

**МОДЕЛЮВАННЯ ТА ВИЗНАЧЕННЯ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ СТИКІВ
РАКЕТНИХ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ**

Побудовано тривимірну скінченно-елементну модель шпильково-штифтового з'єднання елементів ракетних конструкцій із композиційних матеріалів. Досліджено характер розподілу параметрів напружено-деформованого стану в зоні контакту з'єднаних елементів.

Вступ. Армвані композиційні матеріали на полімерній основі – невід'ємна частина сучасних конструкцій ракетно-космічної техніки. Важливим чинником, що визначає експлуатаційні характеристики конструкції загалом, є міцність вузлів з'єднання (стиків) її елементів із композиційних матеріалів. Одним із найпоширеніших з'єднань композитних оболонкових і пластинчастих елементів є штифто-шпилькове (ШШЗ) [2, 6, 9]. Існуючі спрощені інженерні методи розрахунку міцності ШШЗ композитних елементів не враховують неоднорідний розподіл напружень як за товщиною, що спричинено особливостями реальної структури композитів [1, 4, 8], так і на еквідистантних поверхнях або площинах навколо отворів концентраторів (наскрізного – під штифт, поздовжньо-осьового – під шпильку). Як правило, такі з'єднання рівномірно розміщені по кутовому периметру корпусу і взаємодіють між собою, витримуючи сумарне навантаження. Однак у деяких випадках можна говорити про секторальну симетрію задачі, що суттєво спрощує розрахунки. З іншого боку, виокремлений елемент ШШЗ можна розрахувати за технікою субмоделювання [3], коли розв'язок отримують в більшій області, зокрема, та для всієї оболонкової конструкції одним з відомих методів, застосовуючи, як правило, двовимірні теорії пластин і оболонок [5]. Шукані переміщення у контурних вузлах використовують як граничні умови (з прийнятними для практики гіпотезами про їхній розподіл за товщиною) для побудови повнішої моделі фрагмента, що містить ШШЗ.

Формулювання задачі та метод її розв'язування. Розглянемо конструкційний елемент (див. рис. 1) у вигляді тонкої пластини 1, закріпленої за допомогою регулярно розміщеної системи ШШЗ 2. Згідно з методикою субмоделювання, виділимо типовий субелемент, який містить окреме з'єднання у вигляді прямокутної пластини з наскрізним отвором для штифта та поздовжнім – для шпильки. Навколо ШШЗ прогнозуємо зони концентрації напружень внаслідок складної просторової геометрії з'єднань (рис. 2). Ці зони частково перекриваються, що зумовлює тривимірний характер напружено-деформованого стану (НДС) та унеможливує коректне застосування як класичної, так і на основі зсувної моделі С.П. Тимошенка теорій пластин. Однак у цьому випадку можна використати уточнені теорії вищого порядку, зокрема теорії, запропонованої в праці [5], котра враховує просторовий характер розподілу напружень.

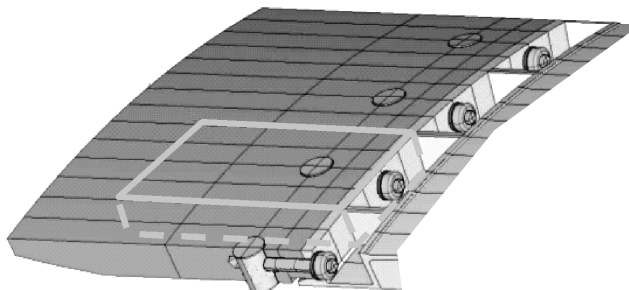


Рис. 1. Типовий елемент з'єднання.

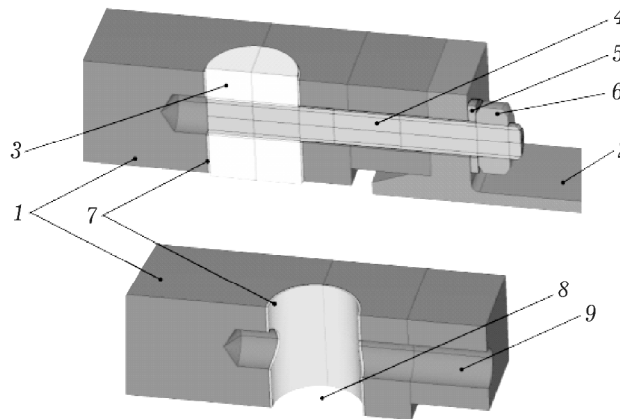


Рис. 2. Фрагмент конструкційної схеми ПШЗ:

1 – елемент шпангоута корпусу; 2 – елемент суміжного відсіку ракети; 3 – штифт; 4 – шпилька; 5 – шайба; 6 – гайка; 7 – клейовий шар; 8, 9 – отвори в шпангоуті для штифта та шпильки.

Отримання достовірних результатів залежить від адекватних граничних та контактних умов. Під час субмоделювання, коли окреме з'єднання розглядають як загальнішу частину усієї конструкції, на краях пластини з ПШЗ відомі компоненти вектора переміщень. З іншого боку, практично важливі результати можна отримати, враховуючи симетрію властивостей, геометрії та специфіку навантаження.

Метод розв'язування. Для розв'язання поставленої задачі застосували просторову схему методу скінченних елементів з вісьмома вузлами. Під час програмної реалізації частково використали діалогово-орієнтований модуль [5]. Вхідні дані основних геометричних і фізико-механічних параметрів та навантажень вводили в пакетному режимі, а графічні результати наведені з допомогою постпроцесора скінченно-елементної системи ANSYS. Розглядалися різні варіанти побудови розрахункової моделі (для різних варіантів граничних умов та навантажень).

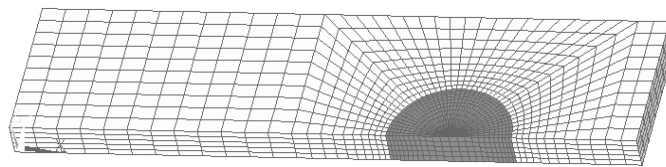


Рис. 3. Просторова скінченно-елементна модель ПШЗ.

Числові результати та висновки. Досліджували тривимірний НДС пластини в умовах розтягування з урахуванням контакту з ПШЗ (рис. 3–9) для чотирьох варіантів розрахункової моделі. Розраховували для таких геометричних та фізико-механічних параметрів пластини: довжина 0.4 м, ширина 0.2 м, товщина 0.02 м, радіус отвору та штифта 0.04 м, який знаходиться від торця на відстані 0.12 м. Матеріал пластини – ортотропний пластик на тканинній основі з такими характеристиками: $E_x = 9 \cdot 10^4$ МПа, $E_y = 9 \cdot 10^4$ МПа, $E_z = 6.8 \cdot 10^3$ МПа, $\nu_{xy} = 0.09$, $\nu_{yz} = 0.01$, $\nu_{xz} = 0.09$, $G_{xy} = 3.5 \cdot 10^3$ МПа, $G_{yz} = 8 \cdot 10^2$ МПа, $G_{xz} = 8 \cdot 10^2$ МПа.

Розрахункову модель 1 розглядали без штифта (тільки отвір у пластині), для варіантів 2–4 – зі штифтом. Відповідні граничні умови на лівому торці для всіх варіантів – жорстке защемлення $U_x = U_y = U_z = 0$. Навантаження для варіанта 1 на правому торці – тиск розтягувального на-

пруження $P = 5$ МПа. Для варіантів 2–4 осьове навантаження прикладали до штифта, при цьому поздовжня сила для всіх варіантів однакова: $F_x = 10$ кН. На поздовжніх краях пластини і штифта задані умови симетрії $U_y = 0$, для верхньої і нижньої поверхонь штифта $U_z = 0$. Варіанти 2–4 відрізняються умовами контакту штифта з отвором пластини: для варіанта 1 штифт повністю склесний з отвором, для варіанта 3 – на половині отвору, а для варіанта 4 – вільно вкладений без урахування тертя на контактних поверхнях.

Нижче на рис. 4–6 наведено розподіл переміщень U_x , напружень σ_x та σ_y у пластині для різних варіантів розрахункової моделі.

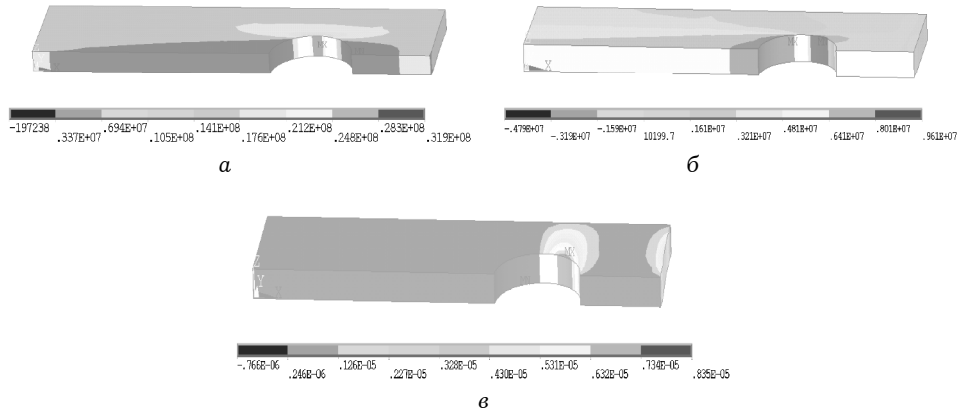


Рис. 4. Розподіл напружень σ_x для варіантів 1 (а); 2 (б) і 4 (в).

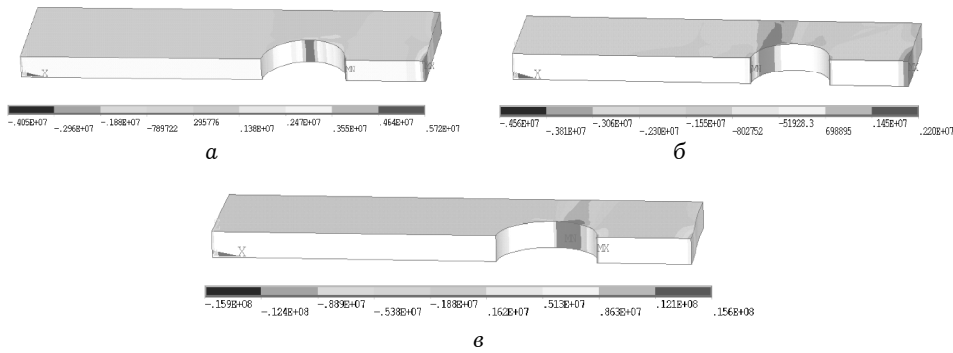


Рис. 5. Розподіл напружень σ_y для варіантів 1 (а); 2 (б) і 4 (в).

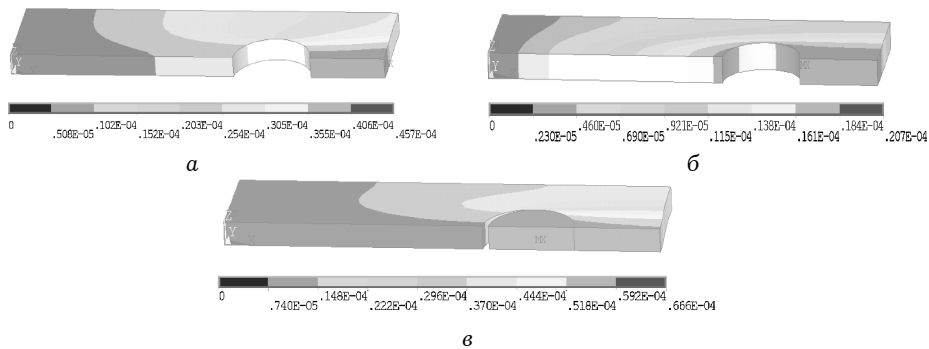


Рис. 6. Розподіл переміщень U_x вздовж осі OX .

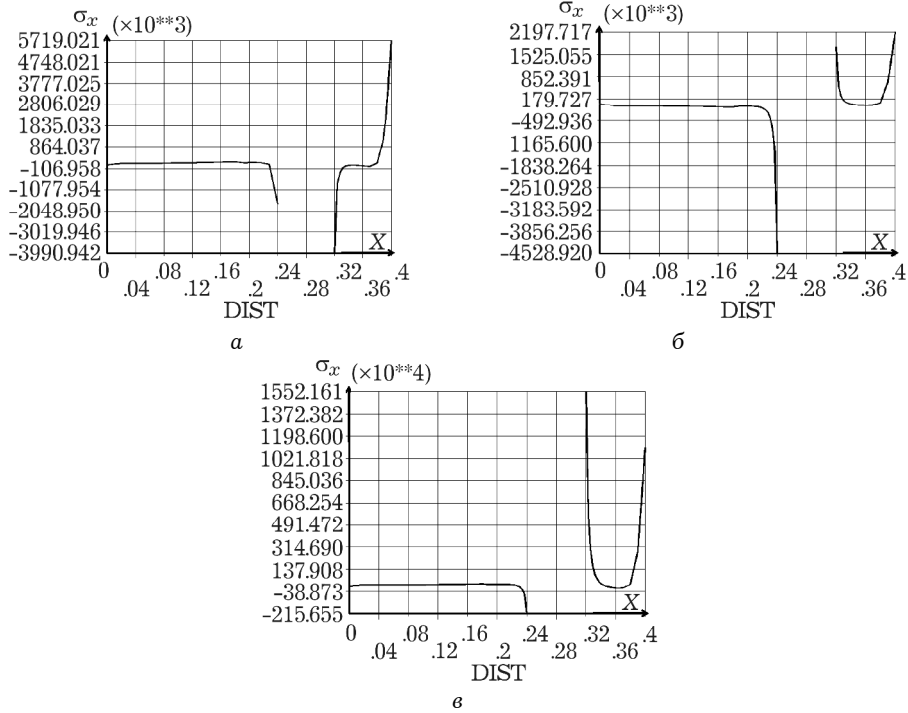


Рис. 7. Поведінка напруження σ_x уздовж осі OX для варіантів 1 (а); 2 (б) і 4 (в).

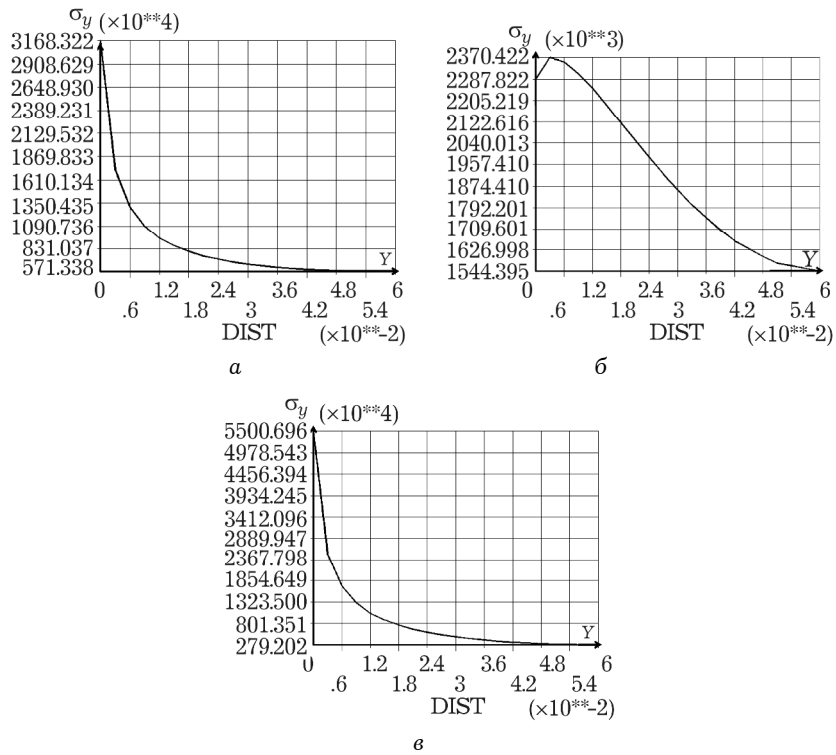


Рис. 8. Поведінка напруження σ_y уздовж осі OY (між штифтами) для варіантів 1 (а); 2 (б) і 4 (в).

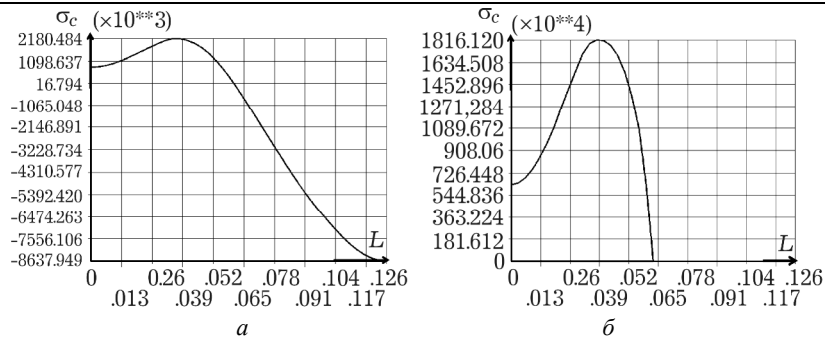


Рис. 9. Поведінка контактного тиску σ_c в отворі пластини для варіантів 2 (б) і 4 (в).

Результати розрахунків зведено в таблицю.

Параметр	Варіант 1	Варіант 2	Варіант 3	Варіант 4
u_x , мм	0,046	0,021	0,040	0,067
σ_x , МПа	31,9	9,61	111	55,4
σ_y , МПа	5,72	2,20	17,9	15,6
σ_c , МПа	–	2,18	11,4	18,16

Із виконаних розрахунків для різних варіантів розрахункових моделей можна зробити такі висновки:

- напруження в пластині за відсутності клейового шару між штифтом і отвором пластини суттєво більші, ніж за їх міцного склеювання;
- під час розрахунку НДС і оцінки міцності з'єднання необхідно враховувати всі можливі варіанти контакту штифта з пластинною.

Зауважимо, що зона контакту і контактні тиски знаходяться в процесі розрахунку, що робить задачу нелінійною навіть за малих деформацій та переміщень. Контактна пара «штифт–пластина» з полімерних композиційних матеріалів спричиняє суттєвий перерозподіл параметрів НДС порівняно з класичною задачею про розтяг пластини з отвором чи жорстким включенням. Оцінювати тримку здатність у цьому випадку можна за відомою методикою [7].

1. Композиционные материалы: Справ. / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др. – М.: Машиностроение, 1990 – 512 с.
2. Лавров Л. Н. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1993. – 216 с.
3. Марчук М. В., Хом'як М. М. Змішана схема методу скінченних елементів для розрахунку шаруватих композитних оболонок і пластин. – Львів: НАН України. ІППММ ім. Я.С. Підстригача, 2003. – 216 с.
4. Прочность ракетных конструкций / В. И. Моссаковский и др.; Под ред. В. И. Моссаковского. – М.: Высш. шк., 1990. – 360 с.
5. Харченко В. М., Марчук М. В., Пакош В. С. Варіант уточненої теорії мінімального порядку податливих до зсуву та стиснення пластин // Прикл. проблеми механіки і математики. – 2016. – Вип. 14. – С. 176–181.
6. Agarwal B. L. Static Strength Prediction of Bolted Joint in Composite Material // AIAA Journal. – 1980. – 18, № 11. – P. 1371–1375.
7. Basu S., Waas A.M., Ambur D.R. Prediction of progressive failure in multidirectional composite laminated panels // Int. J. of Solids and Struc. – 2007. – 44. – P. 2648–2676.
8. Christensen R. M. Mechanics of composite materials. – New York: J. Wiley & Sons, 1979. – 348 p.
9. Gordon C. Russell. Spline type joint between composite panels. – US Patent 3239986 A, 1966. – Google Patents.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ СТЫКОВ РАКЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Построена трехмерная конечно-элементная модель шпильочно-штифтового соединения элементов ракетных конструкций из композиционных материалов. Исследован характер распределения параметров напряженно-деформированного состояния в области контакта соединяемых элементов.

MODELING AND DETERMINING THE STRESSED STATE OF JOINTS ROCKET CONSTRUCTIONS FROM COMPOSITE MATERIALS

A three-dimensional finite-element model of spindle-pin connection of elements of rocket structures from composite materials was constructed. The character of the distribution of the parameters of the stress-strain state in the contact area of the connecting elements is investigated.

Держ. підприєм. «Констр. бюро «Південне»
ім. М. К. Янгеля», Дніпро;
Ін-т прикл. проблем механіки і математики
ім. Я. С. Підстригача НАН України, Львів

Одержано
25.10.17