

ПРОЕКТУВАННЯ ІНТЕГРАЛЬНИХ ТРИШАРОВИХ АВІАКОНСТРУКЦІЙ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ІЗ ТРУБЧАСТИМ ЗАПОВНЮВАЧЕМ*

Вступ

У вітчизняній і світовій практиці одним із напрямків вдосконалення авіакосмічної техніки (АКТ) є зниження її маси за умов збільшення ресурсу, надійності, експлуатаційних характеристик і зменшення виробничих витрат [1]. Це стимулює пошук і розроблення нових конструктивно-технологічних рішень (КТР) агрегатів АКТ у межах сучасних можливостей матеріалознавства та інформаційних технологій [2]. Тому актуальним є створення АКТ, перспективних тришарових інтегральних конструкцій з трубчастим заповнювачем (ТЗ) із полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) [3]. Порівняно з аналогічними конструкціями із стільниковим заповнювачем такі КТР мають ряд переваг: підвищену несучу здатність, технологічність, знижені виробничі витрати, а також надійність в експлуатації за рахунок зменшення схованих локальних технологічних дефектів (непроклеїв і негерметичності) [4]. Проте в цей час у вітчизняній практиці відсутній досвід їх раціонального проектування і освоєння в серійному виробництві, в основі якого мають бути прості, але досить надійні методи визначення фізико-механічних і міцнісних властивостей ТЗ і конструкцій, а також результати випробувань їх дослідних фрагментів [5].

У зв'язку з цим питання проектування цього класу авіаконструкцій, пов'язані з розробленням математичних моделей і методів визначення фізико-механічних характеристик (ФМХ) і міцнісних властивостей ТЗ і конструкцій на їх основі, є актуальною задачею наукового забезпечення впровадження цього класу конструкцій в агрегатах вітчизняної АКТ.

Основна частина

Проведено огляд та аналіз проблеми вітчизняного і зарубіжного досвіду виробництва інтегральних авіаконструкцій з полімерних композиційних матеріалів [6, 7], одержуваних поєднанням формуванням.

Наведено метод передескізного проектування панельних тришарових композиційних конструкцій ЛА (рис. 1).

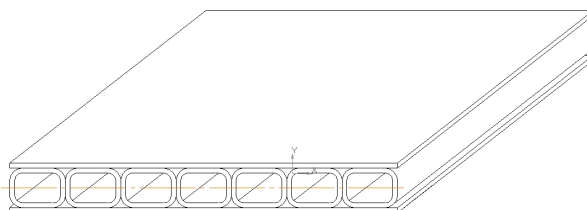


Рисунок 1 – Фрагмент панельної тришарової авіаконструкції з ТЗ

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

В основу метода покладено ідею заміни панелі еквівалентними за несучою здатністю тришаровими балками з подальшим визначенням геометричних параметрів обшивки і ТЗ та ефективною за масою орієнтацією трубок панелі [8].

Так, перерозподіл зовнішнього поверхневого навантаження p було здійснено виходячи з постійної для всіх балок системи ширини a , яка визначалася з рівності площ поверхні панелі та поверхні всіх замінюючих балок (рис. 2), тобто

$$(n_z \cdot A \cdot a + n_x \cdot B \cdot a) - \frac{n_z \cdot n_x}{2} a^2 = A \cdot B, \quad (1)$$

де n_z – кількість балок вздовж осі Z; n_x – кількість балок вздовж осі X.

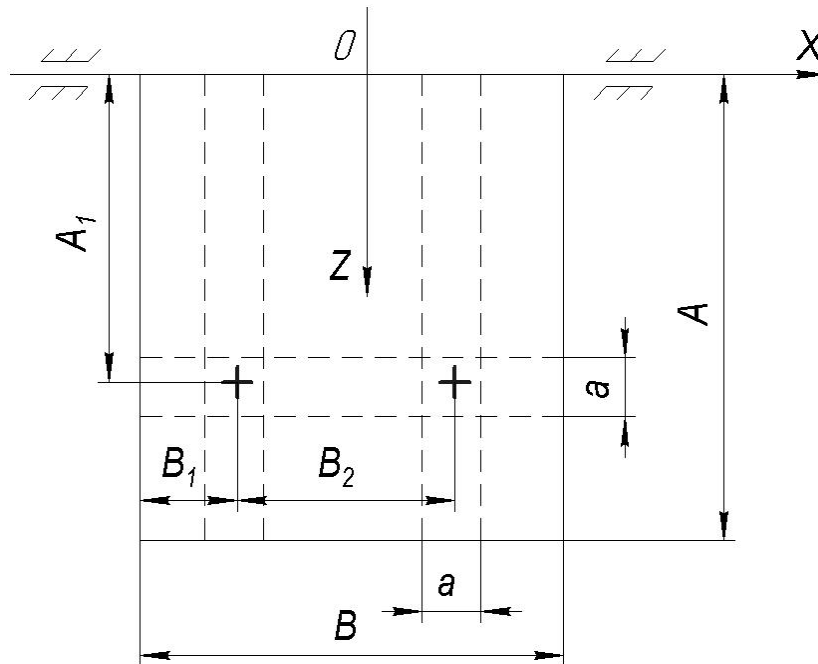


Рисунок 2 – Підклас розглянутої панелі

Вирішуючи рівність (1) відносно a , отримуємо

$$a = \frac{A \cdot n_z + B \cdot n_x - \sqrt{A^2 \cdot n_z^2 + B^2 \cdot n_x^2}}{n_z \cdot n_x}. \quad (2)$$

Погонне зусилля на кожен балку визначалося як добуток поверхневого навантаження на ширину a :

$$q = p \cdot a. \quad (3)$$

Для обмеження згинальної жорсткості панелі було прийнято нерівність

$$f_{max} = \max \{ f_{max}^{(1)}, f_{max}^{(2)} \} \leq [f], \quad (4)$$

де $[f]$ – допустиме значення прогину панелі, а індекси (1) і (2) вказують на балки першого та другого типу балки відповідно (рис. 3 і 4).

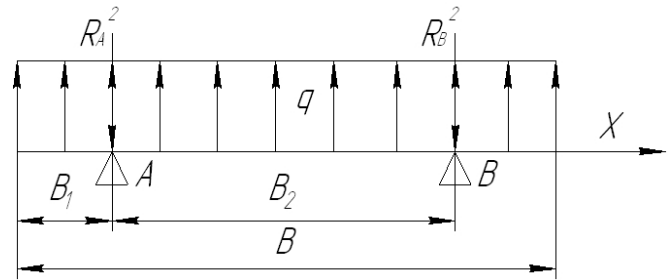
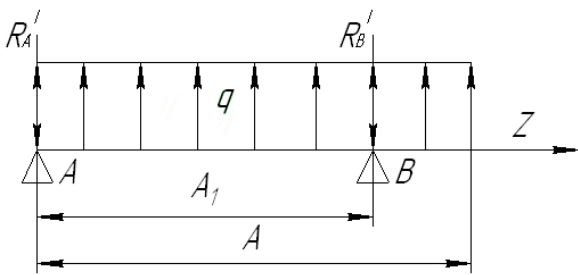


Рисунок 3 – Балка першого типу Рисунок 4 – Балка другого типу

Вибір проектних геометричних параметрів ТЗ панелі завершується при визначенні найменшої маси панелі при орієнтації ТЗ вздовж осі Z:

$$m_{Z||} = 2AB\rho_{KM} \left(\delta_{o||} + \delta_{mp||} \frac{\delta_{mp||} h_{||}}{t_{||}} \right) \quad (5)$$

або осі X

$$m_{Z\perp} = 2AB\rho_{KM} \left(\delta_{o\perp} + \delta_{mp\perp} \frac{\delta_{mp\perp} h_{\perp}}{t_{\perp}} \right). \quad (6)$$

Метод передескізного проектування панельних конструкцій ПКМ із ТЗ продемонстровано на прикладі конкретної панельної конструкції (див. рис. 1).

Звичайно, при виборі іншого підкласу панелі спільність методів визначиться тільки в канонічності формул (1) – (3). Всі наступні формули зміняться, але алгоритм проектування збереже спільність.

Для достовірності перевірного розрахунку в пакеті МСЕ у статті [9] наведено синтез приведених ФМХ і міцнісних характеристик ТЗ.

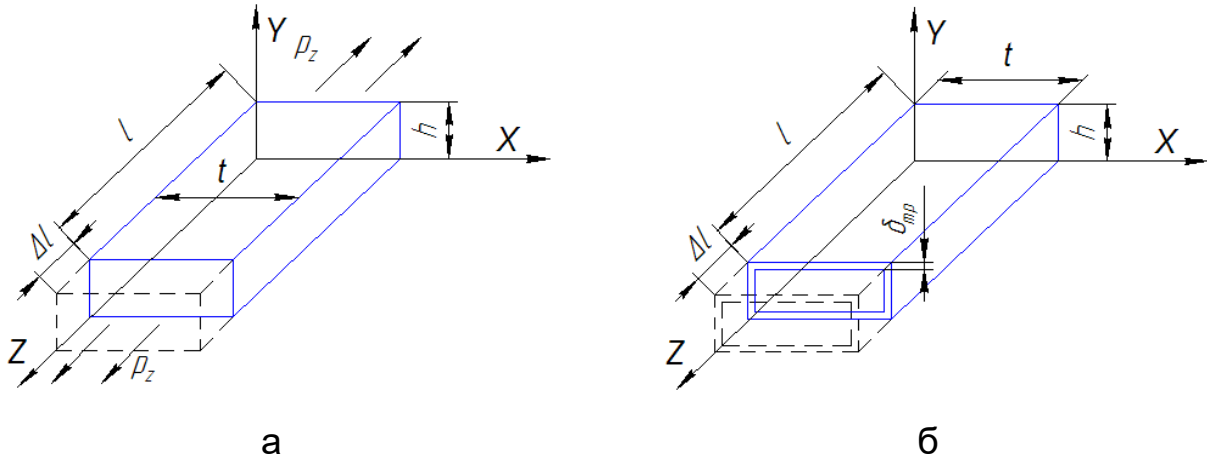
Ідея визначення приведених ФМХ і міцнісних характеристик ТЗ принципово аналогічна ідеї, реалізованій для стільникових заповнювачів, одержаних А.Я. Олександровим, і полягає в реалізації вимоги рівності відносних деформацій умовного суцільного типового елемента і реального, виділеного в межах однієї трубки, що враховує тільки її матеріал [10].

Так, наприклад, для визначення приведенного модуля пружності ТЗ у напрямку осі Z розглядався умовний суцільний елемент (рис. 3, а) і реальний трубчастий елемент (рис. 3, б), до яких докладені деякі розтяжні (стискальні) зусилля, які викликають в умовному та реальному елементах відповідні відносні подовження

$$e_{елZ}^{+(-)} = \frac{\rho Z}{h \cdot t \cdot E_{прив.Z}^{+(-)}} \quad \text{і} \quad \varepsilon_{mpZ}^{+(-)} = \frac{\rho Z}{2(h+t) \cdot \delta_{mp} \cdot E_{ZKM}^{+(-)}}. \quad (7)$$

Прирівнюючи їх, отримуємо

$$E_{прив.Z}^{+(-)} = \frac{2(h+t) \cdot \delta_{mp}}{h \cdot t} E_{ZKM}^{+(-)}. \quad (8)$$



а – суцільний елемент; б – реальний трубчастий елемент
Рисунок 3 – Типовий елемент ТЗ

для визначення модуля пружності $E_{\text{прив.}Z}$

Приведений модуль зсуву визначають з рівності відносних кутів зсуву суцільного і реального ТЗ за дії зусилля зсуву S_{XZ} (рис. 4):

$$\gamma_{\text{ел}XZ} = \frac{S_{XZ}}{G_{\text{прив.}XZ} \cdot t \cdot h} \quad \text{і} \quad \gamma_{\text{мп}XZ} = \frac{S_{XZ}}{2\delta_{\text{мп}} \cdot t \cdot G_{XZ\text{км}}}, \quad (9)$$

$$G_{\text{прив.}XZ} = \frac{2\delta_{\text{мп}}}{h} G_{XZ\text{км}}, \quad (10)$$

де $G_{XZ\text{км}}$ – приведений модуль зсуву КМ ТЗ у площині XOZ.

Приведені межі міцності при розтягуванні та зсуві визначено також за рівності відносних деформацій і допущенні пружності деформуванні ТЗ, аж до руйнування [11].

Приведені межі міцності при стисненні визначено з урахуванням аналізу можливої втрати стійкості елементами ТЗ.

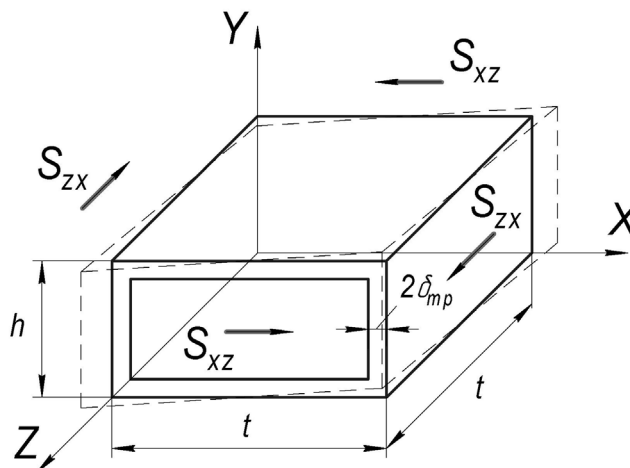


Рисунок 4 – Типовий елемент ТЗ у площині XOZ

Таким чином, приведену межу міцності ТЗ при розтягненні (стисненні) в напрямку осі Z, яку, наприклад, обчислюють за формулою

$$\sigma_{\text{прив.}Z}^+ = \min \left[\frac{\sigma_{\text{КМ}}^+}{E_{Z\text{КМ}}^+} \cdot \frac{2(t+h)\delta_{mp}}{ht} \sigma_{\text{ЗКМ}}^+, \sigma_{\text{кр}mpZ} \right]_h, \quad (11)$$

де

$$\sigma_{\text{кр}mpZ} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_Z D_X}}{2h^2 \delta_{mp}} \left(1 + \frac{D}{\sqrt{D_Z D_X}} \right). \quad (12)$$

Відповідно приведену межу міцності при зсуві ТЗ у площині YOZ визначають за формулою

$$\tau_{\text{прив.}YZ} = \min \left[\frac{2\delta_{mp}}{h} \tau_{\text{КМ}YZ}, \tau_{\text{кр}YZ} \right], \quad (13)$$

де

$$\tau_{\text{кр}YZ} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_Y D_Z}}{h^2 \delta_{mp}} \sqrt{4 + 3 \frac{\sqrt{D_Y D_Z}}{D} + \frac{D}{\sqrt{D_Y D_Z}}}, \quad (14)$$

D_X, D_Y, D_Z, D – циліндричні жорсткості відповідних елементів ортотропної пластини.

Одержано аналітичні залежності приведених ФМХ і меж міцності на розтягнення – стиснення і зсув ортотропного квазісуцільного ПКМ, що складається з обшивок і трубчастого набору, які утворюють тришарові конструкції агрегатів ЛА інтегрального складання (поєднані в єдиному оснащенні) [12, 13].

Ідея синтезу приведених ФМХ і меж міцності ортотропного квазісуцільного ПКМ, як і раніше, основана на реалізації принципу рівності відносних лінійних деформацій розтягнення – стиснення та зсуву трубчастого елемента з приєднаною обшивкою товщиною δ_0 і однакового з ним за об'ємом суцільного елемента.

Уявлення агрегату як тришарового панельного або оболонкового типу з ТЗ у вигляді альтернативної суцільної квазіоднорідної структури значно розширює область використання відпрацьованих методів розрахунку композитних конструкцій.

Приведені ФМХ ПКМ із ТЗ та їхні міцнісні властивості наведені в табл. 1 і 2.

У формулах табл. 1 позначено: $E_{X_0}^{+(-)}$ – модуль пружності обшивки при розтягненні (стисненні); E_{T_0} – трансверсальний модуль пружності обшивки; $G_{XY_0}, G_{YZ_0}, G_{XZ_0}$ – модулі зсуву матеріалу обшивки в площинах XOY, YOZ і XOZ відповідно.

Наведено перевірку точності аналітичних моделей визначення ФМХ ТЗ і конструкцій [14, 15]. У демонстраційному прикладі чисельного визначення приведених ФМХ панелі з ТЗ використано склопластик з тканини Т-10-14 та зв'язуючого ЕДТ-69Н.

Таблиця 1 – Приведені ФМХ ПКМ із ТЗ

Характеристика	Формула
Модуль пружності уздовж осі Z при розтягненні (стисненні)	$E_{прив.Z}^{+(-)} = \frac{2h\delta_{mp}}{t \cdot (h + 2\delta_o)} E_{ZKM}^{+(-)} \left(1 + \frac{t}{h} + \frac{t\delta_o}{\delta_{mp}} \frac{E_{Zo}^{+(-)}}{E_{Zmp}^{+(-)}} \right)$
Модуль пружності уздовж осі X при розтягненні (стисненні)	$E_{прив.X}^{+(-)} = \frac{2\delta_{mp}}{(h + 2\delta_o)} E_{XKM}^{+(-)} \left(1 + \frac{t}{\delta_{mp}} \frac{E_{Xo}^{+(-)}}{E_{XKM}^{+(-)}} + \frac{h}{\delta_{mp}} \frac{E_{mpKM}}{E_{KM}^{+(-)}} \right)$
Модуль пружності уздовж осі Y при розтягненні (стисненні)	$E_{прив.Y}^{+(-)} = \frac{2\delta_{mp}}{t} E_{YKM}^{+(-)} \left(1 + \frac{t}{\delta_{mp}} \frac{E_{To}}{E_{YKM}^{+(-)}} + \frac{t}{\delta_{mp}} \frac{E_{Tmp}}{E_{YKM}^{+(-)}} \right)$
Модуль зсуву в площині XOY	$G_{прив.XY} = \frac{2\delta_{mp}}{h + 2\delta_o} G_{XYmp} \left(1 + \frac{\delta_o}{\delta_{mp}} \frac{G_{XYo}}{G_{XYmp}} + \frac{h}{t} \right)$
Модуль зсуву в площині YOZ	$G_{прив.YZ} = \frac{2\delta_{mp}}{h + 2\delta_o} G_{YZmp} \left(1 + \frac{\delta_o}{\delta_{mp}} \frac{G_{YZo}}{G_{YZmp}} + \frac{h}{t} \right)$
Модуль зсуву в площині XOZ	$G_{прив.XZ} = \frac{2\delta_{mp}}{h + 2\delta_o} G_{XZKM} \left(1 + \frac{\delta_o}{\delta_{mp}} \frac{G_{XZo}}{G_{XZmp}} + \frac{h}{t} \right)$
Коефіцієнт Пуассона при стисненні по осі X при розтягненні по осі Z	$\nu_{прив.ZX} = \nu_{ZKM}$
Коефіцієнт Пуассона при стисненні по осі Z при розтягненні по осі X	$\nu_{прив.XZ} = -\frac{t}{h} \frac{E_{XKM}^-}{E_{ZKM}^+} \nu_{ZKM}$
Коефіцієнт Пуассона при стисненні по осі Y при розтягненні по осі Z	$\nu_{прив.ZY} = \nu_{ZKM}$
Коефіцієнт Пуассона при стисненні по осі Z при розтягненні по осі Y	$\nu_{прив.YZ} = \frac{(h + 2\delta_o)}{h} \frac{E_{YKM}^+}{E_{ZKM}^-} \frac{\xi_{EY}^-}{\xi_{EZ}^+} \nu_{ZKM}$ $\xi_{EY}^- = 1 + \frac{t}{\delta_{mp}} \frac{E_{To}}{E_{YKM}^-} + \frac{t}{\delta_{mp}} \frac{E_{Tmp}}{E_{YKM}^-}; \xi_{EZ}^+ = 1 + \frac{t}{h} + \frac{t\delta_o}{\delta_{mp}} \frac{E_{mpKM}^+}{E_{ZKM}^+}$
Коефіцієнт Пуассона при стисненні по осі Y при розтягненні по осі X	$\nu_{прив.XY} = \nu_{KM YX} \frac{(h + 2\delta_o)}{t} \frac{E_{YKM}^-}{E_X^+} \frac{\xi_{EY}^-}{\xi_{EZ}^+}$ $\xi_{EX}^+ = 1 + \frac{t}{\delta_{mp}} \frac{E_{Xo}^+}{E_{XKM}^+} + \frac{h}{\delta_{mp}} \frac{E_{mpKM}}{E_{YKM}^+}$

Таблиця 2 – Приведені межі міцності ПКМ із ТЗ

Характеристика	Формула
При розтягненні (стисненні) в напрямку осі Z	$\sigma_{\text{прив.}Z}^- = \min \left\{ \frac{2\sigma_{\text{вкм}}^- h \delta_{\text{mp}}}{(h+2\delta_o)t} \left(1 + \frac{h}{t} + \frac{t\delta_o}{\delta_{\text{mp}}} \frac{E\bar{Z}_o}{E\bar{Z}_{\text{mp}}} \right), \sigma_{\text{крmp}Z} \right\}_h$ $\sigma_{\text{крmp}Z} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_Z D_X}}{2h^2 \delta_{\text{mp}}} \left(1 + \frac{D}{\sqrt{D_Z D_X}} \right)$
При розтягненні (стисненні) в напрямку осі X без втрати стійкості	$\sigma_{\text{прив.}X}^{+(-)} = 2\sigma_{\text{вoX}}^{+(-)} \frac{E_{X\text{км}}^{+(-)}}{E_{\text{oX}}^{+(-)}} \frac{\delta_{\text{mp}}}{(h+2\delta_o)} \cdot \left(1 + \frac{\delta_o}{\delta_{\text{mp}}} \frac{E_{\text{oX}}^{+(-)}}{E_{X\text{км}}^{+(-)}} + \frac{h}{\delta_{\text{mp}}} \frac{E_{\text{mpкм}}}{E_{\text{км}}^{+(-)}} \right)$
При розтягненні (стисненні) в напрямку осі Y без втрати стійкості	$\sigma_{\text{прив.}Y}^{+(-)} = \frac{2}{t} \delta_{\text{mp}} \sigma_{\text{вкм}Y}^{+(-)} \cdot \left(1 + \frac{t}{\delta_{\text{mp}}} \frac{E_{\text{mо}}}{E_{Y\text{км}}^{+(-)}} + \frac{t}{\delta_{\text{mp}}} \frac{E_{\text{mкм}}}{E_{Y\text{км}}^{+(-)}} \right)$
При стисненні в напрямку осі Y з втратою стійкості	$\sigma_{\text{прив.}Y}^- = \min \left\{ \sigma_{\text{вприв}Y}^- = \frac{2}{t} \delta_{\text{mp}} \sigma_{\text{вкм}Y}^- \cdot \left(1 + \frac{t}{\delta_{\text{mp}}} \frac{E_{\text{mо}}}{E_{Y\text{км}}^-} + \frac{t}{\delta_{\text{mp}}} \frac{E_{\text{mкм}}}{E_{Y\text{км}}^-} \right), \sigma_{\text{крmp}Y} \right\}$ $\sigma_{\text{крmp}Y} = \frac{\pi^2 D_Z}{2h^2 \delta_{\text{mp}}}$
При зсуві в площині XOZ	$\tau_{\text{прив.}XZ} = \min \left\{ \tau_{\text{вприв}XZ} = \tau_{\text{вкм}XZ} \frac{2\delta_{\text{mp}}}{(h+2\delta_o)} \cdot \left(1 + \frac{\delta_o}{\delta_{\text{mp}}} \frac{G_{XZ_o}}{G_{XZ_{\text{км}}}} + \frac{h}{t} \right), \tau_{\text{кр}XZ} \right\}$ $\tau_{\text{кр}XZ} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_X D_Z}}{t^2 \left(\delta_{\text{mp}} + \delta_o \frac{G_{XZ_o}}{G_{XZ_{\text{mp}}}} \right)} \sqrt{4 + 3 \frac{\sqrt{D_X D_Z}}{D} + \frac{D}{\sqrt{D_X D_Z}}}$

За основу для розрахунків взято дані з нижньої панелі літака Ан-72. Результати досліджень геометричних параметрів ТЗ проектованої панелі наведені в табл. 3.

Таблиця 3 – Геометричні параметри панелі з ТЗ

Параметр	Висота трубки h , мм	Ширина трубки t , мм	Довжина трубки A , мм	Кількість трубок n	Схема армування
Величина	24	24	680	26	$\pm 45^\circ$

Подальші дослідження показали, що ФМХ, визначені аналітично, різною мірою відрізняються від відповідних характеристик, одержаних у МСЕ [14, 15].

Показано, що певна міра достовірності має близькість результатів визначення тієї чи іншої ФМХ ТЗ, одержаних з аналітичної або МСЕ моделей.

На підставі цього підходу запропоновано і обґрунтовано використання в проектувальних розрахунках авіаконструкцій з ПКМ із ТЗ відкоригованих аналітичних залежностей за допомогою постійних коефіцієнтів,

які встановлюють відношення $K_i^* = \frac{\Phi M X_{m_i}}{\Phi M X_{MCE_i}}$, що дозволяє їх подальше

використання при розрахунках на міцність і стійкість пластинчастих і оболонкових сендвічевих конструкцій з ТЗ за аналітичними залежностями ФМХ [14, 15]. При цьому для запасу міцності рекомендовано вибирати

K_i^* менше одиниці, а у разі, коли воно перевищує одиницю, приймати $K_i^* = 1$.

У табл. 4 наведені значення коригуючих коефіцієнтів для відповідних ФМХ ТЗ.

Таблиця 4 – Рекомендовані коригуючі коефіцієнти для аналітичних значень приведених ФМХ ТЗ

Найменування ФМХ	$\frac{\Phi M X_{m_i}}{\Phi M X_{MCE_i}}$	Коригуючі коефіцієнти, K_i^*
Модуль пружності уздовж осі X	1,16	1
Модуль пружності уздовж осі Y	0,85	0,85
Модуль пружності уздовж осі Z	1,47	1
Модуль пружності в площині XY	0,625	0,625
Модуль пружності в площині YZ	0,625	0,625
Модуль пружності в площині ZX	2,75	1

Порівняння результатів чисельного визначення приведених ФМХ квазіоднорідної ортотропної трубчастої структури, що містить у собі несучі обшивки для раніше прийнятих складових матеріалів і геометричних параметрів, із аналітичними значеннями показало, що у разі подання сендвічевої конструкції однорідної ортотропної структури коригуючі коефіцієнти всіх її ФМХ дорівнюють одиниці.

У роботі [16] удосконалено метод експериментально-теоретичного визначення ФМХ і міцнісних властивостей ТЗ з випробувань тришарових зразків, що інтегрально враховує всі специфічні особливості роботи ТЗ у реальних умовах.

Удосконалений метод побудовано на класичних залежностях механіки анізотропного твердого деформованого тіла. Для визначення ФМХ

ТЗ проведено випробування на розтягнення вздовж осей X, Y і Z і зсуву у відповідних площинах тришарових зразків з обшивками і наклеєними тензорезисторами, які фіксують поздовжні і поперечні відносні деформації за певних зусиль P . Для визначення модуля пружності

$$E_{ZT3} = \frac{P}{F_{rZT3} \varepsilon_{ZT3}}, \quad (15)$$

де F_{rZT3} – зредукована площа тришарового зразка при розтягуванні вздовж осі Z, приведена до матеріалів ТЗ, обчислюється відносним подовженням КМ ТЗ вздовж осі Z з рівності

$$\varepsilon_{ZT3} = \varepsilon_Z - \varepsilon_{ZHW}^X, \quad (16)$$

де ε_Z – відносне подовження тришарового зразка вздовж осі Z, заміряне тензорезистором.

З урахуванням того, що

$$F_{rZT3} = 2tb \frac{E_{ZHW}}{E_{ZT3}} + bh, \quad (17)$$

підставивши в (15) F_{rZT3} з (17) та ε_{ZT3} з (16), після перетворень одержимо

$$E_{ZT3} = \frac{P - 2tb E_{ZHW} (\varepsilon_Z - \varepsilon_{ZHW}^Z)}{(\varepsilon_Z - \varepsilon_{ZHW}^Z) \cdot bh}. \quad (18)$$

Аналогічно визначають E_{XT3} и E_{YT3} .

При цьому відповідні коефіцієнти Пуассона визначаються за допомогою тензорезисторів відносними деформаціями. Наприклад,

$$\nu_{ZX T3} = \frac{\varepsilon_{ZT3}^X}{\varepsilon_{ZT3}}, \quad (19)$$

де ε_{ZT3} одержують за виразом (16), а ε_{ZT3}^X – за залежністю

$$\varepsilon_{ZT3}^X = \varepsilon_Z^X - \varepsilon_{ZT3}^X, \quad (20)$$

одержуваною аналогічно (16) при навантаженні тришарового зразка з ТЗ силою P вздовж осі X. Межі міцності $\sigma_{eZ T3}^+$, $\sigma_{eX T3}^+$ і $\sigma_{eY T3}^+$ визначають за допущенням лінійного характеру тришарових зразків із ТЗ аж до руйнування в момент фіксації $P = P_{руйн.}$, різного за навантаженням зразка вздовж осі Z, X і Y. Наприклад,

$$\sigma_{eZ T3}^+ = \frac{P_{руйн. Z}}{F_{rZ T3}} = \frac{P_{руйн. Z}}{2tb \frac{E_{ZHW}}{E_{ZT3}} + bh}. \quad (21)$$

Реалізацію запропонованого вдосконалення методу для визначення модулів зсуву G_{ZY} , G_{XY} і меж міцності при зсуві основано на попередньому визначенні відносних деформацій на розтягнення (стиснення) за допомогою малобазних тензорезисторів, наклеєних на ТЗ за дворазковою схемою для випробувань на зсув у площині ZOY і XOY ε_z^Z , ε_y^Z та ε_x^X , ε_y^X з подальшим обчисленням відносних кутів зсуву

$$\gamma_{zyT3} = \left(\varepsilon_z^Z - \varepsilon_y^Z \right) + \frac{\left(\varepsilon_z^Z \right)^2 - \left(\varepsilon_y^Z \right)^2}{2} \approx \varepsilon_z^Z - \varepsilon_y^Z, \quad (22)$$

тобто

$$\gamma_{xyT3} = \varepsilon_x^X - \varepsilon_y^X. \quad (23)$$

Відповідні модулі зсуву визначаються формулами

$$G_{ZY} = \frac{P_{3c}}{2hb\gamma_{zyT3}}, \quad G_{XY} = \frac{P_{3c}}{2hb\gamma_{xyT3}}, \quad (24)$$

а межі міцності $\tau_{\varepsilon_{ZY}T3}$ і $\tau_{\varepsilon_{XY}T3}$ знаходяться за значенням зсувної сили в момент руйнування зразка.

Модуль зсуву G_{XY} і межу міцності $\tau_{\varepsilon_{XY}T3}$ одержують за допомогою стандартних схем випробувань у шарнірному чотириланковнику або кручення квадратної пластини.

Наведено відомості про порівняльні випробування фрагментів інтегральних конструкцій з ПКМ із ТЗ літаків марки «Ан» (Ан-124, Ан-72, Ан-74, Ан-148) [5, 17, 18].

Експериментально визначено мінімальні розміри поперечного перерізу ТЗ на дослідних тришарових панелях із ТЗ висотою 4, 1,2 і 0,6 мм.

Установлено, що є технологічним ТЗ з шириною від 10 мм і висотою від 4 мм, застосування яких є раціональним у панелях із двома відкритими кінцями [5]. Дані розміри ТЗ рекомендовано прийняти за мінімально допустимі розміри ТЗ, що полегшить роботу конструктору на стадії передескізного проектування панелі з ТЗ.

У роботах [17, 18] на базі виконаного комплексу випробувань і досліджень зразків і фрагментів натурних конструкцій надано рекомендації та запропоновано шляхи вдосконалення конструкцій літаків «Ан» за допомогою створення інтегральних конструкцій ПКМ із ТЗ.

Висновки

На основі проведених досліджень отримані такі результати.

1. Розроблено метод передескізного проектування панельних тришарових композитних конструкцій ЛА, в основу якого покладено ідею заміни панелі еквівалентними за несучою здатністю тришаровими балками з подальшим визначенням геометричних параметрів обшивки і трубчастого заповнювача та ефективною за масою орієнтацією трубок у панелі.

Запропонований метод відрізняється простотою реалізації для конкретних розрахункових схем панелей, що дозволяє істотно скоротити обсяг проектних робіт на ранніх стадіях проектування, пов'язаних з необхідністю розгляду багатоваріантних конструктивно-технологічних рішень.

2. Вперше отримано аналітичні залежності приведених фізико-механічних і міцнісних характеристик ТЗ із ПКМ для тришарових конструкцій, які широко застосовують в агрегатах літальних апаратів інтегрального складання. Ідея синтезу приведених фізико-механічних характеристик основана на реалізації апробованого для стільникових конструкцій принципу рівності відносних деформацій умовного суцільного типового елемента трубки і однакового з ним за об'ємом елемента.

Ці залежності дають можливість вести розрахунки на міцність і стійкість панелей або оболонок за вже відпрацьованими методами для сендвічевих стільникових агрегатів як аналітично, так і сучасними комп'ютерними пакетами, які реалізують МСЕ.

3. Вперше отримано аналітичні залежності приведених фізико-механічних характеристик і меж міцності на розтягнення-стиснення і зсув ортотропного квазісуцільного композиційного матеріалу, що складається з обшивок і трубчастого набору, які утворюють тришарові конструкції агрегатів літальних апаратів інтегрального складання. Подання агрегату тришарового панельного або оболонкового типу з трубчастим заповнювачем у вигляді альтернативної суцільної квазіоднорідної структури істотно розширює можливості застосування відпрацьованих методів розрахунку конструкцій із ПКМ.

4. Проведено чисельне визначення приведених ФМХ ТЗ для конкретних складових матеріалів і геометричних параметрів, а також квазіоднорідної ортотропної трубчастої структури, яка містить несучі обшивки для раніше прийнятих складових матеріалів і геометричних параметрів із подальшим їх порівнянням з аналітичними результатами.

Встановлено, що у випадку подання сендвічевої конструкції однорідною ортотропною структурою коригуючі коефіцієнти всіх її ФМХ дорівнюють одиниці.

Це дозволяє в подальших розрахунках на міцність конструкцій даного типу використовувати відповідні аналітичні залежності для ФМХ наведеної трубчастої структури.

5. Удосконалено метод експериментально-теоретичного визначення ФМХ і міцнісних властивостей ТЗ за випробуваннями тришарових зразків, який інтегрально враховує всі специфічні особливості роботи заповнювача в реальних умовах. Оскільки метод побудовано на класичних залежностях механіки анізотропного твердого деформованого тіла, то результати можуть служити надійною перевіркою теоретичних значень цих характеристик, отриманих на базі аналітичних математичних моделей, а також перевірки та порівняння результатів чисельного експерименту на основі МСЕ-моделей.

6. Проведені порівняльні випробування зразків і натурних конструкцій із ПКМ зі СЗ і ТЗ показали, що тришарові панелі з ТЗ на рівномірне стиснення і зсув в площині мають несучу здатність, істотно вищу від несучої здатності аналогічних стільникових панелей. Випробування тримерів і тримерів-сервокомпенсаторів також показали вищу міцність і жорсткість конструкцій з ТЗ, стійкість до конденсату, працездатність з ударними ушкодженнями.

7. На підставі виконаного комплексу випробувань і досліджень зразків і фрагментів натурних конструкцій надано рекомендації та запропоновано шляхи вдосконалення конструкцій літаків «Ан» за допомогою створення інтегральних конструкцій ПКМ із ТЗ.

8. Основні результати досліджень у вигляді методу передескізного проектування панельних тришарових трубчастих конструкцій ПКМ, а також визначення ФМХ і міцнісних властивостей трубчастих сендвічевих композиційних конструкцій за схемою сендвіча і за схемою суцільного ортотропного ПКМ впроваджені на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві та Державному підприємстві «Антонов», а також у навчальному процесі Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Список використаних джерел

1. Давидсон Б.Х., Смирнов А.В., Балашов В.В. Перспективы развития авиационно-космических систем // Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. – 2005. – С. 79 – 91.

2. Коцюба А.А., Кондратьев А.В. Сущность и содержание понятий эффективности в анализе перспективных объемов внедрения полимерных композиционных материалов в конструкциях отечественных гражданских самолетов // Технологические системы. – 2016. – № 4(77). – С. 20 – 28.

3. Кондратьев А.В. Методология конечно-элементной поддержки прогнозирования уровня физико-механических характеристик различных типов заполнителей сэндвичевых конструкций // Актуальні проблеми інженерної механіки та технології машинобудування: зб. матеріалів IV Міжнар. наук.-техн. конф., Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова, 26 – 28 жовтня 2016. – Миколаїв, 2016 – С. 69 – 71.

4. Кива Д.С., Баранников А.М., Цариковский В.И., Василевский Е.Т. Исследование влияния трубчатого заполнителя на прочность трехслойных панелей из КМ // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 29 междунар. науч.-практич. конф., Ялта 1–5 июня 2009 г. / Украинский информационный Центр «Наука. Техника. Технология». – К., 2009. – С. 64 – 66.

5. Двейрин А.З., Майорова Е.В. Анализ эффективности внедрения интегральных конструкций с трубчатыми элементами из полимерных

композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(68).– Х., 2011. – С. 65 – 77.

6. Lysyh N.A., Mayorova E.V. Review and analysis of domestic and foreign experience of creation of the integrated air-structures from polymeric composite materials // Проблемы современной науки: сб. науч. тр. – Вып. 11. – Ставрополь: Логос, 2014. – С. 3 – 8.

7. Омельченко Е.В. Обзор и анализ отечественного и зарубежного опыта производства малогабаритных интегральных авиаконструкций из полимерных композитов // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ 2008: міжнар. наук.-техн. конф.: тези доп. – Х., 2008. – С. 74

8. Гайдачук В.Е., Кондратьев А.В., Омельченко Е.В. Методика предэскизного проектирования панельных конструкций летательных аппаратов с трубчатым наполнителем // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (59). – Х., 2009. – С. 73 – 84.

9. Майорова Е.В. Комплексный подход в совершенствовании создания интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов с трубчатым наполнителем // «Технические науки – от теории к практике»: материалы XXI междунар. заочной науч.-практ. конф. 15 мая 2013 г.; –Новосибирск : Изд. «СибАК», 2013. – С.77 – 94.

10. Гайдачук В.Е., Кондратьев А.В., Омельченко Е.В. Приведенные физико-механические характеристики трубчатого наполнителя для трехслойных конструкций летательных аппаратов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2009. – Вып. 44. – С. 67 – 78.

11. Омельченко Е.В. Приведенные пределы прочности трубчатых наполнителей для композитных трехслойных панелей летательных аппаратов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (60). – Х., 2009. С. – 34 – 42.

12. Кириченко В.В., Кондратьев А.В., Омельченко Е.В., Губа А.В. Приведенные физико-механические характеристики композиционного материала с трубчатыми элементами // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2010. – Вып. 48. – С.154 – 166.

13. Омельченко Е.В. Приведенные пределы прочности квазиоднородного композиционного материала с трубчатыми элементами и обшивками // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (65). – Х., 2011.– С. 49 – 62.

14. Кондратьев А.В., Майорова Е.В., Чумак А.А. Численное определение приведенных упругих физико-механических характеристик трубчатого заполнителя // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» – Вып. 1 (69). – Х., 2012. – С. 70 – 79.

15. Кондратьев А.В., Майорова Е.В., Стэнилэ К.Д. Определение физико-механических характеристик композитной трубчатой структуры при помощи МКЭ-поддержки и сравнение их с аналитическими результатами // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2012. – Вып. 53. – С. 124 – 131.

16. Гайдачук В.Е., Майорова Е.В., Чумак А.А. Экспериментально-теоретическая методика определения физико-механических характеристик и прочностных свойств сэндвичевых трубчатых структур из композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – Вып. 6 (103). – С. 11 – 20.

17. Омельченко Е.В. О замене сотового заполнителя трубчатым в трехслойных панелях в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов // Сучасні проблеми ракетно-космічної техніки і технології: тез. доп. наук.-техн. конф. молоді та студентства. – Нац. аэрокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАИ». – Х., 2011. – С. 91.

18. Омельченко Е.В. Анализ сравнительных испытаний фрагментов интегральных композитных трехслойных конструкций с сотовым и трубчатым заполнителями // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ 2011: міжнар. наук.-техн. конф.: тези доп. – Х., 2011. – С. 138.

Поступила в редакцию 15.05.2018.

*Рецензент: д-р техн. наук, доцент А.В. Кондратьев,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*