до неоднорідного навантаження болтів, внаслідок чого може стати нерозрахункове передчасне руйнування. Відмічається [81], що застосування НМК в болтових з'єднаннях приводить до підвищення міцності до 18 %, а втомної довговічності не менш, ніж в 4 рази.

Ще одним мінусом аналогів є незручність забезпечення герметичності внутрішнього об'єму кесона. Установлення спеціальних гермофітингів в місцях пазів, де стрингери проходять крізь стінку нервюри, ускладнює конструкцію, збільшує трудомісткість при проведенні спеціальних операцій та ремонтних роботах. Крім того, в [33] відмічається, що конструктивні вузли закінцівок стрингера (які необхідні в силу зменшення кількості стрингерів від перерізу до перерізу через звуження кесона до кінця консолі крила), також є слабким місцем традиційної конструктивної схеми. Оскільки для забезпечення достатньої міцності та надійності кінець стрингера доводиться з'єднувати з силовим поясом нервюри, конструктор вимушений підігнати відповідним чином схему розташування стрингерів та нервюр варіюючи їх кроки, що ускладнює задачу вагової оптимізації конструкції кесона.

Що стосується експлуатаційної живучості крила, то до стрингерних панелей виставляються, серед інших, такі вимоги: конструкція крила повинна утримувати допустиме навантаження при одночасному зруйнуванні пояса лонжерона та наявності тріщини в обшивці панелі довжиною в одну міжстрингерну відстань та тріщину в стінці лонжерона рівній половині висоти стінки. Ці вимоги повинні бути забезпечені надійними конструктивно-технологічними заходами [63, 88]. Як відомо [57, 65, 88], по несучій здатності та живучості (при тій же вазі), двошарові стрингерні конструкції поступаються тришаровим.

Також серед недоліків стрингерних панелей слід відмітити необхідність отворів (вирізів) в стінках стрингерів для перетікання палива, складність установлення кінцевої нервюри та її приєднання до стінок лонжеронів, велика кількість механічних з'єднань, а особливо для металевих СПК, в тому числі ті, що виходять на аеродинамічну поверхню крила та ін.

Наостанок, по-перше, слід зазначити, про вагому конструктивно-технологічну перевагу композитних одне цілих довгомірних стрингерних та тришарових багатостінних панелей перед чисельними укороченими металевими панелями з їх вимушеними поперечними стиками по довжині консолі крила з застосуванням розлогих механічних кріплень.

По-друге, для охоплення більшого кола КТР цього дослідження, в табл. 1 наведені фізико-механічні характеристики конструкційних вуглепластиків в залежності від різної частоти поширення трьох способів виготовлення композитних конструкцій АТ [28].

Фізико-механічні характеристики вуглепластиків, виготовлених за препрегово-автоклавною та безавтоклавними технологіями

Характеристики вуглепластика	Міцність при розтягуванні, МПа	Модуль пружності при розтягуванні, ГПа	Міцність при стиску, МПа	Модуль пружності при стиску, ГПа
ВКУ-28 (ВСЕ-1212/Т-800) (ВІАМ РФ) аналог HexPly M21/ІМА (Hexcel, США) CYCOM 977-2/ІМ7 (Cytec, США)	2500	160	1500	–
HexPly M21/34%/UD194/ІМА-12К (Hexcel, США)	3050	178	1500	146
CYCOM 977-2 (37 об. %) + ІМ Fiber UT (Cytec, США)*	2690/2332	165/144	1580/1780	152/122
RTM-технологія (безавтоклавна)				
CYCOM 977-20 (37 об. %) + ІМ Fiber UT 24К ІМS UW (Cytec, США)	2119	163	1379	144
Технологія вакуумної інфузії (безавтоклавна)				
CYCOM 977-20/HTS 5131 12К (Cytec, США)	1674	117	1368	116
ВКУ-39 (ВІАМ РФ)	895	64	790	–

* Чисельник – паспортні дані на матеріал, знаменник – значення, одержані фірмою FACC AG (Австрія)

2.2 Приклади застосування в транспортних літаках

Середньомагістральний літак Ан-70. Металевий кесон крила [75, 88]

Для можливості порівняння альтернативних КСС, в даному дослідженні, як приклад, слід зазначити, що в прототипі літака Ан-70 [75] ширина верхньої дюралевої стрингерної панелі складає 3850 мм. Для стрингерів застосовується бульбоко-синець ПР102-23 (ГОСТ13617-97) висотою 90 мм. і вагою одного метра його довжини – 1,277 кг. Тоді при товщині обшивки 5 мм і наявності 24 стрингерів (крок 150 мм), вага одного метра цієї панелі становить приблизно 83,6 кг. При цьому поперечна товщина всього стрингерного шару панелі складає 108 мм. В прототипі літака Ан-70 [75] товщина обшивки нижньої панелі складає 4 мм. А для стрингерів застосовувався рівностінний косинець ПР100-22 висотою 50 мм. Кількість стрингерів 24, товщина стрингерного шару 108 мм.

Дальномагістральний літак А350. Композитний кесон крила [7-9, 18, 88]

Консорціум Airbus реалізує проект сімейства дальномагістральних літаків А350 з широким застосуванням ПКМ. Крило дітака моноблочне,

дволонжеронне і виконане по багатонервюрній КСС [8, 9, 18, 25, 88]. Панелі зі стрингерами Т-подібного перерізу та лонжерони виконані з ПКМ, а нервюри – із алюмінієво-літєвого сплаву. В зоні стику консолі з центропланом стінка стрингера скидається, переходячи в товщину панелей.

Композитні конструкції кесону виготовлені по препрегово-автоклавній технології. При цьому щільність препрегів (270 г/см²) буда вибрана таким чином, щоб збільшити продуктивність праці.

Дальномагістральний літак В787. Композитний кесон крила [7, 18, 88]

Крило В787 моноблочне, дволонжеронне і виконане по багатонервюрній КСС. Верхня і нижні панелі зі стрингерами І-подібного перерізу, а також лонжерони виконані із вуглепластика методом автоклавного формування, а нервюри виготовлені із алюмінієво сплаву. Стик кесона крила з центропланом в загальному здійснюється через пояси бортової нервюри з металевими накладками на верхній та нижній поверхнях крила, а також металевими фітінгами по стрингерам верхньої панелі за допомогою механічного кріплення [18]. Для запобігання розшарування

стрингерів внаслідок різкого перепаду жорсткостей, прийнято рішення виконувати їх з U-подібними підсічками на стінці в зоні стику [18].

Крило виготовляє японська фірма Mitsubishi Heavy Industries. Вуглепластик фірми Tohru з вуглеволокон T800S і зв'язуючого 3900-28. Волокно складається з 24000 ниток [3]. Відзначається, що вуглепластик є пожежостійким та самозатухаючим⁵.

Ближньо-середньоміагістральний літак МС-21. Композитний кесон крила [10, 11, 88].

Для вуглепластикового крила літака МС-21 був вибраний суперкритичний профіль у якого верхня поверхня практично пласка, а нижня – випукла. Одним із переваг такого профілю це можливість створити крило великого подовження. Так, типове подовження крила у літаків минулих поколінь складає $\lambda = 8-9$, у сучасних $\lambda = 10-10,5$, а у МС-21 $\lambda = 11,5$. Це також дозволило на крейсерських швидкостях одержати аеродинамічну якість на 5-6% кращою, ніж у зарубіжних аналогів. Вага крила літака модифікації МС-21-200 складає 16415 кг, а кесона ВЧК (без центроплану) – 3400 кг.

Кесон крила МС-21 містить в собі верхню та нижню стрингерні панелі, два вуглепластикові лонжерони та велику кількість нервюр. Стрингери верхньої та нижньої панелі Т-подібного перерізу⁶ [18] мають однаковий крок. В зоні стику консолі з центропланом стінка стрингера скидається, переходячи в товщину панелі.

При виготовленні композитних елементів використовується метод вакуумної інфузії з роботизованою викладкою сухого вуглецевого наповнювача. Наприклад, стрингери і обшивки панелі викладаються із вугленарповнювача окремо, але наповнюються зв'язуючим на спеціальній оснастці спільно. По даним ЗАТ «Аерокомпозит» при інфузійній технології трудомісткість робіт до 13%, а енерговитрати до 30% менші, ніж у традиційній автоклавній технології [10, 11, 88].

3. Композитні тришарові інтегрального типу багатостінні панелі

3.1. Традиційні композитні багатостінні панелі (БПТ)

В запропонованій концепції композитний кесон крила включає верхню та нижню інтегральні БПК з внутрішніми стрингерами, передній та задній лонжерони, багатокількісний набір нервюр, які ділять внут-

рішній простір кесона на відсіки. Композитні нормальні нервюри відповідно до призначення беруть участь лише в загальній роботі крила, працюючи на зсув і вигин в своїй площині. При цьому при вигині та скрученні крила в місцях з'єднання нервюр з обшивкою можлива поява значних відривних зусиль.

Слід зазначити, що АНТК ім. О. К. Антонова має найбільший в галузі, понад тридцятирічний успішний досвід розробки та застосування БПТ в конструкціях літаків «Ан» [12, 47-49, 71, 88]. Наприклад, ще на початку 80-х років, одними із перших, замість стільникових конструкцій були використані саме багатостінні на базі подвійної обшивки панелі хвостової частини крила літака Ан-124 [34]. Багаторічний досвід засвідчив хороші експлуатаційні якості під узагальнюючою назвою БПТ-конструкцій, а також показав, що ремонт панелей з ТРЗ достатньо простий в порівнянні з ремонтом стільникових панелей. Тут мова йде про відомий на практиці клас композитних тришарових багатостінних панелей традиційного гатунку, малої та середньої розмірності і різного призначення, які виконані по традиційній технології.

Композитні багатостінні панелі (БПТ і БПК), як об'єкт проектування, мають великі можливості. До числа варіюваних параметрів належать:

- розміри елементарного осередка – висота стінки b та ширина клітки a (рис. 9), при цьому тут широко поширена квадратна форма клітки ($a = b$). Також важливою характеристикою в проектних розрахунках є товщина композитного внутрішнього моношару;

- структурні параметри обшивок та кути орієнтації шарів;

- структурні параметри ТРЗ, в тому числі, товщина стінки t (рис. 9) та кути орієнтації шарів. Похідною характеристикою тут є відносна товщина стінки b/t , а також поперечна товщина композитного внутрішнього стрингерного шару панелі в цілому.

При цьому можливі кілька способів виготовлення ТП: препрего-автоклавний [5, 12, 14-17, 37, 49, 50-53 та ін.], преформо-інфузійний [61, 62] та в запропонованій концепції комбінований метод з залученням технології плетіння ТП. В статті, насамперед, йдеться про виготовлення ТП шляхом механізованого нашарування препрегів.

При виготовленні БПТ методом нашарування ТП, застосовується, зазвичай, обмеженої кількометрової довжини достатньо податливі і гнучкі по довжині суцільні еластомірні оправки чи екструдовані трубки ПВХ, наприклад, розмірами 15×15 мм. В останньому випадку панелі формують методом внут-

⁵ Випробування на прогорання паяльником Буїзенес панелі із алюмінію показало, що на спаді 20 с панель була пропалена, тоді як цей же тест на вуглепластиковій панелі був зупинений після закінчення 20 хвилин, оскільки прогорання не спостерігалось [3].

⁶ На фото верхньої панелі крила МС-21 показані стрингери І-подібного перерізу [88].

рішнього роздуття полімерних трубок в автоклаві [12 та ін.]. Після термосилового формування інтегральної панелі, ТП в поперечному перерізі мають дещо розмитий контур відносно чітко заданої форми, наприклад, прямокутника, а також в деяких місцях не забезпечена строга поздовжня пряmlinійність ребер (внутрішніх стрингерів) ТРЗ. Крім того, в місцях стику ТП спостерігається незаповнені повністю матеріалом галтельні жолобки [5, 12 та ін.]. Технології виготовлення БПТ частково приведені в [12, 47-52, 61-62, 88 та ін.]. Тут необхідно враховувати ту особливість, що саме подвійні обшивки та примикаючі до них полиці ТРЗ, утворюють разом двоскладові монолітні покриття.

3.2. Композитний кесон аеродинамічної поверхні ЛА [29]

В другій половині 80-х років в АНТК «Антонов», одним із перших, в світовому авіабудуванні був проведений комплекс дослідних, конструкторських та технологічних робіт з розробкою типових КСС, КТР та технологічних процесів виготовлення композитних кесонів крила, кіля та стабілізатора магістрального літака⁷.

Метою розробки було зменшення маси та підвищення живучості шляхом зменшення поздовжньої жорсткості до 10-30 % їх максимального значення. Кесон аеродинамічної поверхні виконаний по трилонжеронній схемі з обмеженим числом нервюр. На рис. 12 показано торцевий переріз кесону, який містить тришарові верхню 1 та нижню 2 панелі; монолітні лонжерони 3, 4, 5 зі стінками 14, 15, 16; кінцеву та кореневу нервюри. Тришарові панелі складаються з багатшарових зовнішньої 8 та внутрішньої 9 обшивок та приєднаних до них з поперечним розташуванням до поздовжньої осі кесона ребристо – трубчастого заповнювача 17 (БПТ – концепція), при цьому, обшивки армовані під кутами 90° та 45°. Це дозволяє забезпечити зменшення жорсткості вздовж панелей і збільшення їх жорсткості в поперечному напрямку.

Тришарові панелі 1 і 2 виконані з зовнішніми 8, 9 та внутрішніми 10-13 обшивками, які переходять в обшивки стінок 14-6 і утворюючи цим неперервні два замкнуті контури внутрішніх відсіків кесону. При цьому вкладиші 19 і 20 поясів охоплюються шарами внутрішніх обшивок 10-13 кожного внутрішнього контуру кесону.

В загальному, технологія виготовлення кесону базується на попередньому формуванні всього внутрішнього контуру кесона перед поперечним примотуванням трубчастого заповнювача та нашарування зовнішніх обшивок. Для цього використовується касета оправок (рис. 13). При виготовленні, вуглеп-

ластикових кесонів стабілізатори і кіля, які являють собою інтегральні цільноформовані конструкції розміром 7 і 10 метрів, для оправок кесону (рис. 13) був застосований склопластик на термостійкому зв'язуючому ВСО -200.

3.3 Застосування композитних багатшарових панелей в ракетно – космічній техніці [61, 62, 88, 89]

В [62], як вибіркового прикладу, розглянута композитна тонкостінна циліндричної форми багатшарова оболонка з однаковими симетрично розташованими обшивками.

Оболонка навантажена осьовою стискаючою (розтягуючою) силою, до якої може бути також доданий внутрішній чи зовнішній тиск.

Основними чинниками якості при оптимізації проектування ракетно-космічних несучих конструкцій є маса та несуча здатність. Об'єктом дослідження вибрана силова оболонка середнього перехідника розгінного блоку DM-SL (РФ). Вона являє собою циліндричну оболонку діаметром 3,7 м довжиною 3,99 м яка навантажена осьовою стискаючою силою 4,05МН [62]. У всіх приведених в [62] розрахунках покладалось, що елементарний осередок квадратний, а обшивка та стінка однакові (товщина 0,75 мм), при цьому в одному варіанті $a = b = 20$ мм, а в другому $a = b = 25$ мм. Приймалось, що товщина моношару ПКМ складає 0,125 мм. Розрахунок міцності обшивки та стінок проводився до першого руйнування.

Проведене дослідження показало, що збільшення висоти стінки призводить до підвищення загальної усталеності лише до певної межі, після якої усталеність практично зостається незмінною. Цей максимальний рівень критичного навантаження сильно залежить від модуля пружності ПКМ, при цьому високомодульні матеріали здатні забезпечити приблизно в 2,5 рази більшу усталеність, ніж низькомодульні.

3.4 Проблема ударних пошкоджень зовнішніх поверхонь крила.

Верхня панель крила. Для композитних конструкцій крила найбільш критичним випадком є саме удар в верхню панель, оскільки міцність цієї конструкції крила визначається по умовах втрати усталеності стиснутої зони при наявності дефекта чи uszkodження.

Найбільш критичним дефектом в даному випадку постає розлоге розшарування композитної обшивки, невидиме чи малопомітне ззовні, і викликане низькошвидкісним ударним uszkodженням [35, 36]. Виникнення подібних uszkodжень може бути пов'язане з падінням інструмента, ходіння по забор-

⁷ В розробці технологічних матеріалів цього проекту приймав участь УкрНДІАТ.

ним ділянкам обшивки. Також немалу небезпеку являє можливий удар штангою машини протизледнілої обробки, бо вона виконується безпосередньо перед вильотом ПС, і тому, нанесене штангою ушкодження може залишитися неспостережним при передполітньому огляді [35]. Тому в цих конструкціях повинна бути дієва конструктивна пересторога можливим ушкодженням, в тому числі наявність стоперів розгалуження тріщин.

Нижня панель крила. Дані по нижній поверхні крила свідчать про те, що головним джерелом випадкових дій на цю зону є удари, які пов'язані з маневрами спецтранспорту під крилом. Значними джерелами ушкоджень нижньої поверхні можуть бути операції, що пов'язані з приєднанням до літака зовнішніх пристроїв. Як відомо, композитна нижня тришарова панель при вигині крила працює при напруженнях розтягу, тому вона менш навантажена, ніж композитна верхня панель. Однак, нижня панель суттєво послаблена наявністю великої кількості отворів доступу. Шляхи вирішення цього питання представлені в п. 4.

ральна тришарова багатостінна верхня та нижня панелі у МФ – варіанти мають посилені зовнішні покриття з употужненими ТРЗ на основі комплектного набору багатошарових з прямокутним поперечним перерізом ТП, примикаючі до обшивок полиці яких, як складові зовнішніх покриттів панелей, мають посилену силову структуру комбінованого типу. Це вирішується за рахунок доповнення шарів ПКМ, як виділеної базової частини цієї структури, поєднаним з нею зміцнювальним поздовжнім прошарком 26. Для прикладу на рис. 8 показаний блок ТРЗ з розташуванням в зовнішньому покритті зміцнювальної арматурної вставки 26, що має вищі показники при зім'ятті (місцеве стиснення), зрізу, розтягу, стиску та значно вищу твердість, за такі ж показники застосовуваного ПКМ. Насамперед, це прошарок із сталеві стрічки (табл. 2). Вказані характеристики дозволяють арматурній вставці стати протиударним та водночас підсилюючим елементом гальмування розвитку ушкоджень а також стопером проникнення тріщин по всій товщині матеріалу панелі. При цьому одним із головних

Таблиця 2

Порівняльні характеристики сталеві стрічки і склотекстоліту

Матеріал	Тимчасовий опір розриву, кгс/мм ²	Твердість за Віккерсом, Н	Твердість за Брінеллем, Н	Коефіцієнт лінійного розширення
Сталева стрічка марки 50: 1П – першої групи міцності [84]	130–160	375–485	–	11,5·10 ⁻⁶ /°С
Сталева стрічка марки 50: 2П – другої групи міцності [84]	161–190	486–600	–	
Склотекстоліт ВТФ-С [88]	По основі – 40 По утоку – 16	–	50	11,5·10 ⁻⁶ /°С
Склотекстоліт СТП-97К [88], СТП-97К-5-211БН [88]	По основі – 49 По утоку – 39	–		11,5·10 ⁻⁶ /°С

Наостанок, слід зазначити, що практика застосування тришарових багатостінних (одночасно це і багатопорожнинні) панелей з ТРЗ показала, що урахувавши потенційні можливості вони потребують модифікації у розширеному для них призначенні з врахуванням конструктивно – технологічних та експлуатаційних вимог, що пред'являються для панелей кесона крила великого подовження (МФ – варіант).

4. Нова концепція композитного кесона крила великого подовження ближньо-середньомагістрального літака

4.1 Загальний опис концептуальної схеми

Поставлені в п. 1 задачі вирішуються в новій корисній концепції, по-перше, тим, що кожна інтег-

факторів ефективного впливу арматурної вставки в спільній роботі панелі є якомога більша можливість жорсткості її поздовжнього опираюч. Цим забезпечується включення в роботу арматурної вставки на збільшеній її довжині.

При виготовленні ТП нашаруванням і/або спірално-окружним намотуванням стрічкових препрегів має базову схему армування шарів $[0^\circ, +/- \varphi^\circ, 90^\circ]_s$, відносно поздовжньої осі ТП, при цьому найпоширеніше $\varphi = 45^\circ - 60^\circ$, де верхній окружний шар, тобто під кутом 90° виконаний з склопластика і використовується для примотування арматурної вставки та нижніх шарів ПКМ. Цей шар разом з арматурною вставкою також є стопером утворення та розвитку поздовжніх тріщин. В даному випадку скловолна розташовані перпендикулярно до пакету з вуглепластико-

вих шарів. Індекс «s» відображає число повторювань базової схеми в конкретній конструкції панелі.

Однією з цільових задач, що вирішуються в запропонованій концепції є з'єднання поясів нормальних розрізних нервюр без залучення негативно впливаючих на силову композитну конструкцію та аеродинамічний контур крила, чисельних механічних кріпильних елементів.

При цьому в результаті згинно-крутильних коливань крила всі навантаження, що діють на нервюру, утворюють силу і момент. Це викликає зсув та поворот нервюри за рахунок деформацій обшивки стінок та з'єднувальних елементів і, як наслідок, депланацію перерізу і можливої появи значних відривних зусиль з утворенням зон відриву нервюри від обшивки.

Як відомо, по своїй природі ПКМ найбільш пристосовані для склеювання, але клейовими з'єднаннями можливо передати погонні зусилля до 1,5 кН/мм при товщині деталі до 2 мм [37, 59, 71, 88, та ін.]. При цьому також міцність механічних з'єднань деталей із ПКМ в 2-3 рази менше, ніж металевих за інших рівних умов, що веде до зниження ефективності застосування ПКМ. Це спричинено тим, що ПКМ мають низьку міцність на міжшаровий зсув та зім'яття. Останнє особливо проявляється при з'єднанні тонкостінних композитних елементів.

Разом з тим, в зарубіжних науково-технічних центрах композитних матеріалів, конструкції та технології з'єднань саме в парі «ПКМ+ПКМ» широко розвивається напрямок застосування трансверсально розташованих мініатюрних кріпильних елементів, найпоширеніше металевих чи композитних голок [59, 76, 88 та ін.], які після утілення в ПКМ мають з ним адгезійне з'єднання, де основним адгезивом є зв'язуюче композитних елементів. При цьому в зарубіжній науково-технічній літературі, а також в патентах застосовуються спеціальні терміни та умовні позначення, які в україномовному перейнятті та позначеннях мають аналогічне використання. В даній роботі, перш за все, це Z-голка (Z-pin); Z-голокскріплення (Z-pinning), Z-голокскріплений композит (Z-pinning composit); виступаюча Z-голова стерня (Z-pin stubble protruding); крок Z-голок (Z-pin spacing); об'ємний вміст Z-голок у відсотках (percentage volume content of Z-pins) [59, 76, 88 та ін.] При цьому останній показник з позначенням «p» треба розуміти як густина розташування Z-голок на поверхні деталі, що нагадує багатоголкову дошку з використанням гвіздочкових матеріалів (рис. 5).

Звичайна Z-голка являє собою короткий малого діаметра круглий стержень з загостреним кінцем, тобто вона подібна зазвичай до патефонної голки чи гвіздочкової (рис. 6), або іншої форми [59, 76].

Згідно з патентом US [56] Z-голки мають бути виконані із матеріалів зі значенням модуля пружності вищим за 107 Гпа, насамперед, з металів та вуглепластиків. Зазвичай діаметр металевих голок переваж-

но складає 0,28...0,3 мм та 0,5 мм, а вуглепластикових 0,5 мм та 0,7...0,75 мм. При цьому величина зазначеного вище показника «p» залежить, по-перше, від кількості голок в конкретній дислокації на даній розвинутій поверхні, наприклад, в простому випадку це кількість лінійчастих колонок Z-голок помножена на кількість наявних там рядків. По-друге, значення «p» залежить від діаметра Z-голок. Зазвичай в експериментах при вивченні механічних властивостей композитних деталей та їх з'єднань з залученням Z-голокскріплення, використовують такий ряд відсоткових значень вказаного показника: $p = 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 4,0$.

Встановлено [76 та ін.], що для кожного виду конструктивного впровадження є свій оптимум наповнення Z-голками, що підвищує механічні властивості композитів та зразків з'єднань композитних деталей, перш за все, на зсув та відрив (розщеплення).

На сьогодні Z-голокскріплення композитів має ще незначне застосування, але проведені науково – дослідні та експериментальні роботи дозволяють зробити щодо цього оптимістичні висновки. Так, Z-голки дозволяють підвищити міжшарові механічні властивості ПКМ і, як наслідок, підвищити структурні властивості підкріплених ребрами жорсткості панелей та з'єднань композитів [76]. Наприклад, Z-голкоформування застосовується у повітровтягуючому патрубку, а також у стулці повітрозабірча двигуна палубного винищувача – бомбардувальника F/A-18E/F Super Hornet. Застосування Z-голокскріплення дозволило замінити титанове кріплення, знизивши масу конструкцій на 17 кг та зменшити вартість на один літак в розмірі \$83000. Z-голки також застосовуються в конструкції стулки вантажного люка військового транспортного літака C-17 [76].

На сьогодні, найперше в західних літакобудівних фірмах, проводяться експериментальні роботи, націлені на можливість застосування, Z-голокскріплення в конструкції композитних крил. При цьому на першому етапі мова йде про виокремлені концептуального характеру можливі конструктивні схеми з'єднань композитної пари типу «лонжерон – обшивка» по їх стикуючим між собою поверхням.

Так, у згаданому патенті корпорації Boeing [56] наведено кілька концептуальних схем сполучення двотаврового в перерізі лонжерона з обшивними панелями. Результати випробувань показали, що значення зусилля при розщепленні голкоскріплених зразків було в середньому 1,5 рази вищим, ніж при розщепленні контрольних традиційно виготовлених зразків.

Виходячи з вище наведеного, поставлені задачі вирішуються тим, що в структуру верхніх та нижніх поясів розрізних нервюр залучені окремі інтегрально з'єднувальні з внутрішніми обшивками Z-голкоармовані композитні профілі, що мають контактуючу з

поверхнею обшивок, розвинену суцільну площинну полицю і, перш за все, це профілі з тавроподібною формою. Кожен з них містить виступаючі над його поверхнею регіон точно зосередженої та точно висотної Z-голчастої стерні гвіздочкоподібного виду, яка утілена встромлюванням в обшивку компоненту панелі на всю її товщину з визначеним відносним об'ємним заповненням.

Поставлені задачі вирішуються також тим, що ТП мають точну форму чотирикутного перерізу по всій її товщині з малим значенням радіусів округлень на стику пари «стінка – полиця», наприклад $R = 0,5...0,6$ мм при цьому внутрішні канали калібровані по формі і геометричним параметрам (рис. 9) з установленням в них вкладишів різної міцності відповідно призначенню.

Наостанок, поставлені задачі вирішуються також внаслідок застосування магнітних полів в технологічних цілях.

У загальному уявленні основу композитного кесона крила 1 складають употужнені інтегральної конструкції багатостінні верхня 2 та нижня 3 (рис. 7) тришарові панелі з ребристими заповнювачами (внутрішні стрингери) відповідно 20 і 22, які вироблені в основному з застосуванням препрего-автоклавної технології; передній 4 та задній лонжерони 5; набір нормальних 8 та силових нервюр (в кресленнях не виділено, вони співпадають з аналогами). Детальніше, в склад цього поперечного набору входять: комплект силових, в тому числі установлених на торцях консолей посилені бортові нервюри (БН) крила, а також комплект менш навантажених і, в своїй більшості виготовлених згідно з запропонованою концепцією з вуглепластика нормальних, в тому числі рамних (поясних) нервюр.

В розрізі цього, при достатній висоті стінок нормальних нервюр основні обмеження при проектуванні пов'язані з забезпеченням умов їх усталеності (різні форми втрати стійкості стінками див. [88]). Тому говорячи, про застосування композитних нервюр, важливим є при цьому прикладне проектування їх стінок.

Відомо, що при вигині крила стінки нервюр випробовують крім зсуву, також зусилля стиску. В

зв'язку з цим, в [20] вирішується задача проектування підкріплених панелей (ПП) для стінок нервюр та лонжеронів крила, які навантажені поздовжньо – дотичним потоком S_p з урахуванням справленої дії нормальних зусиль T^p (варіанти на рис. 10, 11). Для забезпечення місцевої усталеності використовується критерій:

$$(\sigma^p / \sigma_{кр}) + (\tau^p / \tau_{кр}) = 1, \quad (1)$$

де σ та τ відповідно нормальні та дотичні напруги.

Для забезпечення загальної усталеності ПП при комбінованому навантаженні використовується наступний критерій:

$$(T^p / T_{кр}) + (S^p / S_{кр}) = 1 \quad (2)$$

В [20] розглядаються три конструктивні варіанти ПП, а саме стрингерні панелі з Т-подібними та І-подібними стрингерами (рис. 10), а також тришарові панелі з заповнювачем типу гофра (рис. 11).

При розрахунках введена перемінна k , яка є відношенням висоти підкріплення h до кроку l . З конструктивних міркувань бралось, що $k \in [0,1]$.

В наведеному прикладі приймалось: висота стінки 600 мм, навантаження $S^p = 50$ кгс/мм. В табл. 3 приведені раціональні укладки елементів для стрингерних та тришарових панелей, що враховують конструктивні та технологічні обмеження, які рекомендуються для практичного застосування. При цьому слід зазначити, що практика застосування запропонованих методик призводить до запасу (η), при цьому при комбінованому навантаженні (η) = 1,2... 1,3.

Внутрішні обшивки 16 і 17 панелей 2 і 3 композитного кесону крила (рис. 7) виконані заодно з композитними поясами нормальних нервюр 8А і 8С з використанням комбінованого Z-голкоадгезивного з'єднання (рис. 4). Середній шар 20 зі стінками 20а товщиною t складається з направлених вздовж твірних прямих панелі вуглепластикових чотиристоронніх профілів, які мають кілька варіантів виготовлення, переважно трубчастого виду, доповнюючи своїми полицями товщини обшивок. Тришарові багатостінні панелі 2 і 3 мають калібровані канали, облицьовані вологозахисною плівкою, в які можуть бути поміщені додаткові конструктивні елементи. Вони також

Таблиця 3

Раціональні укладки вуглепластикових стінок при забезпеченні обмежень по усталеності

Елементи панелі	Укладка	Відносні товщини		
		Т-подібне підкріплення	І-подібне підкріплення	Тришарові панелі (див. рис. 11)
Обшивка	0/±45°/90°	0,15/0,65/0,20	0,05/0,65/0,30	0,05/0,65/0,30
Стінка	0/±45°/90°	0,05/0,060/0,12	0,72/0,16/0,12	0,80/0,15/0,05
Полиця	0/±45°/90°	0,72/0,18/0,10	–	–

мають заповнені галтельні жолобки 25 на стиках профілів середнього шару без додаткового залучення компенсуючих матеріалів.

Панель споряджена зміцнювальним повздовжньо-пластовим прошарком 26 у вигляді стрічкової арматурної адгезійно поєднаної з шарами ПКМ вставки, яка є протиударною та водночас підсилюючим елементом гальмування розвитку ушкоджень.

В нижній обшивці зона 3а експлуатаційно-технологічних отворів доступу має кілька варіантів посилення. Для прикладу на рис. 3 спрощено показана (вид зверху) нижня обшивка кесону консолі крила зі сміжними конструктивними елементами (виділено пунктиром). В обшивці вказана контурно окреслена середня частина 3а, яка практично співпадає з зазначеною зоною експлуатаційно-технологічних отворів доступу. Крім цього, показаний комплект поясів нервюр, які Z-голкоадгезивним способом з'єднані з внутрішньою обшивкою в інтегральній конструкції цієї панелі.

Наведене вище дозволяє привести, як приклад, зразок верхнього покриття тришарової верхньої багатостінної панелі в порівнянні з приведеним раніше зразком верхньої металевої стрингерної панелі прототипу літака АН-70 з розмірами 3850×1000 мм. Запропонована панель буде, наприклад мати в першому наближенні такі характеристики. Побудовна висота тришарової панелі 23,5 мм, із них товщина зовнішнього та внутрішнього покриття панелі відповідно 5,5 мм та 3 мм розмір клітки $a \times b = 15 \times 15$ мм, кількість стінок – 230, товщина стінки $t = 1,5$ мм, загальна товщина стінок у приведеному зразку – 350 мм. В схемі армування обшивок 15, 16, 17, 18 переважно шари під кутами $\pm 45^\circ$, а також 90° до поздовжньої осі кесону. Вага цього зразка панелі з урахуванням наявності внутрішніх вкладишів, складатиме приблизно 72-73 кг.

В більш детальному представленні в інтегральній панелі до складу шарів полиць трубчастих профілів 21, що примикають до зовнішніх обшивок 15 та 18 входить, як прошарок 26, зміцнювальна стрічкова, насамперед сталева арматурна вставка. Вона сприймає магнітне притягання через довгомірну металеву намотувальну оправку під дією магнітів. Подібне необхідне технологічне оснащення для цього процесу приведено в [58]. Сила магнітного притягання має бути достатньою для фіксації положення вставки 26 на оправці, яка в процесі виготовлення ТП обернута по периметру зовні сирією композитною оболонкою (переважно вуглестклопластик), а також притиснення цією вставкою шарів, на які вона опирається і бере участь в процесі термосилового формування набору ТП і панелі в цілому. Таким чином, кожна оправка являє собою автономний в процесі виготовлення ТП і панелі формують компонент у складі основної форми для виготовлення довгомірних панелей інтегральної конструкції [58].

Сталева арматурна стрічка 26 шириною 12...13 мм (див. приклад першого наближення) і товщиною в інтервалі 0,05...0,08 мм, будучи виконаною із середньовуглецевої якісної сталі марки 50, має показник тимчасового опору при розриві на рівні 190 кг/мм² і більше, а також твердість 500-600 Н за Віккерсом [58]. Для підвищення міцності адгезійного з'єднання з ПКМ на сталеву стрічку 26 згідно з рекомендаціями [74], наносять підшарок клею, наприклад, марки ВК-32-200.

Звичайно, за деяких умов, арматурна вставка 26 може мати декілька різновидів, наприклад з застосуванням титанової стрічки [85].

При намотуванні зовнішнього арматурного шару під кутом 90° до поздовжньої осі, в ТП можуть застосовуватись склострічки ЛСК-ВМ 0,1×36-76 [83] або ЛеСБ [88]. При виборі склострічки, наприклад марки ЛеСБ [88] бралось до уваги, що вона при круговому обертовому обляганні повніше серед інших марок стрічок, слідує обрису форми поверхні технологічної оправки.

Нормальні композитні розрізні нервюри кесона крила 8 складаються відповідно з верхніх 8А та нижніх 8С поясів нервюр, а також з'єднаними з ними механічним кріпленням 7 стінок 8В.

Вказані пояси нервюр являють собою композитні силові профілі 14 з горизонтальними полицями 14А та стінками 14В. В полиці 14А просвердлені отвори для установаження Z-голок 11 а в стінці 14В отвори 13 для механічного з'єднання зі стінками 8В. На рис. 5 показаний вид в аксонометрії верхнього пояса нормальної розрізної нервюри з пунктирною дислокацією поверхневого регіону Z-голчастої стерні.

Зони «Л», де голки відсутні, є місцями кріплення з лонжеронами 4 та 5. Тому в праву та ліву частини полиць 14А запресовані урівень з поверхнею полиці дві колонки Z-голок 11, крім крайніх робочих зон «Л» профілю 14.

Профілі 14 при відповідних розрахунках їх міцності та жорсткості найпростіше можуть бути виготовлені з вуглеволокнистих прес-матеріалів з товщиною полиці 14А, наприклад 2 мм. Тут, перш за все, маються на увазі прес-матеріали з так званими довгими волокнами, які використовують для створення високоміцних та високомодульних конструкційних матеріалів тапу АГ-4В по ГОСТ 29437-89 (пресування при температурі 150–160 °С). Для прикладу, відсоткове значення показника густоти в пунктирному розміщенні Z-голок 11 на поверхні профілю 14 становить $\rho = 0,5...0,6$. Тут приймається, що загальна довжина Z-голок з урахуванням в прикладі товщини внутрішніх обшивок 16 і 17 на рівні 3 мм, становить 5...5,5 мм.

Як відомо, найбільш широке застосування в авіабудуванні знайшли ПКМ на епоксидних зв'язуючих. Перш за все, це епоксидні вуглепластики гарячого затвердіння з широким використанням вакуум-авто-

клавного формування з найбільш розповсюдженим діапазоном температур 120...180 °С. При цьому умовно, у додатку до вказаного процесу, діапазон високих температур затвердіння становить приблизно 160...180 °С, а діапазон низьких та посередніх температур складає приблизно 120...150 °С. З урахуванням фактору повторного нагріву, рекомендується, щоб композитні пояси нормальних нервюр пресувались при температурі вищою за температуру формування інтегральних обшивних панелей приблизно на рівні 20...25 °С і вище.

Для прикладу, температура пресування таврових профілів 14 з конструкційних прес-матеріалів становить 150...160 °С, а температура при якій приєднуються ці профілі до обшивок, з одночасним формуванням останніх в автоклаві, становить, наприклад, для зв'язуючого ЭДТ-69Н на рівні 125...130 °С. При з'днанні профілю 14 з обшивкою використовують прошарок клейового адгезиву 12 [80, 82]. Відповідно вище вказане має місце і для зв'язуючого 5-211Б [87].

Для посилення зони отворів доступу 3А в нижній обшивці 3 в запропонованій концепції пропонується два варіанти її посилення. В першому варіанті панель має суцільний шар ТРЗ і після розкриття в панелі отворів доступу, порожнини ТП на короткій довжині заповнюються встановленням коротких вкладишів і/чи використовують синтетичну пасту на основі скляних мікросфер, утворюючи таким чином окантовку стінок отворів доступу із сферопласта [86].

В другому варіанті мова йде про виріб з пінопласта, який попередньо спінюється в конструкції оснащення. Як відомо, в авіабудуванні найбільше розповсюдження, як заповнювачі конструкцій різного призначення, дістали пінопласти на основі поліуретанів (ПУ-101 та ін.).

Виробом тут виступає цілісний міжобшивний панельного виду заповнювач регулярної зони 3А нижньої панелі 3, що виконаний з точним відтворенням всього міжобшивного простору цієї панелі. Тобто в даному випадку мова йде про виріб з простим профільним перерізом між обшивками 17 і 18. Цей заповнювач складається з пінопластової серцевини, яка облицьована з обох сторін склотканинами, наприклад марки А1. Крім того, в ці тонкостінні комбіновані пінопластові плитові заповнювачі по їх ширині вмонтовані дистанційно розташовані по кроку отворів доступу, окантовуючі ці отвори, композитні поперечні профілі (бімси).

В запропонованому варіанті профіль виробу заповнювача оформляється по контуру жорсткого обмежувального пристосування, утворюючи каркас при формуванні. При цьому жорсткість виробу-заповнювача повинна відповідати термосиловим умовам вакуум-автоклавного формування нижніх обшивних панелей 3 кесону крила.

4.2. Переваги нової концептуальної схеми

В представленій конструктивно – технологічній концептуальній схемі композитного КЛК забезпечується:

1. Підвищення в порівнянні з кесонами на основі концепції «стрингерних панелей» (при тій же вазі) несучої здатності і, в першу чергу, жорсткості крила, надійності та експлуатаційної живучості (розгорнуте обґрунтування цього наведено в [5,63-65]) з одночасним збільшенням критичної швидкості флатера V_F . Це досягається за рахунок застосування употужнених інтегрального типу довгомірних тришарових багатостінних на основі ТРЗ обшивних панелей (БПК), переважно з вуглепластика гарячого затвердіння. Тришарова панель має ТП з точною формою калібровані канали по всій їх довжині.

2. Підвищення тріщино- та ударостійкості, а також усталеності (рос. устойчивости) обшивних панелей.

3. Висока технологічність конструкцій. По-перше, за рахунок наявності поздовжнього та поперечного силових наборів, які не перетинаються між собою. По-друге, зменшення об'єму механічної обробки і точкових з'єднань, наприклад, практична відсутність механічного кріплення нормальних нервюр з внутрішніми обшивками верхньої та нижньої тришарових панелей. Тут, як наслідок, відсутні отвори в зовнішній обшивці під механічні кріплення, які істотно погіршують міцність, аеродинамічні та блискавкозахисні характеристики. Замість механічного, в новій концепції запропоновано Z-голкоадгезійне з'єднання. Таке КТР дозволяє також підвищити поперечну жорсткість обшивних панелей в порівнянні з механічними з'єднаннями, які мають місце в прототипах композитних панелей. По-третє, можливість широкого застосування механізованого та автоматизованого виготовлення конструкцій композитного кесона крила.

4. Зручність забезпечення (підходи і виконання робіт) герметичності внутрішнього об'єму кесону.

5. Простота вибіркового силового підкріплення окремих місць панелі, в тому числі в зоні контурного стику, наприклад, з наявними приєднувальними фітингами до панелей центроплану. Вказаному чиннику сприяє наявність в панелях КЛК каліброваних точно розмірних каналів.

6. Забезпечення вологостійкості ПКМ (щодо наявності водного конденсату) у поздовжніх міжстінових каналах.

7. Можливість зниження маси композитного КЛК та трудомісткості робіт за рахунок нових КТР та процесів в серійному виробництві конструкцій.

Висновки

1. Приведені приклади лідируючих концепцій композитних кесонів крила транспортних літаків

з аналізом їх переваг та недоліків, перед усім, це традиційна концепція «обшивних стрингерних панелей».

2. Започатковано для розгляду, удосконалена концептуальна схема композитного КЛК великого подовження на основі тришарових багатостінних панелей з трубчасто-ребристим заповнювачем. Показані переваги цієї концептуальної схеми.

3. Відмічено, що поряд з найбільш поширеними препрего-автоклавними технологіями в останньому десятилітті видне місце стали займати при виготовленні силових композитних конструкцій крила також і безавтоклавні технології, в тому числі, з застосуванням методів вакуумної інфузії [9, 10, 38, 61, 62, 88].

4. Робиться висновок, про необхідність проведення подальших комплексних конструктивно – технологічних та експериментальних досліджень з порушеної в статті проблеми.

Абревіатури та умовні позначення

ПС – повітряне судно;

ЛА – літальний апарат;

АТ – авіаційна техніка;

ВТЛ – військово-транспортний літак;

КСС – конструктивно-силова схема;

КТС – конструктивно-технологічна схема;

КТР – конструктивно-технологічні рішення;

КЛК – кесон літакових крил;

БН – бортова нервюра;

ПКМ – полімерні композиційні матеріали;

ОПК – обшивні панелі кесону;

СПК – обшивні стрингерні панелі кесону;

БПТ – композитна тришарова багатостінна панель традиційного гатунку різного призначення, малої та середньої розмірності, що виконана по традиційній технології;

БПК – довгомірна, одне ціле (по всій довжині консолі крила) композитна тришарова багатостінна панель КЛК, що виконана по удосконаленій технології;

ТРЗ – композитний трубчасто-ребристий заповнювач БПТ і БПК;

ТП – елементний трубчастий (чотирикутник) профіль в складі блоку ТРЗ;

НМК – наномодифікована клейова композиція;

\checkmark – відносна товщина профілю крила;

λ – числовий показник подовження крила;

V_F – критична швидкість згинно-крутильного флатера.

Література

[1] Чернышев С.Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиационной промышленности // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2013, №1, с. 3-10.

[2] Шаныгин А.И. Особенности проектирования про-композитных конструкций. Прочность авиационных конструкций. – М.: 2011, с. 63-69.

[3] Боклер Н. Композиты поднимаются на борт самолета 7E7 // Air & Cosmos. 05.11.2004, №1957, р. 34-35.

[4] Боклер Н. Мозаика технологий и процессов // Air & Cosmos. 2008, 28.06.2002, №1840, р. 40-44.

[5] Кива Д.С., Забашта В.Ф. Фюзеляжные секции гражданских самолетов из полимерных композиционных материалов // Технологические системы, 2018, №1, с. 37-63.

[6] Арутюнов А.Г., Дыдышко Д. В. и др. Перспективы развития транспортных самолетов // Труды МАИ, выпуск №90, 27с. http://trudymai.ru/upload/iblock/d01/arutyunov_dydyshko_endogur_kuznetsov_tolmachev_rus2_1.pdf

[7] Кессон крыла самолета B787 из полимерных композиционных материалов / https://ru.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner/

[8] Кессон крыла самолета A350 из полимерных композиционных материалов / https://ru.wikipedia.org/wiki/Airbus_A350_XWB

[9] Нургалеев А. Роль углепластиков в создании самолета Airbus A350, опублик. 29.07.2011 / <https://www.aviaport.ru/news/2011/07/29/219298.html>

[10] MS-21 – лайнер с черным крылом, опублик. 12.08.2016 / <http://aviation21.ru/ms-21-lajner-s-chyornym-krylom/>

[11] ОАК, работы по проекту самолета MS-21. Сравнение технологий: преимущества и недостатки, опублик. 08.10.2014 / <http://www.hccomposite.com/>

[12] Забашта В.Ф., Кривов Г.А. и др. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения. – К.: Техніка, 1993, 157с.

[13] Матвиенко В.А., Рудько А.Н. и др. Совершенствование технологии обработки точных отверстий под крепеж при сборке авиационных конструкций, содержащих элементы из полимерных композиционных материалов // Технологические системы, 2014, №1, с. 63-67.

[14] Кива Д.С., Забашта В.Ф. О фундаментальном свойстве полимерных композиционных материалов в контексте создания и производства эффективных конструкций. // Технологические системы. 2015, №3. с. 48-56.

[15] Кива Д.С. та ін. Шляхи розвитку та практичного застосування в авіабудуванні тришарових панелей із полімерних композиційних матеріалів // Технологические системы, 2017, №2, с. 55-69.

[16] Кива Д.С., Двейрин А.З. и др. Конструкции из композиционных материалов в самолете Ан-148. // В сб. «Композиционные материалы в промышленности». Материалы 27й международной конференции. 28 мая – 01 июня 2007 г., г. Ялта, с. 121.

[17] Бирюк В.И., Головин В.И. и др. Опыт применения многодисциплинарного подхода к проектированию крыльев пассажирских самолетов. // Труды ЦАГИ, вып. 2651, с. 28-35.

[18] Солошенко В.Н., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкций кессона крыла из композиционных материалов среднемагистрального самолета // Авиационная техника, 2013, т. 20, №1, с. 16-30.

- [19] Гришин В.И. и др. Проектирование конструкций крыла из композиционных материалов // ТВФ 2010, №1, с. 20-40.
- [20] Митрофанов О.В. Прикладное проектирование стенок нервюр и лонжеронов из композиционных материалов. // ТВФ, 2000, №3-4, с. 27-32.
- [21] Митрофанов О.В. Некоторые особенности проектирования крыла из композиционных материалов. // ТВФ, 2002, №6, с. 34-41.
- [22] Burley G., Miles A. Automated processes for composite wing boxes. // *Aerosp. Eng.* 1998 – 18. No.8, p.19-23.
- [23] Composite wing skin reduces fighter cost. // <http://www.sine.org/cgi-sin/get-press.pl?&20001>
- [24] Егер В.С., Никитюк В.А. и др. О консоли крыла из композиционных материалов, изготавливаемой с использованием метода намотки. // Конверсия в машиностроении, 2000, №4, с. 24-26.
- [25] Забашта В.Ф. Интегральные конструкции из полимерных композиционных материалов // Технологические системы, 2007, №4, с. 16-36.
- [26] Душин М.И., Хрульков А.В. Исследование технологических параметров автоклавного формования деталей из полимерных композиционных материалов. // Клеи. Герметики. Технологии, 2013, №8, с. 25-30.
- [27] Димитренко Ю.И. Моделирование процесса отверждения толстостенных конструкций из полимерных композиционных материалов // Международный научный журнал «Инновационная наука», №12 – 4/2016; МГТУ, сер. Естественные науки, 2012, №3, с. 86-100.
- [28] Смотрова С.А., Симонов-Емельянов И.Д. Эффективные технологии формования высоконагруженных авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. // Конструкции из композиционных материалов, 2016, №3, с. 15-24.
- [29] Авторское свидетельство SU N1561412 A1 МПК В64С3/26. Оpubл. 09.03.1987. Кессон аэродинамической поверхности летательного аппарата из композиционных материалов.
- [30] Патент 2.621.925. Россия. Стык консоли крыла с центропланом самолета. МПК В64С 1/26, опубл. 08.06.2017.
- [31] Патент 2.518.927. Россия. Конструкция из композиционного материала. МПК В64С 1/00, В64С 3/20, В32В 17/04, В32В 5/08, опубл. 10.06.2014.
- [32] Патент 2.521.882 Россия. Стрингерная панель из композиционного волокнистого материала. МПК В64С 5/20, В29С 70/40, опубл. 10.07.2014 года.
- [33] Патент 2.557.638 Россия. Крыло самолета. МПК В64С 3/26, В64F 5/00, опубл. 27.07.2015 года.
- [34] Кива Д.С., Забашта В.Ф. Наномодифицированные полимерные композиты в контексте использования в авиационной. // Технологические системы, 2016, №3, с. 39-47.
- [35] Дубинский С.В., Фейгенбаум Ю.Л. и др. Закономерности реализации случайных ударных воздействий на конструкцию крыла коммерческого самолета // Известия Самарского научного центра РАН, 2016, т. 18, №4 (3), с. 604-611.
- [36] Greenhalph E., Meeks C. and others. The effects of defects on the performance of post-buckled CFRP stringer-stiffened panels // *Composites A*, 2003, 34, №7, p. 623-633.
- [37] Карпов Я.С., Шевцова М.А. Анализ некоторых фундаментальных проблем инженерии слоистых композитов. Ч.2. Проектирование и расчет на прочность стрингерных панелей и КТР соединений деталей из композитов, ХАИ // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. 2016, вып. 1, с. 7-36.
- [38] Боклер Н. Инновационные технологии для крыла // *Air & Cosmos*. 15.05.2002, №1890, p. 14-17.
- [39] Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость. – М.: Издательство. 1958, 799 с.
- [40] Бычков С.А., Матвиенко В.А. и др. Исследование и разработка новых технологий агрегатно-сборочного производства гражданских самолетов. // Технологические системы, 2013, №1, с. 71-77.
- [41] Литвинов В.М., Литвинов Б.В. Методика расчета массы крыла самолета с учетом ограничений по аэроупругости // Ученые записки ЦАГИ, 2006, №3, с. 63-85.
- [42] Эндогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. В сб. «Проектирование конструкций, деталей и узлов». – М.: МАИ, 2009 – 540с.
- [43] Надежность машин. Под ред. Клюева В.В. в кн.: Машиностроение. Энциклопедия. Т. 4-3. – М.: Машиностроение, 2003, 592с.
- [44] Информация о самолете (крыле самолета) Beechcraft Starship / https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Starship
- [45] Цариковский В.И. О влиянии коэффициента термического расширения на деформации панелей оснастки из КМ. // В сб. «Композиционные материалы в промышленности». Материалы 30й международной конференции 7-11 июня 2010г., г. Ялта, с. 165-167.
- [46] Дмитриев О.С., Кириллов В.Н. Влияние типа наполнителя на оптимальные режимы отверждения толстостенных ПКМ. // Клеи. Герметики. Технологии. 2011, №11, с. 27-36.
- [47] Гайдачук В.Е., Кондратьев А.В. и др. Приведенные физико-механические характеристики трубчатого заполнителя для трехслойных конструкций летательных аппаратов. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. тр. Национального Аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2009, вып. 44, с. 67-78.
- [48] Кириченко В.В., Кондратьев А.В. и др. Приведенные физико-механические характеристики композиционного материала с трубчатыми элементами. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии, №48. – Х., 2010, с. 154-166.
- [49] Двейрин А.З., Майорова Е.В. Анализ эффективности интегральных конструкций с трубчатыми элементами из композиционных материалов. / <https://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/VPPKLA/2011/VPPKLA411/dveirin.pdf>.
- [50] Кива Д.С., Двейрин А.З. и др. Методы ремонта агрегатов планера самолетов из композиционных материалов

- с трубчатым наполнителем // Технологические системы, 2013, №2, с. 57-64.
- [51] Кива Д.С., Цариковский В.И. и др. Исследование влияния трубчатого наполнителя на прочность трехслойных панелей их КМ // В сб.: «Композиционные материалы в промышленности». Материалы 29 международной конференции. 2009 г., Ялта, с. 64-66.
- [52] Цариковский В.И. Оценка разработки трехслойных панелей трубчатых конструкций из углепластиков по критерию «масса-стоимость». // В сб.: «Композиционные материалы в промышленности». Материалы 25 международной конференции. 30 мая – 03 июня 2005 г., г. Ялта, с. 476.
- [53] Кривов Г.А., Бычков С.А. и др. Технологическое проектирование сборных частей планера самолета из полимерных композиционных материалов // Технологические системы, 2014, №1, с. 23-30.
- [54] Кривов Г.А., Матвиенко В.А. и др. Моделирование болтовых соединений, содержащих детали из ПКМ, в среде Femap/Nastran // Технологические системы, 2013, №1, с. 90-104.
- [55] Батраков В.В. и др. Повышение несущей способности интегральных конструкций из композиционных материалов. // В сб. трудов международной конференции «АКТО-2014», Казань, 2014, №2, с. 169-173.
- [56] Патент 6.436.507 В1 США кл. 32 В5/22, опубл. 20.08.2002.
- [57] Патент 85790 Украина МПК В29С 43/02, В64С 1/00, опубл. 25.11.2013.
- [58] Патент 88883 Украина МПК В29С 43/02, В29С 69/00, В29С 70/00 опубл. 10.04.2014.
- [59] Патент 107410 Украина, МПК В64С 3/20, В64С 5/00, В64С 9/00, В32В 5/22.
- [60] Заявка u 2018. 09390, Украина, від 17.09.2018
- [61] Смердов А.А., Таирова А.П. и др. Расчетно-экономический анализ двух типов структур из углепластиков для крупногабаритных ракетно-космических конструкций // Инженерный журнал «Наука и инновации», 2013, вып. 7 (19). / <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/859.html>
- [62] Смердов А.А. Расчетный анализ и оптимизация многослойных композитных несущих оболочек // Известия высших учебных заведений «Машиностроение», №11, 2014, с. 90-96.
- [63] Нестеренко Б.Г., Нестеренко Г.И. Живучесть самолетных конструкций // Научный вестник МГТУ, 2007, №119, с. 57-69.
- [64] Каштанов В.А., Медведев А.И. Теория надежности сложных систем. – М.: Физматгиз, 2010, 608с.
- [65] Шульженко М.И. Конструирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1971, 413 с.
- [66] Гребеньков О.А. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1984, 887 с.
- [67] Григорьев В.П. Технология самолетостроения. – М.: Госиздат, 1960, 542 с.
- [68] Житомирский Г.И. Конструирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1991, 400 с.
- [69] Виноградов Е.Я. Проектирование основной конструкции крыла. В сб. «Теория и практика проектирования пассажирских самолетов». – М.: Наука, 1976, с. 264-270.
- [70] Елькин В.Ф. Проектирование кессонной конструкции крыла. В сб. «Теория и практика проектирования пассажирских самолетов». – М.: Наука, 1976, с. 291-307.
- [71] Карпов Я.С. Проектирование деталей агрегатов из композиционных материалов. – Харьков, ХАИ, 2010, 767 с.
- [72] Проектирование гражданских самолетов. Теория и методы. Под ред. Новожилова Г.В. – М.: Машиностроение, 1991, 667 с.
- [73] Лизин А.Т., Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1975, 408 с.
- [74] Тихий И.И., Кашковский В.В. и др. Системный подход к определению прочностных свойств крыла самолета в процессе эксплуатации // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. №1 (53), 2017, с. 90-96.
- [75] Расчет на прочность крыла большого удлинения и шасси транспортного самолета Ан-70 (прототип) – Харьков: ХАИ, 2018, 148 с.
<https://works.doklad.ru/view/s-iFLNPZWLI.html>
- [76] Koh T. Improving the mechanical properties of aerospace carbon fibre-epoxy joints by Z-pinning. RMIT University. 2012, 231 p.
- [77] Донецкий К.И., Коган Д.И. и др. Использование технологии плетения при производстве элементов конструкций из ПКМ // Труды ВИАМ, 2013, №10, 9 с.
- [78] Гусев Ю.А., Дердин О.И. и др. Углепластик на основе связующего с низкой температурой отверждения из углеродной равнопрочной ткани // Труды ВИАМ, 2017, №6, с. 52-60.
- [79] Аниховская В.С., Петрова А.И. и др. Склеивание в авиастроении // Клеи. Герметики. Технологии. 2005, №10, с. 3-9; 2014, №10, с. 7-12.
- [80] Аниховская Л.И., Дементьева Л.А. и др. Высокопрочные пленочные клеи и материалы на их основе. – М.: ВИАМ, 2008, с. 25-30.
- [81] Вермель В.Д., Титов С.А. и др. Наномодифицированная клеевая композиция для повышения прочности узлов соединения авиационных конструкций на основе полимерных композиционных материалов. Сб. статей РАН – М.: 2016, с. 488-497.
- [82] Комаров Г.И. Клеи для соединения отвержденных реактопластов. // Клеи. Герметики. Технологии. 2007, №2, с. 26-29.
- [83] ТУ 6-48-50-90. Лента стеклянная конструкционная марки ЛСК-ВМ-01х36-76.
- [84] ГОСТ 21996-76. Лента стальная холоднокатанная термообработанная.
- [85] ГОСТ 19807-91, ГОСТ 90027-91. Лента титановая.
- [86] ТР 1.2.924-84. Приготовление и применение полимерных наполнителей-сферопластов ВПЗ-7 и ВПЗ-7М.
- [87] ТИ 59-1026-01. Связующее 5-211БН.
- [88] Информация интернет изданий.
- [89] Фан Тхе Шан. Анализ прочности и оптимизация многослойных композитных оболочек летательных аппаратов. Диссертация. МАТИ, 2007, 101 с.

Kiva D.S.¹, Zabashta V.F.²

¹ Azerbaijan Airlines (AZAL). Azerbaijan, Baku

² Ukrainian Research Institute of Aviation Technology, JCS. Ukraine, Kyiv

COMPOSITE WING BOX OF TRANSPORT AIRCRAFTS (CONSTRUCTIVE AND TECHNOLOGICAL ASPECTS)

In the article the achievements and the ways of further development constructive – technological solutions for composite (predominantly carbon fiber) wing box. Foremost the question is composite wing box of transport machines with the purpose of increase of his inflexibility of operating vitality of a transport efficiency et al. Proposed a powerful wing box of air ships is offered with a selection among them of military – sky trucks. Composite wing box of two – spar construction is executed mainly from carbon plastics. Basis he is made the increased three – layered multi – wall which are made on autoclave technology. Integral wing boxes skins are integral with the composite belts of normal ribs with the use of a Z – pinning. Middle layer consists of four – sided profiles directed along the panel. The three – layered panel has calibrated channels where additional structural elements can be placed. It also has filled fillet grooves at the junctions of the profiles of the middle layer without additional involvement of compensating materials. The panel is equipment with a reinforcing longitudinal layer in the form a reinforcing steel tape insect. It is both anti – stock and at the same time an element of braking damage. [dx.doi.org/10.29010/084.1]

Keywords: composite; wing box, integral structure; stringer panels; multi – wall panels; split ribs; rib belts; reinforcement insert; Z – pinning, crack resistance; access holes.

References

- [1] Chernyishev S.L. Novyyi etap primeneniya kompozitsionnykh materialov v aviastroenii // Problemy mashinostroeniya i avtomatizatsii. 2013, #1, s. 3-10.
- [2] Shanyigin A.I. Osobennosti proektirovaniya pro-kompozitnykh konstruksiy. Prochnost aviatsionnykh konstruksiy. – M.: 2011, s. 63-69.
- [3] Bokler N. Kompozityi podnimayutsya na bort samoleta 7E7 // Air & Cosmos. 05.11.2004, #1957, r. 34-35.
- [4] Bokler N. Mozaika tehnologiy i protsessov // Air & Cosmos. 2008, 28.06.2002, #1840, r. 40-44.
- [5] Kiva D. S. Fuselage sections of civil aircraft from polymer composite materials (constructive and technological aspects) [Text] / D. S. Kiva, V. F. Zabashta // Technological systems. – #1 (82). – 2018. – P. 37-63. – ISSN 2074-0603. dx.doi.org/10.29010/082.7
- [6] Arutyunov A.G., Dyidyshko D. V. i dr. Perspektivy razvitiya transportnykh samoletov // Trudy MAI, vyipusk #90, 27s. http://trudymai.ru/upload/iblock/d01/arutyunov_dydyshko_endogur_kuznetsov_tolmachev_rus2_1.pdf
- [7] Kesson kryila samoleta V787 iz polimernykh kompozitsionnykh materialov / https://ru.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner/
- [8] Kesson kryila samoleta A350 iz polimernykh kompozitsionnykh materialov / https://ru.wikipedia.org/wiki/Airbus_A350_XWB
- [9] Nurgaleev A. Rol ugleplastikov v sozdanii samoleta Airbus A350, opubl. 29.07.2011 / <https://www.aviaport.ru/news/2011/07/29/219298.html>
- [10] MS-21 – layner s chernym kryilom, opubl. 12.08.2016 / <http://aviation21.ru/ms-21-lajner-s-chyornym-kryilom/>
- [11] OAK, raboty po proektu samoleta MS-21. Sravnenie tehnologiy: preimushchestva i nedostatki, opubl. 08.10.2014 / <http://www.hccomposite.com/>
- [12] Zabashta V.F., Krivov G.A. i dr. Polimernye kompozitsionnye materialy konstruksionnogo naznacheniya. – K.: Tehnika, 1993, 157s.
- [13] Matvienko V. A. Improved technology processing precision fastener holes during assembly of aircraft structures containing elements from polymeric composite materials [Text] / D. S. Kiva, V. F. Zabashta // Technological systems. – #1 (66). – 2014. – P. 63-67. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [14] Kiva D. S. About the fundamental properties of polymeric composite materials in the context of creation and production of efficient designs [Text] / D. S. Kiva, V. F. Zabashta // Technological systems. – #3 (72). – 2015. – P. 45-56. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [15] Kiva D. S. Ways of development of practical application in aircraft building of the three-layer panels from polymeric composite materials [Text] / D. S. Kiva, V. F. Zabashta, Ye. Yu. Zabashta // Technological systems. – #2 (79). – 2017. – P. 55-69. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [16] Kiva D.S., Dveyrin A.Z. i dr. Konstruksii iz kompozitsionnykh materialov v samoete An-148. // V sb. «Kompozitsionnye materialy v promyshlennosti». Materialy 27y mezhdunarodnoy konferentsii. 28 maya – 01 iyunya 2007 g., g. Yalta, s. 121.
- [17] Biryuk V.I., Golovin V.I. i dr. Opyt primeneniya mnogodistsiplinarnogo podhoda k proektirovaniyu kryilev passazhirskih samoletov. // Trudy TsAGI, vyip. 2651, s. 28-35.

- [18] Soloshenko V.N., Popov Yu.I. Kontseptualnoe proektirovanie konstruksiy kessonov kryila iz kompozitsionnykh materialov srednemagistralnogo samoleta // Aviatcionnaya tehnika, 2013, t. 20, #1, s. 16-30.
- [19] Grishin V.I. i dr. Proektirovanie konstruksiy kryila iz kompozitsionnykh materialov // TVF 2010, #1, s. 20-40.
- [20] Mitrofanov O.V. Prikladnoe proektirovanie stenok nervyur i lonzheronov iz kompozitsionnykh materialov. // TVF, 2000, #3-4, s. 27-32.
- [21] Mitrofanov O.V. Nekotorye osobennosti proektirovaniya kryila iz kompozitsionnykh materialov. // TVF, 2002, #6, s. 34-41.
- [22] Burley G., Miles A. Automated processes for composite wing boxes. // Aerosp. Eng. 1998 – 18. No.8, p.19-23.
- [23] Composite wing skin reduces fighter cost. // <http://www.sine.org/cgi-sin/get-press.pl?&20001>
- [24] Eger V.S., Nikityuk V.A. i dr. O konsoli kryila iz kompozitsionnykh materialov, izgotavlivaemoy s ispolzovaniem metoda namotki. // Konversiya v mashinostroenii, 2000, #4, s. 24-26.
- [25] Zabashta V. F. Integral structures made of polymer composite materials: technological aspects [Text] / V. F. Zabashta // Technological systems. – #4 (40). – 2007. – P. 16-36. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [26] Dushin M.I., Hrulkov A.V. Issledovanie tehnologicheskikh parametrov avtoklavnogo formovaniya detaley iz polimernykh kompozitsionnykh materialov. // Klei. Germetiki. Tehnologii, 2013, #8, s. 25-30.
- [27] Dimitrenko Yu.I. Modelirovanie protsessa otverzheniya tolstostennykh konstruksiy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov // Mezhdunarodnyy nauchnyy zhurnal «Innovatsionnaya nauka», #12 – 4/2016; MGTU, ser. Estestvennyye nauki, 2012, #3, s. 86-100.
- [28] Smotrova S.A., Simonov-Emelyanov I.D. Effektivnyye tehnologii formovaniya vyisokonagruzhennykh aviatsionnykh konstruksiy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov. // Konstruksii iz kompozitsionnykh materialov, 2016, #3, s. 15-24.
- [29] Avtorskoe svidetelstvo SU N1561412 A1 MPK V64S3/26. Opubl. 09.03.1987. Kesson aerodinamicheskoy poverhnosti letatel'nogo apparata iz kompozitsionnykh materialov.
- [30] Patent 2.621.925. Rossiya. Styik konsoli kryila s tsentroplanom samoleta. MPK V64S 1/26, opubl. 08.06.2017.
- [31] Patent 2.518.927. Rossiya. Konstruksiya iz kompozitsionnogo materiala. MPK V64S 1/00, V64S 3/20, V32V 17/04, V32V 5/08, opubl. 10.06.2014.
- [32] Patent 2.521.882 Rossiya. Stringernaya panel iz kompozitsionnogo voloknistogo materiala. MPK V64S 5/20, V29S 70/40, opubl. 10.07.2014 goda.
- [33] Patent 2.557.638 Rossiya. Kryilo samoleta. MPK V64S 3/26, V64F 5/00, opubl. 27.07.2015 goda.
- [34] Kiva D. S. Nanomodified polymer composites in the context of aircraft construction application [Text] / D. S. Kiva, V. F. Zabashta // Technological systems. – #3 (76). – 2016. – P. 39-47. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [35] Dubinskiy S.V., Feygenbaum Yu.L. i dr. Zakonomernosti realizatsii sluchaynykh udarnykh vozdeystviy na konstruksiyu kryila kommercheskogo samoleta // Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN, 2016, t. 18, #4 (3), s. 604-611.
- [36] Greenhalph E., Meeks C. and others. The effects of defects on the performance of post-buckled CFRP stringer-stiffened panels // Composites A, 2003, 34, #7, r.623-633.
- [37] Karpov Ya.S., Shevtsova M.A. Analiz nekotorykh fundamentalnykh problem inzhenerii sloistykh kompozitov. Ch.2. Proektirovanie i raschet na prochnost stringernykh paneley i KTR soedineniy detaley iz kompozitov, HAI // Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksiy letatelnykh apparatov. 2016, vyip. 1, s. 7-36.
- [38] Bokler N. Innovatsionnyye tehnologii dlya kryila // Air & Cosmos. 15.05.2002, #1890, r. 14-17.
- [39] Bisplinghoff R.L., Eshli H., Halfmen R.L. Aerouprugost. – M.: Izdatinlit. 1958, 799 s.
- [40] Bychkov S. A. Research and development of new technologies of civil aircraft aggregate-assembly production [Text] / S. A. Bychkov, V. A. Matvienko, G. N. Romanovich // Technological systems. – #1 (62). – 2013. – P. 71-77. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [41] Litvinov V.M., Litvinov B.V. Metodika rascheta massyi kryila samoleta s uchetom ogranicheniy po aerouprugosti // Uchenyie zapiski TsAGI, 2006, #3, s. 63-85.
- [42] Endogur A.I. Proektirovanie aviatsionnykh konstruksiy. V sb. «Proektirovanie konstruksiy, detaley i uzlov». – M.: MAI, 2009 – 540s.
- [43] Nadezhnost mashin. Pod red. Klyueva V.V. v kn.: Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. 4-3. – M.: Mashinostroenie, 2003, 592s.
- [44] Informatsiya o samolete (kryile samoleta) Beechcraft Starship / https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Starship
- [45] Tsarikovskiy V.I. O vliyani koefitsienta termicheskogo rasshireniya na deformatsii paneley osnastki iz KM. // V sb. «Kompozitsionnyye materialy v promyshlennosti». Materialy 30y mezhdunarodnoy konferentsii 7-11 iyunya 2010g., g. Yalta, s. 165-167.
- [46] Dmitriev O.S., Kirillov V.N. Vliyanie tipa napolnitelya na optimalnyye rezhimy otverzheniya tolstostennykh PKM. // Klei. Germetiki. Tehnologii. 2011, #11, s. 27-36.
- [47] Gaydachuk V.E., Kondratev A.V. i dr. Privedennyye fiziko-mehaniicheskie harakteristiki trubchatogo zapolnitelya dlya trehsloynnykh konstruksiy letatelnykh apparatov. // Otkryitiye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tehnologii: Sb. nauch. tr. Natsionalnogo Aeorokosmicheskogo universiteta im. N. E. Zhukovskogo «HAI». – H., 2009, vyip. 44, s. 67-78.
- [48] Kirichenko V.V., Kondratev A.V. i dr. Privedennyye fiziko-mehaniicheskie harakteristiki kompozitsionnogo materiala s trubchatymi eelementami. // Otkryitiye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tehnologii, #48. – H., 2010, s. 154-166.
- [49] Dveyrin A.Z., Mayorova E.V. Analiz effektivnosti integralnykh konstruksiy s trubchatymi eelementami iz kompozitsionnykh materialov. / <https://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/VPPKLA/2011/VPPKLA411/dveirin.pdf>.
- [50] Kiva D. S. Repairing methods of airframe composite sandwich structures with tubular cores [Text] / D. S. Kiva, A. Z. Dveirin, E. T. Vasylevskiy, V. S. Petropolskiy, P. I. Gorobets, S. Y. Gavriluk, S. M. Haidukova, V. V. Velychko // Technological systems. – #2 (63). – 2013. – P. 57-67. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>

- [51] Kiva D.S., Tsarikovskiy V.I. i dr. Issledovanie vliyaniya trubchatogo zapolnitelya na prochnost trehsloynnykh paneley ih KM // V sb.: «Kompozitsionnyye materialy v promyshlennosti». Materialy 29 mezhdunarodnoy konferentsii. 2009 g., Yalta, s. 64-66.
- [52] Tsarikovskiy V.I. Otsenka razrabotki trehsloynnykh paneley trubchatykh konstruksiy iz ugleplastikov po kriteriyu «massastoinost». // V sb.: «Kompozitsionnyye materialy v promyshlennosti». Materialy 25 mezhdunarodnoy konferentsii. 30 maya – 03 iyunya 2005 g., g. Yalta, s. 476.
- [53] Krivov G. A. Technological design of assembly parts of the airframe made of polymer composites [Text] / G. A. Krivov, S. A. Bychkov, V. A. Matvienko, G. N. Romanovich // Technological systems. – #1 (66). – 2014. – P. 23-30. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [54] Krivov G. A. Modeling of bolt joints contains composites parts using program complex femap/nastran [Text] / G. A. Krivov, V. A. Matvienko, A. N. Rudko, K. N. Rudakov, S. N. Shukayev, S. P. Negoda // Technological systems. – #1 (62). – 2013. – P. 90-104. – ISSN 2074-0603. <http://technological-systems.com>
- [55] Batrakov V.V. i dr. Povyishenie nesuschey sposobnosti integralnykh konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov. // V sb. trudov mezhdunarodnoy konferentsii «AKTO-2014», Kazan, 2014, #2, s. 169-173.
- [56] Patent 6.436.507 V1 SShA kl. 32 V5/22, opubl. 20.08.2002.
- [57] Patent 85790 UkraYina MPK V29S 43/02, V64S 1/00, opubl. 25.11.2013.
- [58] Patent 88883 UkraYina MPK V29S 43/02, V29S 69/00, V29S 70/00 opubl. 10.04.2014.
- [59] Patent 107410 UkraYina, MPK V64S 3/20, V64S 5/00, V64S 9/00, V32V 5/22.
- [60] Zayavka u 2018. 09390, UkraYina, vId 17.09.2018
- [61] Smerdov A.A., Tairova A.P. i dr. Raschetno-ekonomicheskyy analiz dvuh tipov struktur iz ugleplastikov dlya krupnogabaritnykh raketno-kosmicheskikh konstruksiy // Inzhenernyy zhurnal «Nauka i innovatsii», 2013, vyip. 7 (19). / <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/859.html>
- [62] Smerdov A.A. Raschetnyy analiz i optimizatsiya mnogostenochnykh kompozitnykh nesuschikh obolochek // Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy «Mashinostroenie», #11, 2014, s. 90-96.
- [63] Nesterenko B.G., Nesterenko G.I. Zhivuchest samoletnykh konstruksiy // Nauchnyy vestnik MGTU, 2007, #119, s. 57-69.
- [64] Kashtanov V.A., Medvedev A.I. Teoriya nadezhnosti slozhnykh sistem. – M.: Fizmatgiz, 2010, 608s.
- [65] Shulzhenko M.I. Konstruirovaniye samoletov. – M.: Mashinostroenie, 1971, 413 s.
- [66] Grebenkov O.A. Konstruksiya samoletov. – M.: Mashinostroenie, 1984, 887 s.
- [67] Grigorev V.P. Tehnologiya samoletostroeniya. – M.: Gosizdat, 1960, 542 s.
- [68] Zhitomirskiy G.I. Konstruirovaniye samoletov. – M.: Mashinostroenie, 1991, 400 s.
- [69] Vinogradov E.Ya. Proektirovaniye osnovnoy konstruksii kryila. V sb. «Teoriya i praktika proektirovaniya passazhirskikh samoletov». – M.: Nauka, 1976, s. 264-270.
- [70] Elkin V.F. Proektirovaniye kessonnoy konstruksii kryila. V sb. «Teoriya i praktika proektirovaniya passazhirskikh samoletov». – M.: Nauka, 1976, s. 291-307.
- [71] Karpov Ya.S. Proektirovaniye detaley agregatov iz kompozitsionnykh materialov. – Harkov, HAI, 2010, 767 s.
- [72] Proektirovaniye grazhdanskikh samoletov. Teoriya i metody. Pod red. Novozhilova G.V. – M.: Mashinostroenie, 1991, 667s.
- [73] Lizin A.T., Lizin V.T., Pyatkin V.A. Proektirovaniye tonkostennykh konstruksiy. – M.: Mashinostroenie, 1975, 408s.
- [74] Tihiy I.I., Kashkovskiy V.V. i dr. Sistemnyy podhod k opredeleniyu prochnostnykh svoystv kryila samoleta v protsesse ekspluatatsii // Sovremennyye tehnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovaniye. #1 (53), 2017, s. 90-96.
- [75] Raschet na prochnost kryila bolshogo udlineniya i shassi transportnogo samoleta An-70 (prototip) – Harkov: HAI, 2018, 148 s. <https://works.doklad.ru/view/s-iFLNPZWLI.html>
- [76] Koh T. Improving the mechanical properties of aerospace carbon fibre-epoxy joints by Z-pinning. RMIT University. 2012, 231 r.
- [77] Donetskyy K.I., Kogan D.I. i dr. Ispolzovaniye tehnologii pleteniya pri proizvodstve elementov konstruksiy iz PKM // Trudy VIAM, 2013, #10, 9 s.
- [78] Gusev Yu.A., Derdin O.I. i dr. Ugleplastik na osnove svyazuyushego s nizkoy temperaturoy otverzheniya iz uglerodnoy ravnoprochnoy tkani // Trudy VIAM, 2017, #6, s. 52-60.
- [79] Anihovskaya V.S., Petrova A.I. i dr. Skleivaniye v aviaostroenii // Klei. Germetiki. Tehnologii. 2005, #10, s. 3-9; 2014, #10, s. 7-12.
- [80] Anihovskaya L.I., Dementeva L.A. i dr. Vysokoprochnyye plenochnyye klei i materialy na ih osnove. – M.: VIAM, 2008, s. 25-30.
- [81] Vermel V.D., Titov S.A. i dr. Nanomodifitsirovannaya kleevaya kompozitsiya dlya povyisheniya prochnosti uzlov soedineniya aviatsionnykh konstruksiy na osnove polimernykh kompozitsionnykh materialov. Sb. statey RAN – M.: 2016, s. 488-497.
- [82] Komarov G.I. Klei dlya soedineniya otverzhdennykh reaktoplastov. // Klei. Germetiki. Tehnologii. 2007, #2, s. 26-29.
- [83] TU 6-48-50-90. Lenta steklyannaya konstruksionnaya marki LSK-VM-01h36-76.
- [84] GOST 21996-76. Lenta stalnaya holodnokatannaya termoobrabotannaya.
- [85] GOST 19807-91, GOST 90027-91. Lenta titanovaya.
- [86] TR 1.2.924-84. Prigotovleniye i primeneniye polimernykh zapolniteley-sferoplastov VPZ-7 i VPZ-7M.
- [87] TI 59-1026-01. Svyazuyushee 5-211BN.
- [88] Informatsiya internet izdaniy.
- [89] Fan The Shan. Analiz prochnosti i optimizatsiya mnogostenochnykh kompozitnykh obolochek letatelnykh apparatov. Dissertatsiya. MATI, 2007, 101 s.