

УДК 539.3

## КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ДЕФОРМУВАННЯ СКЛАДНИХ КОНСТРУКЦІЙ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Богдан Дробенко<sup>1</sup>, Михайло Марчук<sup>1</sup>, Микола Хом'як<sup>1</sup>, Володимир Сіренко<sup>2</sup>,  
Дмитро Клименко<sup>2</sup>, Володимир Харченко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Інститут прикладних проблем механіки і математики ім. Я.С. Підстригача НАН України, м Львів;  
<sup>2</sup>КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля, м. Дніпро

Оцінка експлуатаційного ресурсу тонкостінних конструкцій істотно залежить від точності й достовірності даних про напружено-деформований стан у них за умов експлуатації. Тому надзвичайно важливим є комп'ютерне моделювання процесів деформування таких конструкцій у рамках уточнених математичних моделей.

Тонкостінні конструкції часто мають складну геометричну форму. Внаслідок локального впливу геометричних концентраторів на напружено-деформований стан таких конструкцій кількісний опис процесів деформування в них в рамках теорій оболонок може призводити до значних відхилень отримуваних результатів від фактичних в околах різкої зміни геометричної конфігурації. Тому іноді варто розглядати тонкостінну конструкцію як тривимірне тверде тіло. При проектуванні тонкостінних конструкцій також важливо визначити руйнівне навантаження, що спонукає використовувати геометрично і фізично нелінійні математичні моделі.

З огляду на зазначене для оцінювання міцності тонкостінних конструкцій використано орієнтований на використання методу скінчених елементів варіант методики розв'язування геометрично нелінійних задач теорії пружно-пластичності в приростах на основі Лагранжевого підходу із застосуванням принципу віртуальних переміщень [1], відповідно до якого розв'язок базових рівнянь, що виражають рівновагу і умови сумісності тіла, отримуємо для дискретних моментів часу  $0, \Delta t, 2\Delta t, \dots$  Усі змінні при цьому віднесено до початкової конфігурації тіла (за повного Лагранжевого формулювання), або конфігурації тіла, отриманої в момент часу  $t$  (за адаптованого формулювання), а прирости переміщень  $\mathbf{u}$  вузлів скінченно-елементного поділу тіла на кроці навантаження  $[t, t + \Delta t]$  визначено із рівняння [1]

$$[\mathbf{K}] \mathbf{u} = \mathbf{F}, \quad (1)$$

де  $[\mathbf{K}]$  і  $\mathbf{F}$  отримано шляхом підсумовування відповідних матрично-векторних характеристик окремих скінчених елементів вигляду:

$$[\mathbf{K}]^{(e)} = \int_{V_0} [{}^t_0 \mathbf{B}_L]^T [{}^t_0 \mathbf{C}] [{}^t_0 \mathbf{B}_L] d^0V + \int_{V_0} [{}^t_0 \mathbf{B}_{NL}]^T [{}^t_0 \mathbf{S}] [{}^t_0 \mathbf{B}_{NL}] d^0V; \quad (2)$$

$$\mathbf{F}^{(e)} = {}_0^t \mathbf{F} = \int_{V_0} [{}^t_0 \mathbf{B}_L]^T [{}^t_0 \widehat{\mathbf{S}}] d^0V \quad (3)$$

за використання повного Лагранжевого формулювання і

$$[\mathbf{K}]^{(e)} = \int_{V'} [{}^t \mathbf{B}_L]^T [{}^t \mathbf{C}] [{}^t \mathbf{B}_L] d^tV + \int_{V'} [{}^t \mathbf{B}_{NL}]^T [{}^t \boldsymbol{\tau}] [{}^t \mathbf{B}_{NL}] d^tV, \quad (4)$$

$$\mathbf{F}^{(e)} = {}^t \mathbf{F} = \int_{V'} [{}^t \mathbf{B}_L]^T [{}^t \widehat{\boldsymbol{\tau}}] d^tV \quad (5)$$

за адаптованого Лагранжевого формулювання. У цих залежностях  $[\mathbf{B}_L]$ ,  $[\mathbf{B}_{NL}]$  – матриці геометричних співвідношень теорії пружності в скінченно-елементному представленні (враховують відповідно лінійні й нелінійні члени);  $[\mathbf{C}]$  – пружно-пластична матриця стану;  $[\widehat{\mathbf{S}}]$  та  $[\widehat{\boldsymbol{\tau}}]$  – матриці, скомпоновані з компонент тензорів Піоли-Кірхгофа 2-го роду та Коші [1] (лівий верхній індекс вказує на те, що змінні обчислені в момент часу  $t$ , а лівий нижній – що змінні віднесено до конфігурації в моменти часу 0, або  $t$ ).

На цій основі розроблено відповідне програмне забезпечення, з використанням якого досліджено міцність ракетного двигуна й міцно-скріпленого з ним твердого палива на різних етапах циклу життя двигуна – зберігання, транспортування, монтажу двигуна, старту ракети та активної фази її польоту, а також паливних баків ракетноносія та типових соплових блоків ракетного двигуна.

Розроблено методологію дослідження міцності та визначення фактичних руйнівних навантажень конструкцій ракетної техніки за результатами комп'ютерного моделювання та неруйнівних експериментальних випробувань [2].

Результати досліджень і розроблене спеціалізоване програмне забезпечення використано в КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля при проектуванні елементів сучасної ракетної та ракетно-космічної техніки.

*Дослідження виконані в рамках науково-технічного проекту НАН України (номер державної реєстрації 0120U104248).*

1. *Bathe K.J.* Finite Element Procedures Analysis. – Englewood Cliffs: Prentice Hall, 1995. – 1037 p.
2. *Марчук М.В., Сіренко В.М., Дробенко Б.Д.* Методологія визначення руйнівних навантажень на великогабаритні тонкостінні конструкції з урахуванням результатів неруйнівних випробувань // Прикл. проблеми мех. і мат. – 2020. – Вип. 18. – С. 134–138.

## COMPUTER SIMULATION OF DEFORMATION PROCESSES OF COMPLEX STRUCTURES OF ROCKET-SPACE EQUIPMENT

*The stress-strain state of structures of complex geometric shape under pressure is studied within the framework of the model of a geometrically and physically non-linear three-dimensional solid.*