

СИНТЕЗ РАЦІОНАЛЬНИХ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ РІШЕНЬ ВУГЛЕПЛАСТИКОВИХ ФОРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНИХ КОНСТРУКЦІЙ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ*

Вступ

В даний час у навколосемному космічному просторі функціонує декілька тисяч об'єктів військового і народногосподарського призначення, запущених низкою країн, технічні і економічні ресурси яких дозволяють брати активну участь в освоєнні космосу для вирішення численних земних проблем [1]. Цільове призначення інформаційних космічних апаратів (ІКА) полягає в отриманні, накопиченні, обробленні і передачі на Землю різних даних. При цьому безперервно зростає як швидкість передачі інформації, так і точність місцезнаходження земних і навколосемних об'єктів, що обслуговуються ІКА [2].

Ряд ІКА запущені і Україною. Так, космічні системи супутників типу «Космос» забезпечують точність місцезнаходження нерухомого наземного об'єкта в межах менш ніж 9 м, а рухомого – з відхиленням менше 100 м [3].

Подальший розвиток ІКА та їх систем пов'язано з необхідністю вирішення ряду проблем, серед яких найважливішими є такі: зниження маси космічних об'єктів, пов'язаної з енергоспоживанням транспортуючих систем (ракет-носіїв), яка визначає питому вартість 1 кг корисного вантажу, що становить у даний час $10^4 \dots 10^5$ \$; тривала стійкість матеріалів до циклічної зміни температурного діапазону експлуатації від $-60 \dots -80^\circ\text{C}$ до $+100^\circ\text{C}$ при збереженні функціональних вимог до їх розміростабільності, яка зумовлює точність передачі інформації на Землю; високі міцність і жорсткість конструктивних елементів ІКА [4].

Три зазначені вище взаємозв'язані складові проблеми значною мірою вирішуються застосуванням полімерних композиційних матеріалів (ПКМ). Перспективними при цьому є матеріали на основі вуглецевих волокон – вуглепластики. Це свідчить про актуальність синтезу раціональних конструктивно-технологічних рішень (КТР) вуглепластикових форморозміростабільних конструкцій космічного призначення [5].

Основна частина

Проведено аналіз стану проблеми розроблення і впровадження терморозміростабільних композитних конструкцій космічного призначення [6]. Освітлено передумови створення цього класу конструкцій для експлуатації в космосі, а також стан наукового створення розміростабільних переднапружених космічних композитних конструкцій з вуглепластиків.

* Матеріали, що містяться в статті, опубліковані за результатами обговорення на науково-технічному семінарі кафедри конструкцій і проектування ракетної техніки.

Проведено аналіз і синтез наближених взаємозалежностей характеристик СЗ і СК із вуглепластиків для оцінювання ефективності їх КТР терморозміростабільних агрегатів космічного призначення.

Для оцінювання ефективності КТР СЗ і СК космічного призначення вдосконалено концептуальний підхід до формування ФМХ і міцнісних властивостей заповнювачів [7, 8], який полягає в послідовній реалізації проекту створення агрегату космічного призначення з КМВ, на основі трьох рівнів інформації щодо властивостей конструкційного матеріалу, які має у своєму розпорядженні розробник проекту.

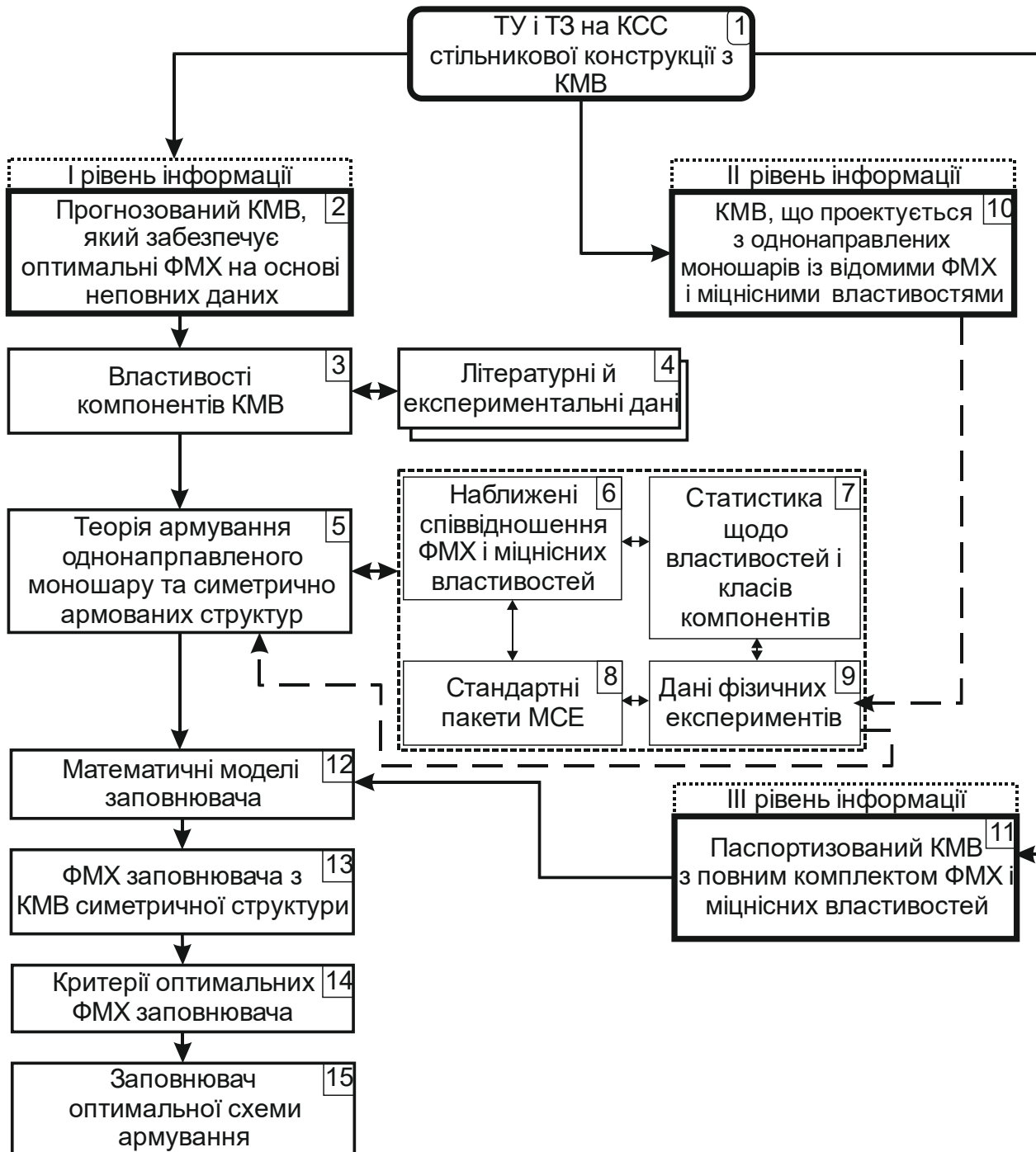


Рисунок 1 – Вдосконалена принципова схема багаторівневого синтезу заповнювача сендвічевої КСС із КМВ оптимальної структури

Вдосконалення підходу полягає в зменшенні кількості зв'язків між блоками, що забезпечує релевантність і повноту інформації.

Принципова схема, яка реалізує цей підхід, забезпечує найефективніше вирішення поставленої задачі (рис. 1), що базується на відомих співвідношеннях механіки ПКМ і композитних конструкцій і використовуванні отриманих у розділі наближених залежностей між межами міцності композита при стисненні, розтягуванні і вигині, що впливають із трьох різних математичних моделей руйнування ПКМ при вигині.

Як показують експериментальні дані щодо 22 різних ПКМ, 15 матеріалів реалізують математичну модель, відповідно до якої межа міцності в стислій зоні зразка σ_{σ}^{-} при вигині спочатку досягається в крайньому волокні цієї зони і на всій її глибині [9]. При цьому в крайньому волокні розтягнутої зони напруження досягають межі міцності при розтягуванні σ_{σ}^{\oplus} і відбувається руйнування зразка. Зв'язок між межами міцності при вигині $\sigma_{\sigma_{\text{виг}}}$ і σ_{σ}^{\oplus} та σ_{σ}^{-} виражається залежністю [10, 11].

$$\sigma_{\sigma_{\text{виг}}} = \frac{\sigma_{\sigma}^{\oplus} \sigma_{\sigma}^{-} (3\sigma_{\sigma}^{\oplus} + 8\sigma_{\sigma}^{-})}{(\sigma_{\sigma}^{\oplus} + 2\sigma_{\sigma}^{-})^2}. \quad (1)$$

Експериментальною перевіркою дано оцінку точності залежностей ФМХ ВСП, які описані формулами теорії армування, основані на властивостях компонент ПКМ – волокон і сполучника [12, 13]. Ця залежність порівняна із залежністю загальної механіки ПКМ і встановлено, що її можна застосовувати на початкових стадіях проектування СК космічного призначення.

Наведені в роботі [13] приклади істотної відмінності однойменних ФМХ і міцнісних властивостей ПКМ у різних джерелах інформації свідчать про безальтернативність використання наближених формул для оцінювання несучої здатності і деформативності конструкцій з ПКМ космічного призначення на ранніх стадіях їх проектування і аналізу. Проведено скінченноелементний аналіз забезпечення регламентованої форморозміростабільності конструкцій космічного призначення з ВСП [14].

Дано оцінку ВСП різних схем армування за допомогою МСЕ-моделей, з якої виходить, що схема армування ВСП істотно впливає на його механічні характеристики (рис. 2).

У статтях [15, 16] показано, що для забезпечення одночасно високого рівня модулів пружності при розтягуванні і зсуві ВСП необхідно орієнтуватися на схему армування $\pm 64^{\circ}$ (рис. 2, г). Аналіз результатів проведених досліджень показує, що як для модуля пружності $E_{z\phi}$, так і для модулів зсуву $G_{xz\phi}$ і $G_{yz\phi}$ їх значення, отримані на основі МСЕ-моделей, перевищують відповідні їм величини, визначувані точними формулами (рис. 2).

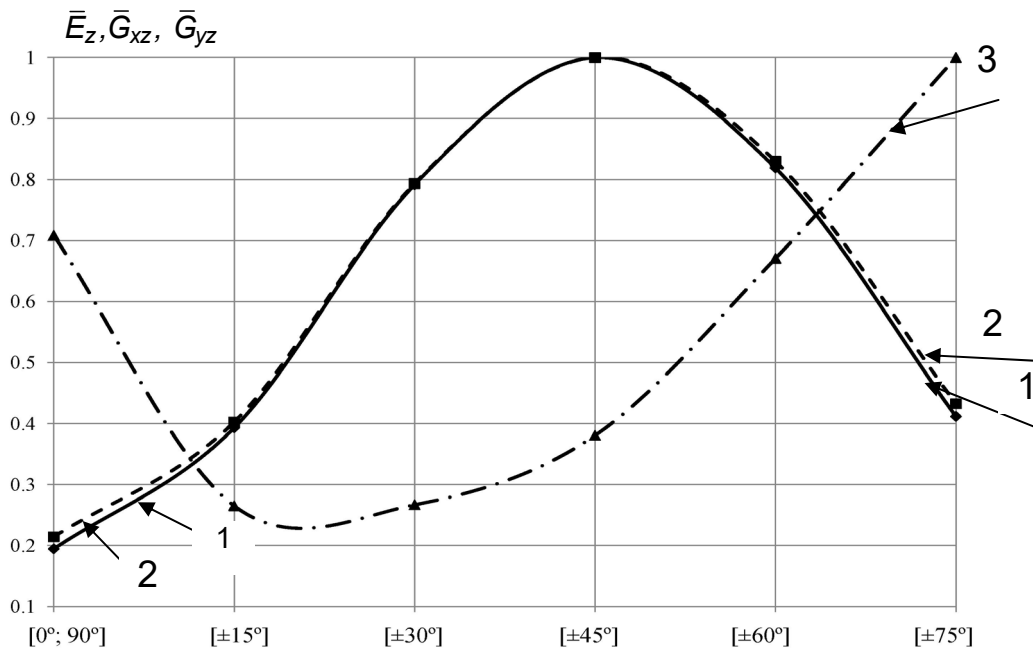


Рисунок 2 – Залежність модуля пружності $E_{z\varphi}$ і зсуву $G_{xz\varphi}$ та $G_{yz\varphi}$ (а – в) ВСП і їх відносних ФМХ від схеми армування:

- ◆ – експериментальні значення; 1 – ◆ $\bar{G}_{xz} = G_{xz}/G_{xz}^{max}$;
 2 – ■ $\bar{G}_{yz} = G_{yz}/G_{yz}^{max}$; 3 – ▲ $\bar{E}_z = E_z/E_z^{max}$

Це перевищення над відповідними аналітичними значеннями $G_{xz\varphi}^A$, $G_{yz\varphi}^A$, $E_{z\varphi}^A$ для модулів зсуву є близьким до постійної величини для різних кутів армування.

Розроблено і реалізовано алгоритм визначення структури пакета полімерного композита, що забезпечує максимальну форморозміростабільність виробу відповідно до запропонованих критеріїв, які враховують пріоритетність напряму стабільності його розмірів [17]:

$$\alpha_{нав1} = |\alpha_x| \left(K_{пріор} + \left| \frac{\alpha_y}{\alpha_x} \right| (1 - K_{пріор}) \right) \rightarrow \min; \quad (2)$$

$$\alpha_{нав2} = |\alpha_x| \sqrt{K_{пріор}^2 + \left(\frac{\alpha_y}{\alpha_x} \right)^2 (1 - K_{пріор})^2} \rightarrow \min, \quad (3)$$

де α_x , α_y – модулі КЛТР структури ПКМ у системі координат XOY , $K_{пріор}$ – коефіцієнти пріоритетності, що визначаються умовами експлуатації конструкції ($0 \leq K_{пріор} \leq 1$).

Функція (2) відповідає вимогам мінімальної середньої зміни форми конструкції в її площині, що визначені значеннями $|\alpha_x|$ і $|\alpha_y|$, а функція (3) – вимогам мінімального середньоквадратичного (діагонального) викривлення її форми.

У роботах [17, 18] Наведено приклади проектування оптимальної структури вуглепластика, що свідчать про практичну рівноцінність запропонованих критеріїв.

У роботах [13, 19] проведено порівняльний аналіз терморозміростабільності базового монолітного вуглепластикового корпусу сканера високої роздільної здатності (СВРЗ) і можливої для практичної реалізації цільновуглепластикової СК, який виявив її істотну масову досконалість, відносно базового варіанта при практично одному рівні несучої здатності і теплової деформативності. Так, при використуванні ВСП, виготовленого з волокна ЕЛУР-П-А з товщиною моношару 130 мкм, теоретичне зниження маси корпусу СВРЗ становило 27,5 кг.

Вперше досліджено можливості створення терморозміростабільних конструкцій космічного призначення з вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів (ВВКМ), що дозволяють істотно збільшити температурний діапазон експлуатації і точність передачі інформації приймально-передавальних систем і приладів дистанційного зондування Землі з орбітальних апаратів [20].

Розкрито передумови використання ВВКМ шаруватої структури, які одержані шляхом перероблення готових виробів із КМВ карбонізацією їх у печі з середовищем, що не окислюється, при високих температурах: показано, що одержувані вироби можуть експлуатуватися в температурному діапазоні, відповідному і значно перевищуючому умови експлуатації об'єктів на навколосемних орбітах із допустимим рівнем зміни їх форми і переднапруженості, які забезпечують регламентований ресурс.

Синтезовано наближені залежності ФМХ (модулів пружності $E_{1ВВКМ}$, $E_{2ВВКМ}$, зсуву $G_{12ВВКМ}$, КЛТР $\alpha_{1ВВКМ}$, $\alpha_{2ВВКМ}$) і міцнісних властивостей одержуваного ВВКМ (меж міцності $\sigma_{\epsilon 1ВВКМ}^{\oplus-}$, $\sigma_{\epsilon 2ВВКМ}^{\oplus-}$, $\tau_{\epsilon 12ВВКМ}$) на основі теорії армування механіки ПКМ [21, 22]:

$$E_{1ВВКМ} = E_{\epsilon} \theta_{\epsilon} + E_{КОКС} (\chi - \theta_{\epsilon}); \quad (4)$$

$$E_{2ВВКМ} \approx \frac{E_{\epsilon} \theta_{\epsilon}}{\theta_{\epsilon} + \frac{E_{\epsilon}}{E_{КОКС}} (\chi - \theta_{\epsilon})}; \quad (5)$$

$$G_{12ВВКМ} \approx \frac{E_{\epsilon} E_{КОКС}}{2 [E_{\epsilon} (\chi - \theta_{\epsilon}) (\chi + \mu_{КОКС}) + E_{КОКС} (\chi + \mu_{КОКС}) \theta_{\epsilon}]}; \quad (6)$$

$$\alpha_{1ВВКМ} = \frac{E_{\epsilon} \alpha_{\epsilon} \theta_{\epsilon} + E_{КОКС} \alpha_{КОКС} (\chi - \theta_{\epsilon})}{E_{\epsilon} \theta_{\epsilon} + E_{КОКС} (\chi - \theta_{\epsilon})}; \quad (7)$$

$$\alpha_{2ВВКМ} = \alpha_{\epsilon} \theta_{\epsilon} + \alpha_{КОКС} (\chi - \theta_{\epsilon}) - \mu_{\epsilon} \theta_{\epsilon} (\alpha_{1ВВКМ} - \alpha_{\epsilon}) - \mu_{КОКС} (\chi - \theta_{\epsilon}) (\alpha_{1ВВКМ} - \alpha_{\epsilon}); \quad (8)$$

$$\sigma_{\varepsilon 1BVKM}^{+(-)} = \frac{\sigma_{\varepsilon \varepsilon}^{+(-)}}{E_{\varepsilon}} \left[E_{\varepsilon} \theta_{\varepsilon} + E_{\text{КОКС}}^{+(-)} (\chi - \theta_{\varepsilon}) \right]; \quad (9)$$

$$\sigma_{\varepsilon 2BVKM}^{+(-)} = \sigma_{\varepsilon \text{КОКС}}^{+(-)} \left(\frac{\pi}{2\theta_{\varepsilon}} - 2 \right) \left(\frac{\pi}{\sqrt{\pi^2 - 16\theta_{\varepsilon}^2}} \operatorname{arctg} \sqrt{\frac{\pi + 4\theta_{\varepsilon}}{\pi - 4\theta_{\varepsilon}} - \frac{\pi}{4}} \right); \quad (10)$$

$$\tau_{\varepsilon 1BVKM} = \frac{\tau_{\varepsilon \varepsilon}}{G_{\varepsilon}} \left[G_{\varepsilon} \theta_{\varepsilon} + G_{\text{КОКС}} (\chi - \theta_{\varepsilon}) \right], \quad (11)$$

де θ , Π – об'ємний зміст і пористість. Індекс «в» відповідає волокну, а «кокс» – коксу.

$$\theta_{\varepsilon} + \theta_{\text{КОКС}} = (1 - \Pi) = \chi. \quad (12)$$

За допомогою цих залежностей проведений скінечноелементний аналіз ступеня і характеру зміни терморозміростабільності структури полімерного композита після її карбонізації і перетворення у BVKM [23].

На основі критеріїв оптимізації структури BVKM (3) – (9), що забезпечує її максимальну розміростабільність при різних коефіцієнтах пріоритетності її напряму, досліджено пакет з орієнтацією групи термоневажених шарів ($0, \pm 45, 90^\circ$) порівняно з аналогами з КМВ. Проведено аналіз переднапруженості, термоневаженості і формостабільності обшивок панелей з BVKM порівняно з аналогами із КМВ.

Встановлено, що переднапруженість обшивок із BVKM як для різних структур ($0, 90; \pm 15; \pm 30; \pm 45^\circ$), так і для різної товщини моношарів ($0,06; 0,12; 0,2$ мм) більш ніж на два порядки нижче, ніж у КМВ ($\psi_{\max BVKM} / \psi_{\max КМУ} = 0,0055 \dots 0,0065$), що забезпечує високу несучу здатність і ресурс. Формостабільність обшивок із BVKM також вище, ніж у їх аналогів із КМВ, при їх співвідношенні в діапазоні $W_{уукм} / W_{кму} \leq 0,053$.

Висвітлено передумови розроблення нових КТР ефективних схем ВСП. Описано новий спосіб виготовлення ВСП, захищений патентами [24, 25], які підтверджені прикладами реалізації технології і проведеними випробуваннями шести серій експериментальних зразків (рис. 3).

Дано короткий аналіз форм і характеру впровадження результатів дисертації. Наведено принципову схему проведених досліджень і їх упровадження (рис. 4)

У схемі відображено основні чотири напрями: впровадження в навчальний процес підготовки висококваліфікованих фахівців для ракетно-космічної галузі України у Дніпровського національного університету ім. О. Гончара й Національному аерокосмічному університеті ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», використання результатів у ПАТ «Укр-НДІТМ» і ТОВ «НІКЕ», в ДП «КБ «Південне»» ім. М.К. Янгеля і на зарубіжних підприємствах.

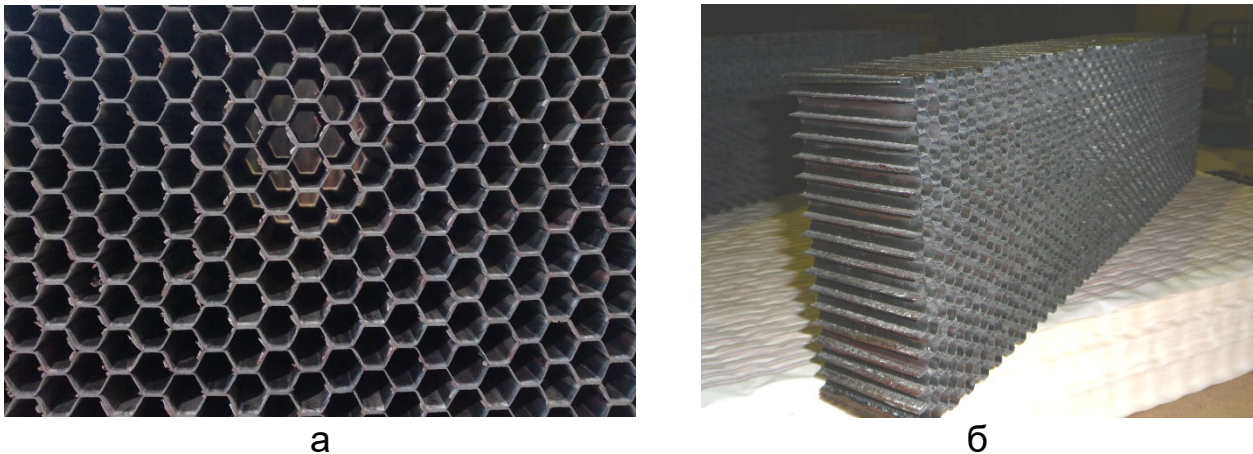


Рисунок 3 – Експериментальний зразок ВСП із розміром чарунки 5,0 мм:
а – до шліфування; б – після шліфування до висоти 60 мм



Рисунок 4 – Принципова схема досліджень і впровадження їх результатів

Висновки

На основі проведених досліджень отримані такі результати.

1. Вперше для ефективного застосування СЗ і СК космічного призначення розроблено концептуальний підхід до формування ФМХ та міцнісних властивостей заповнювачів, і принципову схему багаторівневого синтезу СЗ із ПКМ оптимальної структури армування, що забезпечує ефективне вирішення поставленої задачі при різних рівнях інформації про властивості використовуваного в проекті виробу ПКМ на основі їх

наближених і точних взаємозалежностей. Вперше встановлено наближені залежності між межами міцності ПКМ при стисненні, розтягненні і вигині, що дозволяють з прийнятною для початкових стадій проектування композитних конструкцій точністю визначити межу міцності матеріалів на стиск при відомих межах міцності при вигині та розтягуванні.

2. Вперше експериментальним шляхом проведено оцінку точності наближених залежностей ФМХ ВСП, описуваних формулами теорії армування, оснований на властивостях компонентів ПКМ волокон і сполучника. Порівняно із залежностями загальної механіки ПКМ встановлено застосовність цих залежностей на початкових стадіях проектування СК космічного призначення.

3. Вперше встановлено ФМХ ВСП різних схем армування за допомогою МСЕ-моделей, що забезпечують одночасно високий рівень модулів пружності при їх розтягуванні та зсуві.

Так, наприклад, для висоти стільників $h_{cz} = 10$ мм величини максимальних модулів зсуву, що відповідають схемі армування $[\pm 45^\circ]$, перевищують мінімальні при схемі армування $[0; 90^\circ]$ більш ніж у 5 разів для G_{xz} і в 4 рази – для G_{yz} . Максимальний модуль пружності ВСП при поперечному розтягуванні, відповідний схемі армування $[\pm 75^\circ]$, перевищує мінімальний при схемі армування $[\pm 15^\circ]$ більш ніж у 3 рази.

Доведено, що для забезпечення одночасно високого рівня модулів пружності при розтягуванні та зсуві ВСП необхідно орієнтуватися на схему армування $[\pm 64^\circ]$.

4. Вперше при дослідженні конструкцій з вуглепластиковими обшивками і стільниковим заповнювачем встановлено зміну технологічної напруженості й формостабільності окремих елементів і панелі в цілому, що дозволяє підвищити їх несучу здатність. Показано, що коефіцієнт напруженості в шарах панелі як терморівновісної, так і термонерівновісної структури (з показником термонерівновісності від 0 до 0,5) не змінюється, а панель зберігає максимально високий рівень формостабільності. Товщина моношарів обшивки і розміри панелі не впливають на рівень максимальної напруги в ній, стабільність форми обшивки підвищується зі збільшенням товщини моношарів і знижується при збільшенні розмірів панелі, що необхідно враховувати при проектуванні стільникових конструкцій.

5. Розроблено і реалізовано алгоритм мінімізації КЛТР $\alpha_{x min}$ і $\alpha_{y min}$ структури пакета полімерного композита, початковими даними для яких є ФМХ моношару і його товщина, що забезпечує максимальну форморозміростабільність виробу відповідно до запропонованих рівноцінних критеріїв, які враховують пріоритетність напряму стабільності його розмірів.

6. Результати порівняльного аналізу базового монолітного вуглепластикового корпусу СВРС і можливої для практичної реалізації цільно-

вуглепластикової стільникової конструкції показали її істотну масову досконалість відносно базового варіанта при практично одному рівні несучої здатності й теплової деформативності. Так, при використанні вуглесотопласта, виготовленого зі звичайного волокна ЕЛУР-П-А з товщиною моношару 130 мкм, теоретичне зниження маси корпусу СВРС становить 27,5 кг.

7. Досліджено ВВКМ шаруватої структури, що одержана шляхом перероблення готових виробів із КМВ їх карбонізацією в печі із середовищем, яке не окислюється, при підвищених температурах: показано, що одержувані вироби можуть експлуатуватися в температурному діапазоні, який значно перевищує температуру експлуатації об'єктів на навколоземних орбітах із допустимим рівнем зміни їх форми і переднапруженості, що забезпечує регламентований ресурс.

Встановлено, що переднапруженість обшивок із ВВКМ як для різних структур (0; 90; ± 15 ; ± 30 ; $\pm 45^\circ$), так і для різної товщини моношарів (0,06; 0,12; 0,2 мм) більш ніж на два порядки нижче, ніж у КМВ ($\Psi_{max\text{ВВКМ}}/\Psi_{max\text{КМУ}} = 0,0055\dots 0,0065$), що забезпечує їм високу несучу здатність і ресурс. Формостабільність обшивок із ВВКМ також вище, ніж у їх аналогів із КМВ, складаючи їх співвідношення в діапазоні $W_{\text{ВВКМ}}/W_{\text{КМУ}} \leq 0,053$.

8. Розроблено новий спосіб виготовлення УСП, захищений патентом, який відрізняється за багатьма ознаками від раніше відомих і забезпечує високу жорсткість ВСП, розмірформостабільність чарунок, міцність, що підтверджено прикладами реалізації технології і проведеними випробуваннями шести серій експериментальних зразків.

Вперше створено терморозміростабільні конструкції космічного призначення з ВВКМ, що дозволяють істотно збільшити точність передачі інформації приймально-передавальних систем і приладів дистанційного зондування Землі з орбітальних апаратів.

Основні результати роботи використані у ДП КБ «Південне», впроваджені в навчальний процес на фізико-технічному факультеті Дніпровського національного університету ім. О. Гончара та Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «ХАІ».

Список використаних джерел

1. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов / под. ред. А.А. Медведева. – М: Машиностроение, 2009. – 504 с.
2. Коваленко В.А., Потапов А.М., Потапович Л.П., Москалев С.И. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения // Перспективы космических исследований Украины: сб. статей. – К.: Академперіодика, 2011. – С. 202 – 205.
3. Перспективы космических исследований Украины: сб. статей / под ред. О.П. Федорова. – К.: Академперіодика, 2011. – 240 с

4. Харченко М.Е. Обзор и анализ состояния разработки формостабильных композитных конструкций космического назначения // Системні технології. Регіональний міжвузівський зб. наук. пр. – Вип. 4(87). – Дп., 2013. – С. 180 – 186.

5. Гайдачук А.В., Гайдачук В.Е., Кондратьев А.В., Коваленко В.А., Кириченко В.В., Потапов А.М. Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники: монограф. в 2 т. Т. 2. Синтез параметров композитных агрегатов ракетно-космической техники при разнородном нагружении. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2016. – 250 с.

6. Харченко М.Е. Состояние научного обеспечения создания размеростабильных преднапряженных космических панельных композитных конструкций из углепластиков // Вестн. Днепропетровского национального ун-та. Ракетно-космическая техника. – 2013. – С. 27 – 34.

7. Гайдачук В.Е., Санин А.Ф., Харченко М.Е. Концептуальный подход к формированию физико-механических характеристик и прочностных свойств сотовых заполнителей для терморазмеростабильных конструкций космического назначения // Вестник Евразийского национального университета им. Л. Н. Гумилева. – №. 4(95). – 2013. – С. 259 – 264.

8. Гайдачук В.Е., Кириченко В.В., Кондратьев А.В. Концептуальный подход к формированию физико-механических характеристик сэндвичевых структур композитных конструкций ракетно-космической техники // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 66. – Х.: ХАИ, 2014. – С. 27 – 36.

9. Михайлин Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы. – СПб.: НОТ, 2008. – 822 с.

10. Харченко М.Е. Приближенные зависимости между пределами прочности полимерных композиционных материалов при сжатии, растяжении и изгибе // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (74).– Х., 2013. – С. 54 – 63.

11. Kondratiev A.V., Gaidachuk V.E., Kharchenko M.E. Relationships between the ultimate strengths of polymer composites in static bending, compression, and tension // Mechanics of Composite Materials 2019. – Vol. 55, No. 2 – Pp. 259 – 266. DOI 10.1007/s11029-019-09808-x

12. Сливинский В.И., Кондратьев А.В., Харченко М.Е. Влияние схемы армирования наполнителя на свойства углесотопласта // Композитные материалы: междунар. науч.-техн. сб. – 2012. – Т.6. – №1. – С. 33 – 40.

13. Гайдачук А.В., Гайдачук В.Е., Карпикова О.А., Кириченко В.В., Кондратьев А.В. Сотовые заполнители и панельные конструкции

космического назначения: монограф. в 2 т. Т. 2. Совершенствование сотовых заполнителей и конструкций технологическими методами. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2015. – 247 с.

14. Кондратьев А.В., Харченко М.Е. Проектирование форморазмеростабильных структур из полимерных композиционных материалов для конструкций космического назначения // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (77). – Х., 2014. – С. 7 – 14.

15. Slyvynskiy V.I., Alyamovskiy A.I., Kondratjev A.V., Kharchenko M.E. Carbon honeycomb plastic as light-weight and durable structural material // 63th International Astronautical Congress, IAC 2012. Naples, Italy, 1 - 5 October 2012– Red Hook, NY: Curran, 2012. – Vol. 8. – P. 6519 – 6529.

16. Гайдачук В.Е., Сливинский В.И., Кондратьев А.В., Харченко М.Е. Определение рациональной схемы армирования углесотопласта при помощи МКЭ-поддержки // Системні технології: регіональний міжвузівський зб. наук. пр. – Вып. 2 (79). – Дп., 2012. – С. 3 – 12.

17. Slyvynskiy V.I., Kovalenko V.A., Kondratjev A.V., Kharchenko M.E. New possibilities in creating of effective composite size-stable honeycomb structures designed for space purposes // 64th International Astronautical Congress, IAC 2013. Beijing, China, 23 – 27 September 2013. – Red Hook, NY: Curran, 2013. – Vol. 7. – P. 5643 – 5645.

18. Харченко М.Е. Исследование напряженности, термонеровновесности и формостабильности углепластиковых обшивок и трехслойных панелей с углесотопластовым заполнителем космического назначения // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 6(103). – С. 15 – 20.

19. Кондратьев А.В., Харченко М.Е. Терморазмеростабильность корпуса сканера высокой разрешающей способности космического аппарата из трехслойных панелей с углесотопластом // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 1(108). – С. 99 – 103.

20. Гайдачук В.Е., Санин А.Ф., Харченко М.Е. Анализ создания терморазмеростабильных конструкций космического назначения из углерод-углеродных композиционных материалов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 62. – Х.: ХАИ, 2013. – С. 71 – 79.

21. Гайдачук В.Е., Кондратьев А.В., Харченко М.Е. Анализ степени и характера изменения терморазмеростабильности структуры полимерного композита после ее карбонизации // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 3(110). – С. 4 – 7.

22. Gaidachuk V. E., Kondratiev A.V., Chesnokov A.V. Changes in the thermal and dimensional stability of the structure of a polymer composite after

carbonization // Mechanics of Composite Materials. – 2017. – Vol. 52, No. 6 – Pp. 799 – 806. DOI: 10.1007/s11029-017-9631-6

23. Санин А.Ф., Гайдачук В.Е., Кондратьев А.В., Харченко М.Е. Преднапряженность, термонеровесность и формостабильность обшивок панелей из углерод-углеродного композита сложной структуры при термонагрузении // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (78). – С. 21 – 28.

24. Пат. 74037 UA, МПК (2012.01) B32B 3/12 (2006.01) B29D 99/00. Спосіб виготовлення стільникового вуглепластикового заповнювача / В. І. Сливинський, Л. М. Волконський, М. В. Сливинський та ін. № у 2012 05123. Заявл. 25.04.12. Опубл. 10.10.12. Бюл. №19. – 9 с.

25. Пат. 74451 UA, МПК (2012.01) B32B 3/12 (2006.01) B29D 99/00. Стільниковий вуглепластиковий заповнювач / В. І. Сливинський, Л. М. Волконський, М. В. Сливинський та ін. № у 2012 05139. Заявл. 25.04.12. Опубл. 25.10.12. Бюл. №20. – 4 с.

Поступила в редакцію 15.05.2018.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук,
Національний аерокосмічний університет
ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», г. Харків*