

Міністерство освіти і науки України
Національний університет
«Запорізька політехніка»

ДЕГТЯРЕНКО ПАВЛО ГЛІБОВИЧ



УДК 539.3

**НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН ТА ЧИСЕЛЬНЕ
МОДЕЛЮВАННЯ СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ
АЕРОКОСМІЧНОГО МАШИНОБУДУВАННЯ**

01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Запоріжжя – 2021

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана у Запорізькому національному університеті Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник

доктор технічних наук, професор, Заслужений діяч науки і техніки України **Гришак Віктор Захарович**, Запорізький національний університет Міністерства освіти і науки України, завідувач кафедри прикладної математики і механіки

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор, **Бреславський Дмитро Васильович**, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут» Міністерства освіти і науки України, завідувач кафедри комп'ютерного моделювання процесів і систем;

доктор фізико-математичних наук, професор, **Пожуєв Володимир Іванович**, Національний університет «Запорізька політехніка» Міністерства освіти і науки України, професор кафедри механіки.

Захист відбудеться «_11_» __травня__ 2021 р. о 13³⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 17.052.01 при Національному університеті «Запорізька політехніка» за адресою: 69063, м. Запоріжжя, вул. Жуковського, 64, ауд. 153.

Із дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного університету «Запорізька політехніка» за адресою: 69063, м. Запоріжжя, вул. Жуковського, 64 та на сайті університету у розділі «Наука» – «Спеціалізована вчена рада»

Автореферат розісланий «__» _____ 2021 р.

Вчений секретар

спеціалізованої вченої ради,
доктор технічних наук, професор



О. А. Мітяєв

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Скорочення термінів освоєння нових виробів ракетно-космічної галузі, зниження собівартості їх виготовлення і металоємності, підвищення конкурентоспроможності продукції вітчизняного машинобудування надають потужний стимулюючий вплив на розробку науково-обґрунтованих методів розрахунку нової техніки і технологій, аналітичних і комп'ютерних проєктних методик. Розробка шляхів і способів створення надійних силових конструкцій включає значне коло теоретичних і експериментальних досліджень, відповідного програмного забезпечення. До них, в першу чергу, відносяться розробка адекватних математичних моделей і методів розрахунку напружено-деформованого стану, локальної і загальної стійкості оболонкових конструкцій при зовнішньому навантаженні.

В значній мірі вирішення цих завдань сприяє впровадженню в промисловість прогресивних аналітичних і чисельних підходів з метою досягнення високої якості одержуваних виробів.

Необхідно зазначити, що тонкостінні оболонки обертання складної геометричної конфігурації широко використовуються як силові елементи конструкцій в будівництві, хімічній промисловості, аерокосмічному машинобудуванні, в інших галузях техніки і народного господарства. Суттєвими завданнями створення конкурентоздатних виробів аерокосмічної техніки (АКТ) у зв'язку з новими викликами розвитку даної галузі і вирішуваних проблем є пошук можливостей зниження матеріалоємності силових конструкцій і вдосконалення методів розрахунку на базі сучасного аналітичного представлення фізичних процесів для подальшого застосування їх у системах автоматизованого проєктування із застосуванням, зокрема, методу скінченних елементів (МСЕ). Надійні аналітичні розв'язки актуальних задач несучої здатності оболонкових систем під дією комбінації зовнішніх навантажень, кожне з яких може спричинити втрату стійкості первісної форми, є особливо важливими на стадії передвипробувального моделювання з метою зниження матеріальних затрат і терміну завершення проєктування та виробництва систем нового покоління.

Теоретичні, зокрема аналітичні, і аналітико-чисельні дослідження стійкості конструкцій змінної за координатами геометрії і жорсткості, пов'язані із значними труднощами аналізу складної системи диференціальних рівнянь сингулярного типу із змінними коефіцієнтами. Застосування прямих чисельних методів дослідження вказаних систем у ряді випадків приводить до нестійкості чисельного процесу, що пов'язане із необхідністю виконання певних умов збіжності. Одним з таких умов для МСЕ є неперервність шуканих функцій, а іноді і їх перших похідних на межі суміжних елементів.

Суттєвою проблемою, що визначається тенденціями розвитку механіки деформівного твердого тіла і практичними викликами галузі, є розробка математичних моделей і комп'ютерних технологій для проведення віртуальних руйнівних випробувань оболонкових конструкцій

аерокосмічного машинобудування, зокрема для чисельного аналізу руйнівних навантажень ребристих паливних баків ракетоносіїв (РН), у тому числі при наявності тріщини, та інших силових відсіків на базі МСЕ-підходів. Також виникає необхідність дослідження стійкості конструкцій при комбінованому зовнішньому навантаженні, зокрема складних підкріплених шпангоутами оболонкових систем типу «циліндр-конус» і «бочка-оживало» з аналізом механічних ефектів деформування по відношенню до локальних і загальних форм випинання із застосуванням сучасних асимптотичних підходів і чисельних алгоритмів.

На підставі вищезазначеного можна вважати тему дисертаційного дослідження актуальною.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Проведені у дисертаційній роботі дослідження виконані в межах «Стратегії космічної діяльності України на період до 2022 року», затвердженої Наказом Державного космічного агентства України № 100 від 21.05.2015 і застосовані при виконанні науково-дослідної роботи математичного факультету Запорізького національного університету в рамках держбюджетної роботи Міністерства освіти і науки України № 0118U000210 «Математичне та програмне забезпечення автоматизованого проектування аерокосмічної техніки».

Мета і задачі дослідження. Метою дисертаційної роботи є чисельне моделювання та розробка методів і алгоритмів аналізу напружено-деформованого стану та стійкості підкріплених оболонкових конструкцій складної конфігурації при статичному комбінованому навантаженні.

Основним завданням роботи є створення чисельного МСЕ-підходу до моделювання напружено-деформованого стану і аналітико-чисельного методу дослідження критичних навантажень оболонкових конструкцій аерокосмічної техніки. Реалізація мети дисертаційного дослідження полягає у вирішенні наступних завдань:

- дослідити сучасний стан проблеми розробки методів дослідження напружено-деформованого стану конструкцій РКТ на базі МСЕ-технологій та методів аналізу стійкості підкріплених оболонок складної конфігурації;
- запропонувати математичну модель та її програмну реалізацію для проведення віртуальних руйнівних випробувань оболонкової конструкції корпусу двигуна ракетоносія при навантаженні зростаючим внутрішнім тиском;
- розробити метод і провести чисельний аналіз розрахунку інтенсивності руйнівних напружень ребристої оболонки паливного баку РН в умовах виникнення тріщини;
- запропонувати аналітико-чисельний метод дослідження локальної і загальної стійкості підкріплених оболонок типу «циліндр-конус» і «бочка-оживало» з урахуванням дискретності розташування проміжних шпангоутів;

- надати аналіз чисельних даних стосовно граничних кривих, які виокремлюють область стійкості від області нестійкості оболонкової конструкції при комбінованому навантаженні;

- запропонувати алгоритм розрахунку раціональних характеристик жорсткості підкріплюючих шпангоутів, які забезпечують однакову стійкість до локальних і загальних форм випинання прольотів та відсіків оболонкової конструкції РКТ.

Об’єктом дослідження є процеси деформування, руйнування та стійкість підкріплених оболонкових конструкцій РКТ складної геометричної форми.

Предмет дослідження – напружено-деформований стан та несуча здатність підкріплених оболонкових конструкцій складної геометрії при комбінованому зовнішньому навантаженні з урахуванням особливостей проектування та експлуатації.

Методи дослідження – метод скінченних елементів, метод початкових параметрів у матричній формі, асимптотичний метод фазних інтегралів, ВКБ-Гальоркін метод та метод скінченних різниць.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у такому:

- вперше запропоновані математична модель і методика чисельного дослідження напружено-деформованого стану та міцності силової оболонкової конструкції, зокрема двигуна РН, в процесі навантаження зростаючим внутрішнім тиском з урахуванням процесів пружно-пластичного деформування;

- запропонована нова методика визначення інтенсивності напружень у підкріпленому паливному баку ракетonoсія при наявності тріщини у місці виникнення максимальних напружень;

- вперше, з використанням методу початкових параметрів у матричній формі із застосуванням асимптотичних методів запропоновано підхід до розв’язку задач стійкості оболонкових конструкцій складної геометричної конфігурації з урахуванням дискретного розташування проміжних шпангоутів;

- вперше досліджено процес деформування і проведено чисельний аналіз критичних зусиль шпангоутних оболонок типу «циліндр-конус» і «бочка-оживало» з урахуванням жорсткості проміжних шпангоутів з площини початкової кривизни;

- вперше доведена ефективність конструкції «бочка-оживало» по відношенню до сприйняття комбінованого зовнішнього навантаження з точки зору стійкості первісної форми;

- запропоновано новий підхід до визначення раціональної жорсткості проміжних шпангоутів, які забезпечують однакову стійкість відсіків оболонкової конструкції по відношенню до локальних і загальних форм випинання.

Практичне значення отриманих результатів полягає в запропонованих методах та алгоритмах розрахунку напружено-деформованого

стану, а також стійкості оболонкових конструкцій аерокосмічного машинобудування на основі аналітико-чисельних підходів і відповідного програмного забезпечення з урахуванням особливостей геометричної форми, жорсткості підкріплюючих елементів і характеру комбінованого зовнішнього вантаження.

Результати дисертаційного дослідження використані у практиці Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля».

Особистий внесок здобувача. За результатами дослідження опубліковані наукові праці [1-8]. Основні положення й результати дисертаційної роботи, які виносяться на захист, отримані здобувачем самостійно. У спільних публікаціях за темою дисертації особистий внесок автора включає постановки задач з аналізу напружено-деформованого стану [1, 4], та обговорення результатів чисельної реалізації за запропонованими методами дослідження [2], застосування методу початкових параметрів у матричній формі і асимптотичних методів до розрахунку стійкості оболонкових конструкцій типу «циліндр-конус» і «бочка-оживало» з урахуванням дискретності розташування проміжних шпангоутів [3, 7]. Постановки задач теоретичного дослідження [5], аналіз результатів чисельної реалізації [6, 8], а також інтерпретація отриманих результатів проводились разом з науковим керівником і співавторами публікацій.

Апробація результатів дисертації. Основні положення дисертації доповідались і обговорювались на VII Міжнародній конференції «Space Technologies: Present and Future», (м. Дніпро, 22-24 травня 2019 р.), VII Міжнародній науково-технічній конференції «Актуальні проблеми прикладної механіки та міцності конструкцій» (м. Запоріжжя, 24-26 травня 2019 р.), Другій Міжнародній науково-технічній конференції «Актуальні проблеми механіки суцільного середовища і міцності конструкцій» пам'яті академіка В. І. Моссаковського (м. Дніпро, 10-12 жовтня 2019 р.), науково-практичній конференції «Сучасні розрахунково-експериментальні методи визначення характеристик ракетно-космічної техніки» (м. Дніпро, 10-12 грудня 2019 р.). Дисертація в цілому розглядалася на науково-технічній раді Державного підприємства «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля» (м. Дніпро, 15 березня 2020 року) під керівництвом генерального конструктора академіка НАН України О. В. Дегтярьова, на розширеному засіданні кафедри прикладної математики і механіки за участю учасників наукового семінару «Актуальні проблеми прикладної математики і механіки» Запорізького національного університету під керівництвом д.т.н., професора Грищака В.З., а також на міжкафедральному спеціалізованому семінарі «Механіка деформівного твердого тіла» під керівництвом д.ф.-м.н., професора В. І. Пожуєва при Національному університеті «Запорізька політехніка».

Публікації. За результатами виконаних досліджень опубліковано 8 робіт, в яких відображено основний зміст дисертаційної роботи та етапи її підготовки. З них: 6 робіт – у спеціалізованих виданнях згідно з Постановами

МОН України, включаючи 2 роботи – у міжнародних періодичних виданнях, які входять до науково-метричних баз даних Web of Science і Scopus, 2 тези матеріалів міжнародних конференцій.

Структура та обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається із анотацій, вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних джерел, додатків. Загальний обсяг роботи складає 163 сторінок. Основна частина викладена на 98 сторінках, містить 25 рисунків, 4 таблиці, список використаних джерел з 109 найменувань на 12 сторінках та 5 додатків на 34 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі дисертаційної роботи подано її загальну характеристику, обґрунтовано актуальність теми дослідження, окреслено її зв'язок з програмами Державного космічного агентства України, сформульовано мету і завдання, охарактеризовано наукову новизну, достовірність і практичну значимість отриманих у роботі результатів, подано інформацію про публікації за темою роботи і особистий внесок здобувача, апробацію результатів дисертації, її структуру та обсяг.

У першому розділі на основі аналізу публікацій та інформаційних джерел надано аналітичний огляд сучасного стану проблем дослідження за темою дисертації, обґрунтовано необхідність їх подальшого вивчення та розв'язку, надано обґрунтування актуальності теми дисертаційної роботи.

Основні ідеї розвитку методів дослідження напружено-деформованого стану і стійкості оболонкових конструкцій і фундаментальні результати аналізу були закладені у працях, включаючи оглядові статті і монографії, вчених-механіків багатьох країн: Авдоніна О. С., Аврамова К. В., Алфутова М. А., Амбарцумяна С. О., Аміро І. Н., Андрєєва Л. В., Андріанова І. В., Артющіна Ю. П., Бінкевича Є. В., Бреславського Д. В., Василенко А. Т., Васильєва В. В., Вольміра А. С., Воровича І. І., Гудрамовича В. С., Гарт Е. Л., Гавриленка Г. Д., Галімова Н. К., Ганієва Н. С., Горшкова А. Г., Гоменюка С. І., Гребенюка С. М., Григолюка Е. І., Гузя О. М., Григоренка Я. М., Григоренка А. Я., Гудрамовича В. С., Гуляєва В. І., Грищака В. З., Дегтярьова О. В., Дзюби А. П., Заруцького В. О., Жука Я. О., Кабанова В. В., Кармішина О. В., Карпова В. В., Клименка Д. В., Конюхова С. М., Копнова В. О., Красовського В. Л., Кубенка В. Д., Курпи Л. В., Ларіонова І. Ф., Ларина А. А., Лизина В. Т., Маневича Л. І., Маневича А. І., Макєєва Є. М., Мяченкова В. І., Моссаковського В. І., Морачковського О. М., Неміша Ю. Н., Нікітіна П. І., Ободан Н. І., Ольшанського В. П., Пикуля В. В., Пожуєва В. І., Постнова В. О., Погорелова А. В., Пошивалова В. П., Преображенського І. М., Прусакова А. П., Пяткина В. А., Рассказова А. О., Рвачова В. Л., Саченкова А. В., Сінюкова С. М., Сіренка В. М., Терегулова А. Г., Тимошенко С. П., Товстіка П. Є., Тонконоженка А. М., Феодосьєва В. І., Хоми І. Ю., Черних К. Ф., Чопорова С. В., Шульги Н. А., Успенського В. Б.,

Koiter W. T., Morgan E. J., Seide P. A., Steele Ch. R., Geer J. F., Andersen C. M., Weingarten V. I., Tennyson R. S., Teng J. G., Barbagallo M., Zhao Y., Teng J. G. та багато інших, які запропонували аналітичні та чисельні методи розв'язання задач моделювання напружено-деформованого стану і стійкості оболонкових систем з аналізом фізичних процесів їх деформування.

В результаті наведеного аналітичного огляду сучасного стану проблеми дослідження напружено-деформованого стану, моделювання стійкості оболонкових конструкцій складної конфігурації і математичного забезпечення розрахунку несучої спроможності конструкцій аерокосмічної техніки можна виділити наступні актуальні напрями дослідження: розробка математичних моделей і комп'ютерних технологій для проведення віртуальних руйнівних випробувань оболонкових конструкцій аерокосмічного машинобудування, вдосконалення підходів і методів щодо аналітичної оцінки стійкості підкріплених оболонкових тонкостінних конструкцій; створення аналітичних методів аналізу локальних і загальних форм випинання ребристих оболонок при комбінованому зовнішньому навантаженні та алгоритму однакової стійкості відсіків оболонкових конструкцій складної геометричної конфігурації з урахуванням впливу жорсткості проміжних шпангоутів; застосування результатів аналітичного аналізу до програмних комплексів і САПР, що автоматизують розрахунок напружено-деформованого стану і стійкості конструкцій аерокосмічного машинобудування з візуалізацією досліджуваних процесів.

На підставі проведеного аналізу робиться висновок про те, що розробка чисельних і аналітико-чисельних методів та алгоритмів віртуального дослідження напружено-деформованого стану і стійкості підкріплених оболонкових конструкцій складної конфігурації при статичному комбінованому навантаженні є самостійною проблемою з точки зору розвитку механіки деформованого твердого тіла та застосування ефективних методів і алгоритмів розрахунку, а також визначення руйнівних навантажень в сучасних конструкціях аерокосмічного машинобудування.

У другому розділі роботи запропоновано математичну модель із застосуванням комп'ютерної технології для проведення віртуальних руйнівних випробувань оболонкових систем РКТ, яка відображає геометрію досліджуваного типу конструкцій, та методику розрахунку напружено-деформованого стану (НДС) з визначенням руйнівного навантаження.

Для розробки методики вибрано визначальні рівняння і критерії міцності, сформульована відповідна крайова задача для визначення НДС оболонки, запропоновано і розроблені метод її розв'язання та програмні засоби розрахунків руйнуючих навантажень з обґрунтуванням достовірності отриманих результатів.

Досліджувані тонкостінні елементи конструкцій модельовані складеною оболонкою обертання зі змінною в меридіональному напрямку товщиною. При цьому певні ділянки конструкції можуть бути виготовлені з різних ізотропних матеріалів з врахуванням деформування за межами

пружності. Розглядається випадок, коли оболонка зазнає дії зростаючого внутрішнього тиску, що призводить до її руйнування. Для визначення руйнівного тиску поетапно розв'язується вісесиметрична задача пластичності для тонкої ізотропної оболонки, збільшуючи рівень навантаження на кожному наступному етапі. При наявності масивних частин конструкції розрахункова схема ускладнюється і задача розв'язується у просторовій постановці.

Розроблена математична модель використана для проведення віртуальних випробувань корпусу двигуна в процесі його навантаження зростаючим внутрішнім тиском до руйнування. Задача розв'язується у квазістатичній постановці з використанням співвідношень геометрично лінійної теорії оболонок та гіпотез Кірхгофа-Лява методом послідовних наближень. За еквівалентне напруження приймаються критерії максимальних напружень Сдобирєва і Мізеса. Для опису поведінки матеріалу оболонки використовуються співвідношення теорії процесів деформування за траєкторіями малої кривизни, лінеаризовані методом додаткових напружень. Характерні залежності дотичних напружень та деформацій зсуву, а також меридіональних та колових деформацій досліджуваної конструкції наведені на рис. 1, 2.

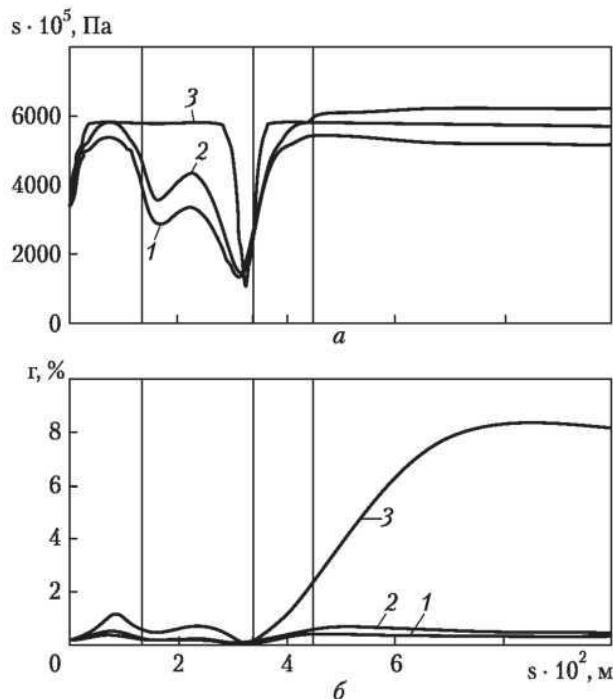


Рисунок 1 – Зміна інтенсивності дотичних напружень (a) та деформацій зсуву (b) вздовж меридіана

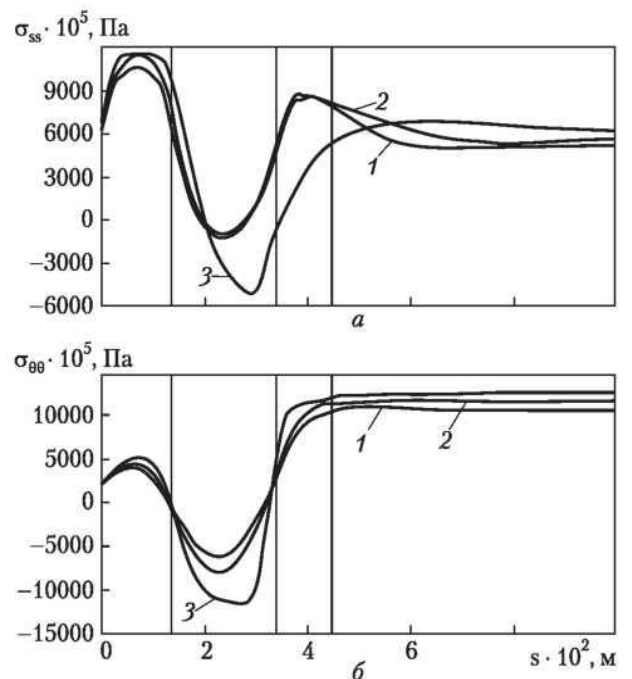


Рисунок 2 – Зміна меридіональних (a) та колових (b) напружень вздовж меридіана

Порівняння результатів розрахунків, отриманих при розв'язанні задачі за теорією тонких оболонок і в просторовій постановці підтвердили правомірність і ефективність оболонкової моделі. Для оцінки вірогідності

отриманих результатів аналізу надається порівняння розрахункових значень руйнівного тиску за застосованими критеріями міцності з експериментальними даними, які одержані в ДП «КБ «Південне»».

Третій розділ присвячено розробці підходу до розрахунку НДС та руйнівного навантаження паливних баків ракети-носія при наявності тріщини у найбільш напруженій ділянці конструкції.

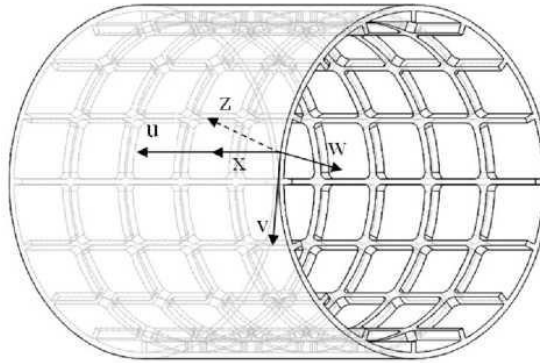


Рисунок 3 – Ескіз несучої циліндричної оболонки бака ракети-носія
(u , v , w – переміщення відповідно до вісей x , y , z)

В основу підходу покладено поєднання методу скінченних елементів з теорією механіки руйнування. Напружено деформований стан баків представляється у вигляді рядів Фур'є по окружній координаті циліндричної оболонки. У поздовжньому напрямку для отримання невідомих функцій застосовується дискретна модельна база методу скінченних елементів.

Для оцінки НДС в області тріщини знаходяться коефіцієнти інтенсивності напружень, які визначаються з розв'язку системи сингулярних інтегральних рівнянь. Чисельний аналіз руйнування бака ракети-носія під дією внутрішнього тиску поділяється на дві задачі, які послідовно вирішуються: розрахунок НДС бака без тріщини під дією заданого внутрішнього тиску та аналіз інтенсивності напружень конструкції з тріщиною, на берегах якої прикладені питомі силові фактори, отримані на першому етапі розрахунку.

Для чисельного вирішення задачі створена програма в середовищі MAPLE, яка дозволила розрахувати НДС конструкції бака та коефіцієнт інтенсивності напружень в околі тріщини.

У четвертому розділі отримав розвиток і застосування метод початкових параметрів у матричній формі стосовно стійкості дискретно підкріплених проміжними шпангоутами оболонкових конструкцій типу «циліндр-конус» при комбінованому статичному навантаженні.

Розглядається пружна оболонкова конструкція кругового перерізу постійної товщини h , підкріплена шпангоутами (рис. 4). Розв'язується задача стійкості конструкції, що знаходиться в умовах комбінованого навантаження зовнішнім тиском q , осьовим стисканням силою T та

крутильним моментом M . При цьому передбачається, що проміжні шпангоути мають жорсткість на згин, як в площині початкової кривизни, так і жорсткість з площини початкової кривизни.

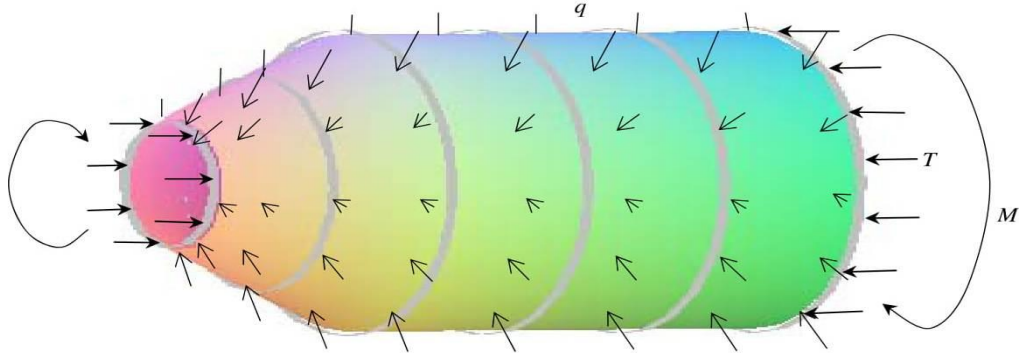


Рисунок 4 – Схема навантаження підкріпленої оболонкової конструкції (q , T , M – навантаження відповідно зовнішнім тиском, осьовими зусиллями та крутильним моментом)

Передбачається, що переважною є деформація у коловому напрямку, а хвилеутворення по довжині оболонки виражене набагато слабкіше, ніж в окружному напрямку.

Що стосується циліндричного відсіку конструкції «циліндр-конус», диференціальне рівняння стійкості за «напів-моментною» теорією оболонок середньої довжини відносно функції радіальних переміщень $w_{cyl}(\bar{s}, y)$ точок

серединної поверхні за умови $\sqrt{\frac{h}{R}} < \frac{L}{R} < \sqrt{\frac{R}{h}}$ має вигляд:

$$\frac{D}{h} \nabla^8 w_{cyl} + \frac{E}{R^2} \frac{\partial^4 w_{cyl}}{\partial \bar{s}^4} + p_x \nabla^4 \left(\frac{\partial^2 w_{cyl}}{\partial \bar{s}^2} \right) + p_y \nabla^4 \left(\frac{\partial^2 w_{cyl}}{\partial y^2} \right) + 2p_{xy} \nabla^4 \left(\frac{\partial^2 w_{cyl}}{\partial \bar{s} \partial y} \right) = 0, \quad (1)$$

$$\text{де } p_x = \frac{T}{Rh}, \quad p_y = q \frac{R}{h}, \quad p_{xy} = -\frac{M}{2\pi h R^2}, \quad \bar{x} = \frac{\bar{s}}{L}, \quad \bar{\varphi} = \frac{y}{R}, \quad \eta_{cyl} = \frac{T}{Eh^2}, \quad \chi_{cyl} = \frac{qR^2}{Eh^2},$$

$$\lambda_{cyl} = \frac{M}{2\pi ERh^2}.$$

Функція радіальних переміщень береться у формі:

$$w_{cyl}(\bar{x}, \bar{\varphi}) = W_{cyl}(\bar{x}) \cdot \cos(\gamma_{cyl}(1 - \bar{x}) + n\bar{\varphi}), \quad (2)$$

де $\gamma_{cyl} = \frac{nL}{R} \gamma_1$, γ_1 – тангенс кута нахилу гребня хвилі до твірної.

Перетворене рівняння (1) з урахуванням (2) інтегрується за координатою $\bar{\varphi}$ методом Бубнова-Гальоркіна від 0 до 2π . В результаті, для

тонких оболонок середньої довжини зі значеннями $K^2 > 1$, $n^2 \gg 1$, $\varepsilon_1 \ll 1$ диференціальне рівняння основного напруженого стану відносно функції прогину циліндричної оболонки має вид:

$$aW_{cyl}^{(4)}(\bar{x}) + bW_{cyl}''(\bar{x}) + cW_{cyl}(\bar{x}) = 0, \quad (3)$$

$$\text{де } a = K^{-4} \left[-10 \gamma_1 \lambda_{cyl} - (15\gamma_1^2 + 2) \eta_{cyl} - \chi_{cyl} + n^2 \omega^{-1} (70\varepsilon_1 \gamma_1^4 + 60\varepsilon_1 \gamma_{cyl}^2 + 6) + \varepsilon_1^{-1} n^{-2} \right],$$

$$b = n^2 K^{-2} \left[4\gamma_1 (5\gamma_1^3 + 3) \lambda_{cyl} + (12\gamma_1^2 + 15\gamma_1^4 + 1) \eta_{cyl} + 2(6\gamma_1^2 + 2) \chi_{cyl} - \varepsilon_1 n^2 \omega^{-1} (28\gamma_1^6 + 60\gamma_1^4 + 36\gamma_1^2 + 4) - 6\gamma_1^2 \varepsilon_1^{-2} n^{-2} \right],$$

$$c = -n^4 (\gamma_1^2 + 1)^2 \left[2\gamma_1 \lambda_{cyl} + \gamma_1^2 \eta_{cyl} + \chi_{cyl} - n^6 \omega^{-1} (\gamma_1^2 + 1)^2 \right] + n^2 \gamma_1^4 \varepsilon_1^{-2},$$

$$K = \frac{L}{R}, \quad \varepsilon_1 = \frac{h}{R}, \quad \omega = 12(1 - \nu^2).$$

Рівняння (3) є розв'язувальним для дослідження на стійкість циліндричного відсіку оболонки. Загальним розв'язком рівняння (3) є функція:

$$W_{cyl}(\bar{x}) = W_{cyl}(\bar{x}_i) \psi_{cyl,1}(\bar{x}) + W'_{cyl}(\bar{x}_i) \psi_{cyl,2}(\bar{x}) + W''_{cyl}(\bar{x}_i) \psi_{cyl,3}(\bar{x}) + W'''_{cyl}(\bar{x}_i) \psi_{cyl,4}(\bar{x}), \quad (4)$$

$$\text{де } \bar{x} \in [\bar{x}_k, \bar{x}_{k+1}], \quad k \in \{0, 1, \dots, m_{cyl}\}.$$

Матричне рівняння відсіку циліндричної оболонки в точках $\bar{x} \in [\bar{x}_k, \bar{x}_{k+1}]$, $k \in \{0, 1, \dots, m_{cyl}\}$ подається у вигляді:

$$\begin{pmatrix} W_{cyl}(\bar{x}) \\ W'_{cyl}(\bar{x}) \\ W''_{cyl}(\bar{x}) \\ W'''_{cyl}(\bar{x}) \end{pmatrix} = A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}) \begin{pmatrix} W_{cyl}(\bar{x}_i) \\ W'_{cyl}(\bar{x}_i) \\ W''_{cyl}(\bar{x}_i) \\ W'''_{cyl}(\bar{x}_i) \end{pmatrix}, \quad A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}) = \begin{pmatrix} \psi_{cyl,1} & \psi_{cyl,2} & \psi_{cyl,3} & \psi_{cyl,4} \\ \psi'_{cyl,1} & \psi'_{cyl,2} & \psi'_{cyl,3} & \psi'_{cyl,4} \\ \psi''_{cyl,1} & \psi''_{cyl,2} & \psi''_{cyl,3} & \psi''_{cyl,4} \\ \psi'''_{cyl,1} & \psi'''_{cyl,2} & \psi'''_{cyl,3} & \psi'''_{cyl,4} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Матриця $A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x})$ є нормальною фундаментальною з властивістю $A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}_k) = \Xi$, де Ξ – одинична матриця. Зауважимо, що матриці $A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}_{k+1})$ рівні для відсіків однакової довжини. Для такої матриці використовується позначення $A_{cyl}(\bar{L}_k) = A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}_{k+1})$, де $\bar{L}_k = \bar{x}_{k+1} - \bar{x}_k$.

Для **конічного відсіку оболонкової конструкції** вводяться позначення: α – кут при основі конуса, s – відстань вздовж твірної конуса від вершини до точки серединної поверхні, l_0 і l_1 – відстані до меншої та

більшої основ зрізаного конуса відповідно, $x = \frac{s}{l_1}$, φ – кут між аксіальною площиною і площиною відліку. Припускаємо, що i -й прогін характеризується координатою $x \in [x_i; x_{i+1}]$ ($i = 0, 1, \dots, m_{\text{cone}}$).

Аналогічно функція радіальних переміщень і функція зусиль подаються у вигляді:

$$w_{\text{cone}}(x, \varphi) = W_{\text{cone}}(x) \operatorname{tg} \alpha \cdot \cos(\gamma_{\text{cone}}(1-x) + n\varphi); \quad (6)$$

$$f_{\text{cone}}(x, \varphi) = \Phi_{\text{cone}}(x) \varepsilon^2 l_1 E h \operatorname{tg}^2 \alpha \cdot \cos(\gamma_{\text{cone}}(1-x) + n\varphi), \quad (7)$$

$$\text{де } \varepsilon = \sqrt{\frac{h \operatorname{ctg} \alpha}{l_1 \sqrt{12(1-\nu^2)}}}, \quad \gamma_{\text{cone}} = \frac{n}{\cos \alpha} \gamma_1.$$

Після введення безрозмірних параметрів $\delta = \frac{n^2}{\cos^2 \alpha}$, $p = \varepsilon \delta$ та безрозмірних зусиль

$$\chi_{\text{cone}} = \frac{q^* l_1}{E h \varepsilon^3 \operatorname{tg}^3 \alpha}, \quad \eta_{\text{cone}} = \frac{T \cos \alpha}{2\pi E h \varepsilon^2 l_1 \sin^3 \alpha}, \quad \lambda = \frac{M}{2\pi l_1^2 E h \varepsilon^{5/2} \sin^2 \alpha}, \quad (8)$$

де $q^* = q \cdot \sin \alpha$.

Отримано розв'язувальне звичайне диференціальне рівняння четвертого порядку відносно функції прогину $W_{\text{cone}}(x)$, що дозволяє досліджувати стійкість конічної оболонки, у формі:

$$W_{\text{cone}}^{IV} + \frac{6}{x} W_{\text{cone}}''' + \left(\frac{6}{x^2} - 2\gamma_{\text{cone}}^2 + \frac{\eta_{\text{cone}} p^2}{x^3} \right) W_{\text{cone}}'' - \frac{6\gamma_{\text{cone}}^2}{x} W_{\text{cone}}' - Q_0(x) W_{\text{cone}} = 0, \quad (9)$$

$$\text{де } Q_0(x) = \frac{\eta_{\text{cone}} p^2 \gamma_{\text{cone}}^2}{x^3} + \frac{\chi_{\text{cone}} p^3}{x^3} + \frac{\lambda_{\text{cone}} \gamma_{\text{cone}} p^{5/2}}{x^5} - \frac{p^4}{x^6} + 6 \frac{\gamma_{\text{cone}}^2}{x^2} - \gamma_{\text{cone}}^4.$$

Для розв'язку рівняння (9) застосовується метод фазних інтегралів (метод ВКБ) та гібридний ВКБ-Гальоркін підхід.

Оскільки $n^2 \gg 1$, то δ є великим параметром, розв'язок рівняння (9) подається у вигляді:

$$W_{\text{cone}}(x) = \sum_{j=1}^4 C_j^{\text{WKB}} \psi_{\text{cone},j}^{\text{WKB}}(x), \quad (10)$$

$$\text{де } \psi_{\text{cone},1}^{\text{WKB}}(x) = \operatorname{sh} S_1(x), \quad \psi_{\text{cone},2}^{\text{WKB}}(x) = \operatorname{ch} S_1(x), \quad \psi_{\text{cone},3}^{\text{WKB}}(x) = \sin S_2(x),$$

$$\psi_{cone,4}^{WKB} c(x) = \cos S_4(x), S_j(x) = \delta \int_{x_i}^x F_j(t) dt, j=1,2.$$

Розв'язок рівняння (13) за гібридним ВКБ-Гальоркін методом, який є ефективним як для «малих», так і «великих» параметрів розвинення, має вигляд:

$$W_{cone}(x) = \sum_{j=1}^4 C_j^{Hybr} \psi_{cone,j}^{Hybr}(x), \quad (11)$$

$$\text{де } \psi_{cone,1}^{Hybr}(x) = e^{\Lambda_1 S_1(x)}, \psi_{cone,2}^{Hybr}(x) = e^{\Lambda_2 S_1(x)}, \psi_{cone,3}^{Hybr}(x) = e^{\xi S_1(x)} \sin \zeta S_1(x), \\ \psi_{cone,4}^{Hybr}(x) = e^{\xi S_1(x)} \cos \zeta S_1(x).$$

Розв'язок може бути знайденим зазначеними методами для навантажень, що задовольняють нерівність:

$$\chi_{cone} > \frac{p}{x^3} - \frac{\eta_{cone} \gamma^2}{p} - \frac{\lambda_{cone} \gamma_{cone}}{x^2 \sqrt{p}} - 6 \frac{\gamma_{cone}^2 x}{p^3} + \frac{\gamma_{cone}^4 x^3}{p^3} \quad (12)$$

для всіх $x \in [x_i; x_{i+1}]$.

У кожному з розв'язків (10) або (11) матричне рівняння відсіку конічної оболонки можна записати аналогічно $A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x})$ із співвідношень (5) на базі фундаментальних функцій і їх похідних. Необхідно зазначити, що отримана таким чином фундаментальна матриця $A_{cone}(x_i, x)$, не є нормальною.

Матриця, що характеризує перетворення напружено-деформованого стану циліндричної оболонки при переході через проміжний k -й шпангоут, береться у вигляді:

$$B_{cyl,k} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & G_{cyl,2}^k & 1 & 0 \\ -G_{cyl,1}^k & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (13)$$

$$\text{де } G_{cyl,1}^k = \frac{n^4(n^2-1)^2(EJ)_{xk}}{CR^3}, G_{cyl,2}^k = \frac{n^2(n^2-1)^2(EJ)_{zk}}{C(n^2+1)R^3} - \text{безрозмірні жорсткості}$$

k -го шпангоута на циліндричній оболонці, а J_{xk} , J_{zk} – моменти інерції відповідно при згині шпангоута в площині початкової кривизни і з площини, $(GJ)_{tors,k}$ – крутильна жорсткість.

Матриця перетворення напружено-деформованого стану при переході через i -й шпангоут, розташований на конічній оболонці має вигляд:

$$B_{cone,i} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & G_{cone,2}^i & 1 & 0 \\ -G_{cone,1}^i & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (14)$$

де $G_{cone,1}^i = \frac{n^4(n^2-1)^2(EJ)_{xi}r_0}{Cr_i^4 \cos^3 \alpha}$, $G_{cone,2}^i = \frac{n^2(n^2-1)^2(EJ)_{zi}r_0}{C(n^2+1)r_i^4}$ – безрозмірні

жорсткості i -го шпангоута радіусу r_i , що підкріплює конічну оболонку, r_0 – радіус меншої основи зрізаного конуса.

Для j -ого відсіку циліндричної або конічної оболонки $[x_j, x_{j+1}]$ ($j \in \{0, 1, \dots, m\}$) з матрицею A_j і $(j+1)$ -й шпангоут, що відповідає координаті x_{j+1} , з матрицею B_{j+1} має місце зв'язок між векторами переміщень і їх похідними справа і зліва від $(j+1)$ -го шпангоута:

$$\begin{aligned} B_{j+1} \cdot A_j \cdot \begin{pmatrix} W(x_j) \\ W'(x_j) \\ W''(x_j) \\ W'''(x_j) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & G_2^{j+1} & 1 & 0 \\ -G_1^j & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \psi_1 & \psi_2 & \psi_3 & \psi_4 \\ \psi'_1 & \psi'_2 & \psi'_3 & \psi'_4 \\ \psi''_1 & \psi''_2 & \psi''_3 & \psi''_4 \\ \psi'''_1 & \psi'''_2 & \psi'''_3 & \psi'''_4 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} W(x_j) \\ W'(x_j) \\ W''(x_j) \\ W'''(x_j) \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} \psi_1 & \psi_2 & \psi_3 & \psi_4 \\ \psi'_1 & \psi'_2 & \psi'_3 & \psi'_4 \\ G_2^{j+1}\psi'_1 + \psi''_1 & G_2^{j+1}\psi'_2 + \psi''_2 & G_2^{j+1}\psi'_3 + \psi''_3 & G_2^{j+1}\psi'_4 + \psi''_4 \\ -G_1^j\psi_1 + \psi'''_1 & -G_1^j\psi_2 + \psi'''_2 & -G_1^j\psi_3 + \psi'''_3 & -G_1^j\psi_4 + \psi'''_4 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} W(x_j) \\ W'(x_j) \\ W''(x_j) \\ W'''(x_j) \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} W_-(x_{j+1}) \\ W'_-(x_{j+1}) \\ G_2^j W'_-(x_{j+1}) + W''_-(x_{j+1}) \\ -G_1^j W_-(x_{j+1}) + W'''_-(x_{j+1}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} W_+(x_{j+1}) \\ W'_+(x_{j+1}) \\ W''_+(x_{j+1}) \\ W'''_+(x_{j+1}) \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (15)$$

Нормальна фундаментальна матриця має властивість зсуву. Тому матриця-добуток:

$$H = A_m \cdot B_m \cdot A_{m-1} \cdot B_{m-1} \cdot \dots \cdot B_2 \cdot A_1 \cdot B_1 \cdot A_0 \quad (16)$$

задає зміну напружено-деформованого стану циліндричної частини конструкції, що містить m шпангоутів. У добутку матриць, поданих в співвідношенні (16), $A_i = A_{cyl}(\bar{L}_i)$ ($i = 0, \dots, m_{cyl}$) – матриця відсіку циліндричної оболонки. У випадку, коли шпангоут знаходиться на торці, відповідна матриця, передуюча або безпосередньо наступна за шпангоутом, вибирається для оболонки нульової довжини з відповідною крайовою умовою вільного торця.

Співвідношення (16) використовується для отримання матриці підкріпленої шпангоутами циліндричної частини конструкції. Оскільки фундаментальна матриця конічної оболонки не має властивості нормальності, то для сполучення її відсіків або сполучення конічної частини конструкції з циліндричною необхідно скласти рівняння, яке задає рівність нормальних переміщень і їх похідних в суміжних точках відсіків.

Умови стикування циліндричної і конічної частин конструкції для пошуку критичного навантаження загальної втрати стійкості при заданому зовнішньому навантаженні.

Характеристичне рівняння для визначення критичних навантажень оболонкової конструкції має вигляд визначника блокової матриці. Наприклад, у випадку, коли конструкція містить не більше одного шпангоута, закріпленого на більшій основі конічної частини конструкції, характеристичне рівняння має вигляд:

$$\det \begin{pmatrix} H_{cone}^{(2)}(x_0, x_0) & \Theta^{(2)} \\ \Theta^{(2)} & H_{cyl}^{(2)}(1) \\ H_{cone}^{(4)}(x_0, 1) & H_{cyl}^{(4)}(0) \end{pmatrix} = 0. \quad (17)$$

Тут Θ – нульова матриця, $H_{cone}(x_0, x)$ і $H_{cyl}(\bar{x})$ – матриці конічної і циліндричної частини відповідно. Верхній індекс «(4)» означає, що матрицю у відповідній точці слід брати повною, розмірності 4×4 , а індекс «(2)» припускає виділення з повної матриці двох її рядків, що відповідають граничним умовам на торці. Так, слід вибрати перший і третій рядки отриманої матриці у разі шарнірного закріплення відповідного торця, перший і другий – жорсткого затискання, третій і четвертий – вільного кінця.

У рівняння (17) необхідно підставити

$$H_{cone}(x_0, x_0) = A_{cone}(x_0, x_0), \quad H_{cyl}(0) = A_{cyl}(0) = \Xi. \quad (18)$$

Якщо шпангоут розташований на більшій основі конічної оболонки, то $H_{cone}(x_0, 1) = B_{cone} A_{cone}(x_0, 1)$. Рівняння (18) може бути використаним у разі,

коли на циліндричній оболонці закріплено будь-яке скінченне число шпангоутів. В цьому випадку, для обчислення матриці $H_{cyl}(1)$ застосовується формула (16).

Якщо на конічній частині конструкції містяться шпангоути, розташовані в місцях, відмінних від більшої основи, то для їх урахування необхідно збільшувати розмірність матриці характеристичного рівняння. Приміром, розглядається конструкція, на конічній частині якої розташовано по одному шпангоуту на основах і один шпангоут – проміжний. В цьому випадку характеристичне рівняння подається у вигляді:

$$\det \begin{pmatrix} H_{cone}^{(2)}(x_0, x_0) & \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} \\ \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} & H_{cyl}^{(2)}(1) \\ H_{cone}^{(4)}(x_0, x_1) & H_{cone}^{(4)}(x_1, x_1) & \Theta^{(4)} & \Theta^{(4)} \\ \Theta^{(4)} & H_{cone}^{(4)}(x_1, x_2) & H_{cone}^{(4)}(x_2, x_2) & \Theta^{(4)} \\ \Theta^{(4)} & \Theta^{(4)} & H_{cone}^{(4)}(x_2, 1) & H_{cyl}^{(4)}(0) \end{pmatrix} = 0. \quad (19)$$

У рівнянні (19) необхідно вважати $x_1 = x_0$ при використанні ВКБ-методу або $x_1 = x_0 + \xi$, де $\xi < 1$, для гібридного ВКБ-Гальоркін методу.

Для визначення критичного тиску підкріпленої або непідкріпленої циліндричної оболонки необхідно розв'язати характеристичне рівняння:

$$\det \begin{pmatrix} H_{cyl}^{(2)}(0) \\ H_{cyl}^{(2)}(1) \end{pmatrix} = 0. \quad (20)$$

Оскільки $H_{cyl}(0) = A_{cyl}(0) = \Xi$, то визначник матриці рівняння (41) перетвориться в мінор другого порядку.

Характеристичне рівняння непідкріпленої конічної оболонки має вигляд:

$$\det \begin{pmatrix} A_{cone}^{(2)}(x_0, x_0) \\ A_{cone}^{(2)}(x_0, 1) \end{pmatrix} = 0, \quad (21)$$

а підкріпленої – подається визначником блокової матриці. Наприклад, у випадку конічної оболонки, на якій розташовані два шпангоути на основах і один шпангоут – проміжний, це рівняння має вигляд:

$$\det \begin{pmatrix} H_{cone}^{(2)}(x_0, x_0) & \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} \\ \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} & H_{cone}^{(2)}(x_2, 1) \\ H_{cone}^{(4)}(x_0, x_1) & H_{cone}^{(4)}(x_1, x_1) & \Theta^{(4)} \\ \Theta^{(4)} & H_{cone}^{(4)}(x_1, x_2) & H_{cone}^{(4)}(x_2, x_2) \end{pmatrix} = 0 \quad (22)$$

з позначеннями, аналогічними з (18) і (20).

У випадку, коли циліндричні відсіки вибираються постійної товщини, а конічні – лінійно-змінної, відповідні фундаментальні розв'язки отримуються у замкненому виді. Фундаментальні матриці як для циліндричної, так і для конічної оболонок, будуються так, щоб вони були нормальними, тому характеристичне рівняння для визначення критичних зусиль складеної оболонкової конструкції може бути отримане виділенням відповідного мінору матриці після послідовного здобутку зазначених матриць з урахуванням заданих граничних умов. При цьому, визначення зміни напружено-деформованого стану підкріплених складених оболонкових конструкцій, що вивчаються у роботі, не потребують складання рівнянь спряження.

Методика визначення параметрів однакової стійкості оболонкової конструкції типу «циліндр-конус», підкріпленої проміжними і крайовими шпангоутами, по відношенню до локальних і загальних форми випинання з визначенням жорсткості шпангоутів для забезпечення однакової стійкості конічної й циліндричної секцій комбінованої оболонки і відсіків між проміжними шпангоутами. В якості прикладу розглядалась оболонкова конструкція складної геометричної конфігурації з характеристиками:

$h_0 = 0,2 \text{ см}$, $E = 7 \cdot 10^5 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$, $\nu = 0,32$. Конічна частина конструкції вибиралась з параметрами: $l_1 = 182 \text{ см}$, $l_0 = 0,65 l_1$, $\alpha = 75^\circ$, а циліндрична таким чином, щоб при $R_{\text{cyl}} = l_1 \cos \alpha \approx 47,1 \text{ см}$, $L = 2,5 R_{\text{cyl}}$ обидві частини мали однаковий критичний тиск $q_0 = 0,3187 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$. Жорсткості шпангоутів, розташованих на конічній оболонці, приймалися у вигляді:

$$G_{\text{cone},1}^i = \frac{l_1^3 l_0}{l_i^4 \cos^3 \alpha} \cdot G_{1,i}^*, \quad G_{\text{cone},2}^i = \frac{l_1^3 l_0}{l_i^4} \cdot G_{2,i}^*, \quad (23)$$

$$\text{де } G_{1,i}^* = \frac{n^4 (n^2 - 1)^2 (EJ)_{xi}}{R^3 C \cos^3 \alpha}, \quad G_{2,i}^* = \frac{n^2 (n^2 - 1)^2 (EJ)_{zi}}{C (n^2 + \kappa_i) R^3}.$$

Досліджено конструкції, в яких конічна і циліндрична оболонки підкріплені шпангоутами з рівними значеннями параметра жорсткості $G_{\text{cyl},1}^k = G_{\text{cyl},1}^*$, $G_{\text{cyl},2}^k = G_{\text{cyl},2}^*$, $G_{1,i}^* = G_{\text{cone},1}^*$ і $G_{2,i}^* = G_{\text{cone},2}^*$ для всіх k та i відповідно. Конструкція з вказаними вище параметрами вивчається в трьох випадках: шарнірно оперта на торцях з одним шпангоутом на більшій основі конуса і одним – на лівому торці циліндра, конструкція з двома торцевими шпангоутами на кожній частині і конструкція з трьома шпангоутами на кожній частині, два з яких розташовані на торцях, а один – посередині. У кожному з вказаних випадків, окремо для конічної і циліндричної частин,

побудовані залежності безрозмірного критичного тиску $Q = \frac{q}{q_0}$ від параметрів жорсткості $G_{cone,1}^*$ і $G_{cyl,1}$ відповідно для різних значень $G_{cone,2}^*$ і $G_{cyl,2}$.

Залежності, які наведені на рисунках 5-7 (для конуса – штрихові лінії, для циліндра – суцільні), показують, що зі збільшенням жорсткості шпангоутів критичний тиск стабілізується, як для конічної, так і для циліндричної оболонок.

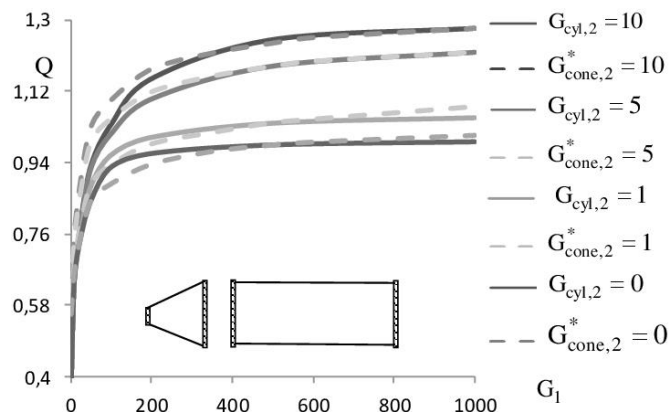


Рисунок 5 – Залежність критичного навантаження від параметру жорсткості шпангоутів (випадок торцевих шпангоутів)

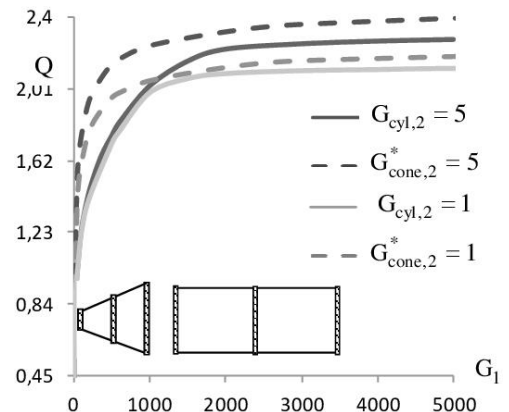


Рисунок 6 – Залежність критичного навантаження від параметру жорсткості шпангоутів (випадок наявності проміжних шпангоутів)

Загальна втрата стійкості непідкріпленої **конструкції типу «циліндр-конус»** з вибраними розмірами відбувається при тиску, який майже на 46% нижче тиску локальної втрати стійкості. Залежності для локальних форм випинання та вплив осьових стискаючих зусиль і крутного моменту наведені на рисунках 7, 8.

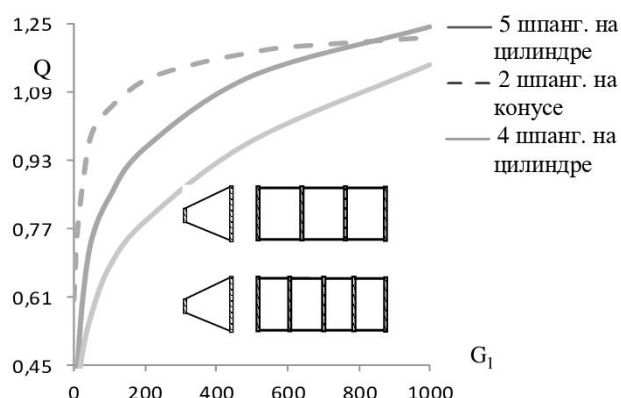


Рисунок 7 – Локальна втрата стійкості конічного та циліндричного відсіків, підкріплених шпангоутами відповідно до схем ($L = 5R_{cyl}$)

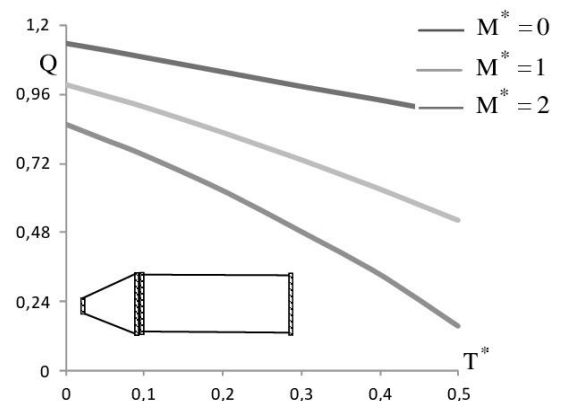


Рисунок 8 – Вплив осевого стискання та крутного моменту на критичний тиск складеної конструкції ($L = 2,5R_{cyl}$)

Для конструкції в цілому проведено аналіз напружено-деформованого стану методом скінченних різниць при заданих параметрах відсіків і жорсткості шпангоутів при зовнішньому тиску, який визначив допустиму кореляцію з результатами аналітичного розрахунку.

П'ятий розділ роботи присвячено одержанню основних диференціальних рівнянь і чисельного розв'язку стійкості перспективної з точки зору сприйняття зовнішнього тиску і осьових зусиль, здатних викликати втрату стійкості первісної форми, оболонкової конструкції типу «бочка-оживало».

Результати чисельного аналізу рівної стійкості підкріплених відсіків оболонки складеної конфігурації наведені на рис. 9.

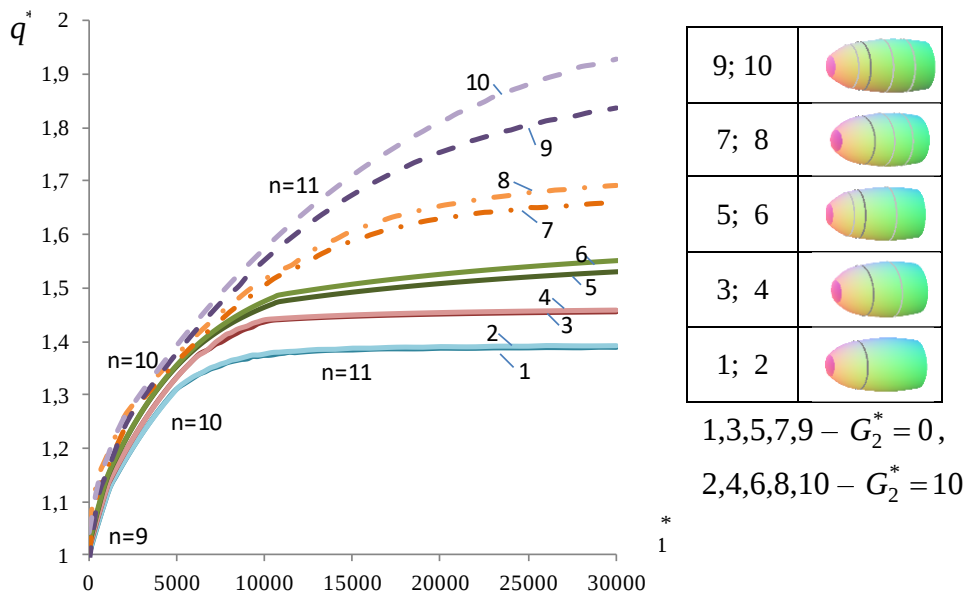


Рисунок 9 – Вплив параметрів жорсткості шпангоутів на величину критичного тиску конструкції «бочка-оживало»

Результати дослідження показали, що за рахунок виникнення при осьовому стисканні розтягувальних зусиль у поперечному напрямку і наявності кривизни поверхні величина критичного зусилля зовнішньому тиску збільшується у 1,5...2 рази.

ВИСНОВКИ

Дисертаційна робота присвячена вирішенню наукових задач, пов'язаних з створенням методів визначення напружено-деформованого стану, руйнівних і критичних навантажень підкріплених оболонкових конструкцій складної конфігурації аерокосмічної техніки під дією комбінованого зовнішнього навантаження з врахуванням особливостей геометричної конфігурації, дискретності розташування проміжних шпангоутів і розробці методики визначення параметрів однакової стійкості відсіків конструкції. Найбільш важливі наукові і практичні результати роботи полягають у наступному:

– на основі аналітичного огляду сучасного стану досліджуваної проблеми за вітчизняними та закордонними публікаціями надано аналіз

підходів і методів визначення напружено-деформованого стану і стійкості оболонкових конструкцій, зокрема МСЕ і гібридними асимптотичними методами;

- вперше запропоновані математична модель і методика чисельного дослідження напружено-деформованого стану та міцності силової оболонкової конструкції, зокрема двигуна РН, в процесі навантаження зростаючим внутрішнім тиском з урахуванням процесів пружно-пластичного деформування;

- запропонована методика і досліджена інтенсивність напруження у підкріпленому паливному баку ракетносія при наявності тріщини у місці знаходження максимального напруження;

- вперше на базі використання методів фазних інтегралів та ВКБ-Гальоркін методу створено асимптотико-чисельний підхід визначення стійкості підкріпленої оболонкової конструкції типу «циліндр-конус» і «бочка-оживало» при комбінованому статичному зовнішньому навантаженні;

- запропонована математична модель реалізована на основі методу початкових параметрів у матричній формі із застосуванням асимптотичних методів для розв'язку сингулярних диференціальних рівнянь із змінними коефіцієнтами, які описують стійкість підкріплених відсіків конструкцій РКТ;

- надано аналіз геометричних параметрів і параметрів жорсткості складеної оболонкової системи по відношенню до локальних і загальних форм випинання для різних комбінацій зовнішнього навантаження і граничних умов;

- отримала розвиток фізична модель деформування підкріпленої кільцевими ребрами оболонки складної конфігурації з урахуванням дискретного характеру розташування і жорсткості шпангоутів з площини початкової кривизни;

- проведено спрямовані обчислення стійкості складеної оболонкової конструкції із різною кількістю проміжних шпангоутів при заданих видах комбінованого зовнішнього навантаження;

- виявлено нові механічні ефекти, зумовлені особливостями геометричної форми конструкції, і характеру навантаження;

- результати дослідження впроваджені у практику Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля»;

- викладений наближений аналітичний підхід і чисельний аналіз можуть служити основою для подальших досліджень в області створення раціональних багатопарових неоднорідних і анізотропних оболонкових конструкцій при дії комбінованого зовнішнього навантаження і базовою оцінкою поведінки оболонкових конструкцій РКТ складної конфігурації для використання методів скінчених і граничних елементів.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Праці, в яких опубліковані основні наукові результати

1. Шевченко Ю. М., Андрушко Н. Ф., Бабешко М. О., Баняс М. В., Галішин О. З., Дегтяренко П. Г., Савченко В. Г., Тонконоженко А. М., Тормахов М. М. Розробка математичних моделей і комп'ютерних технологій для проведення віртуальних руйнівних випробувань оболонкових конструкцій. *Наука та інновації*. 2013. Т. 9, № 6. С. 23-30.
2. Аврамов К. В., Морачковский О. К., Тонконоженко А. М., Кожарин В. Ю., Дегтяренко П. Г. Численный анализ разрушающих нагрузок орбренных баков ракетополетелел. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2014. № 5 (112). С. 40–46
3. Дегтяренко П. Г., Гришак В. З., Дьяченко Н. Н. К расчету на устойчивость комбинированной оболочечной конструкции с учетом дискретности расположения промежуточных шпангоутов. *Проблеми обчислювальної механіки і міцності конструкцій*. 2019. Т. 29. С. 113–131.
4. Дегтяренко П. Г., Гришак В. З., Гришак Д. Д., Дьяченко Н. Н. Постановка и основные разрешающие уравнения задачи устойчивости оболочечной конструкции типа «бочка-оживало» при действии внешнего давления. *Проблеми обчислювальної механіки і міцності конструкцій*. 2019. Т. 30. С. 33–52.
5. Дегтяренко П. Г., Гришак В. З., Гришак Д. Д., Дьяченко Н. Н. К проблеме равноустойчивости подкрепленной оболочечной конструкции при комбинированном нагружении. *Космічна наука і технологія*. 2019. Т. 25, № 6. С. 4–14.
6. Gristchak V., Hryshchak D., Dyachenko N., Degtiarenko P. Stability and rational design of the «barrel-ogive» type strengthened shell structures under combined loading. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2020. 4/7(106). P. 6–15.

Праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

7. Дегтяренко П. Г., Гришак В. З., Гришак Д. Д., Дьяченко Н. Н. Рівностійкість до локальних і загальних форм випинання шпангоутних оболонкових систем ракетополетелел при комбінованому зовнішньому навантаженні. *Актуальні проблеми механіки суцільного середовища і міцності конструкцій*: тези доповідей другої міжнародної наук.-техн. конф. Пам'яті академіка НАН України В. І. Моссаковського (до сторіччя від дня народження). (Дніпро, 10–12 жовтня 2019). Дніпро, 2019. С. 311.
8. Gristchak V. Z., Gomenniuk S. I., Grebeniuk S. N., Larionov I. F., Degtiarenko P. G., Sirenko V. N., Akimov D. V. An Investigation of a Spacecraft's Propellant Tank's Shell's Bearing Strength. *Aviation in the XXI-st Century. Safety in Aviation and Space Technologies: Proceedings the sixth world congress* (Kyiv, September 23-25, 2014). Kyiv, 2014. Vol. 1. P. 1.14.49–1.1451.

АНОТАЦІЯ

Дегтяренко П.Г. Напружено-деформований стан та чисельне моделювання силових конструкцій аерокосмічного машинобудування. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла (технічні науки). – Національний університет «Запорізька політехніка», Запоріжжя, 2021.

Дисертаційна робота присвячена розробці аналітико-чисельних методів до аналізу напружено-деформованого стану та стійкості підкріплених оболонкових конструкцій РКТ складної конфігурації при статичному комбінованому навантаженні з урахуванням особливостей геометричної форми та характеру деформування матеріалу.

З використанням методу початкових параметрів у матричній формі із застосуванням асимптотичних методів запропоновано підхід до розв'язку задач стійкості оболонкових конструкцій складної геометричної конфігурації з урахуванням дискретного розташування проміжних шпангоутів. Запропонована математична модель деформування шпангоутних оболонок типу «циліндр-конус» з урахуванням жорсткості проміжних шпангоутів з площини початкової кривизни і надано чисельний аналіз оболонкових конструкцій складної геометричної форми для різних типів конструкцій. На базі чисельних розрахунків запропоновані граничні криві, які відділяють область стійкості від області нестійкості конструкцій.

Запропоновано алгоритм обчислень раціональних характеристик жорсткості проміжних шпангоутів, які забезпечують однакову стійкість конструкції по відношенню до локальних і загальних форм випинання для оболонкової конструкції типу «бочка-оживало».

Ключові слова: оболонкові системи складної конфігурації, чисельні методи, метод початкових параметрів у матричній формі, сингулярні диференціальні рівняння із змінними коефіцієнтами, гібридні асимптотичні методи, локальні і загальні форми випинання, критичні зусилля, раціональні характеристики жорсткості.

АННОТАЦИЯ

Дегтяренко П.Г. Напряженно-деформированное состояние и численное моделирование силовых конструкций аэрокосмического машиностроения. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.02.04 – механика деформируемого твердого тела (технические науки). – Национальный университет «Запорожская политехника», Запорожье, 2021.

Диссертационная работа посвящена разработке методов анализа напряженно-деформированного состояния и устойчивости подкрепленных оболочечных конструкций сложной конфигурации при статическом

комбинированном нагружении с учетом дискретности расположения промежуточных шпангоутов.

На основе аналитического обзора современного состояния исследуемой проблемы дан анализ методов определения напряженно-деформированного состояния, устойчивости и моделирования оболочечных конструкций сложной геометрии, в том числе аналитико-численными методами. В результате приведенного анализа современного состояния исследуемой проблемы определены актуальные направления исследования несущей способности конструкций аэрокосмической техники, в частности разработка аналитико-численного подхода на основе гибридных асимптотических методов и создание алгоритма расчета равноустойчивости пролетов оболочечной конструкции типа «цилиндр-конус» с учетом жесткости промежуточных шпангоутов и анализом локальных и общих форм выпучивания при комбинированном нагружении внешними усилиями, каждое из которых способно вызвать потерю устойчивости конструкции. С использованием метода начальных параметров в матричной форме на базе асимптотических методов предложен аналитико-численный подход к решению задач устойчивости оболочечных конструкций сложной геометрической конфигурации с учетом дискретного расположения промежуточных шпангоутов.

Предложена математическая модель деформирования шпангоутных оболочек типа «цилиндр-конус» с учетом жесткости промежуточных шпангоутов из плоскости начальной кривизны и дан численный анализ оболочечных конструкций сложной геометрической формы для различных типов конструкций. На базе численных расчетов получены граничные кривые, отделяющие область устойчивости от области неустойчивости конструкций. Предложены алгоритм и сопутствующее программное обеспечение для определения рациональных жесткостных характеристик пролетов и промежуточных шпангоутов, обеспечивающих равноустойчивость конструкции по отношению к локальным и общим формам выпучивания.

Проведенный тестовый расчет на базе метода конечных разностей напряженно-деформированного состояния шпангоутной оболочечной конструкции типа «цилиндр-конус» при действии внешнего давления показал приемлемое соответствие результатам расчета на базе предложенного аналитического подхода. Обнаружены новые механические эффекты, обусловленные особенностями геометрической формы конструкции характера внешней нагрузки. Предложенные подход и методика расчета позволили с достаточно высокой степенью достоверности прогнозировать статические критические нагрузки оболочек вращения сложной конфигурации с определением рациональных жесткостных характеристик.

В качестве перспективной с точки зрения устойчивости предложен метод исследования оболочечной конструкции типа «бочка-оживало» при

действии комбинированного внешнего нагружения равномерным внешним давлением и осевыми сжимающими усилиями.

Ключевые слова: оболочечные системы сложной конфигурации, численные методы, метод начальных параметров в матричной форме, сингулярные дифференциальные уравнения с переменными коэффициентами, гибридные асимптотические методы, локальные и общие формы выпучивания, критические нагрузки, рациональные жесткостные характеристики.

ABSTRACT

Degtjarenko P.G. Stress-strain state and numerical modelling forced structures of airspace machinebuilding. – Manuscript.

Thesis for the degree of a candidate of technical sciences in specialty 01.02.04 – mechanics of a deformable solid (technical sciences). – National University “Zaporizhzhya Polytechnique”, Zaporizhzhya, 2021.

Dissertation work is devoted to creation of analytical and numerical approach for stress-strain and buckling analysis of reinforced shell structures of complicated geometrical forms under static combined loading with influence of circular ribs discreteness.

Using method of initial parameters in matrix form and asymptotic methods the approach for solution of buckling problems for shell structures type “cylinder-cone” is proposed. Mathematical model of deformation ring stiffeners shell structures and numerical analysis for various structures configuration is discussed. On the basis of numerical calculation boundary curves, which separate stable region structure from unstable, are given. The algorithm of numerical calculations of rational parameters of reinforced shell structures with respect to local and global buckling shapes for “barrel-ogive” structure is proposed.

Key words: shell structures of the complicated configuration, numerical methods, method of initial parameters in matrix form, singular differential equations with variable coefficients, asymptotic methods, local an overall buckling shapes, critical forces, rational rigidity parameters.

Підписано до друку 02.04.2021. Формат 60×90/16.
Папір офсетний. Друк цифровий. Гарнітура Times.
Умовн. друк. арк. 0,9. Тираж 100 прим. Зам. № 272.

Запорізький національний університет

69600, м. Запоріжжя, МСП-41
вул. Жуковського, 66
Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготівників
і розповсюджувачів видавничої продукції
ДК № 5229 від 11.10.2016.