

doi: 10.32620/oikit.2026.107.02

УДК 629.7: 678.5

І. В. Малков

Метод оптимального проектування композитних елементів конструкцій за умовами міцності та жорсткості

Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»

У статті розглянуто метод оптимального проектування композитних елементів конструкцій за умовами міцності та жорсткості, зокрема малогабаритних корпусів із композитних матеріалів у CAD/CAE системах, вихідними даними для розрахунку яких є пружні константи волокна та матриці, а також об'ємний вміст волокна у композиті. Розроблено модель композитного матеріалу (КМ) для розрахунку структури намотування елементів конструкцій. Обґрунтовано вибір систем координат, які забезпечують процес намотування елементів конструкцій. При розрахунку КМ в ANSYS одна з необхідних умов – визначення моделі та завдання властивостей матеріалу. Для розрахунку обрано ортотропний матеріал. Визначено пружні константи композитного матеріалу для моделювання процесу намотування. Визначено модулі пружності та коефіцієнти Пуассона волокна та матриці, а також об'ємний вміст волокна в КМ, та розраховані пружні константи шару в цілому. Для перевірки розрахунку написано програму в середовищі Mathcad 15. Розраховано структуру композитного матеріалу малогабаритного корпусу. Для перевірки правильності підходу при виборі методу розрахунку розраховано малогабаритний корпус, умовно армований шаром $[0^\circ]$ та $[90^\circ]$ щодо осі Z. По деформації малогабаритного корпусу, навантаженого внутрішнім тиском, проведено аналіз та показано роботу шарів композитного матеріалу. Розрахунок лейнера проведений в декартовій системі координат (СК), циліндричній частині шару $[0^\circ]$ і шару $[90^\circ]$ у циліндричній СК, а навколополюсних частин шару $[0^\circ]$ у сферичних СК. Тестовий розрахунок проведено на малогабаритному корпусі типу «балон» в програмному комплексі ANSYS методом скінченних елементів (МСЕ). Отримано напружено-деформований стан малогабаритного корпусу, навантаженого внутрішнім тиском. Проведений розрахунок дозволяє оптимізувати конструкцію, виходячи з напружень, що допускаються, шарів КМ і лейнера, в програмному комплексі ANSYS і отримати значення структурних параметрів, що використовуються для композитного корпусу та потрібні для розробки програми намотування. Для зменшення максимального напруження, що виникає в лейнері в районі переходу циліндричної частини в сферичну, розглянуто моделювання двозонного намотування. При цьому отримано характер розподілу еквівалентних напружень для однозонної та двозонної схеми намотування днища корпусу. При намотуванні днища двома зонами напруження зменшуються, що пов'язано з формуванням більш рівномірної товщини днища. Розроблений метод проектування елементів конструкцій з композиційних матеріалів придатний для моделювання силових елементів літальних апаратів, таких як балони високого тиску, труби, корпуси РДТТ, транспортно-пускові контейнери та інші корпусні конструкції.

Ключові слова: волокно, матриця, композит, гетерогенна модель, трансверсально ізотропне тіло, фізико-механічні властивості, малогабаритний корпус, схема намотування, внутрішній тиск, метод скінченних елементів, напружено-деформований стан, пружні константи, міцність, жорсткість.

Вступ

У сучасному світі науки і техніки все більше набирають масштаби нові матеріали, що використовуються в різних сферах, особливо це стосується космонавтики та авіабудування.

До них відносяться композитні матеріали (КМ), що мають більшу міцність по відношенню до традиційних конструкційних матеріалів і сплавів. Таким чином,

виникає потреба у розрахунку конструкцій та їх елементів, виготовлених із композитних матеріалів у CAD/CAE системах.

Більшість розрахунків на міцність використовують однорідні (ізотропні) матеріали, властивості яких не залежать від їхнього просторового становища в системі координат. Для розрахунку композитних матеріалів необхідний інший підхід.

Метою роботи є розробка методу оптимального проектування композитних елементів конструкцій за допомогою сучасних CAD/CAE систем, зокрема програмного комплексу ANSYS.

1. Розробка моделі композитного матеріалу для розрахунку структури намотування елементів конструкцій

Однією з основних моделей композиційних матеріалів, що застосовуються для розрахунку конструкцій на міцність та їх проектування, є гетерогенна модель.

Гетерогенна модель композиційних матеріалів - заснована на поданні матеріалу у вигляді впорядковано або випадково розташованих в ізотропній матриці армуючих ізотропних волокон з їх ідеалізованою взаємодією (рис. 1). При цьому волокна, як правило, є паралельними один одному.

Фізико-механічні характеристики композиційних матеріалів виражаються через властивості матриці та волокна, об'ємний вміст, розмір волокон та інші мікроструктурні параметри. Ця модель дозволяє прогнозувати властивості композиційних матеріалів за характеристиками компонентів.

Таким чином для розрахунку одношарового елемента з односпрямованого КМ необхідно знати фізико-механічні властивості матриці та волокна та їх об'ємний вміст у КМ.

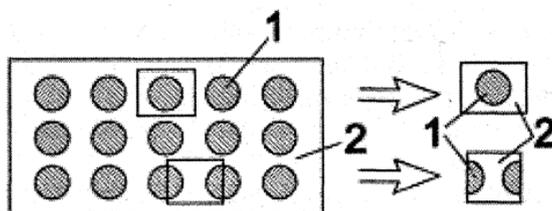


Рис. 1. Гетерогенна модель композиційного матеріалу: 1 – волокно, 2 – матриця

2. Обґрунтування вибору систем координат, що забезпечують процес намотування елементів конструкцій

Для обґрунтування вибору системи координат, що забезпечують процес намотування елементів конструкцій, представимо односпрямованого КМ як трансверсально ізотропне тіло з віссю симетрії, що збігається з віссю Z системи координат (СК) (рис. 2).

Площини XY, у цій моделі, характерні властивості ізотропної моделі матеріалу.

Якщо анізотропне тіло має симетрію пружних властивостей, то рівняння узагальненого закону Гука для нього спрощуються, тому що деякі з коефіцієнтів виявляються рівними нулю, а між іншими коефіцієнтами з'являються лінійні залежності [1].

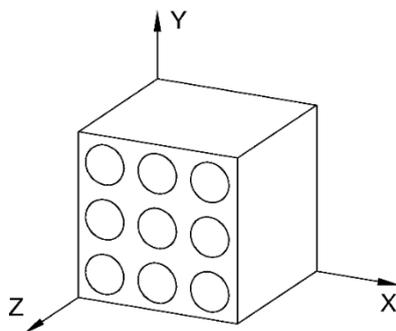


Рис. 2. Модель односпрямованого композитного матеріалу

У технічних константах узагальнений закон Гука запишемо у вигляді

$$\begin{aligned}\varepsilon_x &= \frac{1}{E_x} \cdot \sigma_x - \frac{\mu_{yx}}{E_y} \cdot \sigma_y - \frac{\mu_{zx}}{E_z} \cdot \sigma_z, \\ \varepsilon_y &= -\frac{\mu_{xy}}{E_x} \cdot \sigma_x + \frac{1}{E_y} \cdot \sigma_y - \frac{\mu_{zy}}{E_z} \cdot \sigma_z, \\ \varepsilon_z &= -\frac{\mu_{xz}}{E_x} \cdot \sigma_x - \frac{\mu_{yz}}{E_y} \cdot \sigma_y - \frac{1}{E_z} \cdot \sigma_z, \\ \gamma_{xy} &= \frac{1}{G_{xy}} \cdot \tau_{xy}, \quad \gamma_{yz} = \frac{1}{G_{yz}} \cdot \tau_{yz}, \quad \gamma_{xz} = \frac{1}{G_{xz}} \cdot \tau_{xz}.\end{aligned}\quad (1)$$

де $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ – лінійні відносні деформації;
 E_x, E_y, E_z – модулі пружності (Юнга) у напрямках основних осей;
 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – нормальні напруження;
 τ_{ij} – дотичні напруження;
 γ_{ij} – відносні зрушення;
 μ_{ij} – коефіцієнти поперечних деформацій (коефіцієнти Пуассона) у напрямку "j" при навантаженні в напрямку "i";
 G_{ij} – модулі зсуву в площині "i, j".

Перший індекс дотичного напруження показує уздовж якої осі вони діють, а другий – яка з координатних осей є нормаллю до даного майданчика (τ_{xz} – напруження, паралельне осі OX на майданчику з нормаллю OZ).

Тіло, що має три ортогональні площини пружної симетрії в кожній точці, називається ортогонально анізотропним, або ортотропним. З 12 пружних постійних, що входять до рівнянь (1), тільки 9 є незалежними, тому що в силу симетрії матриці завжди мають місце рівності

$$E_x \cdot \mu_{yx} = E_y \cdot \mu_{xy}, \quad E_y \cdot \mu_{zy} = E_z \cdot \mu_{yz}, \quad E_z \cdot \mu_{xz} = E_x \cdot \mu_{zx}. \quad (2)$$

Відповідно до закону парності дотичних напружень маємо

$$\tau_{xy} = \tau_{yx}, \quad \tau_{yz} = \tau_{zy}, \quad \tau_{xz} = \tau_{zx}. \quad (3)$$

Таким чином мають місце рівності

$$E_x = E_y, \quad \mu_{yz} = \mu_{xz}, \quad G_{yz} = G_{xz}. \quad (4)$$

Таким чином, для розрахунку елементів з прямолінійною структурою волокна (пластини, поздовжній шар трубчастого елемента), можливе використання декартової СК. У свою чергу при розрахунку елементів, що мають уздовж волокон циліндричну або дугоподібну форму (кільцевий шар трубчастого

елемента), необхідно використання циліндричної СК. Для розрахунку сфери чи сферичної частини елемента (дно балона високого тиску) використовується сферична СК (рис. 3).

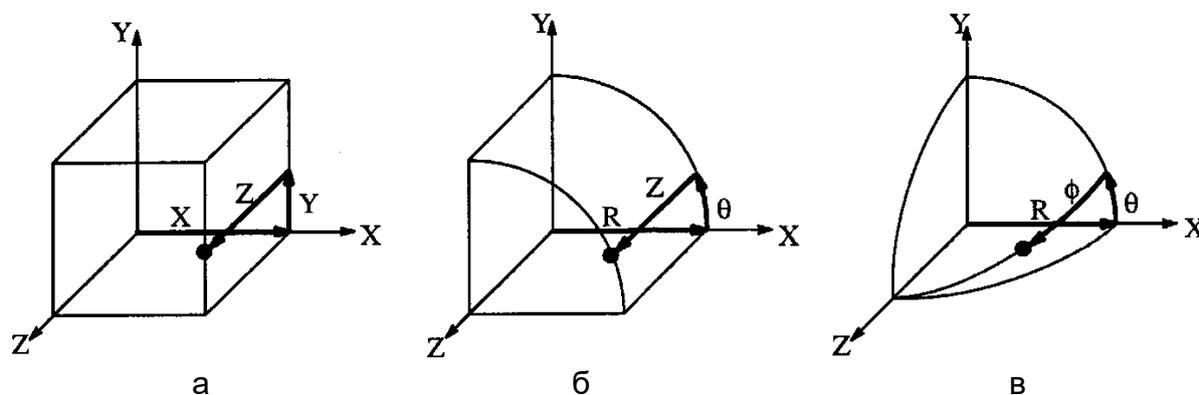


Рис. 3. Системи координат, що використовуються для розрахункових комп'ютерних систем:

а – декартова (X, Y, Z); б – циліндрична (R, θ, Z); в – сферична (R, θ, ϕ)

У деяких комп'ютерних розрахункових системах, окремо для ANSYS, можливе завдання циліндричної СК лише для обертання осі Y навколо осі Z .

Таким чином, у нашому випадку, для проектування елементів трубчастої форми, була обрана модель КМ з напрямком волокон вздовж осі Z для поздовжнього шару, з використанням декартової або циліндричної СК, і вздовж осі Y (навколо осі Z) для кільцевого шару, з використанням циліндричної СК (рис. 4).

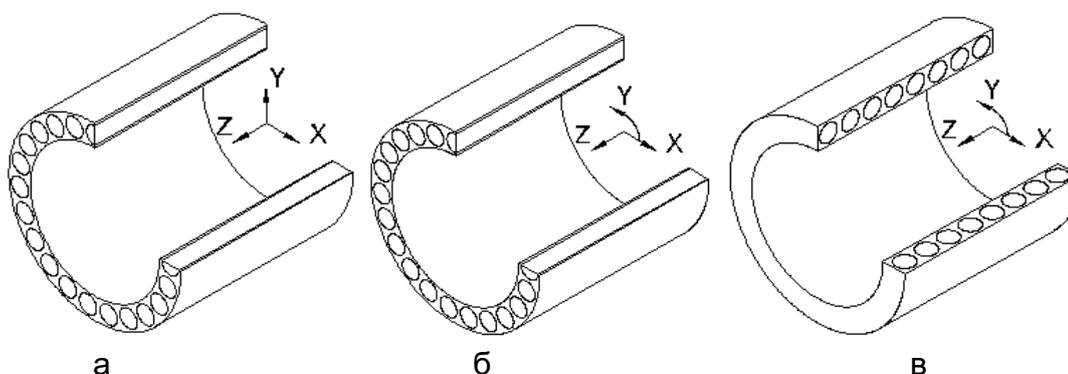


Рис. 4. Напрямок викладки шарів у СК:

а – поздовжній шар у декартовій СК (вісь симетрії збігається з віссю Z),
б – поздовжній шар у циліндричній СК (вісь симетрії збігається з віссю Z),
в – кільцевий шар у циліндричній СК (вісь симетрії збігається з віссю Y)

При розрахунку КМ в ANSYS одна з необхідних умов – визначення моделі та завдання властивостей матеріалу. Для розрахунку було обрано ортотропний матеріал. Використовуючи цю модель матеріалу необхідно встановити ряд пружних констант: E_x, E_y, E_z – модулі пружності; $\mu_{xy}, \mu_{yz}, \mu_{xz}$ – коефіцієнти Пуассона; G_{xy}, G_{yz}, G_{xz} – модулі зсуву.

3. Визначення пружних констант композитного матеріалу для моделювання процесу намотування

Традиційно, при виготовленні виробу з КМ, спочатку відомі пружні константи матриці та волокна, а також їх об'ємний вміст в КМ. Таким чином, для розрахунку КМ в ANSYS необхідно перейти від пружних констант елементів композиту до констант композиту в цілому.

Відповідно до [2] для односпрямованого композиту, залежно від напрямку волокон, пружні константи розраховуються за певним законом. Умовно приймаємо напрямок вздовж волокон за 1, а поперек – 2.

Модуль пружності вздовж волокон розраховується за формулою

$$E_1 = E_B \cdot \Theta + E_M \cdot (1 - \Theta), \quad (5)$$

де E_B – модуль пружності волокна;

Θ – об'ємний вміст волокна;

E_M – модуль пружності матриці.

Модуль пружності поперек волокон розраховується за формулою

$$E_2 = \frac{E_B \cdot E_M [E_B \cdot \Theta + E_M \cdot (1 - \Theta)]}{[E_B \cdot \Theta + E_M \cdot (1 - \Theta)] \cdot [E_M \cdot \Theta + E_B \cdot (1 - \Theta)] - \Theta \cdot (1 - \Theta) \cdot (E_B \cdot \mu_M - E_M \cdot \mu_B)^2}, \quad (6)$$

Коефіцієнт Пуассона композиту при розтягуванні вздовж волокон знаходиться за формулою

$$\mu_{12} = \mu_B \cdot \Theta + \mu_M \cdot (1 - \Theta), \quad (7)$$

де μ_B – коефіцієнт Пуассона волокна;

μ_M – коефіцієнт Пуассона матриці.

Коефіцієнт Пуассона композиту поперек волокон знаходиться за формулою

$$\mu_{21} = \frac{E_B \cdot E_M \cdot [\mu_B \cdot \Theta + \mu_M \cdot (1 - \Theta)]}{[E_B \cdot \Theta + E_M \cdot (1 - \Theta)] \cdot [E_M \cdot \Theta + E_B \cdot (1 - \Theta)] - \Theta \cdot (1 - \Theta) \cdot (E_B \cdot \mu_M - E_M \cdot \mu_B)^2}, \quad (8)$$

Модуль зсуву в площині із властивостями ізотропної моделі матеріалу залежить від модуля пружності та коефіцієнта Пуассона і знаходиться за формулою

$$G_{ij} = \frac{E_i}{2 \cdot (1 + \mu_{ij})}, \quad (9)$$

де E_i – модуль пружності у напрямку i ;

μ_{ij} – коефіцієнт Пуассона в напрямку j при навантаженні в напрямку i .

Модуль пружності на зсув є однією з найсуперечливіших пружних констант КМ як при її теоретичному визначенні, так і в експериментах, тому що дуже складно реалізувати чистий зсув в його теоретичному трактуванні. Тому розглянемо дві моделі деформування елемента КМ при зсуві (рис. 5).

У першому випадку (рис. 5 а) зсув елемента КМ між двома жорсткими

плитами в напрямку, перпендикулярному волокнам, забезпечує рівність зсувних деформацій волокна і матриці. У другому випадку (рис. 5 б) зсув елемента паралельно волокнам означає, що напруження в волокні і матриці однакові. Експериментальні значення модуля зсуву знаходяться між результатами, отриманими у першому та у другому випадку [3].

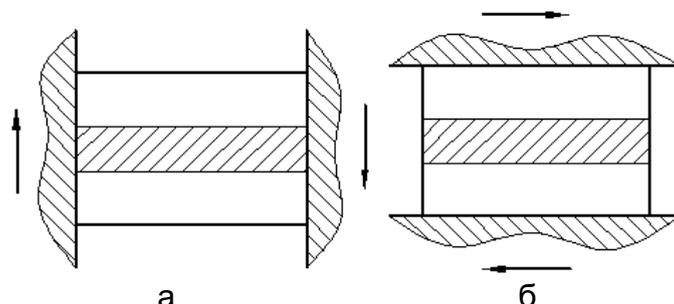


Рис. 5. Деформування КМ при зсуві:

а – рівність зсувних деформацій; б – рівність дотичних напружень

Таким чином, модуль зсуву у всіх площинах, крім площини з властивостями ізотропної моделі матеріалу, береться як середнє значення між модулем зсуву, розрахованим виходячи з рівності зсувних деформацій і модулем зсуву, розрахованим виходячи з рівності дотичних напружень

$$G_{12} = \frac{G_{12}^D + G_{12}^H}{2}, \quad (10)$$

де G_{12}^D – модуль зсуву рівності зсувних деформацій;
 G_{12}^H – модуль зсуву рівності дотичних напружень;

$$G_{12}^D = G_B \cdot \Theta + G_M \cdot (1 - \Theta), \quad (11)$$

$$G_{12}^H = \frac{G_B \cdot G_M}{G_M \cdot \Theta + G_B \cdot (1 - \Theta)}, \quad (12)$$

де G_B – модуль зсуву волокна;
 G_M – модуль зсуву матриці.

Модулі зсуву волокна та матриці у свою чергу розраховуються за формулами

$$G_B = \frac{E_B}{2 \cdot (1 + \mu_B)}, \quad (13)$$

$$G_M = \frac{E_M}{2 \cdot (1 + \mu_M)}, \quad (14)$$

Таким чином, знаючи модулі пружності та коефіцієнти Пуассона волокна та матриці, а також об'ємний вміст волокна в КМ, можна розрахувати пружні константи шару в цілому.

Для перевірки розрахунку написано алгоритм в середовищі Mathcad 15.

4. Розрахунок структури композитного матеріалу малогабаритного корпусу

При навантаженні трансверсально ізотропного тіла, залежно від напрямку навантаження по відношенню до осі симетрії, коефіцієнт Пуассона може набувати трьох різних значень. Віссю симетрії у разі є вісь Z, а площиною з властивостями ізотропної моделі матеріалу – площина XY. На рис. 6 та 7

зображені деформації при навантаженні.

Розрахунки, описані в [4, 5] не використовують формули для визначення коефіцієнта Пуассона і відповідно модуля зсуву в поперечному напрямку при поперечному навантаженні (в площині XY). У зв'язку з цим умовно приймаємо коефіцієнт Пуассона у площині XY рівним "0". Модуль зсуву G_{xy} у цьому випадку знаходиться за формулою (10).

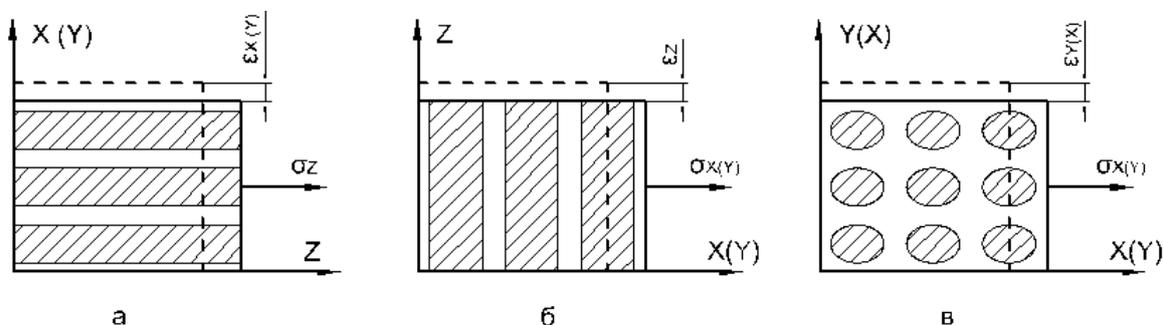


Рис. 6. Деформації шару при нормальних напруженнях:
а – поперечна деформація при поздовжньому навантаженні;
б – поздовжня деформація при поперечному навантаженні;
в – поперечна деформація при поперечному навантаженні

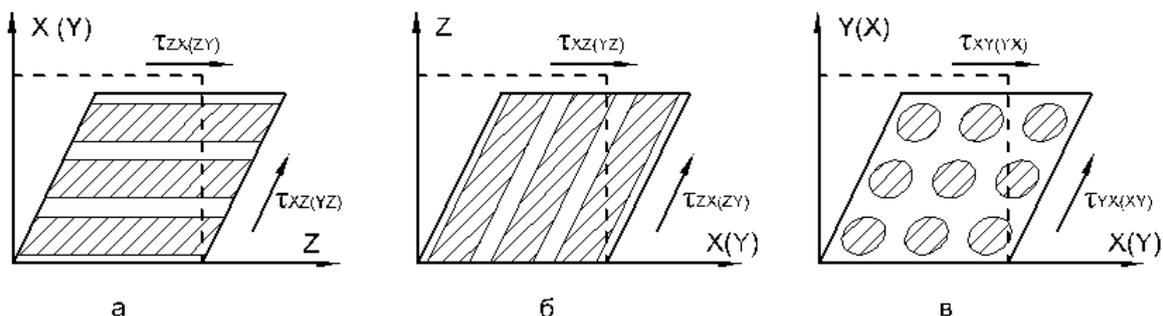


Рис. 7. Деформації шару при дотичних напруженнях:
а, б – зсувна деформація у площині паралельної осі симетрії;
в – зсувна деформація у площині з властивостями ізотропної моделі матеріалу

Для перевірки правильності підходу при виборі методу розрахунку було розраховано малогабаритний корпус, умовно армований шаром $[0^\circ]$ та $[90^\circ]$ щодо осі Z. По деформації малогабаритного корпусу, навантаженого внутрішнім тиском, було проведено аналіз та наочно показано роботу шарів композитного матеріалу.

Геометричні параметри малогабаритного корпусу внутрішнього тиску представлено рис. 8.

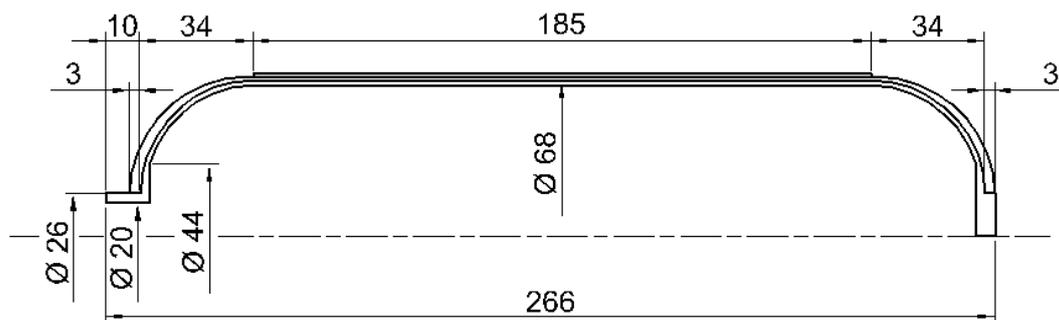


Рис. 8. Геометричні параметри малогабаритного корпусу

Вихідні дані за схемою намотування малогабаритного корпусу наведені в таблиці 1.

Таблиця 1

Геометричні параметри малогабаритного корпусу

Параметр	Позначення	Значення, мм
Товщина лейнера	h_l	1,5
Товщина шару 0°	h_0	1
Товщина шару 90°	h_{90}	1

Лейнер малогабаритного корпусу виконаний з нержавіючої сталі 12Х18Н10Т, пружні константи лейнера та компонентів КМ зведені у таблицях 2 та 3 відповідно.

Таблиця 2

Пружні константи лейнера малогабаритного корпусу

Фізична величина	Позначення	Значення
Модуль пружності, МПа	E	$2,1 \cdot 10^5$
Коефіцієнт Пуассона	μ	0,3

Таблиця 3

Пружні константи компонентів КМ

Параметр	Позначення	Значення
Модуль пружності волокна, МПа	E_v	90000
Коефіцієнт Пуассона волокна	μ_v	0,28
Модуль зсуву волокна, МПа	G_v	35156
Модуль пружності матриці, МПа	E_m	4000
Коефіцієнт Пуассона матриці	μ_m	0,3
Модуль зсуву матриці, МПа	G_m	1538
Об'ємний вміст волокна у шарі	Θ	0,6

Провівши обчислення за вищевикладеними формулами (9-14), в залежності від напрямку армування, були отримані чисельні значення пружних констант КМ (таблиця 4) і складена таблиця пружних констант, що задаються в розрахункових комп'ютерних системах, для поздовжнього та кільцевого шару (таблиця 5).

Таблиця 4

Пружні константи КМ залежно від напрямку армування

Параметр	Позначення	Значення
Модуль пружності вздовж волокон, МПа	E_1	55600
Модуль пружності поперек волокон, МПа	E_2	9375
Коефіцієнт Пуассона при навантаженні вздовж волокон	μ_{12}	0,288
Коефіцієнт Пуассона при навантаженні уперек волокон	μ_{21}	0,049
Модуль зсуву площини з властивостями ізотропної моделі матеріалу (XY), МПа	G_{xy}	4688
Модуль зсуву площини паралельної осі симетрії, МПа	G_{12}	3609

Розрахунок лейнера проводився в декартовій СК, циліндричній частині шару $[0^\circ]$ і шар $[90^\circ]$ у циліндричній СК, а навколополюсних частин шару $[0^\circ]$ у сферичних СК.

Таблиця 5

Пружні константи поздовжнього та кільцевого шару

Фізична величина	Позначення	Поздовжній шар		Кільцевий шар	
		Розрахункова величина	Значення	Розрахункова величина	Значення
Модуль пружності, МПа	E_x	E_2	9375	E_2	9375
	E_y		9375	E_1	55600
	E_z	E_1	55600	E_2	9375
Коефіцієнт Пуассона	μ_{xy}	-	0	μ_{21}	0,049
	μ_{yz}	μ_{21}	0,049	μ_{12}	0,288
	μ_{xz}		0,049	-	0
Модуль зсуву, МПа	G_{xy}	G_{xy}	4688	G_{12}	3609
	G_{yz}	G_{12}	3609		3609
	G_{xz}			3609	G_{xy}

Тестовий розрахунок проведено на малогабаритном корпусі типу «балон» (рис. 9) в програмному комплексі ANSYS методом скінченних елементів (МСЕ). Тому він був розбитий на елементи, що утворюють сітку (рис. 10).

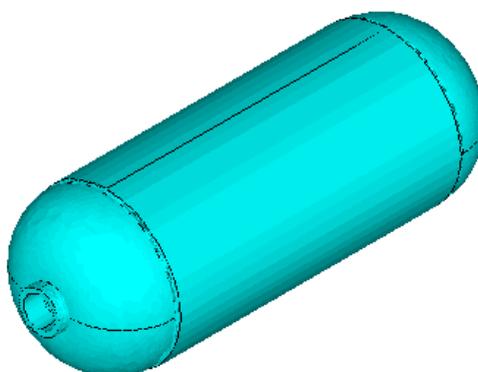


Рис. 9. Графічна модель лейнера композитного корпусу

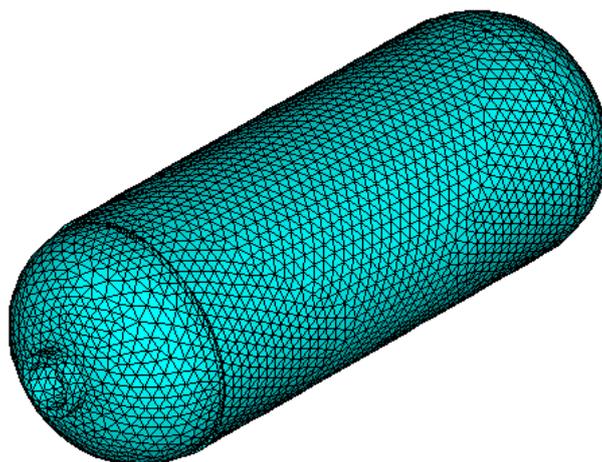


Рис. 10. Сітка для розрахунку МСЕ

В результаті розбиття було отримано 5899 вузлів та 2943 елементи.

Результати розрахунку композитного корпусу, навантаженого внутрішнім тиском $P = 10$ МПа, із заданими величинами пружних констант (таблиці 2, 5) наведено на рис. 11. Для наочності деформація збільшена у 200 разів. Одиниця виміру напруження – МПа.

Результати розрахунку композитного корпусу, навантаженого внутрішнім тиском $P = 10$ МПа, із заданими величинами пружних констант поздовжнього шару (таблиця 5), наведено на рис. 12. Розмір деформації для наочності збільшений у 200 разів. Одиниця виміру напруження – МПа.

Результати розрахунку композитного корпусу, навантаженого внутрішнім тиском $P = 10$ МПа, із заданими величинами пружних констант кільцевого шару (таблиця 5), наведено на рис. 13. Для наочності деформація збільшена у 15 разів. Одиниця виміру напруження – МПа.

Після навантаження корпусу внутрішнім тиском $P = 10$ МПа наочно видно роботу шарів та лейнера. Максимальні напруження виникають у лейнері в районі переходу його циліндричної частини у сферичну і становлять 270 МПа. Напруження в шарах $[0^\circ]$ та $[90^\circ]$ становлять 23 МПа та 57 МПа відповідно.

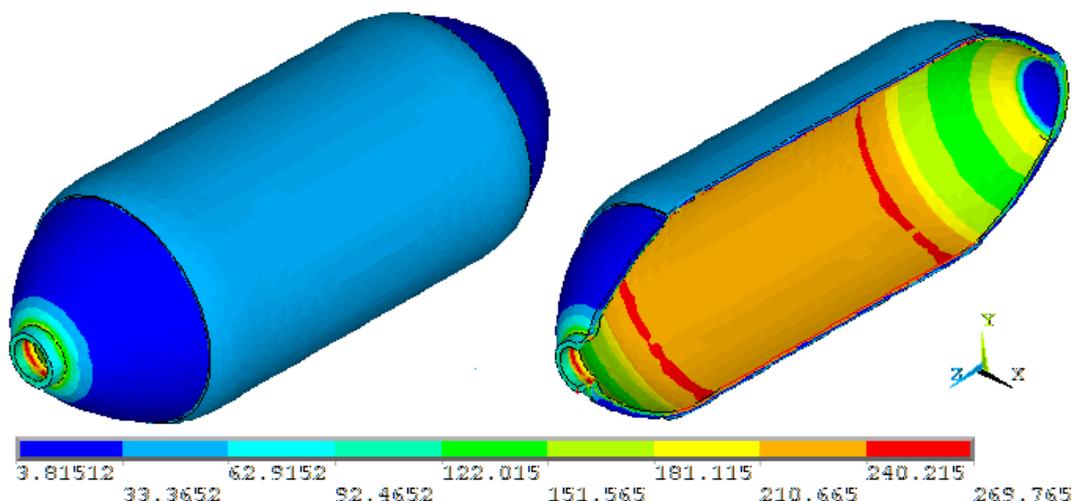


Рис. 11. Еквівалентне напруження композитного корпусу (зовнішній вигляд та в розрізі)

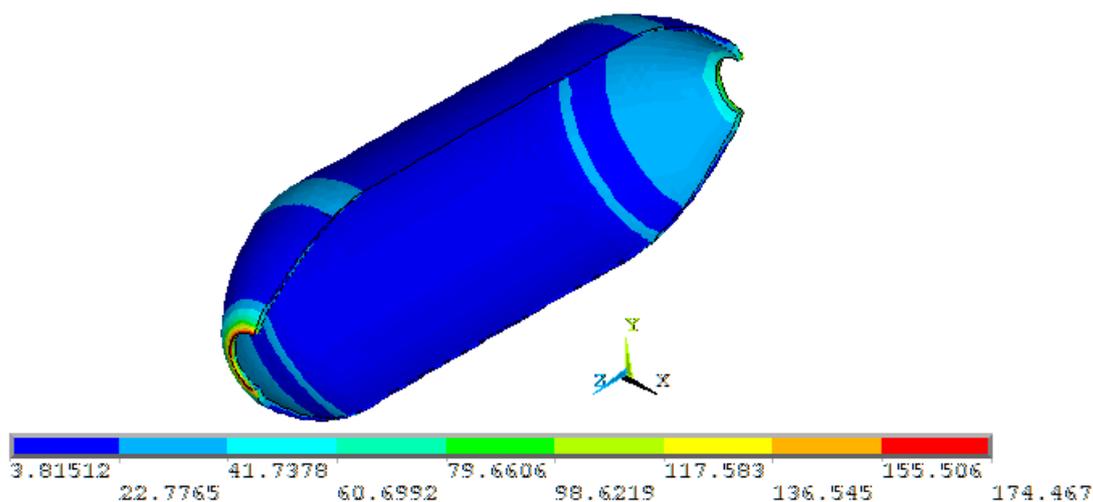


Рис. 12. Еквівалентне напруження в поздовжньому шарі КМ [0°]

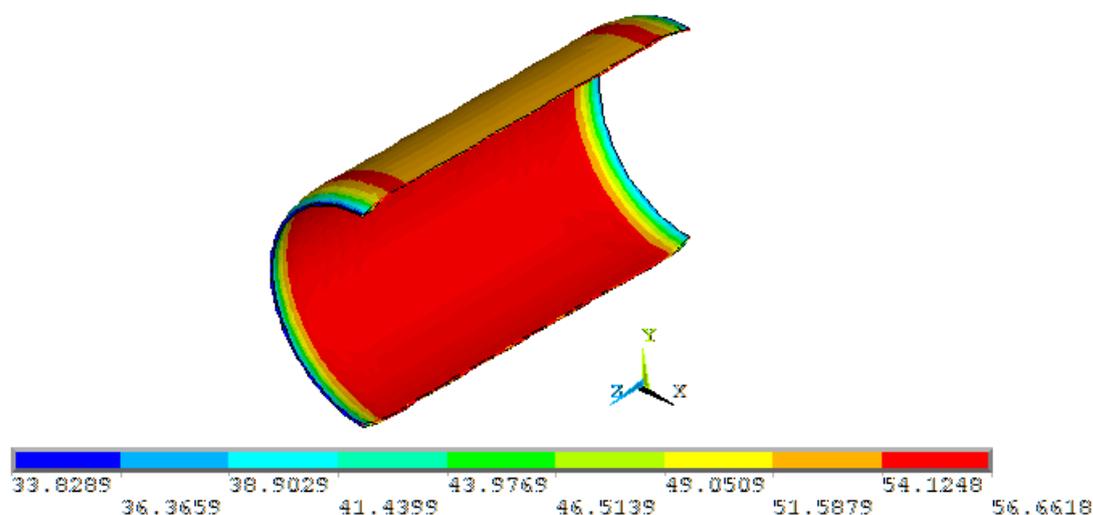


Рис. 13. Еквівалентне напруження в кільцевому шарі КМ [90°]

Проведений розрахунок дозволяє оптимізувати конструкцію, виходячи з напружень, що допускаються, шарів КМ і лейнера, в програмному комплексі ANSYS і отримати значення структурних параметрів, що використовуються для композитного корпусу та потрібні для розробки програми намотування.

Для зменшення максимального напруження, що виникає в лейнері в районі переходу циліндричної частини в сферичну розглянуто моделюванням двозонного намотування. При цьому отримано наступний характер розподілу еквівалентних напружень для однозонної та двозонної схеми намотування днища корпусу (рис.14). При намотуванні днища двома зонами напруження зменшуються, що пов'язано з формуванням більш рівномірної товщини днища.

При переході до двох зон намотування днища, радіальні напруження в цій частині малогабаритного корпусу знижуються, що у свою чергу призводить до зниження деформацій в перехідній частині намотування малогабаритного корпусу від кільцевих до спіральних шарів.

За результатами дослідження визначено маси намотаних малогабаритних корпусів діаметром 101 мм та 135 мм (таблиця 6).

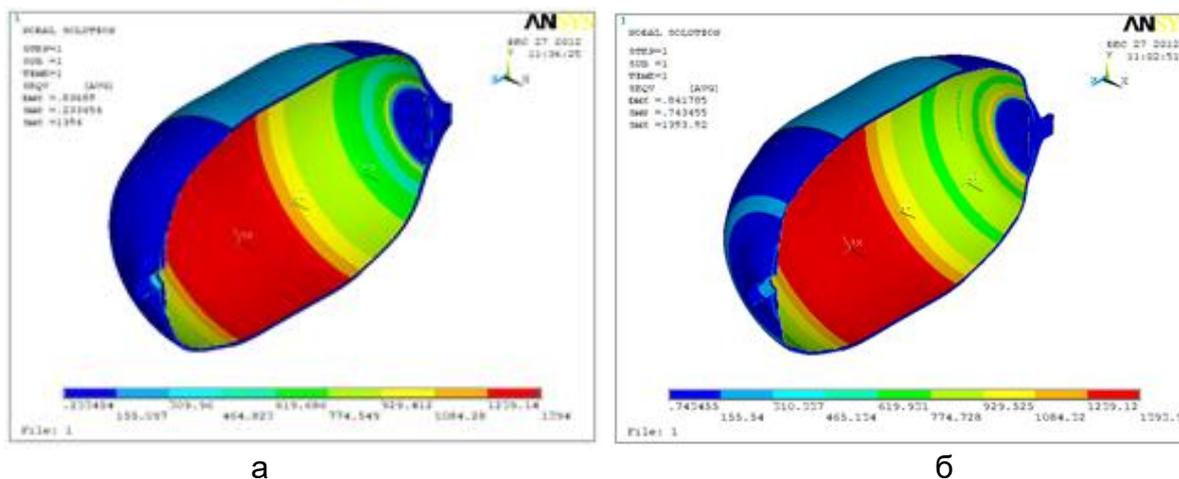


Рис. 14. Характер розподілу еквівалентних напружень для корпусу з однозонною (а) та двозонною (б) схемою намотування днища

Таблиця 6

Маса композитних шарів при різних зонах намотування днища для корпусів діаметром 101 мм та 135 мм

Діаметр 101*/135** мм	Кількість зон	Лейнер	Шар [0°]	Шар [90°]	Маса КМ-шарів
	1		273,5		
Об'єм*, см ³	2	50,7	248,4	58,7	
	3		239,2		
Маса*, г	1		546,9		664,3
	2	397,8	496,8	117,4	614,2
	3		478,4		595,8
Об'єм**, см ³	1		1308,8		
	2	278,2	1092,9	149,4	
	3		1020,5		
Маса**, г	1		2617,6		2916,3
	2	2183,9	2185,8	298,7	2484,5
	3		2041,0		2339,7

За значеннями, наведеними в таблиці 6 видно, що з переходом на багатозонне намотування днища малогабаритного корпусу маса використовуваного при намотуванні композитного матеріалу знижується.

При зміні зон намотування з одного на три для діаметра корпусу 101 мм маса композитних шарів знизилася на 11,5%, а при зміні зон намотування з одного на три для діаметра корпусу 135 мм маса композитних шарів знизилася на 24,6%.

Приймаючи масу корпусу при однозонному намотуванні за одиницю, будемо графіки відносних мас для діаметрів корпусів 101 і 135 мм (рис. 15) при різних зонах намотування.

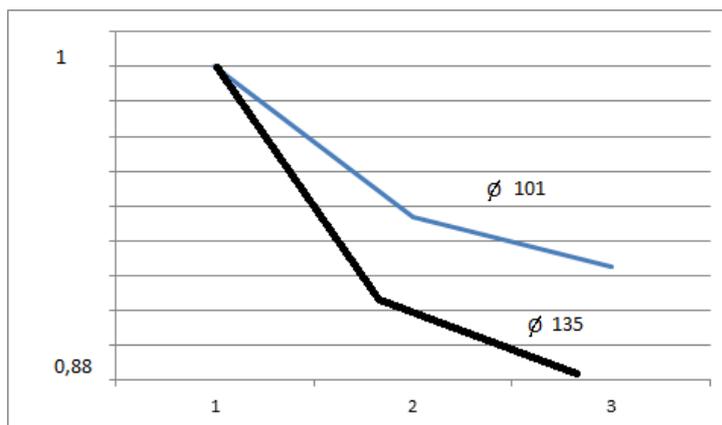


Рис. 15. Характер розподілу відносної маси корпусів (з урахуванням маси лейнера)

Намотування малогабаритних корпусів двома зонами дозволило отримати рівномірний розподіл значень деформації в перехідній частині між днищем і центральною частиною малогабаритного корпусу, при цьому критерій масової досконалості малогабаритного корпусу збільшився в 1,5 рази.

Чисельне моделювання в CAD/CAE-системах дало підставу стверджувати, що розроблений метод придатний для моделювання силових елементів літальних апаратів, таких як балони високого тиску, труби, корпуси РДТТ, транспортно-пускові контейнери та інші корпусні конструкції на основі полімерного композиту.

Висновки

1. Розроблена модель композитного матеріалу дозволила обґрунтувати систему координат, що забезпечує процес намотування, визначити пружні константи композитного матеріалу та провести розрахунок структури композитного матеріалу для намотування малогабаритного корпусу.

2. Розроблено метод оптимального проектування елементів конструкцій із полімерних КМ за допомогою програмного комплексу ANSYS.

3. Тестовий розрахунок, проведений на виробі типу малогабаритний корпус показав, що розроблений метод проектування елементів конструкцій з композиційних матеріалів придатний для моделювання силових елементів літальних апаратів, таких як балони високого тиску, труби, корпуси РДТТ, транспортно-пускові контейнери та інші корпусні конструкції.

Список літератури

1. Карпов, Я. С. Соединение деталей и агрегатов из композиционных материалов / Я. С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 359 с.

2. Гагауз, Ф. М. Моделирование структурных параметров композита в соединительном элементе / Ф. М. Гагауз, В. В. Гуменников // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2013. - Вып. 2 (74). – С. 46-53.

3. Цопа, В. А. Основы технологии намотки силовых оболочек соплового

блока РДТТ / В. А. Цопа, С. Н. Смоляр // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Темат. сб. научных трудов ХАИ. – Харьков, 1998. С.83-97.

4. Ovcharov B. A., Plakhotnykov S. V. Test problem of modeling compression of a composite pipe element / XVII International Conference of Students and Young Scientists «Intelligence. Integration. Reliability», book of theses, National technical university of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv polytechnic institute», November 13, 2025. – Kyiv, Ukraine. – P.63–65.

5. Malkov, Igor. The analysis of adhesion effect on properties of the modified polymeric nano composites / Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Sergii Kashkarov, Igor Nepran // TEKA, Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland-2012. – Vol. 12 N. 4.– P. 131-134.

References

1. Karpov, Ya. S. Soyedineniye detaley i agregatov iz kompozitsionnykh materialov / Ya. S. Karpov. – Kh.: Nats. aerokosm. un-t "Khar'kov. aviats. in-t", 2006. – 359 p.

2. Gagauz, F. M. Modelirovaniye strukturnykh kharakteristik kompozita v soyedinitel'nom elemente / F. M. Gagauz, V. V. Gumennikov // Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruktsiy letatel'nykh apparatov: sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N.Ye. Zhukovskogo «KHAI». – Kh., 2013. – Vyp. 2 (74). – P. 46-53.

3. Tsopa, V. A. Osnovy tekhnologii namotki silovykh obolochek soplovogo bloka РДТТ / V. A. Tsopa, S. N. Smolyar // Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruktsiy letayushchikh apparatov: Temat. sb. nauchnykh trudov KHAI – Khar'kov, 1998. – P.83-97.

4. Ovcharov, B. A., Plakhotnykov, S. V. Test problem of modeling compression of a composite pipe element / XVII International Conference of Students and Young Scientists «Intelligence. Integration. Reliability», book of theses, National technical university of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv polytechnic institute», November 13, 2025. – Kyiv, Ukraine. – P.63-65.

5. Malkov, Igor. The analysis of adhesion effect on properties of the modified polymeric nano composites / Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Sergii Kashkarov, Igor Nepran. // TEKA, Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland-2012. – Vol. 12 N. 4. – P. 131–134.

Надійшла до редакції 12.01.2026, розглянута на редколегії 11.02.2026

Method for optimal design of composite structural elements based on strength and stiffness conditions

The article considers a method for optimal design of composite structural elements under the conditions of strength and stiffness, in particular small-sized housings made of composite materials in CAD/CAE systems, the initial data for the calculation of which are the elastic constants of the fiber and matrix, as well as the volume content of the fiber in the composite. A model of a composite material (CM) has been developed to calculate the winding structure of structural elements. The choice of coordinate systems that ensure the winding process of structural elements

has been justified. When calculating the CM in ANSYS, one of the necessary conditions is to define the model and specify the material properties. An orthotropic material was selected for the calculation. The elastic constants of the composite material were determined for modeling the winding process. The elastic moduli and Poisson's ratios of the fiber and matrix were determined, as well as the volume content of the fiber in the CM, and the elastic constants of the layer as a whole were calculated. A program was written in the Mathcad 15 environment to verify the calculation. The structure of the composite material of a small-sized housing was calculated. To verify the correctness of the approach when choosing the calculation method, a small-sized housing was calculated, conditionally reinforced with a layer $[0^\circ]$ and $[90^\circ]$ relative to the Z axis. The deformation of the small-sized housing loaded with internal pressure was analyzed and the operation of the layers of the composite material was shown. The liner calculation was carried out in the Cartesian coordinate system (CS), the cylindrical part of the layer $[0^\circ]$ and the layer $[90^\circ]$ in the cylindrical CS, and the circumpolar parts of the layer $[0^\circ]$ in spherical CS. The test calculation was carried out on a small-sized housing of the "balloon" type in the ANSYS software package using the finite element method (FEM). The stress-strain state of the small-sized housing loaded with internal pressure was obtained. The calculation performed allows optimizing the design based on the allowable stresses of the CM and liner layers in the ANSYS software package and obtaining the values of the structural parameters used for the composite hull and required for developing the winding program. To reduce the maximum stress that occurs in the liner in the area of the transition from the cylindrical part to the spherical part, a two-zone winding simulation was considered. At the same time, the nature of the distribution of equivalent stresses for the single-zone and two-zone winding schemes of the hull bottom was obtained. When winding the bottom in two zones, the stresses are reduced, which is associated with the formation of a more uniform bottom thickness. The developed method for designing structural elements from composite materials is suitable for modeling power elements of aircraft, such as high-pressure cylinders, pipes, solid propellant rocket casings, transport and launch containers and other hull structures.

Key words: fiber, matrix, composite, heterogeneous model, transversely isotropic body, physical and mechanical properties, small-sized housing, winding scheme, internal pressure, finite element method, stress-strain state, elastic constants, strength, stiffness.

Відомості про авторів:

Малков Ігор Владиславович – доктор технічних наук, професор, кафедра проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна. Електронна пошта: i.malkov@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-0976-3293>.

About the authors:

Igor MALKOV – Doctor of Technical Sciences, professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine. e-mail: i.malkov@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-0976-3293>.