

УДК 629.76/.78.001.63; 519.711.3; 629.76/.78.002.3

№ держреєстрації 0118U003915

Інв. №

Національна академія наук України
Інститут проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного
(ІПМаш НАН України)
61046, м. Харків-46, вул. Пожарського, 2/10;
тел. (0572) 94 55 14; факс (0572) 94 46 35; e-mail: adm1@ipmach.kharkov.ua

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор ІПМаш НАН України
член-кореспондент

_____ А. В. Русанов
«___» _____ 2018 р.

ЗВІТ

ПРО НАУКОВО-ДОСЛІДНУ РОБОТУ

за проектом № П-1-18

Розробка теоретичних основ проектування тонкостінних елементів ракет-
носіїв із високоміцних нанокompозитних матеріалів

ПОБУДОВА МОДЕЛЕЙ ДЕФОРМУВАННЯ КОНСТРУКТИВНИХ
ЕЛЕМЕНТІВ РАКЕТ З НАНОКОМПЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ
З ФУНКЦІОНАЛЬНО-ГРАДІЄНТНИМИ ВЛАСТИВОСТЯМИ ТА РОЗРОБКА
ПРИНЦИПОВИХ СХЕМ УПРАВЛІННЯ НАПРУЖЕНИМ СТАНОМ
КОНСТРУКЦІЙ ШЛЯХОМ ВАРІЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ МАТЕРІАЛІВ
(проміжний)

відповідно до Цільової комплексної програми НАН України
з наукових космічних досліджень на 2018–2022 роки

Науковий керівник проекту
завідуючий відділом
доктор технічних наук,
професор

К.В. Аврамов

2018

Результати проекту розглянуто Вченою радою ІПМаш НАН України,
протокол від «___» _____ 2018 р. № _____

СПИСОК АВТОРІВ

Керівник НДР

завідуючий відділом

доктор технічних наук,

професор

К. В. Аврамов

(розділ 1, висновки)

Відповідальні виконавці:

провідний науковий співробітник

доктор технічних наук

старший науковий співробітник

Б. П. Зайцев

(вступ, розділ 2)

завідуючий відділом

доктор технічних наук

старший науковий співробітник

Н. В. Сметанкіна

(розділ 2)

провідний науковий співробітник

доктор технічних наук

старший науковий співробітник

С. В. Угрімов

(вступ, розділ 1)

Виконавці:

старший науковий співробітник

кандидат технічних наук

старший науковий співробітник

П. П. Гонтаровський

(розділ 2)

старший науковий співробітник

кандидат технічних наук

Т. В. Протасова

(розділ 2,

оформлення звіту)

старший науковий співробітник
кандидат технічних наук
старший науковий співробітник

М. В. Чернобривко
(реферат, розділ 1,
оформлення звіту)

науковий співробітник
кандидат технічних наук

О. В. Асайонок
(розділ 2)

Відділ метрології

О. М. Ткачик
(стандартизаційне
супроводження робіт)

Сектор захисту
інтелектуальної власності

Н. О. Виноходова
(патентно-ліцензійне та
інформаційне
супроводження робіт)

РЕФЕРАТ

Звіт про НДР: 32 с., 10 рис., 4 табл., 29 джерел.

ВІДДІЛЕННЯ, ДЕМПФЕР, ДИНАМІЧНА МІЦНІСТЬ, ІМПУЛЬСНЕ НАВАНТАЖЕННЯ, КОМПОЗИТ, КОНТАКТ, КРИВОЛІНІЙНА АНІЗОТРОПІЯ, НАНОКОМПОЗИТ, НАПРУЖЕННЯ, ОБОЛОНКИ, ОБТІЧНИК, ПЛАСТИЧНІСТЬ, РАКЕТА, СИСТЕМА ВІДДІЛЕННЯ, УДАР, ФУНКЦІОНАЛЬНО-ГРАДІЄНТНИЙ МАТЕРІАЛ.

Об'єкт дослідження – динамічні процеси в ракетно-космічних конструкціях.

Мета роботи – створення методології проектування елементів і вузлів тонкостінних ракетних конструкцій із композитів з нановключеннями, а саме розробка сукупності методів, моделей і алгоритмів для оцінки напружено-деформованого стану композитних оболонкових елементів ракет з наноармуванням.

Метод дослідження – розрахункове моделювання на основі моделей динамічної теорії пружності, методу скінченних елементів, методів обчислюваної математики та комп'ютерних програм.

Розроблено моделі деформування конструктивних елементів ракет з нанокompозитних матеріалів з функціонально-градієнтними властивостями. Проведено чисельні дослідження для конструкції, що надана ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Запропоновано схему управління напруженим станом композитних конструкцій з наноармуванням, що базується на використанні п'яти типів наноармування.

Розглянуто актуальні питання забезпечення динамічної міцності елементів ракетної техніки під час використання піротехнічних засобів. Досліджується ударна взаємодія вузлів піротехнічної системи відділення обтічника ракети в другій фазі роботи системи за так званого «підхоплення». Механічна модель

подається у вигляді комбінації пружних елементів й нелінійного демпфера. Методика врахування нелінійності демпфера побудована на введенні змінних граничних сил торцями демпфера. Побудовано тривимірну розрахункову модель складеної конструкції обтічника в зборі. Виконано розрахункові дослідження динамічного напруженого стану за деяких швидкостей удару для варіантів демпфера з різною пластичною жорсткістю: сталевого пружного (демпфер без отворів, «жорсткий», для порівняння); початкового (демпфер з отворами, пластичний, м'який) та раціонального (демпфер з підбраною характеристикою жорсткості). Показано, що початковий демпфер не є ефективним внаслідок недостатньої жорсткості. Визначені характеристики пластичної жорсткості, за яких динамічні напруження значно знижені відносно первинної конструкції.

Моделі, методи та результати чисельних досліджень викладені в 7 наукових роботах. З них 2 публікації у наукових виданнях із бази SCOPUS, сумарний Impact Factor – 2,35. За результатами досліджень зроблено 3 наукові доповіді на спеціалізованих міжнародних науково технічних конференціях.

Сфера застосування результатів – підприємства ракетобудування України, зокрема ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля».

ЗМІСТ

Вступ	7
1 Моделі деформування конструктивних елементів ракет з нанокompозитних матеріалів з функціонально-градієнтними властивостями	9
1.1 Моделі та методи розрахунку механічних властивостей нанокompозитного матеріалу	9
1.2 Методика чисельного аналізу напруженого стану композитних конструкцій з наноармуванням	12
1.3 Схеми управління напружено-деформованим станом оболонкових елементів із нанокompозитів	14
1.4 Загальна постановка задач про деформування нанокompозитних циліндричних оболонок та панелей	15
2 Динамічний напружено-деформований стан елементів піротехнічної системи відділення композитного обтічника ракети при спрацюванні	19
2.1 Функціонування системи відділення та задачі розрахункового аналізу	19
2.2 Моделювання динамічного контакту елементів системи відділення при «підхопленні»	20
Висновки	27
Перелік джерел посилання	29

ВСТУП

У сучасній аерокосмічній індустрії велика увага приділяється розробці та використанню новітніх матеріалів. Ця галузь висуває жорсткі вимоги до матеріалів, з яких виготовляються тонкостінні елементи ракет та літаків (обтічники, корпуси, паливні баки та ін.). Найголовнішою вимогою при проектуванні таких елементів конструкцій є забезпечення достатньої міцності при найменш можливій масі елемента.

Останнім часом виникли тенденції до створення матеріалів, які містять включення вуглецевих нанотрубок – так званих нанокомпозитів. За рахунок використання нановключень, які мають міцнісні характеристики на три порядки вищі за аналогічні параметри сталі у поєднанні з відносно невеликою питомою масою (1400 кг/м^3), досягаються висока жорсткість та міцність матеріалу, що дозволяє отримувати з нього легкі конструкції. Наноармування відкриває можливість створення матеріалів із наперед заданими властивостями. Такі матеріали доцільно використовувати при побудові корпусів та обтічників аерокосмічної техніки, які піддаються значним аеродинамічним навантаженням.

Відділення обтічників є складною та відповідальною частиною відпрацювання польотного завдання ракети, яке виконується системою відділення. При відділенні обтічника висувається низка вимог, що зумовлені необхідністю безпечного відведення обтічника або його компонентів з траєкторії руху ракети. Їх виконання зумовлюється реалізацією кінематики елементів, що відокремлюються, з урахуванням аеродинамічного впливу, а також забезпеченням цілісності конструкцій при відділенні, яка визначається виконанням умов міцності.

В ракетобудуванні застосовують різні конструкції систем відділення [1], [2], але найбільшого розповсюдження здобули системи піромеханічного та детонаційного типу. Система відділення обтічника, що розглядається, відноситься до класу піромеханічних систем. Її функціонування передбачає нарощування додаткової відносно до ракети швидкості обтічника за рахунок імпульсу від спрацювання піротехнічної системи відділення, яка конструктивно пов'язана з обтічником [1]. Обтічник після відділення не використовується, то-

му можна допустити необоротні процеси в силових елементах, які пов'язані з пластичним деформуванням або мікроруйнуванням. При цьому головним є збереження функціональності системи відділення обтічника. Прогнозування міцності систем відділення без обмеження на деформування в пружній області сприяє також поліпшенню масових показників та дозволяє застосовувати демпфіруючі пристрої з пластичними елементами. Як правило, в конструкціях обтічників, крім композитних тонкостінних елементів, представлені й інші елементи у вигляді підкріплень або з'єднань. У зв'язку з цим при розрахунковому проектуванні доцільно застосовувати загальні, тривимірні моделі, побудовані на моделях середовища з криволінійною анізотропією.

В розрахунках міцності обтічників в основному застосовують моделі квазістатичного стану без урахування динаміки процесів відділення [3], [4]. Дослідженню динамічних процесів в пружній області деформування при відділенні присвячено роботи [5] – [7] для обтічників та [8], [9] – для адаптерів космічних апаратів та ракет-носіїв. Роботи в області динаміки конструкцій при відділенні обтічника з урахуванням фізичної нелінійності представлені незначним чином.

1 МОДЕЛІ ДЕФОРМУВАННЯ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ РАКЕТ З НАНОКОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ З ФУНКЦІОНАЛЬНО-ГРАДІЄНТНИМИ ВЛАСТИВОСТЯМИ

1.1 Моделі та методи розрахунку механічних властивостей нанокомпозитного матеріалу

Основним методом побудови нанокомпозитного матеріалу є армування ізотропного матеріалу (матриці) вуглецевими нанотрубками, які являють собою анізотропне волокно. У залежності від матеріалу матриці, технологічних можливостей та потреб армування може проводитися різними методами.

В результаті наноармування створюється ортотропний нанокомпозит, в якому властивості матеріалу вздовж та поперек нанотрубок різняться. При створенні нанокомпозитних оболонок обертання армування часто проводиться у напрямі вісі обертання [10].

Армування оболонкових конструкцій вуглецевими нанотрубками може здійснюватись зі створенням різного розподілу їх по товщині, що фактично дозволяє отримувати функціонально-градієнтні матеріали. Створення функціонально-градієнтних композитів, які армовано волокнами, на теперішній час обмежено лінійною зміною розподілу об'ємної частки волокон у композиті, оскільки в іншому випадку виникають різкі зміни властивостей матеріалу [11]. У зв'язку з цим, розповсюджено п'ять типів наноармування оболонок (рис. 1.1) [10]:

- UD – рівномірний розподіл нанотрубок за товщиною;
- FG-X – максимальна щільність нанотрубок досягається на зовнішній та внутрішній поверхнях оболонки, тоді як на серединній поверхні вона дорівнює нулю;
- FG-O – максимальна щільність нанотрубок досягається на серединній поверхні оболонки, тоді як на зовнішній та внутрішній поверхнях вона дорівнює нулю;
- FG-V – максимальна щільність нанотрубок досягається на зовнішній поверхні оболонки, дорівнюючи нулю на внутрішній;
- FG-L – максимальна щільність нанотрубок досягається на внутрішній поверхні оболонки, дорівнюючи нулю на зовнішній.

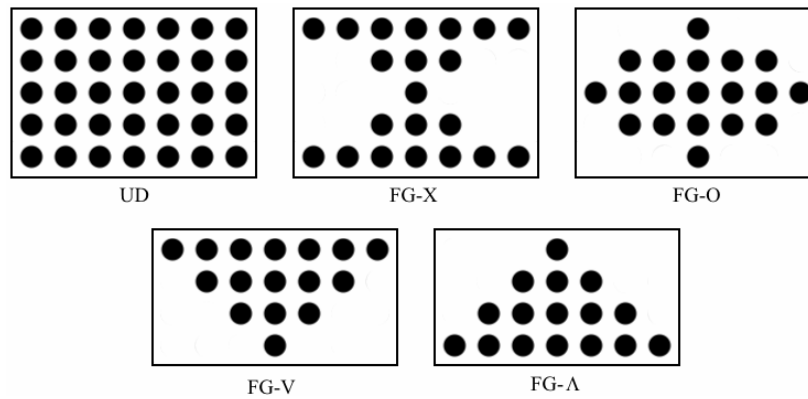


Рисунок 1.1 – Розподіл нанотрубок у функціонально-градієнтних композитах

Іншим важливим параметром нанокомпозиту є загальна об'ємна частка нанотрубок у ньому V_{CNT}^* .

Для визначення механічних властивостей нанокомпозитного матеріалу розроблено кілька моделей, найбільш відомими з яких є метод Морі-Танака [12], [13] та правило змішування [14], [15]. Метод Морі-Танака використовується для детального аналізу механічних властивостей матеріалу із включеннями (наночастинками), а правило змішування являє собою простий у використанні метод для обчислення усереднених властивостей матеріалу конструкції. Точність правила змішування для обчислення усереднених властивостей нанокомпозиту підтверджується у таких роботах, як [16], [17].

Згідно з правилом змішування, ефективні властивості нанокомпозитного матеріалу можуть бути обчислені наступним чином [18]:

$$E_{11} = \eta_1 V_{CN} E_{11}^{CN} + V_m E^m,$$

$$\frac{\eta_2}{E_{22}} = \frac{V_{CN}}{E_{22}^{CN}} + \frac{V_m}{E^m},$$

$$\frac{\eta_3}{G_{12}} = \frac{V_{CN}}{G_{12}^{CN}} + \frac{V_m}{G^m},$$

$$\rho = \rho_{CN} V_{CN} + \rho_m V_m,$$

де E_{11}^{CN} , E_{22}^{CN} , G_{12}^{CN} – відповідно модулі Юнга та зсуву вуглецевих нанотрубок;

E^m , G^m – модулі Юнга та зсуву матеріалу матриці;

V_{CN} , V_m – відповідно об'ємна частка нанотрубок та матеріалу матриці в композиті, які задовольняють співвідношенню $V_{CN} + V_m = 1$;

η_1, η_2, η_3 – параметри ефективності наноармування, які визначаються експериментально;

E_{11}, E_{22}, G_{12} – відповідно модулі Юнга та зсуву нанокompозита;

ρ_{CN}, ρ_m, ρ – відповідно питома маса нанотрубок, матеріалу матриці та нанокompозиту.

Необхідність у введенні параметрів ефективності наноармування пов'язана з тим, що передача навантаження між нанотрубками та матрицею не є ідеальною внаслідок поверхневих ефектів, впливу градієнта деформації, впливу напружень, які є наслідком міжмолекулярних зв'язків. Параметри ефективності визначаються шляхом порівняння результатів моделювання при використанні молекулярної динаміки та правила змішування [10]. Вони залежать від матеріалу матриці та загальної об'ємної частки нанотрубок у композиті V_{CNT}^* .

У загальному випадку, об'ємна частка нанотрубок V_{CN} у функціонально-градієнтному нанокompозиті залежить від поперечної координати, що є наслідком нерівномірності розподілу нановолокон по товщині композиту. У табл. 1.1 наведено характеристики розподілу об'ємної частки нанотрубок по товщині для різних типів наноармування.

У табл. 1.1 використано наступні позначення: h – товщина оболонки, $z \in [-h/2; h/2]$ – поперечна координата оболонки. Залежності V_{CN} від значення поперечної координати для загальної об'ємної частки нанотрубок, що дорівнює $V_{CN}^* = 0,12$, показано на рис. 1.2.

Таблиця 1.1 – Залежність параметру V_{CN} від поперечної координати для різних типів наноармування

Тип нанокompозита	Залежність $V_{CN}(z)$
UD	$V_{CN}(z) = V_{CN}^*$
FG-X	$V_{CN}(z) = 4V_{CN}^* \left(1 - \frac{z^2}{h^2}\right)$
FG-O	$V_{CN}(z) = 2V_{CN}^* \left(1 - \frac{z}{h}\right)$
FG-V	$V_{CN}(z) = V_{CN}^* \left(1 + 2 \frac{z}{h}\right)$
FG-Λ	$V_{CN}(z) = V_{CN}^* \left(1 - 2 \frac{z}{h}\right)$

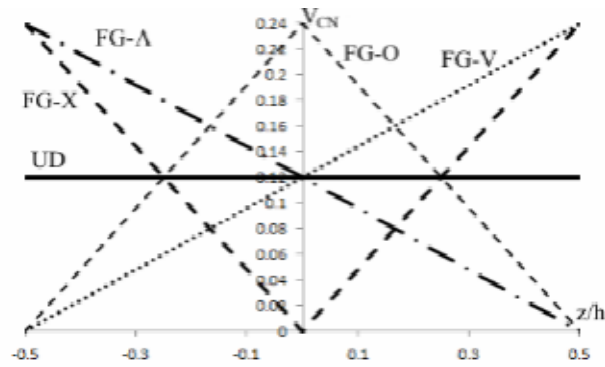


Рисунок 1.2 – Залежності об'ємної частки нанотрубок в композиті від поперечної координати для різних типів армування при $V_{CN}^* = 0,12$

Коефіцієнт Пуассона нанокompозита не залежить від типу армування, є незмінним по всій товщині оболонки [1] та розраховується за формулою:

$$v_{12} = V_{CN}^* v_{12}^{CN} + V_m^* v_m,$$

де v_{12}^{CN} – коефіцієнт Пуассона нанотрубки;

V_m^* – загальна об'ємна частка матеріалу матриці в нанокompозиті, яка обчислюється із співвідношення $V_m^* + V_{CN}^* = 1$;

v_m – коефіцієнт Пуассона матеріалу матриці.

Таким чином, механічні властивості нанокompозитів залежать як від загальної об'ємної частки вуглецевих нанотрубок, так і від типу армування. Тому аналіз напружено-деформованого стану нанокompозитних оболонок є складною задачею, навіть при відносно простій геометрії конструкції.

1.2 Методика чисельного аналізу напруженого стану композитних конструкцій з наноармуванням

Як описано в попередньому підрозділі, нанокompозитні конструкції являють собою ортотропну структуру, в якій властивості матеріалу залежать від напрямку. Крім того, більшість типів наноармування перетворюють однорідний матеріал матриці на функціонально-градієнтний, тобто неоднорідний, матеріал. Аналіз напруженого стану таких конструкцій є складною задачею, яка ще ускладнюється урахуванням конструктивних особливостей елементів аерокос-

мічної техніки. Розв'язання такої задачі аналітичними методами є практично нездійсненно. Тому чисельний підхід до розв'язання даного класу задач стає найраціональнішим з точки зору можливості аналізу реальних об'єктів.

Для чисельного аналізу напруженого стану композитних конструкцій доцільно використовувати методи, які базуються на застосуванні методу скінченних елементів. Такі підходи є настільки ефективними, що можуть замінити фізичний експеримент у багатьох галузях.

Для скінченно-елементного моделювання елементів конструкцій з функціонально-градієнтного матеріалу, фізичні властивості якої змінюються за товщиною, існує низка підходів. Запропоновано розглядати задачу аналізу напружено-деформованого стану реальних конструкцій з функціонально-градієнтного матеріалу, як аналіз багатошарової структури з незмінними механічними властивостями на кожному шарі, що дозволяє замінити нелінійну задачу низкою лінійних. На рис. 1.3 наведено порівняння графіків залежності модулю Юнга від поперечної координати $E_{11}(z)$ для функціонально-градієнтної оболонки та для багатошарової оболонки. Суцільною лінією наведено значення $E_{11}(z)$ для функціонально-градієнтного матеріалу, пунктирною – для багатошарової оболонки.

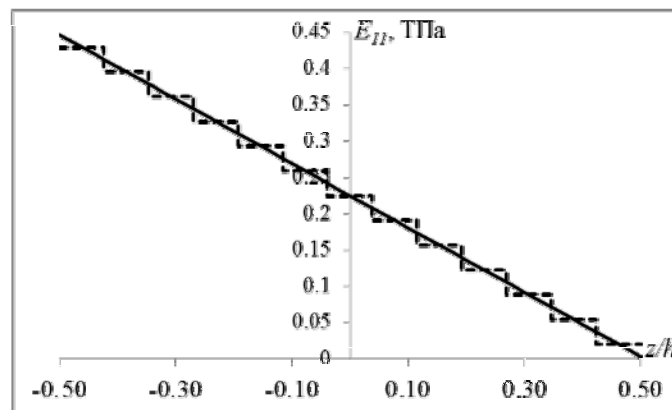


Рисунок 1.3 – Порівняння модулю Юнга функціонально-градієнтної та багатошарової оболонок

Для перевірки адекватності запропонованої методики було проведено порівняння результатів розрахункових досліджень з експериментальними даними, отриманими в ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля» [19] – [21]. Ці дані виявилися досить близькі, що свідчить про адекватність розробленої методики.

Як приклад, на рис. 1.4 показано результати чисельного аналізу статичних напружень σ_{xx} (в мегапаскалях) для конструкції з параметрами: $L=2,95$ м, $h=0,06$ м, $R=0,4$ м, $H_1=0,3$ м, $H_2=0,25$ м [10], що навантажена внутрішнім постійним тиском $P = 13$ МПа.

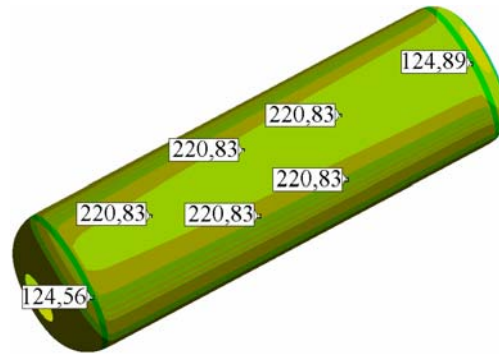


Рисунок 1.4 – Розподіл статичних напружень σ_{xx} (в мегапаскалях) для внутрішнього постійного тиску $P = 13$ МПа

1.3 Схеми управління напружено-деформованим станом оболонкових елементів із нанокompозитів

Пружні характеристики нанокompозиту істотним чином змінюються вздовж товщини оболонки. На рис. 1.5 а, б наведено характерне зміння модулів пружності та модулю зсуву для нанокompозиту FGV-CNT із $V_{CNT}^* = 0,11$ та механічними властивостями нановолокон та матриці [22]: $E_{11}^{CNT} = 5,6466$ ТПа, $E_{22}^{CNT} = 7,080$ ТПа, $\nu_{12}^{CN} = 0,19$, $G_{12}^{CN} = G_{13}^{CN} = 1,9445$ ТПа, $E^m = 2,1$ ГПа, $\nu^m = 0,34$, $\eta_1 = 0,149$, $\eta_2 = \eta_3 = 0,934$.

З рисунку видно, що модуль пружності E_{11} має максимальне значення на зовнішній поверхні, а на внутрішній він практично дорівнює модулю пружності матриці. Механічні параметри E_{22} та G_{12} також мають найбільше значення на зовнішній поверхні, але їх значення не істотно відрізняються від відповідних характеристик матриці. Це обумовлено тим, що усі нановолокна у розглянутому композиті є орієнтованими в одному напрямку.



Рисунок 1.5 – Залежність пружних характеристик вздовж поперечної координати для FGV-CNT нанокompозиту

Таким чином, характерною особливістю оболонкових конструкцій, які виготовлено із нанокompозиту, є залежність пружних властивостей від поперечної координати. Ця залежність формується внаслідок застосування різних типів армування та використання різної об'ємної частки нановолокон (рис. 1.2). Змінюючи вказані параметри для тонкостінних оболонкових елементів конструкцій аерокосмічної техніки та враховуючи характеристики експлуатаційних навантажень, що на них діють, можливо підібрати такі параметри їх армування, які дозволять створити конструкції з поліпшеними характеристиками. Дані наведені в роботах [16] – [18], [20] підтверджують можливість управління напружено-деформованим станом нанокompозиту варіюванням розглянутими параметрами. Таким чином, управління напруженим станом у конструкціях з нанокompозиту можливо реалізувати за двома схемами:

- зміною типу армування (рис. 1.1);
- варіюванням об'ємної частки нановолокна у загальному об'єму.

1.4 Загальна постановка задач про деформування нанокompозитних циліндричних оболонок та панелей

Розглядаються елементи конструкцій у вигляді циліндрів кінцевої довжини та циліндричні панелі (рис. 1.6), що знаходяться під дією зовнішніх силових навантажень, прикладених до зовнішніх поверхонь як статичних, так й динамічних. Конструкції виготовлено з нанокompозиту.

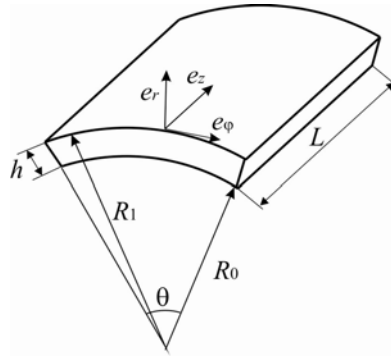


Рисунок 1.6 – Циліндрична панель

Для описання поведінки тонкостінних елементів конструкцій зазвичай використовуються різні двовимірні моделі, які засновані на спрощеному описанні процесу деформування по товщині оболонки. Але механічні властивості нанокompозиту змінюються вздовж товщини, що потребує застосування неklasичних моделей оболонок для їх аналізу, а також проведення додаткового дослідження можливостей застосування різних двовимірних моделей для нанокompозитів. Найбільш просто границі застосування двовимірних теорій можна отримати шляхом порівняння результатів розрахунку з аналогічними даними, отриманими на основі тривимірної теорії пружності.

Тривимірні рівняння пружності у циліндричній системі координат (r, φ, z) мають вид

$$\frac{\partial \sigma_r}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{zr}}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial \tau_{r\varphi}}{\partial \varphi} + \frac{1}{r} (\sigma_r - \sigma_\varphi) = 0,$$

$$\frac{\partial \tau_{r\varphi}}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{z\varphi}}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial \sigma_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{2\tau_{z\varphi}}{r} = 0,$$

$$\frac{\partial \tau_{rz}}{\partial r} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial \tau_{r\varphi}}{\partial \varphi} + \frac{\tau_{rz}}{r} = 0,$$

де $\sigma_z, \sigma_\varphi, \sigma_r, \tau_{r\varphi}, \tau_{zr}, \tau_{z\varphi}$ – компоненти тензора напружень.

Деформації оболонки будемо вважати малими й описувати лінійними залежностями

$$\begin{aligned} \varepsilon_z &= \frac{\partial u_z}{\partial z}, & \varepsilon_\varphi &= \frac{u_r}{r} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_\varphi}{\partial \varphi}, & \varepsilon_r &= \frac{\partial u_r}{\partial r}, \\ \gamma_{r\varphi} &= -\frac{u_\varphi}{r} + \frac{\partial u_\varphi}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_r}{\partial \varphi}, & \gamma_{zr} &= \frac{\partial u_z}{\partial r} + \frac{\partial u_r}{\partial z}, & \gamma_{z\varphi} &= \frac{\partial u_\varphi}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_z}{\partial \varphi}, \end{aligned}$$

де $\varepsilon_z, \varepsilon_\varphi, \varepsilon_z, \gamma_{r\varphi}, \gamma_{zr}, \gamma_{z\varphi}$ – компоненти тензора деформацій;

u_r, u_φ, u_z – компоненти вектора переміщень.

Залежність між напруженнями й деформаціями встановлюється на основі узагальненого закону Гуку [22]

$$\sigma = Q\varepsilon, \quad Q = \begin{pmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{pmatrix},$$

де $\sigma = \left\{ \sigma_z \quad \sigma_\varphi \quad \sigma_z \quad \tau_{r\varphi} \quad \tau_{zr} \quad \tau_{z\varphi} \right\}^T$;

$\varepsilon = \left\{ \varepsilon_z \quad \varepsilon_\varphi \quad \varepsilon_\varphi \quad \gamma_{r\varphi} \quad \gamma_{zr} \quad \gamma_{z\varphi} \right\}^T$;

Q – матриця жорсткості.

Зв'язок між елементами матриці жорсткості й інженерними константами для нанокompозита має досить складний вид [13]

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_{11}}{\Delta} (1 - \nu_{23} \nu_{32}), & Q_{22} &= \frac{E_{22}}{\Delta} (1 - \nu_{13} \nu_{31}), & Q_{33} &= \frac{E_{33}}{\Delta} (1 - \nu_{12} \nu_{21}), \\ Q_{44} &= G_{23}, & Q_{55} &= G_{13}, & Q_{66} &= G_{12}, \\ Q_{12} &= \frac{E_{11}}{\Delta} (\nu_{21} + \nu_{31} \nu_{23}), & Q_{13} &= \frac{E_{11}}{\Delta} (\nu_{31} + \nu_{21} \nu_{32}), & Q_{23} &= \frac{E_{22}}{\Delta} (\nu_{32} + \nu_{12} \nu_{31}), \end{aligned}$$

$$\Delta = 1 - \nu_{12} \nu_{21} - \nu_{23} \nu_{32} - \nu_{31} \nu_{13} - 2\nu_{12} \nu_{32} \nu_{13}.$$

Крім того, для аналізу відгуку оболонкових конструкцій на силові навантаження будуть застосовані різні двовимірні моделі. При використанні двовимірних моделей прийнято застосовувати прямокутну криволінійну систему координат (x, φ, z) , зв'язану із серединною поверхнею оболонки. Причому вісь Ox прийнято направляти вздовж утворюючої циліндра, а віссю Oz позначати координату, що перпендикулярна до серединної поверхні оболонки.

Для описання поведінки панелі пропонується використати узагальнену модель, що заснована на методі степеневих рядів [23], [24]

$$u_x = \sum_{k=0}^L u_{xk} z^k, \quad u_\varphi = \sum_{k=0}^K u_{\varphi k} z^k, \quad u_z = \sum_{k=0}^K u_{zk} z^k,$$

де $u_{rk}, u_{\varphi k}, u_{zk}$ – коефіцієнти розвинень у степеневі ряди, що є шуканими функціями від координат x, φ ;

K, L – параметри, що описують кількість утримуваних членів у степеневих рядах для площинних та поперечних переміщень, які обираються в залежності від необхідної точності розв'язання задачі.

Для описання поведінки циліндричної оболонки буде використано уточнену теорію Редді [25]

$$u_z(x, \varphi, z, t) = u(x, \varphi, t) + z \cdot \phi_1(\varphi, z, t) + z^2 \cdot \psi_1(\varphi, z, t) + z^3 \cdot \gamma_1(\varphi, z, t),$$

$$u_\varphi(x, \varphi, z, t) = \frac{z}{R} v(x, \varphi, t) + z \cdot \phi_2(\varphi, z, t) + z^2 \cdot \psi_2(\varphi, z, t) + z^3 \cdot \gamma_2(\varphi, z, t),$$

$$u_x(x, \varphi, z, t) = w(x, \varphi, t),$$

де u, v, w – переміщення довільної точки на координатній поверхні;

R – радіус серединної поверхні циліндричної оболонки;

ϕ_1, ϕ_2 – кути повороту нормалі к серединній поверхні відносно осей φ та x відповідно;

$\psi_1, \psi_2, \gamma_1, \gamma_2$ – невідомі функції, що описують нелінійний характер залежності переміщень від поперечної координати.

2 ДИНАМІЧНИЙ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН ЕЛЕМЕНТІВ ПІРОТЕХНІЧНОЇ СИСТЕМИ ВІДДІЛЕННЯ КОМПОЗИТНОГО ОБТІЧНИКА РАКЕТИ ПРИ СПРАЦЮВАННІ

2.1 Функціонування системи відділення та задачі розрахункового аналізу

Предметом дослідження є механічні процеси, що спостерігаються при роботі піротехнічної системи відділення обтічника. Система відділення складається з двох великих вузлів, які утворюють рухому та нерухому частини. До нерухомої частини відносяться опора та з'єднаний із нею шток (поршень), які спираються на корпус приладового відсіку та поєднуються з ним в транспортувальному положенні піроболтами. Рухома частина містить циліндр та з'єднаний з ним корпус обтічника. Шток та циліндр складають рухому пару та можуть пересуватися відносно одне одного, при цьому замкнений простір, який вони утворюють, змінює об'єм. В середині об'єму пари шток-циліндр розташовані піротехнічні засоби (порохова навіска), які під час горіння створюють тиск, під дією якого циліндр, а з ним і вся рухома частина прискорено переміщуються відносно нерухомої частини, збільшуючи швидкість та накопичуючи кінетичну енергію. Піротехнічні засоби піротехнічної системи відділення обтічника представлені піроболтами та пороховою навіскою, які спрацьовують в певній послідовності. Спочатку спрацьовують піроболти, та силовий зв'язок між опорою (нерухома частина) і корпусом приладового відсіку усувається, а потім здійснюється підпал порохової навіски та приводиться у рух рухома частина. В роботі піротехнічної системи відділення обтічника можна виділити декілька фаз, перша з яких – переміщення циліндра з початкового положення в кінцеве. В кінцевому положенні вільне відносне переміщення є неможливим, та відбувається силовий контакт між штоком і циліндром, що визначає другу фазу роботи піротехнічної системи відділення обтічника, так зване «підхоплення».

Результатом «підхоплення» є зрівнювання швидкостей рухомої та нерухомої частин, тобто об'єднання їх в єдину конструкцію, та спроможність відділення від ракети за рахунок додаткової відносно неї швидкості. Третя фаза роботи піротехнічної системи відділення обтічника починається в момент «підхоплення», коли відкривається бокове сопло та виникає реактивний струмінь порохів газів, що витікають, результатом чого є бокове відведення обтічника з

траєкторії ракети. При функціонуванні піротехнічної системи відділення обтічника її елементи зазнають відчутного динамічного навантаження, яке особливо значне в другій фазі роботи системи при «підхопленні», коли навантаження набуває ударного характеру та виникає проблема забезпечення короткочасної міцності. Для її вирішення ставиться задача про динамічну взаємодію рухомого та нерухомого вузлів піротехнічної системи відділення обтічника, результатом якої має бути вирівнювання швидкостей руху, так зване «підхоплення», відділення обтічника та відведення його з траєкторії руху ракети.

Для часткового вирішення проблеми передбачається встановлення додаткових елементів у вигляді демпферів, які пом'якшують співудар, роблять більш тривалим процес вирівнювання швидкостей та, відповідно, знижують динамічну напруженість конструкції. При цьому можлива складна поведінка конструкцій, що взаємодіють через демпфер. Вона проявляється як контактування або його переривання, тобто відскік. При значних швидкостях співудару в конструкціях можуть розвинути пластичні деформації, що значно ускладнює розв'язання задачі. Для її спрощення передбачається пружність конструкцій при співударі, але допускається ймовірність пластичного деформування демпфера та відриву конструкцій одна від одної.

При цьому постає задача вибору характеристик демпфера при пластичному деформуванні, що визначаються його конструктивними параметрами та використаним матеріалом, при яких динамічні напруження протягом всього процесу ударної взаємодії є мінімальними. Слід відзначити, що втрата кінетичної енергії (швидкість після відділення) внаслідок незворотної роботи пластичного деформування демпфера також має бути мінімальною.

2.2 Моделювання динамічного контакту елементів системи відділення при «підхопленні»

Методика базується на застосуванні метода скінченних елементів в тривимірній постановці, де використовується об'ємний полілінійний скінченний елемент з топологічно регулярною системою дискретизації. При моделюванні матеріалу конструктивних елементів допускається неперервна неоднорідність

або кускова однорідність та наявність криволінійної анізотропії, що дозволяє розраховувати складені та композитні конструкції.

Застосування процедури методу скінченних елементів, заснованої на використанні кінетостатичного варіаційного принципу Лагранжа – Даламбера, приводить до математичної моделі, яка представляється системою звичайних диференціальних рівнянь [26]

$$[\mathbf{M}] \ddot{u} + [\mathbf{D}] \dot{u} + [\mathbf{K}] u = F_e, \quad (2.1)$$

де u – вектор переміщення вузлів скінченноелементної сітки;

F_e – вектор заданого навантаження, що змінюється за часом;

$[\mathbf{M}]$, $[\mathbf{D}]$, $[\mathbf{K}]$ – відповідно матриці мас, демпфірування та жорсткості.

Зауважимо, що в динамічних задачах з імпульсною дією, де досліджується процес на відносно короткому проміжку часу, вплив демпфірування незначний. Крім цього, показники демпфірування, як правило, невідомі або визначаються з невеликою точністю. Тому вплив демпфірування тут не враховується ($[\mathbf{D}]=0$).

Розв’язання матричного рівняння (2.1) здійснюється за неявною кінцево-різницевою схемою Вільсона [27], безумовно стійкою, другого порядку точності. Відповідно до цієї схеми прискорення на кроці за часом Δt є лінійною функцією, а рівняння (2.1) записуються для моменту часу $t+\theta\Delta t$ ($\theta=1,4$). При цьому немає обмежень на вибір кроку Δt , який визначається в основному вимогами точності й ефективності обчислень. Кінцево-різницевий аналог рівняння (2.1) записується у вигляді

$$[\hat{\mathbf{K}}] u_{t+\theta\Delta t} = \hat{R}_{t+\theta\Delta t},$$

де $[\hat{\mathbf{K}}]$ – модифікована матриця жорсткості;

$\hat{R}_{t+\theta\Delta t}$ – модифікована права частина (вектор зовнішніх сил);

$u_{t+\theta\Delta t}$ – вектор переміщень для моменту часу $t+\theta\Delta t$.

Переміщення $u_{t+\Delta t}$, швидкості $\dot{u}_{t+\Delta t}$ та прискорення $\ddot{u}_{t+\Delta t}$ наприкінці кроку (момент часу $t+\Delta t$) визначаються за кінцево-різницевими формулам, що містять значення кінематичних параметрів з попереднього кроку $u_t, \dot{u}_t, \ddot{u}_t$ та значення переміщення $u_{t+\theta\Delta t}$ [27].

Постановка задачі динаміки елементів і вузлів піротехнічної системи відділення обтічника при «підхопленні» має специфіку, яка пов'язана з відсутністю закріплень. При цьому в конструкціях збуджуються коливальні процеси, а також відбувається їхнє зміщення в просторі як твердого тіла. Особливою є також постановка задачі про «підхоплення», де вузли конструкції, які співударяються, розглядаються як єдине ціле, але мають різні початкові швидкості, тобто права частина в рівнянні (2.1) дорівнює нулю, а збурення системи формується через задавання розривних початкових умов.

Розрахункова модель вузлів піротехнічної системи відділення обтічника, що співударяються при «підхопленні», представлена на рис. 2.1, де нерухомий вузол (опора и шток) та рухомий (циліндр, корпус обтічника), рухаються зі швидкістю V_0 , контактують через демпфер, розташування якого більш детально зображено на рис. 2.1 б.

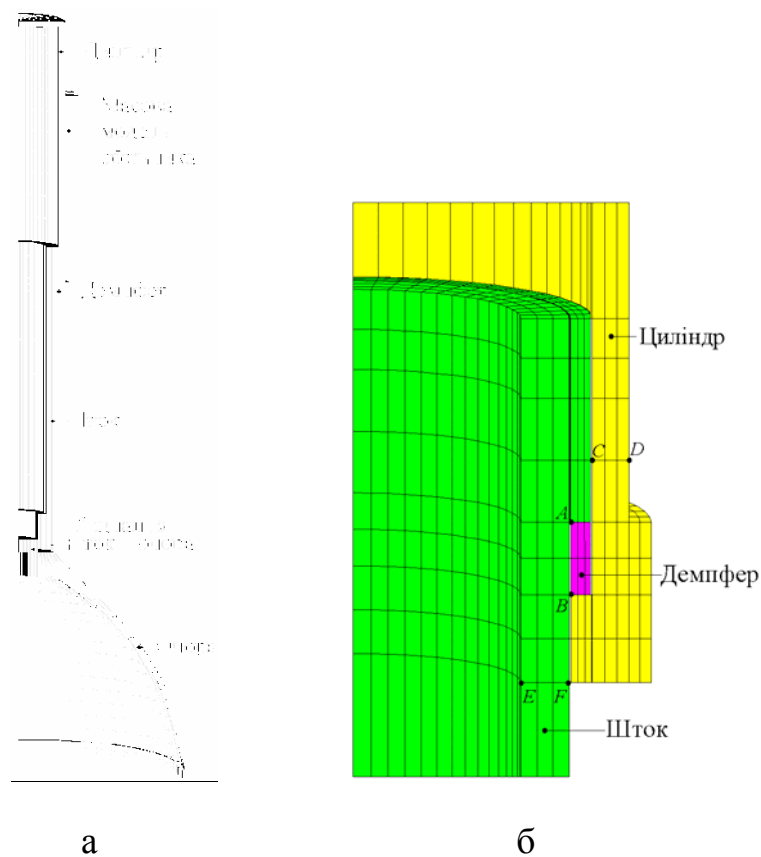


Рисунок 2.1 – Скінченно-елементна модель складеної конструкції системи відділення обтічника при «підхопленні» (а) та схема розташування демпфера (б)

Розглянуто ударну взаємодію у вузлах піротехнічної системи відділення обтічника при «підхопленні» при різних початкових швидкостях РЧ 40; 60; 80 м/с та різних демпферах [28], [29]. Розрахунки проведено для демпфера початкової конструкції, який в межах допустимої пластичної деформації має невелику жорсткість, а також для порівняння для сталюого демпфера у стані пружності, при якому жорсткість є високою. Крім цих початкових варіантів проводились пошукові дослідження раціональних варіантів демпфера, що характеризуються жорсткістю із ідеально пружно-пластичного матеріалу, при якій динамічна напруженість конструкції є мінімальною. Граничні жорсткісні характеристики демпферів, тобто їхня несуча здатність, у відносних величинах $N_p^* = N_p / N_{st}$ (N_{st} – величина повздовжньої сили від максимального внутрішнього тиску, $N_{st} \approx 590$ кН) залежать від швидкості V_0 та приймають такі значення: $N_p^* = 0,43$ (при $V_0 = 40$ м/с), $N_p^* = 1,4$ (при $V_0 = 60$ м/с), $N_p^* = 2,4$ (при $V_0 = 80$ м/с).

Результати розрахункових досліджень для переміщень та швидкостей контрольних точок А та В (рис. 2.1 б) представлено в табл. 2.1–2.3 та відповідно на рис. 2.2 та 2.3, для напружень в точках С, F, G – на рис. 2.4.

Таблиця 2.1 – Максимальні значення інтенсивності напружень в елементах піротехнічної системи відділення обтічника при швидкості $V_0 = 40$ м/с

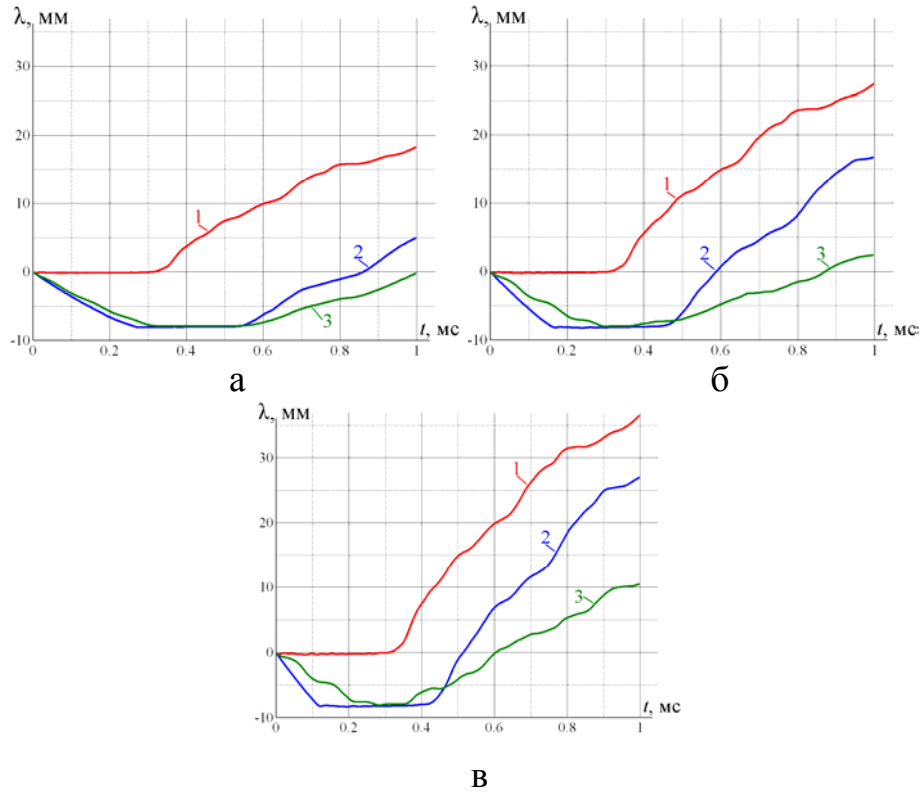
Демпфер	$\sigma_{i \max}^* (C)$	$\sigma_{i \max}^* (F)$	$\sigma_{i \max}^* (G)$
пружний	1,68	1,27	1,45
початковий	1,25	0,84	0,77
раціональний	0,67	0,37	0,37

Таблиця 2.2 – Максимальні значення інтенсивності напружень в елементах піротехнічної системи відділення обтічника при швидкості $V_0 = 60$ м/с

Демпфер	$\sigma_{i \max}^* (C)$	$\sigma_{i \max}^* (F)$	$\sigma_{i \max}^* (G)$
пружний	2,51	1,91	2,17
початковий	2,23	1,63	1,66
раціональний	1,45	0,81	0,83

Таблиця 2.3 – Максимальні значення інтенсивності напружень в елементах піротехнічної системи відділення обтічника при швидкості $V_0 = 80$ м/с

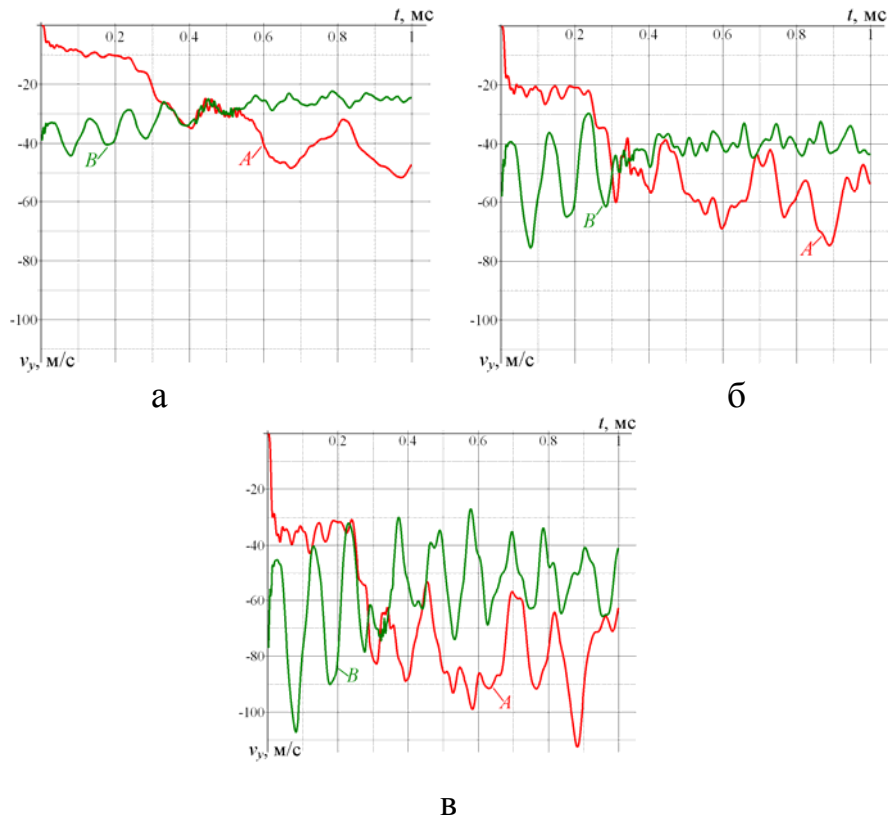
Демпфер	$\sigma_{i \max}^* (C)$	$\sigma_{i \max}^* (F)$	$\sigma_{i \max}^* (G)$
пружний	3,35	2,54	2,89
початковий	3,06	2,27	2,52
раціональний	2,09	1,30	1,39



1 – пружний демпфер; 2 – початковий; 3 – раціональний;

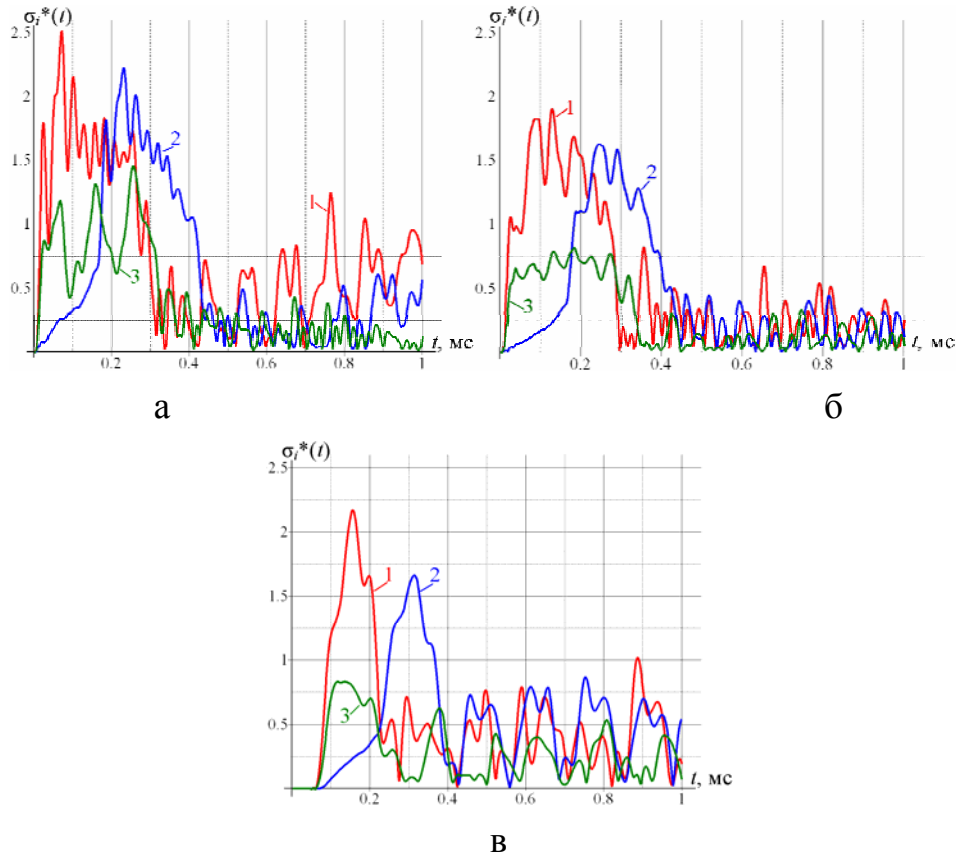
а – $V_0=40$ м/с; б – $V_0=60$ м/с; в – $V_0=80$ м/с

Рисунок 2.2 – Зміна відстані між торцями демпфера (точки A , B)



а – $V_0=40$ м/с; б – $V_0=60$ м/с; в – $V_0=80$ м/с

Рисунок 2.3 – Швидкості торців раціонального демпфера (точки A , B)



1 – пружний демпфер; 2 – початковий; 3 – раціональний;

а – точка C ; б – точка F ; в – точка G

Рисунок 2.4 – Відносні величини інтенсивності напружень в контрольних точках при $V_0=60$ м/с

Характерним для конструкцій, що взаємодіють, є початкове зближення, що супроводжується пластичною деформацією, а потім розвантаження демпфера з подальшим порушенням контакту та вільне переміщення не пов'язаних між собою вузлів конструкції. Для пружного сталюого демпфера осадка при контакті досить мала (рис. 2.2), а при врахуванні пластичних властивостей в початковому та раціональному варіантах – значна. Вводилось обмеження на граничну осадку демпфера при стисканні ($\lambda_{lim}=8$ мм), причому для раціональних варіантів максимальні значення осадки λ були близькі до λ_{lim} або досягали його на короткий час. Це пов'язано з тим, що для найбільшого ефекту зниження напружень вирівнювання швидкостей має відбуватись за більший проміжок часу, а відповідно, на більшому відносному переміщенні торців демпфера. При цьому вичерпання деформаційної здатності ($\lambda=\lambda_{lim}$) не має бути тривалим, тому що при цьому виникає додаткова ударна дія. Порушення контакту

відбувається на початку зменшення досягнутого максимального стискання демпфера, зокрема, при відході від значення переміщення λ_{lim} .

Можна зауважити, що зі зростанням швидкості удару V_0 тривалість вирівнювання швидкостей (рис. 2.3) для раціональних варіантів зменшується, що пов'язано зі зростанням рекомендованої жорсткості.

Дані про динамічні напруження в різних елементах піротехнічної системи відділення обтічника (точка C – циліндр, точка F – шток, точка G – опора) для різних варіантів демпфера представлено на рис. 2.4, де показано розподіл інтенсивності напружень за часом. В табл. 2.1–2.3 наведено її максимальні значення при різних швидкостях удару. Напруження представлено у відносних величинах $\sigma_{i \max}^* = \sigma_{i \max} / \sigma_p$ (σ_p – границя пластичності сталі елементів системи відділення: циліндра, штока та опори, $\sigma_p = 1300$ МПа).

Зміни напруження у варіантах початкового та сталюого пружного демпферів подібні і за величиною, і за законом зміни. Початковий демпфер має невелику жорсткість, що значно знижує зусилля, що виникає при стисканні. Такий демпфер майже не чинить опору та лише відстрочує момент жорсткого співудару частин, що є характерним для сталюого пружного демпфера. Виконаний спрямований пошук раціональної жорсткості при різних швидкостях співудару вузлів піротехнічної системи відділення обтічника дозволить значно знизити величину максимальних динамічних напружень і для деяких випадків ввести елементи конструкції в пружну стадію деформування.

Можна відзначити, що рівень розвинутих динамічних напружень знаходиться в значній залежності від величини швидкості удару. При цьому для отримання раціональної конструкції необхідна пластична жорсткість демпфера також значно зростає зі збільшенням швидкості V_0 . Розрахунки показують, що навіть для раціональних конструкцій демпферів зі збільшенням швидкості удару в елементах піротехнічної системи відділення обтічника можуть виникати пластичні деформації. Використана тут постановка задачі передбачає пружну поведінку конструктивних елементів і пластичну – демпфера. Можна вважати, що пластичність у всіх елементах також демпфірує ударну взаємодію, а врахування її дозволяє проектувати піротехнічної системи відділення обтічника в області пластичного руйнування. Уточнення постановки задачі в зазначеному відношенні є предметом подальших досліджень.

ВИСНОВКИ

Розроблено моделі деформування конструктивних елементів аерокосмічної техніки з нанокompозитних матеріалів із функціонально-градієнтними властивостями та запропоновано методи визначення пружних характеристик композитів армованих нановолокнами. Встановлено, що при армування нановолокнами зазвичай використовуються п'ять типів армування: UD, FG-X, FG-O, FG-V, FG-A. Від використаного типу армування залежить характер зміни пружних характеристик вздовж товщини оболонки. Для визначення механічних властивостей нанокompозиту пропонується використати метод змішування, який досить широко застосовується у композитних матеріалах. Для аналізу поведінки оболонкових конструкцій із нанокompозиту запропоновано використати неklasичні моделі оболонок, які дозволяють більш точно описати процес деформування по товщині, а для аналізу їх ефективності використати порівняння із результатами, які отримано у тривимірній постановці. Проведено чисельні дослідження для конструкції, що надана ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Запропоновано схему управління напруженим станом композитних конструкцій з наноармуванням, що базується на використанні різних типів наноармування та варіювані об'ємної частки нановолокна у загальному об'єму композиту.

Запропоновано методику розрахунку ударної взаємодії вузлів піротехнічної системи відділення обтічника через демпфер, що враховує його пластичність та порушення зв'язку між елементами, що контактують, яка пройшла апробацію та підтвердила свою працездатність.

Показано, що спрямованою зміною пластичної жорсткості демпфера можна суттєво впливати на рівень динамічних напружень у вузлах піротехнічної системи відділення обтічника. Різні значення граничної жорсткості демпфера визначаються його конструктивними параметрами (товщина, висота) та границею текучості матеріалу.

Початковий демпфер є неефективним внаслідок недостатньої жорсткості. Інтенсивна ударна взаємодія через початковий демпфер з появою високих динамічних напружень зсувається за часом та є аналогічною випадку жорсткого демпфера (стальний пружний демпфер).

Для різних швидкостей удару визначено раціональні параметри граничної пластичної жорсткості демпфера, при яких максимальні значення динамічних напружень в складеній конструкції піротехнічної системи відділення обтічника мінімізовані. Значення параметрів жорсткості раціональних демпферів відрізняються для різних швидкостей удару та з її збільшенням зростають. Час вирівнювання швидкостей при співударі зі збільшенням швидкості удару знижується.

Максимальні динамічні напруження в піротехнічної системи відділення обтічника з раціональними демпферами дуже залежать від швидкості удару та при значних швидкостях перевищують границю пластичності. Більш точну постановку задачі «підхоплення» слід виконати з урахуванням пластичності у всій конструкції.

Моделі, методи та результати чисельних досліджень викладені в роботах [19] – [21], [23], [24], [28], [29]. З них 2 публікації у наукових виданнях із бази SCOPUS [19], [20], сумарний Impact Factor – 2,35. Результати досліджень обговорювалися на спеціалізованих міжнародних науково технічних конференціях [21], [24], [29].

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Потапов А. М. Сравнение головных обтекателей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей и их зарубежных аналогов / А. М. Потапов, В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 1 (118). – С. 35–43.
2. Русин М. Ю. Опыт разработки головных обтекателей летательных аппаратов / М. Ю. Русин., А. Г. Ромашин, П. И. Камнев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 5 (13). – С. 63–69.
3. Прочность ракетных конструкций: учеб. пособие / В. И. Моссаковский, А. Г. Макаренков, П. И. Никитин, Ю. И. Савин; под ред. В. И. Моссаковского. – М.: Высшая школа, 1990. – 359 с.
4. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: учеб. пособие / К. С. Колесников, В. В. Кокушкин, С. В. Борзых, Н. В. Панкова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. – 376 с.
5. Конюхов А. С. Определение жесткостных и инерционно-массовых характеристик ортотропной гладкооболочечной модели биконической секции створки головного обтекателя / А. С. Конюхов // *Вісник НТУУ «КПІ». Серія «Машинобудування»*. – 2014. – № 2 (71). – С. 39–46.
6. Розробка адекватної математичної моделі дослідження динаміки ступок головного обтічника ракети-носія у процесі польоту і відділення / А. С. Цибенко, Н. Г. Крищук., А. С. Конюхов, В. П. Коваль, А. В. Аксьоненко, А. В. Трубін // *Наукові вісті НТУУ «КПІ»*. – 2006. – № 6. – С. 139–148.
7. Динамика элементов системы отделения обтекателя ракеты / Н. Г. Шульженко, Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенок, Т. В. Протасова, Д. В. Клименко, И. Ф. Ларионов, Д. В. Акимов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2017. – № 9 (144). – С. 5–13.
8. Динамическое контактное взаимодействие адаптеров космической конструкции при разделении / Н. Г. Шульженко, Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенок, Д. В. Клименко, Т. Я. Батутина, Б. В. Бурчаков // *Космічна наука і технологія*. – 2016. – Т. 22, № 2. – С. 12–21.

9. Оцінка динамічної реакції вузлів системи розділення космічного апарата та носія при імпульсних навантаженнях / М. Г. Шульженко, Б. П. Зайцев, П. П. Гонтаровський, Т. В. Протасова, Т. Я. Батутіна, І. В. Шеремет // *Космічна наука і технологія*. – 2015. – Т. 21, № 1. – С. 15–19.
10. Mehri M. On dynamic instability of a pressurized functionally graded carbon nanotube reinforced truncated conical shell subjected to yawed supersonic airflow / M. Mehri, H. Asadi, Q. Wang // *Composite Structures*. – 2016. – Vol. 153. – P. 938–951.
11. Shen H.-S. Postbuckling of nanotube-reinforced composite cylindrical shells in thermal environments. Part I. Axially-loaded shells / H.-S. Shen // *Composite Structures*. – 2011. – Vol. 93, iss. 8. – P. 2096–2108.
12. Seidel G. D. Micromechanical analysis of the effective elastic properties of carbon nanotube reinforced composites / G. D. Seidel, D. C. Lagoudas // *Mechanics of Materials*. – 2006. – Vol. 38, iss. 8–10. – P. 884–907.
13. Reinforcing mechanisms of single-walled carbon nanotube-reinforced polymer composites / X. Li, H. Gao, W. A. Scrivens, D. Fei, X. Xu, M. A. Sutton, A. P. Reynolds, M. L. Myrick // *Journal of Nanoscience and Nanotechnology*. – 2007. – Vol. 7. – P. 2309–2317.
14. Esawi A. M. K. Carbon nanotube reinforced composites: potential and current challenges / A. M. K Esawi, M. M. Farag // *Material & Design*. – 2007. – Vol. 28, iss. 9. – P. 2394–2401.
15. Anumandla V. A comprehensive closed form micromechanics model for estimating the elastic modulus of nanotube-reinforced composites / V. Anumandla, R. F. Gibson // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2006. – Vol. 37, iss. 12. – P. 2178–2185.
16. Librescu L. Thin-walled beams made of functionally graded materials and operating in a high temperature environment: vibration and stability / L. Librescu, S.-Y. Oh, O. Song // *Journal of Thermal Stresses*. – 2005. – Vol. 28. – P. 649–712.
17. Mehrabadi S. Free vibration analysis of nanocomposite plates reinforced by graded carbon nanotubes based on first-order shear deformation plate theory / S. Mehrabadi, B. Sobhaniragh, V. Pourdonya // *Advances in Applied Mathematics and Mechanics*. – 2013. – Vol. 5, iss. 1. – P. 90-112.

18. Shen H.-S. Nonlinear bending of functionally graded carbon nanotube-reinforced composite plates in thermal environments / H.-S. Shen // *Composite Structures*. – 2009. – Vol. 91. – P. 9–19.
19. Avramov K. Dynamics of solid propellant motor composite casing under impact pressure / K. Avramov, M. Chernobryvko, A. Tonkonozhenko // *Meccanica*. – 2018. – Vol. 53, iss. 13. – P. 3339–3353.
20. Model of segmentation of rocket fairings due to the action of a cumulative charge / M. Chernobryvko, K. Avramov, B. Uspensky, A. Tonkonogenko, L. Kruszka // *EDP Sciences: EPJ Web of Conferences*. – 2018. – № 183, 04009. – P. 1–4.
21. Чернобривко М. В. Динамічна міцність композитного корпусу твердопаливного двигуна ракети-носія в польоті / М. В. Чернобривко, К. В. Аврамов, Б. В. Успенський // Тези доповідей XXVI Міжнародної науково-технічної конференції «MicroCAD-2018», Харків, 16 – 18 травня 2018 р. – Харків: НТУ «ХПІ», 2018. – С. 74.
22. Alibeigloo A. Elasticity solution of functionally graded carbon nanotube reinforced composite cylindrical panel / A. Alibeigloo // *Mechanical of Advanced Composite Materials*. – 2014. – Vol. 1. – P. 49–60.
23. Сметанкіна Н. В. Моделювання динамічного відгуку шаруватих конструкцій на імпульсне навантаження / Н. В. Сметанкіна, С. В. Угрімов, О. М. Шупіков // *Вісник Харківського національного університету імені В.Н. Каразіна. Серія «Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління»*. – 2018. – Т. 38 (2). – С. 64–70.
24. Угрімов С. В. Математичне моделювання напружено-деформованого стану композитів при розподілених і локалізованих навантаженнях / С. В. Угрімов // I Международная научно-техническая конференция «Динамика, прочность и моделирование в машиностроении»: тезисы докладов, Харьков, 10–14 сентября 2018 г. – Харьков: Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, 2018. – С. 142–143.
25. Amabili M. A new non-linear higher-order shear deformation theory for large amplitude vibrations of laminated double curved shell / M. Amabili, J. N. Reddy // *International Journal of Non-linear mechanics*. – 2010. – Vol. 45. – P. 409–418.

26. Шульженко Н. Г. Задачи термopрочности, вибрoдиагностики и ресурса энергоагрегатов (мoдели, методы, результаты исследований): моногр. / Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский, Б. Ф. Зайцев. – Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. – 370 с.

27. Бате К. Численные методы анализа и метод конечных элементов / К. Бате, Е. Вильсон. – М.: Стройиздат, 1982. – 448 с.

28. Dynamic Processes During the Through-plastic-damper Shock Interaction of Rocket Fairing Separation System Components / B. Zaytsev, A. Asayenok, T. Protasova, D. Klimenko, D. Akimov, V. Sirenko // Journal of Mechanical Engineering. – 2018. – Vol. 21, no. 3. – P. 19–30.

29. Ударный контакт элементов составной конструкции обтекателя при отделении от ракеты / Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенко, Т. В. Протасова, Д. В. Клименко, Д. В. Акимов, В. Н. Сиренко // I Международная научно-техническая конференция «Динамика, прочность и моделирование в машиностроении»: тезисы докладов, Харьков, 10–14 сентября 2018 г. – Харьков: Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, 2018. – С. 29–31.

**ПЕРЕЛІК
публікацій за проектом № П-1-18
«Розробка теоретичних основ проектування тонкостінних елементів ракет-носіїв із
високоміцних нанокompозитних матеріалів»**

Етап 1. «Побудова моделей деформування конструктивних елементів ракет
з нанокompозитних матеріалів з функціонально-градієнтними властивостями та розробка
принципових схем управління напруженим станом конструкцій шляхом варіювання
параметрів матеріалів»

за 2018 рік

I. Публікації у виданнях SCOPUS (сумарний Impact Factor 2,35):

1. Avramov K. Dynamics of solid propellant motor composite casing under impact pressure / K. Avramov, M. Chernobryvko, A. Tonkonozhenko // Meccanica. – 2018. – Vol. 53, iss. 13. – P. 3339–3353.

2. Model of segmentation of rocket fairings due to the action of a cumulative charge / M. Chernobryvko, K. Avramov, B. Uspensky, A. Tonkonogenko, L. Kruszka // EDP Sciences: EPJ Web of Conferences. – 2018. – № 183, 04009. – P. 1–4.

II. Публікації у вітчизняних рецензованих журналах:

3. Сметанкіна Н. В. Моделювання динамічного відгуку шаруватих конструкцій на імпульсне навантаження / Н. В. Сметанкіна, С. В. Угрімов, О. М. Шупіков // Вісник Харківського національного університету імені В.Н. Каразіна. Серія «Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління». – 2018. – Т. 38 (2). – С. 64–70.

4. Dynamic Processes During the Through-plastic-damper Shock Interaction of Rocket Fairing Separation System Components / B. Zaytsev, A. Asayenok, T. Protasova, D. Klimenko, D. Akimov, V. Sirenko // Journal of Mechanical Engineering. – 2018. – Vol. 21, no. 3. – P. 19–30.

III. Доповіді на вітчизняних міжнародних конференціях:

5. Чернобривко М. В. Динамічна міцність композитного корпусу твердопаливного двигуна ракети-носія в польоті / М. В. Чернобривко, К. В. Аврамов, Б. В. Успенський // Тези доповідей XXVI Міжнародної науково-технічної конференції «MicroCAD-2018», Харків, 16–18 травня 2018 р. – Харків: НТУ «ХП», 2018. – С. 74.

6. Угрімов С. В. Математичне моделювання напружено-деформованого стану композитів при розподілених і локалізованих навантаженнях / С. В. Угрімов // I Международная научно-техническая конференция «Динамика, прочность и моделирование в машиностроении»: тезисы докладов, Харьков, 10–14 сентября 2018 г. – Харьков, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, 2018. – С. 142–143.

7. Ударный контакт элементов составной конструкции обтекателя при отделении от ракеты / Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенко, Т. В. Протасова, Д. В. Клименко, Д. В. Акимов, В. Н. Сиренко // I Международная научно-техническая конференция «Динамика, прочность и моделирование в машиностроении»: тезисы докладов, Харьков, 10–14 сентября 2018 г. – Харьков, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, 2018. – С. 29–31.

Моделі, методики розрахунку та результати чисельних досліджень за темами доповідей було передано спеціалістам КБ