

М. Г. Шульженко<sup>1</sup>, Б. П. Зайцев<sup>1</sup>, П. П. Гонтаровський<sup>1</sup>, Т. В. Протасова<sup>1</sup>, Т. Я. Батутіна<sup>2</sup>, І. В. Шеремет<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, Харків

<sup>2</sup> Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

## ОЦІНКА ДИНАМІЧНОЇ РЕАКЦІЇ ВУЗЛІВ СИСТЕМИ РОЗДІЛЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ТА НОСІЯ ПРИ ІМПУЛЬСНИХ НАВАНТАЖЕННЯХ

*Описуються методики розрахунків перехідних вібраційних процесів в елементах вузлів розділення космічних систем. Перша методика заснована на використанні тривимірних моделей та прямому чисельному інтегруванні кінцево-різницевого рівняння без суттєвих обмежень на конструктивні особливості. Друга методика базується на поєднанні методу скінченних елементів з представленням розв'язку в окрожному напрямку рядами Фур'є та орієнтована на клас конструкцій у вигляді тіл обертання. Наводяться результати розрахунку динамічної реакції вузла конструкції на імпульсну дію, які отримано за описаними методиками та з використанням стандартного комплексу. Розрахунково оцінюється вплив пружноінерційних характеристик елементів вимірювальної апаратури на характеристики динамічних процесів розглянутої конструкції.*

**Ключові слова:** конструкція, імпульсне навантаження, перехідний процес, тривимірна модель, метод скінченних елементів.

### ВСТУП

Експлуатація аерокосмічних конструкцій може супроводжуватись короткоімпульсними силовими навантаженнями (50 — 200 мкс), спричиненими спрацюванням систем розділення або дією аеродинамічної хвилі. Навантаження при цьому локалізуються або поширюються по поверхні конструкції та збуджують хвильові процеси, що з часом переходять у вільні коливання. При чисельному моделюванні коливань таких систем [1, 2] доцільним є тривимірне представлення навіть тонкостінних конструкцій з необхідною їхньою дискретизацією за просторовими координатами та процесів за часом.

При розділенні ракети-носія і космічного апарата внаслідок спрацювання піропристроїв виникають динамічні перевантаження. При цьому в частинах конструкції розвиваються значні

прискорення, що впливає на надійність роботи обладнання. Питання зниження їхнього перевантаження можна вирішувати експериментально на основі витратних досліджень моделей чи натурних об'єктів. Використання розрахункових методик оцінки перехідних процесів може суттєво знизити витрати при розв'язанні цієї задачі.

Вузли розділення мають конструкції різного типу: простіші, але достатньо поширені, у вигляді тіл обертання та складніші, з довільною формою та неоднорідними включеннями різного виду демпфуючих елементів.

### ОПИС МЕТОДИК

Для розрахунків вузлів та елементів космічних апаратів розроблено відносно спрощені та більш складні розрахункові моделі та створено відповідне програмне забезпечення на основі:

- класичного методу скінченних елементів за тривимірною моделлю [3, 5], якою передбачено загальний тип конструкції вузла розділення з введенням різних анізотропних елементів,

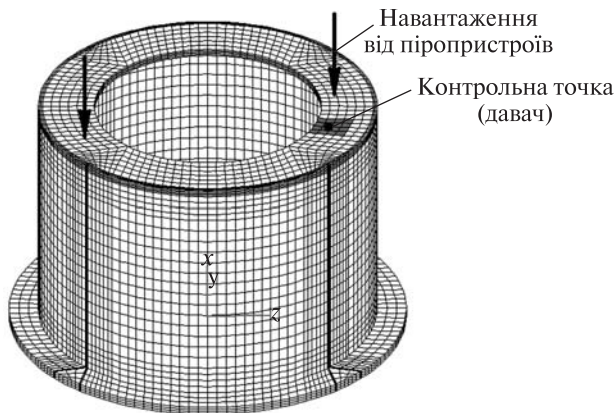


Рис. 1. Модель адаптера ракети-носія

які виконують функцію додаткового демпфування. При моделюванні механічних нестационарних процесів допускається однобічний контакт елементів, що враховується спеціальними моделями розрізів та алгоритмом розв'язання динамічної контактної задачі. Внаслідок універсальності швидкодія цього програмного забезпечення є невисокою, але область застосування його є ширшою;

- напіваналітичного методу скінченних елементів у циліндричній системі координат для конструктивних вузлів типу тіл обертання з розкладанням невідомих у ряди Фур'є по окружній координаті [4]. Це суттєво зменшує витрати на розрахунки за рахунок розділення системи рівнянь методу скінченних елементів на низку систем меншої розмірності для окремих гармонік, що дозволяє оперативно виконувати проектні дослідження в умовах конструкторського бюро. Обсяг обчислень скорочується за наявності однієї чи декількох меридіональних площин симетрії.

Переміщення на скінченному елементі задаються у вигляді

$$\begin{aligned} u_v(\xi, \eta, \theta, t) &= u_{vik}(t) \cdot \varphi_i(\xi, \eta) \cdot \varphi_k(\theta), \\ u_\theta(\xi, \eta, \theta, t) &= u_{\theta ik}(t) \cdot \varphi_i(\xi, \eta) \cdot \bar{\varphi}_k(\theta), \end{aligned} \quad (1)$$

$$(v = r, z; i = 1, 2, 3, 4; k = 0, \dots, n)$$

де  $u_{vik}$ ,  $u_{\theta ik}$  — амплітудні значення розподілу переміщень у вузлах скінченних елементів,  $\varphi_i(\xi, \eta)$  — координатні функції скінченного елемента,  $\varphi_k(\theta)$ ,  $\bar{\varphi}_k(\theta)$  — координатні функції в окружному напрямку, що мають вигляд

$$\varphi_0(\theta) = \bar{\varphi}_0(\theta) = 1,$$

$$\begin{aligned} \varphi_k(\theta) &= \cos(0.5(k+1)\theta), \quad \bar{\varphi}_k(\theta) = \cos(0.5k\theta) \\ &(\text{при } k = 1, 3, 5, \dots) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \varphi_k(\theta) &= \sin(0.5k\theta), \quad \bar{\varphi}_k(\theta) = \sin(0.5(k+1)\theta) \\ &(\text{при } k = 2, 4, 6, \dots) \end{aligned}$$

Рівняння динамічного стану конструкції у матричній формі подаються у вигляді

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

де  $u$  — вектор вузлових переміщень,  $[C]$  — матриця демпфування,  $F$  — вектор вузлових сил від зовнішнього навантаження,  $[K]$ ,  $[M]$  — матриці жорсткості й мас тіла.

В обох методиках система матричних диференціальних рівнянь деформування конструкції інтегрується за часом неявним скінченно-різницевим  $\theta$ -методом Вільсона або методом Нью-марка.

Програмне забезпечення має розвинутий графічний інтерфейс для аналізу напружено-деформованого стану конструкції в окремі моменти часу чи зміни його за часом у вигляді графіків переміщень, швидкостей та прискорень в окремих вибраних точках конструкції.

### ОЦІНКА ДИНАМІЧНОЇ РЕАКЦІЇ ВУЗЛА КОНСТРУКЦІЇ

Виконано верифікацію алгоритмічного та програмного забезпечення шляхом зіставлення розрахункових даних, отриманих за розробленими методиками та комплексом ANSYS, на прикладі адаптера ракети-носія (рис. 1) вузла розділення.

Результати розрахунків адаптера від імпульсних зосереджених навантажень внаслідок спрацювання піропристроїв під час другої фази розділення за різними методами представлено на рис. 2. Тривалість імпульсу, що прийнята рівною 100 мкс, та його величина визначаються з експериментальних даних (представлені КБ «Південне»).

Наведене засвідчує, що розрахункові дані подібні, мають місце деякі відмінності, але за максимальними значеннями, зокрема прискореннями, є близькими, а створене методико-програмне забезпечення задовольняє вимоги по відповідності цих результатів.

На базі створеного програмного забезпечення проведено розрахункові дослідження збіжності розв'язань та впливу параметрів навантаження і конструкції на кінематичні характеристики адаптера ракети-носія.

Досліджено вплив та точність результатів геометричної та часової дискретизації і кількості складових у розкладах Фур'є. З підвищенням

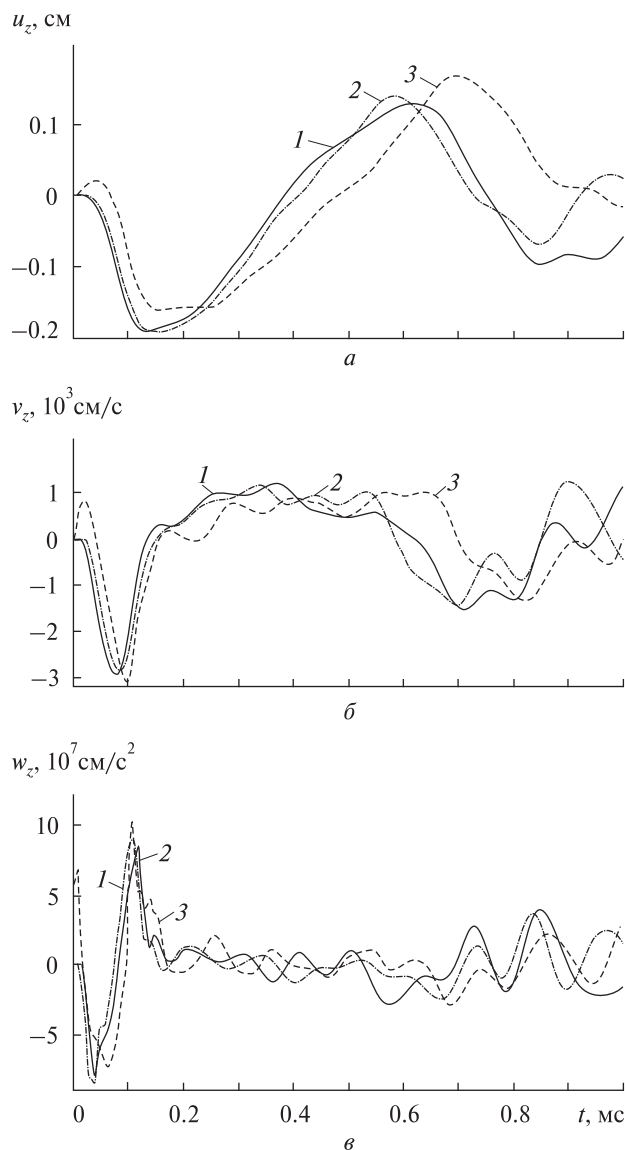


Рис. 2. Кінематичні параметри в контрольній точці за різними методиками ( $a$  — переміщення,  $b$  — швидкості,  $в$  — прискорення): 1 — напіваналітичний МСЕ, 2 — класичний МСЕ, 3 — ANSYS

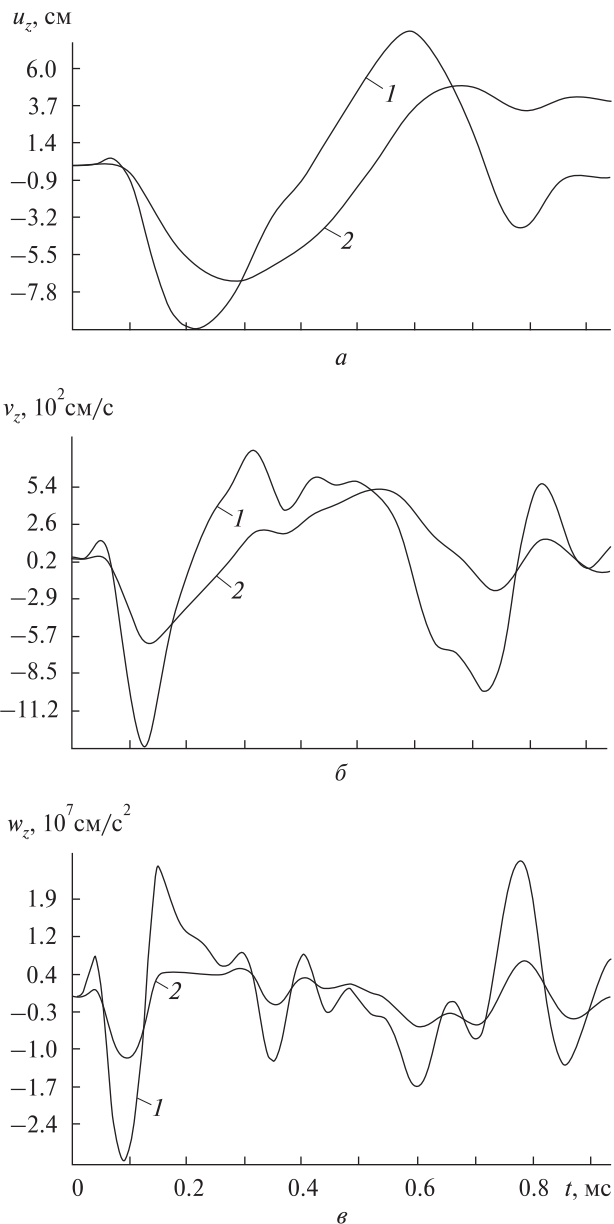


Рис. 3. Кінематичні параметри в контрольній точці ( $a$  — переміщення,  $b$  — швидкості,  $в$  — прискорення): 1 — без врахування ЕВА, 2 — з врахуванням ЕВА

тривалості імпульсу навантаження у межах 50—400 мкс при сталій його величині максимальні значення кінематичних параметрів адаптера ракети-носія значно зменшуються.

При відпрацюванні технологій розділення конструкцій в КБ «Південне» виконуються екс-

периментальні дослідження для знімання інформації про перевантаження під дією короткоімпульсних навантажень. При цьому елементи (давачі) встановленої вимірювальної апаратури (ЕВА), що приєднується до досліджуваної конструкції, фактично стають її частиною, змінюючи масові й жорсткості характеристики. Однак основним фактором спотворення є зняття інформації з деякої площадки, по якій відбувається контакт давача та конструкції, а не в умовній точці постановки давача. Фактично при цьому відбувається усереднення вимірюваної характеристики.

У зв'язку з цим для розглянутої конструкції виконано числові дослідження з визначення впливу приєднаних ЕВА на розрахункові характеристики вузла космічного агрегату. При моделюванні приєднання ЕВА враховано додаткову масу, розподілену по площадці контакту ЕВА з конструкцією (затемнена зона на рис. 1. Оскільки давач є відносно жорстким елементом, то його кріплення призводить до збільшення жорсткості частини конструкції, що відноситься до площадки контакту. Цю особливість враховано збільшеними характеристиками матеріалу шару скінчених елементів поблизу площадки кріплення ЕВА.

На рис. 3 приведено розраховані значення переміщення  $u_z$ , швидкості  $v_z$  та прискорення  $w_z$  в напрямку дії імпульсних сил.

Отримані результати свідчать про значний вплив ЕВА на параметри досліджуваної конструкції, що вимірюються під ними. При цьому коливальні процеси в точці вимірювань якісно подібні, але значно відрізняються за рівнем екстремальних значень, причому найбільша відмінність спостерігається для прискорень.

## ВИСНОВКИ

Створено методико-програмне забезпечення для дослідження перехідних процесів у тривимірних просторових конструкціях довільної форми та у вигляді тіл обертання.

Проведено розрахунки динамічної реакції вузла конструкції на імпульсну дію. Зіставлення результатів, отриманих за розробленими методиками та з використанням стандартного скінченно-елементного комплексу Ansys, засвідчує про їхню відповідність. Для розрахунків вузлів у вигляді осесиметричних тіл використання спрощеної методики на основі напіваналітичного методу скінчених елементів дозволяє зменшити обчислювальні витрати на декілька порядків у порівнянні з методикою для тіл довільної конфігурації.

Чисельно встановлено значний вплив приєднаних до конструкції елементів вимірювальної апаратури (давачів) на характеристики, що визначаються. Цей факт слід враховувати при зіставленні розрахункових та експериментальних даних.

Створені методики дозволяють виконувати дослідження при доводці конструкції системи розділення та значно скоротити витрати при виборі прийняттого варіанта конструкції.

1. Трякин В. П., Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П., Матюхин Ю. И. Оценка резонансных режимов колебаний космического аппарата // Космична наука і технологія. — 2003. — 9, № 4. — С. 40—44.
2. Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П. Реакция оболочечных элементов космических аппаратов на импульсное воздействие // Авиац.-космич. техн. и технол. — 2013. — № 9(106). — С. 53—58.
3. Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П., Зайцев Б. Ф. Задачи термпрочности, вибродиагностики и ресурса энергоагрегатов (модели, методы, результаты исследований): Монографія. — Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. — 370 с.
4. Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П., Протасова Т. В. Методика расчета переходных процессов в трехмерных осесимметричных конструкциях при импульсном нагружении // Авиац.-космич. техн. и технол. — 2014. — № 8 (115). — С. 148—151.
5. Шульженко Н. Г., Зайцев Б. Ф., Асаенко А. В. Численное моделирование динамической реакции конструкций на импульсное воздействие // Авиац.-космич. техн. и технол. — 2014. — № 9 (116). — С. 6—11.

Стаття надійшла до редакції 15.12.2014

Н. Г. Шульженко<sup>1</sup>, Б. Ф. Зайцев<sup>1</sup>, П. П. Гонтаровский<sup>1</sup>,  
Т. В. Протасова<sup>1</sup>, Т. Я. Батутіна<sup>2</sup>, И. В. Шеремет<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Институт проблем машиностроения  
им. А. Н. Подгорного Национальной академии наук  
Украины, Харьков

<sup>2</sup> Государственное предприятие «Конструкторское бюро  
«Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

#### ОЦЕНКА ДИНАМИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ УЗЛОВ СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И НОСИТЕЛЯ ПРИ ИМПУЛЬСНЫХ НАГРУЗКАХ

Описываются методики расчета переходных вибрационных процессов в элементах узлов разделения космических систем. Первая методика основана на использовании трехмерных моделей и прямом численном интегрировании конечно-разностных уравнений без существенных ограничений на конструктивные особенности. Другая методика основывается на сочетании метода конечных элементов с представлением решения в окружном направлении рядами Фурье и ориентирована на класс конструкций в виде тел вращения. Приводятся результаты расчета динамической реакции конструкции узла на импульсное действие, полученные по описанным методикам и с использованием стандартного комплекса. Расчетно оценивается влияние упругоинерционных характеристик элементов измерительной аппаратуры на характеристики динамических процессов рассматриваемой конструкции.

**Ключевые слова:** конструкция, импульсное нагружение, переходной процесс, трехмерная модель, метод конечных элементов.

M. G. Shulzhenko<sup>1</sup>, B. P. Zajtsev<sup>1</sup>, P. P. Gontarovskiy<sup>1</sup>,  
T. V. Protasova<sup>1</sup>, T. Y. Batutina<sup>2</sup>, I. V. Sheremet<sup>2</sup>

<sup>1</sup>A. N. Podgorny Institute for Mechanical Engineering  
Problems of the National Academy of Sciences  
of Ukraine, Kharkiv

<sup>2</sup>Yuzhnoye State Design Office,  
Dnipropetrovsk

#### THE ESTIMATE OF DYNAMIC RESPONSE OF SPACECRAFT AND LAUNCHER FRAGMENTATION SYSTEM COMPONENTS UNDER IMPULSIVE LOADING

The calculation methods for transient vibrating process in components of spacecrafts fragmentation are described. The first method is based on the 3D model and direct numerical integration of finite difference equations without design constraints. The second method is based on the combination of the finite element method, where solution in circumferential direction is obtained as a form of finite Fourier series. It is oriented on constructions in the form of rotating bodies. The results of estimate of dynamic response of construction components under impulse loading, which is obtained by these methods and by the standard system, are presented. The impact of elastically inertial characteristics of measuring equipment elements on dynamic process parameters of these elements is estimated.

**Key words:** construction, impulse loading, transient process, three-dimensional model, finite element method.