

УДК 539.3

ДЕФОРМУВАННЯ РІЗЬБОВИХ З'ЄДНАНЬ МЕТАЛ – КОМПОЗИТ ПІД ДІЄЮ ГАЗОДИНАМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ

¹ **К. В. Аврамов**, д-р техн. наук
kvavramov@gmail.com,
ORCID: 0000-0002-8740-693X

¹ **М. В. Чернобривко**, д-р техн. наук
ORCID: 0000-0001-8808-2415

² **В. В. Комбаров**, канд. техн. наук
ORCID: 0000-0002-6158-0374

² **С. І. Планковський**, д-р техн. наук
ORCID: 0000-0003-2908-903X

² **Є. В. Цегельник**, канд. техн. наук
ORCID: 0000-0003-1261-9890

¹ Інститут енергетичних машин і систем
ім. А. М. Підгорного НАН України,
61046, Україна, м. Харків,
вул. Комунальників, 2/10

² Харківський національний
університет міського господарства
імені О. М. Бекетова,
61002, Україна, м. Харків,
вул. Черноглазівська, 17

Поєднання металу й композиту в різьбових з'єднаннях підвищує надійність конструкції, що працює в умовах впливу інтенсивного внутрішнього тиску. Аналіз міцності різьбових з'єднань метал – композит на основі застосування сучасних методів скінченно-елементного моделювання на стадії розроблення проєктної документації дає змогу створювати більш ефективні конструкції, які краще відповідають експлуатаційним вимогам. У цій публікації представлено результати аналізу міцності різьбових з'єднань циліндричних оболонок із композитного матеріалу й металу, що перебувають під дією газодинамічного внутрішнього тиску. Запропонована методика чисельного дослідження задачі в програмному комплексі Ansys / Explicit Dynamics. Використовується деталізоване моделювання різьбових з'єднань. Розроблена модель враховує: залежність властивостей матеріалів від температури довкілля; нелінійний зв'язок між компонентами тензорів напружень і деформацій у металевих елементах, ортотропні властивості композитних матеріалів; особливості контактної взаємодії в зонах різьбових з'єднань елементів збірної оболонки з різного матеріалу. Досліджено напружений стан циліндричної конструкції з центральною оболонкою з вуглепластику або зі склопластику та зі сталевими оболонками по краях, навантаженої газодинамічним внутрішнім тиском із максимальним значенням 20 МПа за максимальної температури навколишнього середовища 100 °С. Отримано, що пластичні деформації зосереджені на краях різьбових з'єднань сталевих оболонок. При цьому величина пластичних деформацій з'єднання з внутрішньою металевую оболонкою на порядок вища, ніж для з'єднання із зовнішньою металевую оболонкою. Величина пластичних деформацій у з'єднанні з внутрішньою металевую оболонкою при використанні склопластику вдвічі менша, ніж у випадку використання вуглепластику. Локалізація критичних напружень спостерігалася тільки в металевих оболонках біля різьбових з'єднань. При цьому в зоні різьби вони в межах пружності, а напружений стан склопластикової оболонки не є критичним. Локального руйнування матеріалу в конструкції не спостерігалася.

Ключові слова: різьбове з'єднання, розподіл навантаження, циліндрична оболонкова конструкція, тертя, МСЕ.

Вступ

У сучасній промисловості дедалі частіше окремі елементи корпусних конструкцій виробляють із композитних матеріалів: вуглепластику, склопластику або багатошарових зі стільниковим заповнювачем із полімолочної кислоти [1–3]. Ці елементи часто мають форму циліндричних оболонок: трубні конструкції в енергетичній та автомобільній галузях, корпуси ракет в аерокосмічній галузі. Заміна несучих частин металевого корпусу композитними оболонками зумовлена низкою ключових чинників: істотним зниженням ваги конструкцій, стійкістю до корозії, агресивних середовищ і термічних впливів [4]. При цьому виникає необхідність якісного й надійного з'єднання металевих і композитних частин у конструкції різьбовими з'єднаннями. Особливої актуальності з огляду на сказане набуває оцінювання міцності різьбових з'єднань для оболонок, навантажених швидко мінливим внутрішнім тиском, що працюють за підвищених температур. У цьому випадку застосування клейового з'єднання не завжди приводить до забезпечення цілісності конструкції в умовах високої температури довкілля за інтенсивного внутрішнього навантаження [5]. У той саме час поєднання металу і композиту в різьбових з'єднаннях підвищує надійність конструкцій, що працюють в умовах впливу інтенсивного внутрішньо-

Статтю ліцензовано на умовах Ліцензії Creative Commons «Attribution» («Атрибуція») 4.0 Міжнародна.
© К. В. Аврамов, М. В. Чернобривко, В. В. Комбаров, С. І. Планковський, Є. В. Цегельник, 2024

го тиску. Аналіз міцності різьбових з'єднань метал – /композит на основі застосування сучасних методів скінченно-елементного моделювання на стадії розроблення проектної документації дає змогу створювати більш ефективні конструкції, які краще відповідають експлуатаційним вимогам.

У зв'язку з високою актуальністю цієї теми на сьогодні існує достатня кількість різнопланових публікацій з питання різьбових з'єднань метал / композит. Експериментальні роботи спрямовані переважно на дослідження механічних властивостей матеріалів складових конструкцій. Так, у статті [6] представлено результати вивчення характеристик енергоємності й поведінки при руйнуванні гібридних конструкцій, виготовлених з металу й композитних матеріалів. Металева частина являє собою алюмінієвий сплав, а композитна складається з вуглецевих і склотканинних матеріалів, армованих епоксидною смолою. У статті [7] експериментально досліджували характеристики ударостійкості гібридних трубок з метал – вуглецевого армованого полімеру CFRP. У роботі [8] на основі експериментальних даних наводяться характеристики вуглепластику. Показано, що механічні характеристики матеріалу мають ортотропію. Механічні характеристики пружно-пластичного плину й локального руйнування сталі під дією внутрішнього газодинамічного тиску наведено в роботі [9].

Теоретичні дослідження за цією темою, як правило, ґрунтуються на скінченно-елементному моделюванні. У статті [10] пропонується комплексна модель, яка враховує зв'язок натягу й кручення для різьбового з'єднання. У роботі [11] представлено розроблену на основі методу скінченних елементів модель оцінювання поведінки під час відмови точкових з'єднань алюмінієвого сплаву й армованого вуглецевим волокном поліфеніленсульфіду. Для моделювання поведінки з'єднання між алюмінієм і композитом застосовано модель когезійної поверхні. Автори статті [12] розглядають питання руйнування різьбових з'єднань метал – композит. На основі проведеного аналізу механізму руйнування запропоновано методи продовження довговічності з'єднань, а в роботі [13] приділено увагу методам з'єднання елементів конструкцій з металу і композиту, включаючи і різьбові з'єднання. Предметом вивчення авторів статті [14] стала несуча здатність різьбових з'єднань метал – композит. У свою чергу, автори статті [15] пропонують методичку чисельного аналізу міцності збірних конструкцій під дією експлуатаційних навантажень з урахуванням температури навколишнього середовища.

У цьому дослідженні проводиться аналіз міцності різьбових з'єднань циліндричних оболонок із композитного матеріалу й металу, що перебувають під дією газодинамічного внутрішнього тиску. Пропонується методика чисельного дослідження задачі в програмному комплексі Ansys / Explicit Dynamics. Розроблена скінченно-елементна модель враховує: залежність властивостей матеріалів від температури довкілля; нелінійний зв'язок між компонентами тензорів напружень і деформацій у металевих елементах; ортотропні властивості композитних матеріалів; особливості контактної взаємодії в зонах різьбових з'єднань елементів збірної оболонки з різного матеріалу.

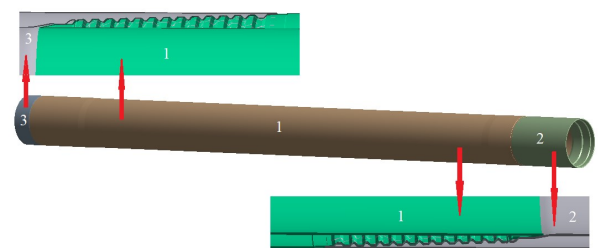


Рис. 1. Ескіз збірної циліндричної конструкції з різьбовими з'єднаннями по краях:

1 – композитна оболонка; 2, 3 – металеві оболонки

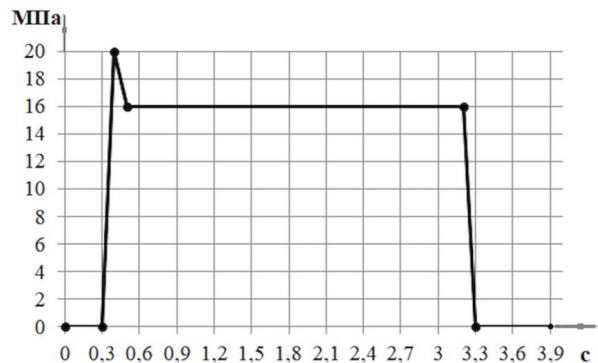


Рис. 2. Зміна внутрішнього тиску в часі

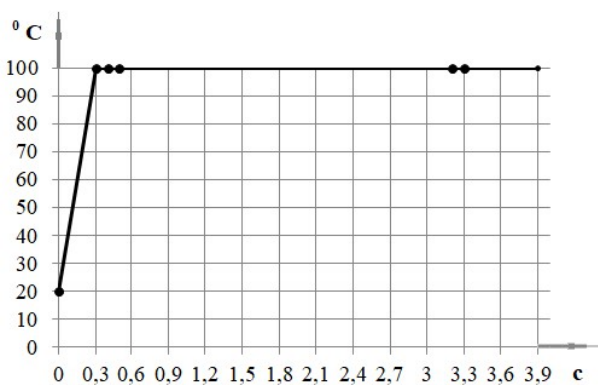


Рис. 3. Зміна температури в часі

Постановка задачі

Розглядається складена циліндрична оболонка (рис. 1), елементами якої виступають центральна композитна оболонка 1 і дві металеві оболонки по краях 2 і 3. Досліджується випадок, коли металеві оболонки виготовлені зі сталі 30ХГСА, а композитна – з вуглепластику або склопластику. На вільних краях металеві оболонки жорстко закріплені. Частина конструкції з'єднані між собою різьбовими з'єднаннями.

Конструкція навантажена нестационарним внутрішнім тиском. Зміну внутрішнього тиску в часі представлено на рис. 2. Процес деформування відбувається за температурного режиму, представленого на рис. 3. Оскільки механічне навантаження конструкцій починається тільки тоді, коли температура набуває свого сталого максимального значення 100 °С, то вплив термічного удару моделюється зниженням механічних властивостей матеріалу металевих оболонок. При цьому припускається, що зростання температури на термоміцний матеріал композитної оболонки істотно не позначається і його механічні властивості не змінюються. Контакт у різьбовому з'єднанні на початку деформування моделюється як посадка з повним контактом, що забезпечує щільне прилягання різьби між двома елементами з'єднання, але без навантаження на матеріал.

Досліджується напружений стан конструкції під дією внутрішнього нестационарного тиску з урахуванням впливу температури на механічні характеристики матеріалів. Завдання розв'язується в нелінійній постановці. Враховуються великі відхилення під час деформації, а також пластична течія сталі 30ХГСА.

Таблиця 1. Механічні властивості сталі 30ХГСА залежно від температури

$T, ^\circ\text{C}$	$\sigma_B, \text{МПа}$	$\sigma_{0,2}, \text{МПа}$	$E, \text{ГПа}$	$\delta, \%$	$\alpha \cdot 10^{-6}, ^\circ\text{C}^{-1}$	ν
20	1080	932	196,2	13,5	12,4	0,3
100	1062,6	878,6	189,3	13,4	12,5	0,3
250	1030	843	176,4	13	13,0	0,3

Під час моделювання напруженого стану елементів збірної конструкції зі сталі 30ХГСА враховується зміна пружно-пластичних властивостей матеріалу залежно від температури. У табл. 1 наведено експериментальні дані, отримані за температури 20 °С і 250 °С, а також механічні властивості матеріалу для проміжного значення температури 100 °С, отримані шляхом лінійної інтерполяції.

Для моделювання пластичного плину сталі використовується білінійна модель ізотропного зміцнення. Під час пластичного деформування зв'язок між напруженнями і деформаціями задається в такому вигляді [16]:

$$\sigma_{eq} = \sigma_y(T) + H \left(\varepsilon_{eq} - \frac{\sigma_y(T)}{E(T)} \right), \quad (1)$$

де $\sigma_y(T)$ – межа плинності для заданої температури; $H = \frac{d\sigma_{eq}}{d\varepsilon_{eq}}$ – модуль зміцнення.

Як склопластик, так і вуглепластик центральної оболонки – термоміцні матеріали. Зміна температури від 20 °С до 100 °С істотно не позначається на зміні їхніх механічних властивостей.

У цьому дослідженні використовувалися такі характеристики склопластику: густина $\rho=1800 \text{ кг/м}^3$, модуль Юнга $E=6 \text{ ГПа}$, модуль зсуву $G=0,6 \text{ ГПа}$, коефіцієнт Пуассона $\nu=0,3$. У той саме час вуглепластик як ортотропний матеріал має такі механічні характеристики: модулі Юнга $E_{xx}=2,25 \text{ ГПа}$, $E_{\varphi\varphi}=2,96 \text{ ГПа}$, $E_{zz}=2,41 \text{ ГПа}$, модулі зсуву $G_{x\varphi}=0,667 \text{ ГПа}$, $G_{\varphi z}=0,889 \text{ ГПа}$, $G_{xz}=0,829 \text{ ГПа}$, коефіцієнти Пуассона $\nu_{x\varphi}=0,31$, $\nu_{\varphi z}=0,26$, $\nu_{xz}=0,33$, густина $\rho=1267 \text{ кг/м}^3$. Матеріали є пружними і не схильним до пластичного плину. Граничні значення за напруженнями для вуглепластику такі: $\sigma_{xx}=56,5 \text{ МПа}$, $\sigma_{\varphi\varphi}=47,0 \text{ МПа}$, $\sigma_{x\varphi}=30,0 \text{ МПа}$; а для склопластику границя міцності при розтягуванні дорівнює 150 МПа. Наведені значення отримані експериментально. Методики експериментальних досліджень і їх чисельної обробки викладені у роботах [8, 17]. Зв'язок між напруженнями і деформаціями задається у вигляді закону Гука

$$\sigma_{\alpha\beta} = C_{\alpha\beta\gamma\delta} \cdot \varepsilon_{\gamma\delta}, \quad (2)$$

де $C_{\alpha\beta\gamma\delta}$ – коефіцієнти тензору модулів пружності.

Задача розв'язується в динамічній постановці за внутрішнього тиску $P=P(t)$, представленому на рис. 2. Статичне рішення при внутрішньому тиску $P=20 \text{ МПа}$ використовується для верифікації отриманих результатів.

Методика розв'язання задачі методом МСЕ

Чисельне рішення задачі було реалізовано в програмному комплексі Ansys / Explicit Dynamics на основі методу скінченних елементів. Застосовано нелінійну динамічну модель з явними методами інтегрування в рамках прямого динамічного аналізу.

У загальному випадку внутрішній газодинамічний тиск може спричинювати деформування складеної оболонки у широкому діапазоні швидкості деформації. При високій швидкості деформації треба враховувати залежність напружень від деформацій і їх швидкості. При цьому припускається, що демпфування є замалим, тому воно не враховується. Таким чином, класичне рівняння руху [16] можна представити у модифікованому вигляді

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K(\varepsilon_i, \dot{\varepsilon}_i)]\{u\} = \{F\}, \quad (3)$$

де $[M]$ – матриця мас скінченно-елементної моделі; $\{u\}$ – вектор узагальнених вузлових переміщень скінченно-елементної моделі; $[K]$ – матриця жорсткості скінченно-елементної моделі; $\{F\}$ – вектор сил зведених до вузлів.

У даному дослідженні у зв'язку з невисокою швидкістю процесу деформування, що відбувається внаслідок механічного навантаження (рис. 2), в рівнянні (3) швидкість деформування не враховується, а пластичний плин металевих оболонок моделюється за (1).

Часова дискретизація проводиться за центральною диференціальною схемою інтегрування другого порядку [16]

$$\begin{aligned} \{\ddot{u}\}_n &= [M]^{-1}(\{F\} - [K(\varepsilon_i(\{u_n\}), \dot{\varepsilon}_i(\{u_n\}))]\{u_n\}); \\ \{\dot{u}\}_{n+\frac{1}{2}} &= \{\dot{u}\}_{n-\frac{1}{2}} + \{\ddot{u}\}_n \Delta t; \\ \{u\}_{n+1} &= \{u\}_n + \{\dot{u}\}_{n+\frac{1}{2}} \Delta t. \end{aligned}$$

Щоб дана система була стійкою, треба виконати умови для кроку інтегрування за часом [16]

$$\Delta t_{cr} \leq \frac{2}{\omega_{\max}},$$

де ω_{\max} – максимальна власна частота даної системи.

Максимальна власна частота має дорівнювати [16]

$$\omega_{\max} \approx \frac{2c}{\Delta x_{\min}},$$

де c – швидкість звуку в матеріалі; Δx_{\min} – мінімальний характерний розмір елементів.

Таким чином, задля забезпечення збіжності розв'язку задачі достатньо обрати відповідний характерний розмір елементів.

Матрицю мас $[M]$ рівняння (3) визначаємо з виразу для кінетичної енергії при деформації. При скінченно-елементній дискретизації вона має вигляд [16]

$$T = \frac{1}{2} \iiint_V \rho \dot{v}^T N^T N \dot{v} dV = \frac{1}{2} \dot{v}^T M_e \dot{v},$$

де V – об'єм тіла; ρ – густина матеріалу; $u = v \cdot N$ – переміщення; v – вектор компонент вузлових переміщень; N – матриця функцій форм, яка визначає положення вузлових елементів; $M_e = \iiint_{V_e} \rho N_e^T N_e dV$ –

матриця мас елемента.

Матрицю жорсткості $[K]$ рівняння (3) визначаємо з виразу для внутрішньої віртуальної роботи. Моделювання геометричних нелінійностей відбувається за методом Лагранжа. У момент часу t всі змінні (координати x_i , переміщення u_i , деформації ε_{ij} , напруження σ_{ij} , швидкості v_i , об'єм V та ін.) відомі. Вирішується задача для набору лінеаризованих синхронних рівнянь, що мають переміщення як вихідні дані задля отримання розв'язку задачі в момент часу $t + \Delta t$ [16]

$$\delta W = \int_V \sigma_{ij} \delta \varepsilon_{ij} dV = \int_V f_i^B \delta u_i dV + \int_S f_i^S \delta u_i dS,$$

де W – внутрішня віртуальна робота; σ_{ij} – компоненти тензору напружень Коші; $\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$ – тензор деформацій; u_i – переміщення; x_i – поточна координата; f_i^B – компоненти об’ємних сил; f_i^S – компоненти поверхневих сил; V – об’єм деформованого тіла; S – поверхня деформованого тіла, на яку діє навантаження.

Тепер розглянемо співвідношення (2) для ортотропного матеріалу. Вони мають відомий вигляд [8]. На їх основі визначаються прирости для прямого напруження. Збільшення деформації $\Delta\varepsilon_{ij}$ виражається через зростання об’ємної $\Delta\varepsilon_v \approx \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}$ і девіаторної $\Delta\varepsilon_{ij}^d$ компоненти деформації наступним чином: $\Delta\varepsilon_{ij} = \frac{1}{3} \Delta\varepsilon_v + \Delta\varepsilon_{ij}^d$. Диференціальні лінійні співвідношення між приростами прямого напруження і збільшенням деформації для ортотропного матеріалу мають вигляд:

$$\begin{bmatrix} \Delta\sigma_{11} \\ \Delta\sigma_{22} \\ \Delta\sigma_{33} \\ \Delta\sigma_{23} \\ \Delta\sigma_{31} \\ \Delta\sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varepsilon_{11}^d + \frac{1}{3} \Delta\varepsilon_v \\ \Delta\varepsilon_{22}^d + \frac{1}{3} \Delta\varepsilon_v \\ \Delta\varepsilon_{33}^d + \frac{1}{3} \Delta\varepsilon_v \\ \Delta\varepsilon_{23} \\ \Delta\varepsilon_{31} \\ \Delta\varepsilon_{12} \end{bmatrix}.$$

Контактна взаємодія між тілами в зоні різьбових з’єднань описується за моделлю фрикційного контакту. Сила тертя розраховується на основі нормальної сили контакту й коефіцієнта тертя

$$F_f = \mu \cdot F_n,$$

де F_f – сила тертя; μ – коефіцієнт тертя між поверхнями; F_n – нормальна контактна сила, яка обчислюється за допомогою методу пенетрації

$$F_n = k_p \cdot \delta,$$

де k_p – коефіцієнт жорсткості контакту; δ – проникнення однієї поверхні в іншу.

Результати числового аналізу

Досліджено напружений стан збірної конструкції, представленої на рис. 1, навантаженої нестационарним внутрішнім тиском, зміну якого в часі показано на рис. 2, за температури навколишнього середовища 100 °С. Використовується деталізоване моделювання різьбових з’єднань. Для розбивки оболонкової конструкції на кінцеві елементи застосовується об’ємний скінченний елемент ТЕТ10 – тетраedr із 10 вузлами, що має по три ступені свободи. Використання цього елемента дає змогу моделювати пластичність і великі відхилення під час деформації, тому розрахункова модель задачі включає опцію великих відхилень Large Deflection і Bilinear Isotropic Hardening модель для сталі 30ХГСА. Композит задається як ортотропний матеріал із пружними властивостями, а пластична течія цього матеріалу не передбачається. Для відповідності напрямків координатних осей властивостям ортотропії композиту у центральній оболонці орієнтація скінченних елементів «Element Orientation» задається так: вісь Ox спрямована вздовж твірної циліндричної оболонки, вісь Oz – за нормаллю до її зовнішньої поверхні, третя вісь задає праву трійку.

Розв’язання задачі в динамічній постановці є витратним за часом обчислень. Для скорочення часу на початковому етапі проектування доцільно низку допоміжних обчислень проводити в модулі статичного аналізу [9].

Досліджується збіжність чисельного розв’язання задачі. Розрахунки проводяться при внутрішньому тиску $P=20$ МПа для конструкції з центральною оболонкою з вуглепластику. Вивчення збіжності проводилося традиційним методом послідовного зменшення розміру сітки. Аналізувалася збіжність переміщень, пластичних деформацій та еквівалентних за Мізесом напружень. У табл. 2 наведено результати цього аналізу для максимальних значень величин. Розмір сітки задавався шляхом визна-

чення розміру скінченного елемента параметром «Element Size». У результаті тестових досліджень обрано скінченно-елементну модель задачі з параметром «Element Size», що дорівнює 6 мм.

Швидко зростаючий газодинамічний тиск у конструкції призводить до нерівномірного розподілу напружень у різьбі, оскільки сталь і композити мають різні пружність і чутливість до швидкості навантаження. У зв'язку з цим нерівномірний розподіл навантаження в зоні контакту може призвести до виникнення пластичного плину сталі і, як наслідок, до локального порушення цілісності різбового з'єднання. Щоб уникнути цього, на етапі розроблення проектної документації доцільно аналізувати наявність пластичних деформацій у парах метал – композит за максимальних експлуатаційних навантажень.

Досліджували напружений стан у конструкції з центральною оболонкою з вуглепластику та зі склопластику. Проводилося чисельне моделювання з метою визначення зон виникнення пластичних деформацій у конструкції за максимального внутрішнього тиску $P=20$ МПа і за температури 100 °С. Розрахунки проводилися в модулі статичного аналізу Static Structural. На рис. 4 представлено пластичні деформації у сталевих частинах збірної конструкції з центральною оболонкою з вуглепластику.

Звернемо увагу, що в зоні лівого різбового з'єднання тиск діє на сталеву оболонку, а в зоні правого – на композитну. Пластичні деформації зосереджені на краях різбових з'єднань сталевих оболонок. При цьому величина пластичних деформацій з'єднання з внутрішньою металевою оболонкою на порядок вища, ніж для з'єднання із зовнішньою металевою оболонкою.

На рис. 5 представлено пластичні деформації у сталевих частинах збірної конструкції з центральною оболонкою зі склопластику.

Пластичні деформації, як і раніше, зосереджені на краях різбових з'єднань сталевих оболонок. При цьому ширина кільцевого шару пластичного плину металу зменшується порівняно з попереднім випадком. Максимальна величина пластичних деформацій у з'єднанні з внутрішньою металевою оболонкою вдвічі менша в разі використання склопластику, а не вуглепластику.

Таблиця 2. Результати моделювання за різних розмірів скінчених елементів

Параметр «Element Size»	12 мм	6 мм	3 мм
Максимальні переміщення, мм	5,81	5,79	5,79
Максимальні пластичні деформації	0,077	0,076	0,076
Максимальні еквівалентні напруження, МПа	1 168,1	1 167,2	1 167,1

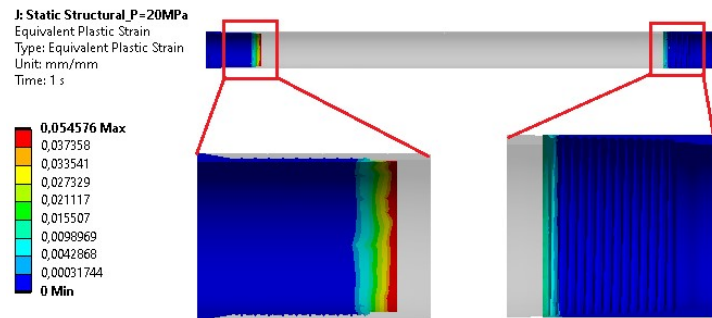


Рис. 4. Пластичні деформації у сталевих частинах збірної конструкції з центральною оболонкою з вуглепластику

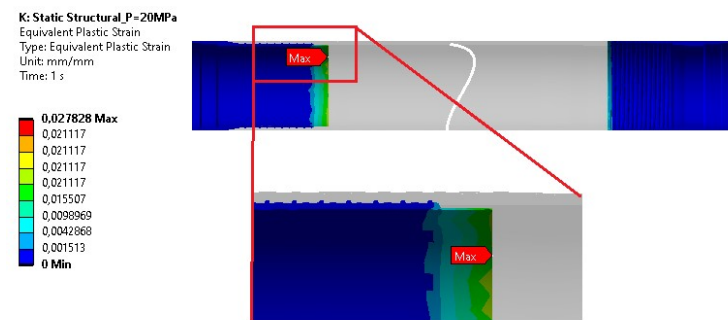


Рис. 5. Пластичні деформації у сталевих частинах збірної конструкції з центральною оболонкою зі склопластику

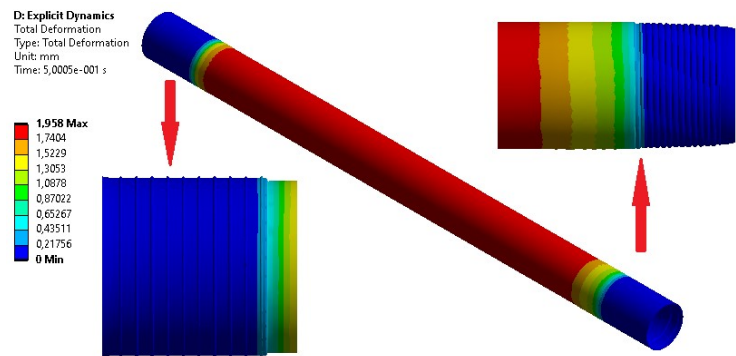


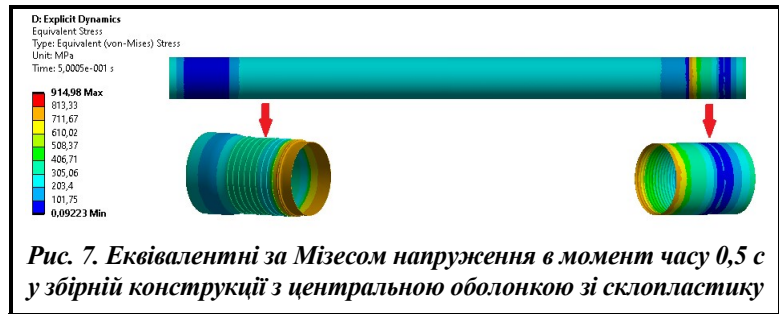
Рис. 6. Переміщення в момент часу 0,5 с у збірній конструкції з центральною оболонкою зі склопластику

Таким чином, використання склопластику як матеріалу центральної оболонки для заданого режиму навантаження є кращим.

Досліджувалася динаміка розподілу полів переміщень і напружень у збірній конструкції зі склопластиковою внутрішньою оболонкою під дією заданого нестационарного внутрішнього тиску (рис. 2). На рис. 6 представлено переміщення у збірній конструкції. Максимальні переміщення досягаються в центральній частині конструкції, вони не перевищують 2 мм. Свого максимуму вони досягають на 0,5 с, а далі з плином часу зберігають свої значення. У зонах різбових з'єднань переміщення практично відсутні.

На рис. 7 представлено еквівалентні за Мізесом напруження у збірній конструкції з центральною оболонкою зі склопластику.

Аналіз результатів показує, що в зоні різби напруження розподілені рівномірно. При цьому вони залишаються в межах пружності. Локалізація критичних напружень спостерігається тільки на краях металевих оболонок біля різбових з'єднань. Напружений стан склопластикової оболонки не є критичним. Локального руйнування матеріалу не спостерігається.



Висновки

Проаналізовано процес деформації різбових з'єднань циліндричних оболонок із композитного матеріалу й металу під дією газодинамічного внутрішнього тиску. Запропоновано методика чисельного дослідження задачі в програмному комплексі Ansys. Використано деталізоване моделювання різбових з'єднань. Розроблена скінченно-елементна модель враховує: залежність властивостей матеріалів від температури довкілля; нелінійний зв'язок між компонентами тензорів напружень і деформацій у металевих елементах; ортотропні властивості композитних матеріалів й особливості контактної взаємодії в зонах різбових з'єднань елементів збірної оболонки з різного матеріалу.

Проведено дослідження напруженого стану в конструкції з центральною оболонкою з вуглепластику і склопластику, навантаженої газодинамічним внутрішнім тиском із максимальним значенням 20 МПа за температури навколишнього середовища 100 °С. Отримано, що пластичні деформації зосереджені на краях різбових з'єднань сталевих оболонок. При цьому величина пластичних деформацій з'єднання з внутрішньою металевою оболонкою на порядок вища, ніж для з'єднання із зовнішньою металевою оболонкою. Величина пластичних деформацій у з'єднанні з внутрішньою металевою оболонкою при використанні склопластику вдвічі менша, ніж у випадку використання вуглепластику. Зони локалізації критичних напружень спостерігалася тільки на краях металевих оболонок у різбових з'єднань. При цьому в зоні різби напруження розподілені рівномірно, а їхні значення в межах пружності. Напружений стан склопластикової оболонки рівномірний і не є критичним. Локального руйнування матеріалу в конструкції не спостерігалася.

Література

1. Tuli N. T., Khatun S., Bin Rashid A. Unlocking the future of precision manufacturing: A comprehensive exploration of 3D printing with fiber-reinforced composites in aerospace, automotive, medical, and consumer industries. *Heliyon*. 2024. Vol. 10. Iss. 5. Article e27328. <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e27328>.
2. Uspensky B., Derevianko I., Avramov K., Maksymenko-Sheiko K., Chernobryvko M. Mechanical properties of auxetic honeycombs realized via material extrusion additive manufacturing: Experimental testing and numerical studies. *Applied Composite Materials*. 2024. <https://doi.org/10.1007/s10443-024-10269-2>.
3. Avramov K., Uspensky B., Chernobryvko M., Urniaieva I. Geometrically nonlinear oscillations of sandwich thin-walled structure with honeycomb manufactured by fused deposition modeling. In: Arsenyeva O., Romanova T., Sukhonos M., Biletskyi I., Tsegelnyk Y. (eds) *Smart Technologies in Urban Engineering. STUE 2023. Lecture Notes in Networks and Systems*. 2023. Vol. 807. P. 207–217. https://doi.org/10.1007/978-3-031-46874-2_19.
4. Georgantzinou S. K., Giannopoulos G. I., Stamoulis K., Markolefas S. Composites in aerospace and mechanical engineering. *Materials*. 2023. Vol. 16. Iss. 22. Article 7230. <https://doi.org/10.3390/ma16227230>.

5. Zhao G. H., Hu S. H., Feng C. Loading capacities of bonded composite pipe joints of different structures. *Mechanics of Composite Materials*. 2024. Vol. 60. P. 67–82. <https://doi.org/10.1007/s11029-024-10175-5>.
6. Awd Allah M. M., Abd El Aal M. I., Abd El-baky M. A. Hybrid metal/composite structures under quasi-static axial compression loads: A comparative study. *Fibers and Polymers*. 2024. Vol. 25. P. 1403–1415. <https://doi.org/10.1007/s12221-024-00513-8>.
7. Ming S., Song Z., Zhou C., Du K., Teng C., Wang Y., Xu S., Wang B. The crashworthiness design of metal/CFRP hybrid tubes based on origami-ending approach: Experimental research. *Composite Structures*. 2022. Vol. 279. Article 114843–114858. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114843>.
8. Derevianko I., Uspensky B., Avramov K., Salenko A., Maksymenko-Sheiko K. Experimental and numerical analysis of mechanical characteristics of fused deposition processed honeycomb fabricated from PLA or ULTEM 9085. *Journal of Sandwich Structures & Materials*. 2023. Vol. 25. Iss. 2. P. 264–283. <https://doi.org/10.1177/10996362221137292>.
9. Martynenko G., Chernobryvko M., Avramov K., Martynenko V., Tonkonozhenko A., Kozharin V., Klymenko D. Numerical simulation of missile warhead operation. *Advances in Engineering Software*. 2018. Vol. 123. P. 93–103. <https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2018.07.001>.
10. Shi T., Liu Y., Liu Zh., Liu C. Distributions of tension and torsion in a threaded connection. *International Journal of Mechanical Sciences*. 2024. Vol. 261. Article 108684. <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2023.108684>.
11. Alessio R. P., Andre N. M., Goushegir S. M., Dos Santos J. F., Mazzaferro J. A. E., Amancio-Filho S. T. Prediction of the mechanical and failure behavior of metal-composite hybrid joints using cohesive surfaces. *Materials Today Communication*. 2020. Vol. 24. Article 101205. <https://doi.org/10.1016/j.mtcomm.2020.101205>.
12. Canturri C., Salim Y. S., Pivdiablyk I., Sing S. L. Failure analysis of thermoplastic composites subject to galvanic corrosion in hybrid metal-composite joints. *Engineering Failure Analysis*. 2024. Vol. 164. Article 108405. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2024.108405>.
13. Lambiase F, Scipioni S. I, Lee C.-J., Ko D.-C., Liu F. A state-of-the-art review on advanced joining processes for metal-composite and metal-polymer hybrid structures. *Materials*. 2021. Vol. 14. Iss. 8. Article 1890. 234 p. <https://doi.org/10.3390/ma14081890>.
14. Lin Q., Zhao Y., Pan W., Liu Y. An improved 3D model of composite bolted joints with detailed thread structure and progressive damage analysis of realistic tightening process. *Composite Structures*. 2023. Vol. 315. Article 117016. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2023.117016>.
15. Martynenko G., Avramov K., Martynenko V., Chernobryvko M., Tonkonozhenko A., Kozharin V. Numerical simulation of warhead transportation. *Defence Technology*. 2021. Vol. 17. Iss. 2. P. 478–494. <https://doi.org/10.1016/j.dt.2020.03.005>.
16. Uspensky B. V., Derevianko I. I., Avramov K. V., Polishchuk O. F., Salenko O. F. Multi-cycle fatigue of composite three-layer plates with honeycomb structure made by additive FDM technologies. *Journal of Mechanical Engineering – Problemy Mashynobuduvannia*. 2022. Vol. 25. No. 3. P. 16–28. <https://doi.org/10.15407/pmach2022.03.016>.
17. Hallquist J. O. LS-DYNA theory manual. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation (LSTC), 2006. 680 p.

Надійшла до редакції 26.09.2024