

Міністерство освіти і науки України  
Запорізький національний технічний університет

АКІМОВ ДМИТРО ВАСИЛЬОВИЧ



УДК 539.3

**НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН ОБОЛОНКОВИХ  
КОНСТРУКЦІЙ СКЛАДНОЇ КОНФІГУРАЦІЇ  
У ЕКСТРЕМАЛЬНИХ УМОВАХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ**

01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Запоріжжя – 2019

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:**

член-кореспондент НАН України, доктор технічних наук, професор **Гудрамович Вадим Сергійович**, Інститут технічної механіки НАН України і Державного космічного агентства України, завідувач відділом міцності та надійності механічних систем

доктор технічних наук, професор **Аврамов Костянтин Віталійович**, Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України, завідувач відділу надійності та динамічної міцності

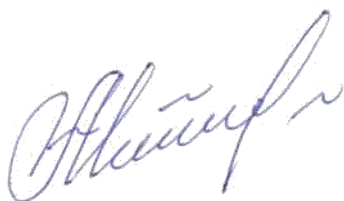
Захист відбудеться «12» лютого 2019 р. о 13<sup>30</sup> годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 17.052.01 при Запорізькому національному технічному університеті за адресою: 69063, м. Запоріжжя, вул. Жуковського, 64, ауд. 153.

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

Автореферат розісланий «10» січня 2019 р.

**Вчений секретар**

спеціалізованої вченої ради,  
доктор технічних наук, професор



О. А. Мітяєв

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** В конструкціях сучасного машинобудування, ракетно-космічної й авіаційної техніки та інших галузях народного господарства широке застосування знаходять оболонкові тонкостінні конструкції складної геометричної конфігурації, які знаходяться під дією зовнішнього силового навантаження. Виходячи з необхідності створення оболонкових конструкцій у вказаних галузях промисловості в останні роки суттєва увага дослідників приділяється аналізу напружено-деформованого стану оболонок складної геометричної форми, які виготовлені із традиційних, зокрема алюмінієвих, та сучасних композиційних матеріалів.

Теоретичні, зокрема аналітичні дослідження напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної конфігурації в умовах, наближених до експлуатаційних, пов'язані із значними труднощами чисельного аналізу складної системи диференціальних рівнянь в частинних похідних із змінними коефіцієнтами, при розв'язанні якої може спостерігатися нестійкість чисельного процесу, що не уможливорює у ряді випадків практичне застосування запропонованих аналітичних підходів.

Конкурентно здатні вироби ракетно-космічної техніки (РКТ) у зв'язку з новими представленнями розвитку даної галузі і вирішуваних завдань вимагають постійного вдосконалення процесу проектування конструкцій на базі сучасного математичного забезпечення з врахуванням досвіду використання вітчизняних і зарубіжних систем автоматизованого проектування (САПР) або САД (Computer-Aided Design) і систем автоматизації інженерних розрахунків і аналізу (CAE), що дозволяють моделювати, зокрема процеси деформації, вичерпання несучої здатності і руйнування конструкцій складної конфігурації, що працюють в екстремальних умовах експлуатації. До найбільш поширених спеціалізованих CAE- систем можна віднести такі програмні комплекси, як ANSYS, Nastran, Abacus та інші. Слід зазначити, що, наприклад, програмні комплекси MSC.Patran і MSC.Nastran досить широко використовуються в ракетно-космічній техніці.

Надійне математичне забезпечення, особливо передвипробувальне моделювання, має високий статус у зв'язку з можливістю значного полегшення корпусних силових елементів ракети-носія, зокрема міжступеневих відсіків, головного обтічника і розгінного блоку, а також зниженням, у ряді випадків, натурних повторних випробувань за умови забезпечення поглибленого аналізу на міцність. Наприклад, якісне ускладнення завдань міцності конструкцій з високоміцних алюмінієвих сплавів, що вирішуються за допомогою комп'ютерних технологій, приводить до необхідності скінченно-елементних моделей розрахунків з врахуванням реальних діаграм нелінійної деформації матеріалу. Природно, принциповим питанням для розраховувача є вибір програмного продукту і вдосконалення математичного забезпечення для вирішення конкретних завдань.

Тому при створенні конструкцій та систем нової техніки необхідні надійні підходи, методи та алгоритми розрахунків, які можуть прогнозувати граничні стани конструкцій на базі чисельних методів без проведення дорогого та довготривалого експериментального відпрацювання. Враховуючи необхідність дослідження

напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної геометрії при комбінованому зовнішньому навантаженні в умовах, наближених до експлуатаційних, що визначається тенденціями розвитку механіки деформівного твердого тіла і практичними запитами, можна зробити висновок про актуальність розробки та вдосконалення існуючих чисельних методів розрахунку напружено-деформованого стану оболонкових систем, які застосовуються, зокрема, у ракетно-космічній техніці на основі методу скінчених елементів з аналізом результатів експериментального дослідження конструкцій-свідків. Даним дослідженням і присвячена дисертаційна робота.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Проведені у дисертаційній роботі дослідження виконані в межах науково-дослідних робіт кафедри прикладної математики і механіки Запорізького національного університету із застосуванням експериментальної бази підприємства «КБ Південне» в рамках держбюджетної теми Міністерства освіти і науки України № 0115U00761 «Математичне моделювання конструкцій неоднорідної структури на базі сучасних комп'ютерних технологій», а також «Концепції Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми на 2013-2017 роки» та «Стратегії космічної діяльності України на період до 2022 року», затвердженої Наказом Державного космічного агентства України № 100 від 21.05.2015.

**Мета і задачі дослідження.** Метою дисертаційної роботи є розробка методів до аналізу напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної конфігурації при статичному комбінованому навантаженні і експериментальне дослідження здатності виробів до сприйняття заданих зовнішніх силових навантажень. Основним завданням роботи є створення підходів і методів визначення руйнівних навантажень при деформації оболонкових конструкцій ракетно-космічної техніки під дією комбінованого вантаження з врахуванням пластичних деформацій матеріалу і розробка методики чисельного прогнозування зон руйнування за наявності температурних навантажень на основі чисельного і експериментального дослідження. Реалізація мети дисертаційного дослідження полягає у вирішенні наступних завдань:

- дослідити стан проблеми розробки методів дослідження напружено-деформованого стану оболонок складної форми;
- запропонувати підхід до визначення напружено-деформованого стану паливних баків ракети – носія у вигляді комбінації оболонок;
- запропонувати математичну модель деформації перехідного відсіку з урахуванням пластичних властивостей матеріалу;
- модифікувати модель деформування паливних баків з урахуванням температурних навантажень;
- виявити зони найбільш вірогідного руйнування конструкції на основі аналізу візуалізації полів деформацій і напружень;
- дослідити вплив крайових ефектів, обумовлених наявністю підкріплюючих шпангоутів.

**Об'єктом дослідження** є процеси деформування та руйнування оболонкових конструкцій з технологічними особливостями геометричної форми.

**Предмет дослідження** – напружено-деформований стан оболонкових конструкцій складної геометрії при комбінованому зовнішньому навантаженні в умовах, наближених до експлуатаційних.

**Методи дослідження.** Метод скінченних елементів, експериментальний метод дослідження натурних конструкцій-свідків.

**Наукова новизна отриманих результатів** полягає у наступному:

- вперше, з використанням просторових скінченних елементів і оболонкових ефектів, створено підхід визначення напружено-деформованого стану оболонок складної форми, зокрема паливних баків двох модифікацій – у вигляді комбінації циліндричної оболонки і двох півсфер і у вигляді комбінації півсфери і зворотного конуса на основі теорії Тимошенко-Міндіна;

- запропонована математична модель деформації перехідного відсіку і паливних баків, що враховує зміну механічних характеристик матеріалу в результаті переходу в пластичний стан під дією силових навантажень. Дана модель реалізована у вигляді ітераційного процесу, згідно з яким нелінійна задача зводиться до вирішення послідовності лінійних задач. В результаті надано аналіз впливу геометричних і механічних характеристик досліджуваних конструкцій складної конфігурації на напружено-деформований стан силових елементів ракетно-космічної техніки в екстремальних умовах експлуатації;

- отримала розвиток фізична модель деформування паливних баків складної конфігурації, що враховує вплив температурних навантажень;

- на основі аналізу візуалізації полів деформацій і напружень по поверхні оболонок складної геометричної форми і цільового експериментального дослідження виявлені зони найбільш вірогідного руйнування конструкції;

- запропоновано чисельний підхід до аналізу впливу крайових ефектів, обумовлених наявністю в конструкції підкріплюючих шпангоутів.

**Практичне значення отриманих результатів** полягає в аналізі напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій ракетно-космічної техніки на основі запропонованих підходів і відповідного програмного забезпечення з урахуванням особливостей геометричної форми і характеру зовнішнього навантаження. Відпрацьована методика експериментального визначення руйнівних деформацій конструкцій РКТ на фрагментах-свідках, що дозволяє прогнозувати напружено-деформований стан оболонкових конструкцій складної конфігурації з композиційних матеріалів при екстремальних умовах експлуатації розрахунковими методами без проведення дорогого і тривалого натурального експериментального випробування.

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

**Особистий внесок здобувача.** За результатами дослідження опубліковані наукові праці [1-13]. Основні положення й результати дисертаційної роботи, які виносяться на захист, отримані здобувачем самостійно. Наукові праці [1-5, 8-10, 12] виконані у співавторстві з науковим керівником професором Гришаком В.З. У спільних публікаціях за темою дисертації особистий внесок автора включає скінченно-елементну модель та чисельну реалізацію визначення напружено-деформованого стану тришарової конструкції космічного модулю [1], порівняння

методики розрахунку напружено-деформованого стану [2], експериментальне дослідження деформованого стану і міцності між ступеневого відсіку при зовнішньому статичному навантаженні [3], математичне моделювання та програмне забезпечення аналізу міцності силових оболонкових елементів космічних літальних апаратів [4-7, 11, 13].

Постановка задач теоретичного і експериментального дослідження, методів чисельної реалізації, а також інтерпретація отриманих результатів проводились разом з науковим керівником і співавторами публікацій.

**Апробація результатів дисертації.** Основні положення дисертації доповідались і обговорювались на Six World Congress «Aviation in XXI-st Century. Safety in Aviation and Space Technologies» (Kiev, 2014); V Міжнародній науково-технічній конференції «Актуальні проблеми прикладної механіки та міцності конструкцій» (м. Запоріжжя, 21-24 травня 2015 р.); на VI Міжнародній конференції «Space technologies: present and future», (м. Дніпро, 23-26 травня 2017 р.); на Четвертій Міжнародній конференції студентів, магістрів та аспірантів «Інформатика, управління, штучний інтелект» (м. Харків, 21-23 листопада 2017 р.); на I Міжнародній науково-технічній конференції «Динаміка, міцність та моделювання в машинобудуванні» (м. Харків, 10-14 вересня 2018 р.). Дисертація в цілому розглядалася на розширеному засіданні кафедри прикладної математики і механіки Запорізького національного університету, а також на між кафедральному спеціалізованому семінарі «Механіка деформівного твердого тіла» під керівництвом д.ф.-м.н., професора В. І. Пожуєва при Запорізькому національному технічному університеті.

**Публікації.** За результатами виконаних досліджень опубліковано 13 робіт, в яких відображено основний зміст дисертаційної роботи та етапи її підготовки. З них: 5 робіт – у спеціалізованих виданнях згідно з Постановами МОН України, 1 робота – у міжнародному періодичному виданні, яке входить до науково-метричних баз даних, 7 тез 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 159 сторінок. Основна частина викладена на 103 сторінках, містить 70 рисунків, 27 таблиць, список використаних джерел з 141 найменувань на 16 сторінках та 6 додатків на 21 сторінці.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі дисертаційної роботи подано її загальну характеристику, обґрунтовано актуальність теми дослідження, окреслено її зв'язок з науковими темами Запорізького національного університету та 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 та особистий внесок здобувача, апробацію результатів дисертації, її структуру та обсяг.

У першому розділі на основі аналізу інформаційних джерел надано аналітичний огляд сучасного стану проблем дослідження за темою дисертації,

обґрунтовано необхідність їх подальшого вивчення та розв'язку, актуальність теми дисертаційної роботи.

Основні ідеї розвитку методів дослідження напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій і фундаментальні результати аналізу були закладені у працях, включаючи оглядові статті і монографії, вчених-механіків багатьох країн: Авдоніна О. С., Амбарцумяна С. О., Артюхіна Ю. П., Аврамова К. В., Вольміра А. С., Василенко А. Т., Васильєва В. В., Гудрамовича В. С., Галімова Н. К., Горшкова А. Г., Ганієва Н. С., Григолюка Е. І., Гузя О. М., Гуляєва В. І., Грищака В. З., Гоменюка С. І., Гребенюка С. М., Дегтярьова О. В., Копнова В. О., Конюхова С. М., Кармішина О. В., Карпова В. В., Клименка Д. В., Кубенка В. Д., Курпи Л. В., Ларіонова І. Ф., Мяченкова В. І., Морачковського О. М., Моссаковського В. І., Максименка-Шейка К. В., Неміша Ю. Н., Пожуєва В. І., Прусакова А. П., Рассказова А. О., Рвачова В. Л., Сінюкова С. М., Саченкова А. В., Сіренка В. М., Товстіка П. Є., Терегулова А. Г., Тонконоженка А. М., Фролова О. М., Шейко Т. І., Шульги Н. А., Хоми І. Ю., Черних К. Ф., Чопорова С. В., Weingarten V. I., Morgan E. J., Seide P., Carrera E., Brischetto S. A., Teichman F. K., Wang C. T., Vu-Quoc L., Deng H., Tan X. G., Sai V. S., Murthy V. B. K., Rao G. S., Zhang Y., Xia Z., Ellyin F., Knight M. G., Wrobel L. C., Henshall J. L., Seidel G. D., Allen D. H., Helms K. L. E., Groves S. E. та інших.

В результаті наведеного аналізу сучасного стану проблеми дослідження напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної конфігурації і математичного забезпечення розрахунку міцності конструкцій ракетно-космічної техніки можна виділити наступні актуальні напрямки дослідження: вдосконалення методів аналітичної оцінки міцності і стійкості тонкостінних конструкцій; вдосконалення чисельних методів аналізу механічних характеристик композиційних матеріалів; розробка програмних комплексів і САПР, що автоматизують аналіз напружено-деформованого стану з візуалізацією досліджуваних процесів.

В рамках першого напрямку актуальним є розвиток методів оцінки несучої здатності з урахуванням властивостей використовуваних у ракетах-носіях (РН) композиційних матеріалів. Для багатошарових елементів РН доцільним є розвиток методів оцінки поведінки конструкцій з урахуванням відповідної плоскості ізометрії механічних властивостей, які можуть бути використані в якості нульового або оціночного рішення.

В рамках другого напрямку найбільш актуальним є розвиток методів чисельного аналізу напружено-деформованого стану багатошарових оболонок при комбінованому навантаженні. Тут найбільш перспективні підходи на основі методу скінченних елементів: плоскі поверхневі елементи; об'ємні елементи (тетраедри або шестигранники) для дослідження напружено-деформованого стану з урахуванням пластичних деформацій матеріалу і характеру руйнування конструкції.

Практичне використання методу скінченних елементів з обчислювальної точки зору є екстенсивним (вимагає значних обсягів пам'яті і процесорного часу). Отже, одним з найбільш актуальних напрямків розвитку третього напрямку є розробка і реалізація паралельних версій відповідних обчислювальних методів. При цьому важливим є розробка способів введення вихідної інформації (завдання

параметрів моделі) і представлення результатів розрахунків з урахуванням наочності інтерфейсу користувача.

На підставі проведеного аналізу можна зробити висновок про те, що розробка методів геометричного моделювання є самостійною проблемою з точки зору практичного застосування в РКТ.

Експериментальне дослідження несучої здатності натурних зразків-свідків вимагає подальшого вдосконалення методики випробувань при комбінованому статичному навантаженні в умовах, наближених до експлуатаційних.

У другому розділі отримав розвиток метод скінченно-елементного аналізу напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної геометричної конфігурації, що дозволило знизити вимоги до обчислювальних ресурсів. Досліджено міцність перехідного відсіку ракети-носія «Циклон-4» на базі запропонованого підходу із застосуванням методу змінної жорсткості.

Математична модель РН з аналогією пластин загальної форми здобута на основі теорії Тимошенко-Міндліна (теорія зсувних деформацій першого порядку). У такому випадку енергія деформації скінченного елемента об'єму  $V_e$  приймає вигляд:

$$U_p = \frac{1}{2} d_e^T \int_{V_e} (z^2 B_f^T D_f B_f) dV_e d_e + \frac{\kappa}{2} d_e^T \int_{V_e} (B_c^T D_c B_c) dV_e d_e, \quad (1)$$

де  $d_e^T = \{w_1 \theta_{x1} \theta_{y1} \dots w_m \theta_{xm} \theta_{ym}\}$  – вектор узагальнених переміщень ( $w$  – прогин серединної поверхні,  $\theta_x$ ,  $\theta_y$  – звороти нормалі серединної площини відносно відповідних координат);  $B_f$  и  $B_c$  – матриці зв'язків між переміщеннями і деформаціями;  $D_f$  и  $D_c$  – матриці зв'язків між напруженнями і деформаціями у; параметр  $\kappa$  – коефіцієнт, що враховує нерівномірність розподілу дотичних напружень по перерізу (для ізотропного матеріалу можна прийняти  $\kappa = 5/6$ );  $m$  – кількість вузлів у скінченному елементі ( $m = 3$  – трикутник,  $m = 4$  – чотирикутник).

Матриці зв'язків між переміщеннями і деформаціями для ізотропного матеріалу мають вигляд:

$$B_f = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \dots & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial x} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \dots & 0 & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & \dots & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} & \frac{\partial N_m}{\partial x} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$B_c = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & N_1 & 0 & \dots & \frac{\partial N_m}{\partial x} & N_m & 0 \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & N_1 & & \frac{\partial N_m}{\partial y} & 0 & N_m \end{bmatrix},$$



де  $N_i$  – функція форми  $i$ -го вузла скінченного елемента.

Матриці зв'язків між напруженнями і деформаціями відповідають плоско напруженому стану і приймають вид:

$$D_f = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix}, \quad D_c = \begin{bmatrix} G & 0 \\ 0 & G \end{bmatrix}, \quad (3)$$

де  $E$  – модуль Юнга;  $\nu$  – коефіцієнт Пуассона;  $G$  – модуль зрушення.

У випадку, коли пластинка складається з  $k$  шарів, після інтегрування (1) за товщиною здобувається вираз для матриці жорсткості:

$$K_{ep} = \sum_{i=1}^k \left[ \frac{z_i^3 - z_{i-1}^3}{3} \int_{\Omega_e} (B_f^T D_{fi} B_f) d\Omega_e + \kappa (z_i - z_{i-1}) \int_{\Omega_e} (B_c^T D_{ci} B_c) d\Omega_e \right], \quad (4)$$

де  $D_{fi}$  і  $D_{ci}$  – матриці зв'язків між напруженнями і деформаціями  $i$ -го шару;  $[z_{i-1}; z_i]$  – границі  $i$ -го шару за товщиною, які у припущенні, що  $h_i$  товщина  $i$ -го шару, приймають вигляд:

$$H = \sum_{i=1}^k h_i; \quad z_0 = -\frac{H}{2}; \quad z_i = z_{i-1} + h_i, \quad i = \overline{1, n}. \quad (5)$$

У випадку оболонки загальної форми у формулу енергії деформацій додається складова, яка відповідає енергії мембранних деформацій:

$$U_p = \frac{1}{2} d_e^T \int_{V_e} (B_m^T D_f B_m) dV_e d_e + \frac{1}{2} d_e^T \int_{V_e} (z^2 B_f^T D_f B_f) dV_e d_e + \frac{\kappa}{2} d_e^T \int_{V_e} (B_c^T D_c B_c) dV_e d_e, \quad (6)$$

Якщо оболонка складається з  $k$  шарів, після інтегрування (6) за товщиною у місцевій системі координат, здобувається матриця жорсткості:

$$K_{es}^l = \sum_{i=1}^k \left[ (z_i - z_{i-1}) \int_{\Omega_e} (B_m^T D_{fi} B_m) d\Omega_e + \frac{z_i^3 - z_{i-1}^3}{3} \int_{\Omega_e} (B_f^T D_{fi} B_f) d\Omega_e + \kappa (z_i - z_{i-1}) \int_{\Omega_e} (B_c^T D_{ci} B_c) d\Omega_e \right],$$

$$K_s = T^T K_{es}^l T, \quad (7)$$

де  $T$  – матриця направляючих косинусів місцевої системи координат.

Ансамблювання глобальної матриці жорсткості і побудова вектору навантажень здійснюється за стандартними процедурами.

Запропоновано дослідження напружено-деформованого стану оболонок РКТ складної конфігурації при комплексному впливі статичних навантажень, зокрема:

- надана оцінка напружено-деформованого стану міжступеневого відсіку тришарової конструкції з вуглепластика за результатами розрахунків перед проведенням випробувань;
- проведено аналіз результатів випробувань міжступеневого відсіку тришарової конструкції з вуглепластика і порівняння з результатами розрахунків;
- порівняльний аналіз деформацій досліджуваної конструкції показав достатню якісну і чисельну збіжність розрахункових і експериментальних даних.

В якості граничних умов прийнята система осьових і тангенціальних зв'язків на нижньому шпангоуті між ступеневого відсіку, що відповідає схемі розташування кріплення. Розрахунок НДС виконаний за допомогою програмного комплексу MSCNASTRAN. При побудові скінченно-елементної моделі міжступеневого відсіку були використані наступні типи кінцевих елементів :

- для моделювання технологічних обичайок – оболонковий кінцевий елемент з пружними властивостями, що відповідають матеріалу обичайок;
- для моделювання оболонки міжступеневого відсіку – шаруватий кінцевий елемент з відповідними пружними властивостями кожного шару;
- для моделювання нижнього і верхнього шпангоутів міжступеневого відсіку – балочний кінцевий елемент з пружними властивостями.

Скінченно-елементна модель міжступеневого відсіку, що імітує навантаження при експлуатації РКН, представлена на рисунку 1.

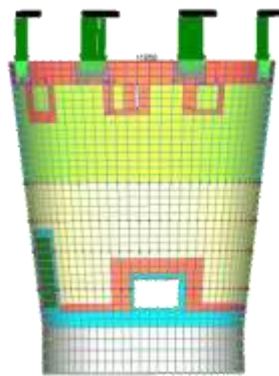
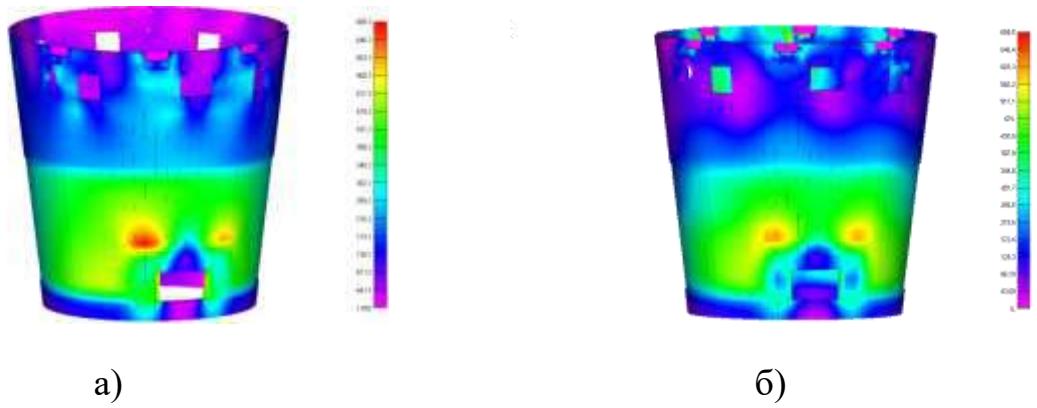


Рисунок 1 – Скінченно-елементна модель міжступеневого відсіку, що імітує навантаження при експлуатації РКН

Максимальні осьові деформації в зовнішній і внутрішній обшивці тришарової оболонки міжступеневого відсіку були зареєстровані в стислій зоні в районі переходу від посилення в окантовці нижніх люків до не посиленого тришарового пакету. В процесі випробувань проведені вимірювання фактичних відносних деформацій. Розподіл максимальних напружень зрушення та розрахункових осьових деформацій в зовнішній обшивці між ступеневого відсіку, відповідний навантаженню при випробуваннях, представлено на рисунках 2-4.



а) у обшивках міжступеневого відсіку при випробувальних навантаженнях (випадок навантаження – «Політ РКН»); б) в обшивках міжступеневого відсіку при розрахункових навантаженнях (випадок навантаження – «Політ РКН»)  
Рисунок 2 – Розподіл максимальних розрахункових напружень

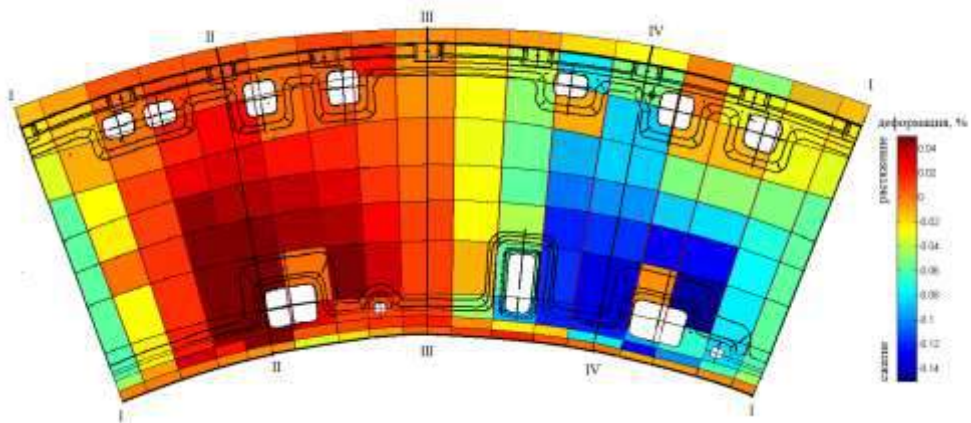


Рисунок 3 – Розподіл фактичних меридіональних деформацій в зовнішній обшивці міжступеневого відсіку при проведенні випробувань

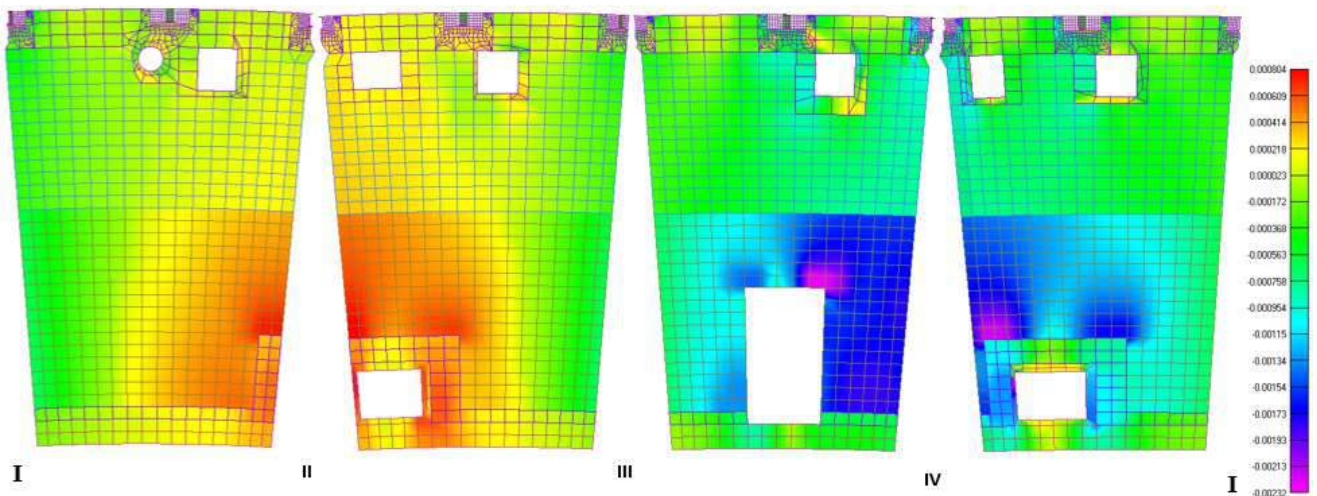


Рисунок 4 – Розподіл максимальних розрахункових меридіональних деформацій у зовнішній оболонці міжступеневого відсіку

Результати розрахункової оцінки несучої здатності міжступеневого відсіку (МСВ з ПКМ) для випадку навантаження стискаючою осьювою силою показали, що розрахункова максимальна сила дорівнює:  $T_{\text{розр.}} = 265,676$  тс. При проведенні випробувань МСВ з ПКМ реалізована випробувальна еквівалентна осьова стискаюча сила  $T_{\text{випр.}} = 265,10 \sim 269,11$  тс.

Загальний вигляд експериментальної установки, деформації обшивки корпусу міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву та значення статичних випробувань на випадок «Транспортування РКН» наведені на рисунках 5-8.

Наведені дані дозволяють зробити висновок про достатню збіжність розрахункових даних, і даних отриманих при випробуваннях МСВ з ПКМ.



Рисунок 5 – Загальний вигляд експериментальної установки



Рисунок 6 – Деформації обшивки корпусу міжступеневого відсіку у вигляді «хлопунів» між площинами II и III

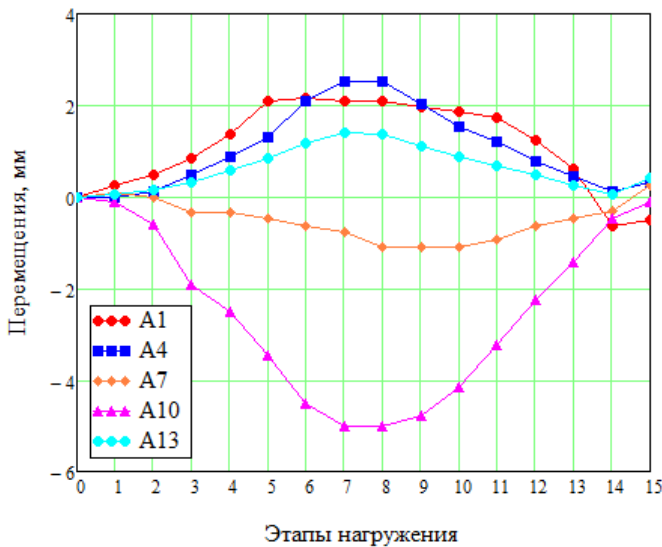


Рисунок 7 – Значення осьових переміщень у верхньому перерізі МСВ випадок «Транспортування РКН»

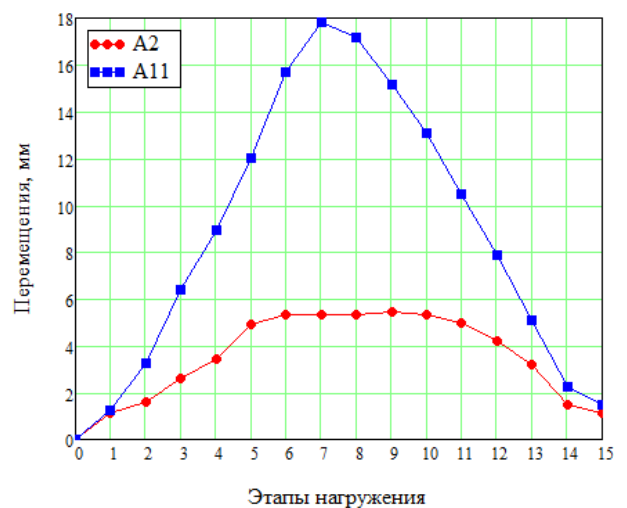


Рисунок 8 – Значення осьових переміщень у нижньому перерізі МСВ випадок «Транспортування РКН»

Приведені особливості математичного моделювання силових конструкцій складної конфігурації на базі скінченно-елементних моделей в розрахункових програмних комплексах, а також досліджено вплив характеру армування матеріалу тришарової конструкції міжступеневого відсіку на напружено-деформований стан і міцність.

У третьому розділі дан аналіз результатів експериментального дослідження конструкції міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву, визначення його міцності під дією осьової стискаючої сили і наведені порівняння результатів випробувань з результатами проведених розрахунків методом скінченних елементів. Результати розрахункової оцінки несучої здатності міжступеневого відсіку з алюмінію для випадку навантаження максимальною осьовою стискаючою силою показали, що розрахункова критична осьова стискаюча сила:  $T_{розр.} = 287,493$  тс. Руйнування конструкції міжступеневого відсіку при проведенні випробувань сталося при досягненні осьової стискаючої сили значення:  $T_{випр.} = 295,9$  тс. Наведені дані дозволили зробити висновок про достатню збіжність розрахункових даних і значень зусиль, отриманих при випробуваннях міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву, що підтверджує достовірність результатів досліджень.

Загальний вигляд експериментальної установки та характер руйнування міжступеневого відсіку надані на рисунках 9-10.



Рисунок 9 – Загальний вигляд конструкції-свідка



Рисунок 10 – Руйнування міжступеневого відсіку

Порівняння форми руйнування корпусу міжступеневого відсіку при проведенні експериментальних випробувань з розрахунковою формою руйнування наведені на рисунках 11-12.



Рисунок 11 – Експериментальна форма руйнування



Рисунок 12 – Теоретична форма руйнування



У четвертому розділі дисертації для чисельної оцінки характеристик паливного баку третьої ступені ракети-носія (РН) «Циклон-4» на міцність був виконаний аналіз його пружно-пластичного стану. Загальна схема конструкції наведена на рисунку 13.

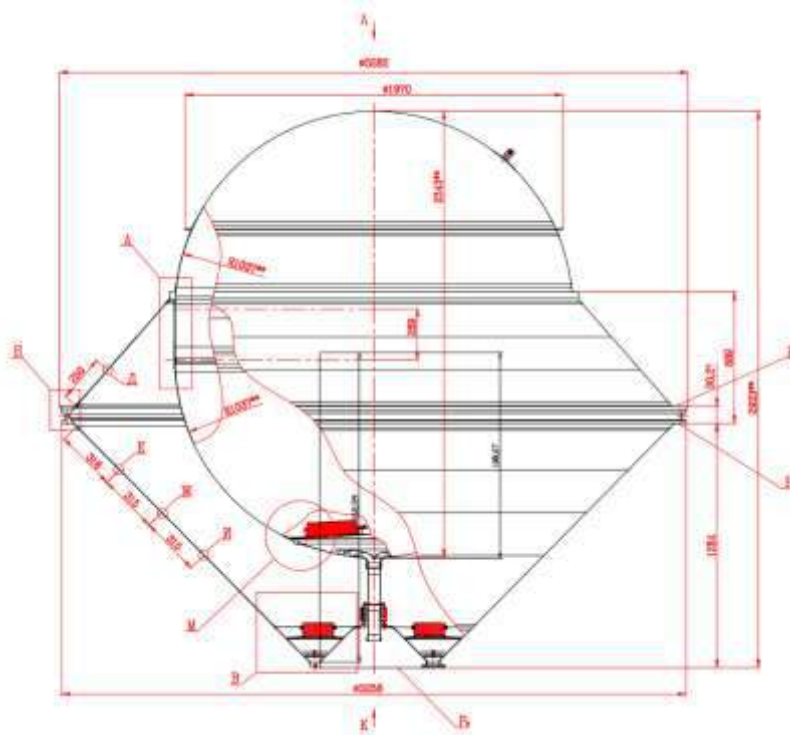


Рисунок 13 – Схема паливного баку третьої ступені

Розрахунок проводився за допомогою спеціально розробленої програмної системи QFEM. Створена комп'ютерна геометрична модель баку, яка зображена на рисунку 14 (з міркувань симетрії модель побудована для чверті баку).

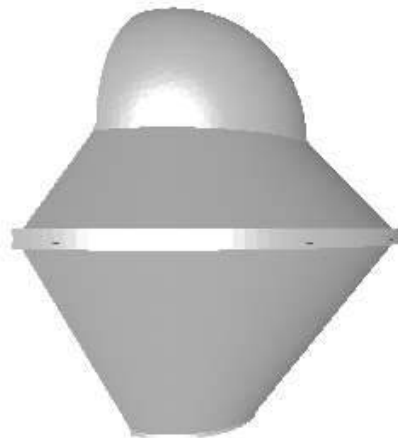


Рисунок 14 – Геометрична модель паливного баку

Геометрична модель описувалася за допомогою технології конструктивної блочної геометрії CSG (ConstructiveSolidGeometry). Скінченно-елементна модель баку та схема вузлових навантажень, що моделюють внутрішній тиск в баку, надані на рисунку 15, 16.

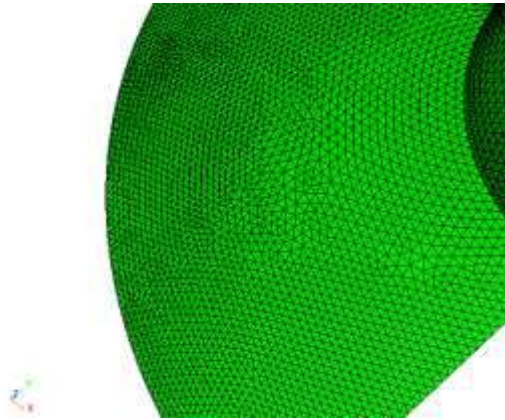


Рисунок 15 – Скінченно-елементна модель баку

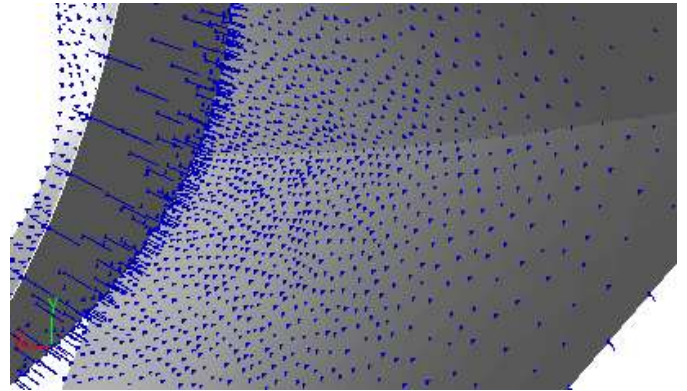


Рисунок 16 – Схема навантаження внутрішнім тиском

Для здобуття дискретної скінченно-елементної моделі баку використаний фронтальний алгоритм. На рисунку 16 приведена скінченно-елементна модель баку (фрагмент), що складається з 76919 вузлів і 228519 просторових скінченних елементів у формі чотирьох вузлового (лінійного) третраедра. Розрахунок виконувався при наступних фізичних параметрах: модуль Юнга – 6,5 МПа, коефіцієнт Пуассона – 0,3.

В якості методу лінеаризації даної крайової задачі використаний метод змінної жорсткості. В результаті виконання розрахунку здобуто руйнівне значення внутрішнього тиску. Розподіл компонент вектору переміщень по конструкції приведений на рисунках 17-18. Скінченно-елементна модель паливного баку та розподіл інтенсивності напруги надано на рисунках 19-20. Загальний вигляд експериментальної установки та початок руйнування паливного відсіку надано на рисунку 21.

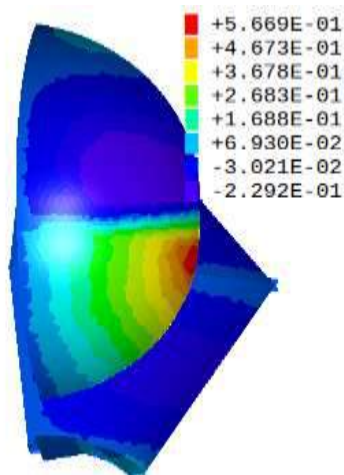


Рисунок 17 – Розподіл компоненти переміщень  $u$

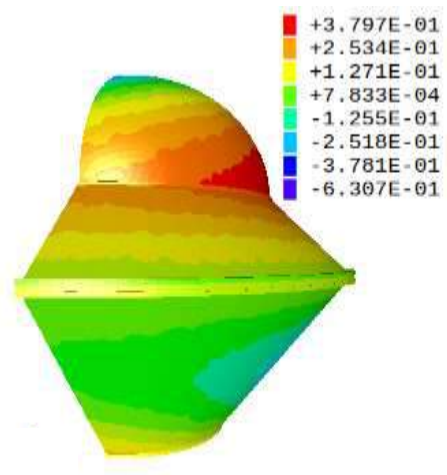


Рисунок 18 – Розподіл компоненти переміщень  $v$

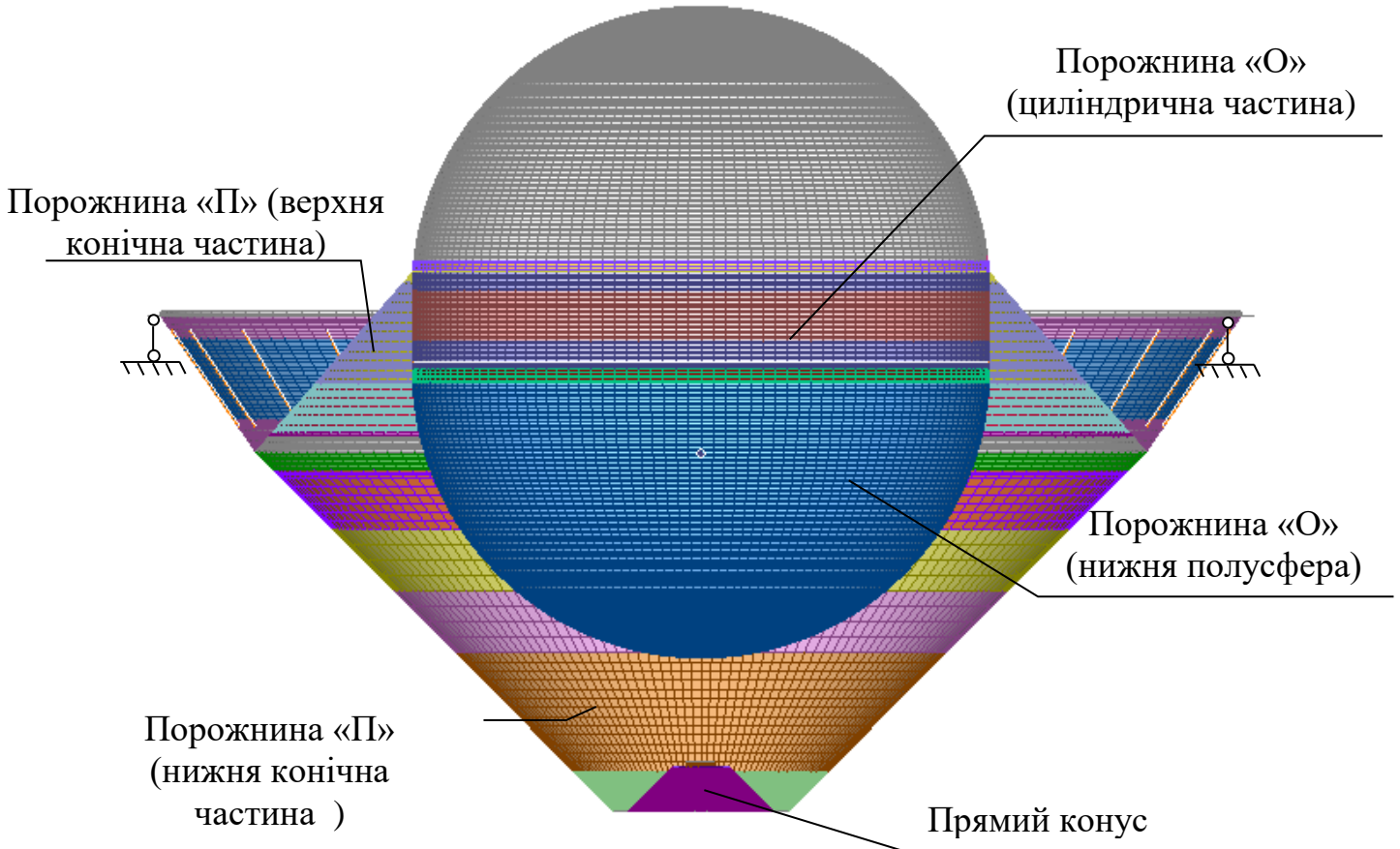


Рисунок 19 – Скінченно-елементна модель паливного баку

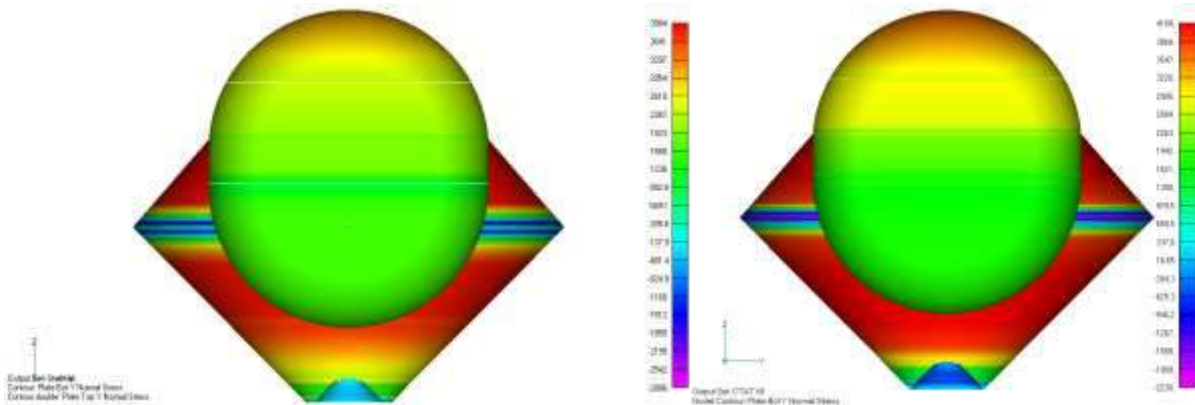
а)  $P_n = 5,7 \text{ МПа}$ ; б)  $P_n = 6,782 \text{ МПа}$ 

Рисунок 20 – Максимальні розрахункові кільцеві напруження баку «П» при дії розрахункового надлишкового внутрішнього тиску





Рисунок 21 – Загальний вигляд експериментальної установки (початок руйнування паливного відсіку)

Розрахунки проведено також методом скінченних елементів за допомогою програмного комплексу MSC.Nastran. При розрахунках враховувалися геометрична і фізична нелінійність («великі» переміщення та пластичні деформації матеріалів корпусу паливного бака). Проведено порівняння картини руйнування паливного бака при статичних випробуваннях з результатами розрахунків. Розрахунки та експериментальні результати показали досить високу кореляцію.

У **п'ятому розділі** на основі запропонованого чисельного аналізу напружено-деформованого стану надані результати дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції головного обтічника під дією комбінації силових чинників. Представлено розподіл максимальної інтенсивності напруги у оболонковій конструкції залежно від кута армування і товщини заповнювача.

## ВИСНОВКИ

Дисертаційна робота присвячена вирішенню науково-практичної проблеми, пов'язаної з створенням підходів визначення руйнівних навантажень оболонкових конструкцій складної конфігурації ракетно-космічної техніки під дією комбінованого зовнішнього навантаження з врахуванням пластичних деформацій матеріалу і розробка методики чисельного прогнозування зон руйнування на основі чисельного і експериментального дослідження. Найбільш важливі наукові і практичні результати роботи полягають у наступному:

- на основі аналітичного огляду сучасного стану досліджуваної проблеми дано аналіз методів визначення напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної конфігурації, зокрема методом геометричного моделювання;
- вперше з використанням просторових скінченних елементів і оболонкових

ефектів створено підхід визначення напружено-деформованого стану паливних баків двох модифікацій – у вигляді комбінації циліндричної оболонки і двох півсфер і у вигляді комбінації півсфери і зворотного конуса на основі теорії Тимошенко-Міндліна;

- запропонована математична модель деформації міжступеневого відсіку і паливних баків, що враховує зміну механічних характеристик матеріалу в результаті переходу в пластичний стан під дією силових навантажень. Дана модель реалізована у вигляді ітераційного процесу, згідно з яким нелінійна задача зводиться до вирішення послідовності лінійних задач. В результаті надано аналіз впливу геометричних і механічних характеристик досліджуваних конструкцій складної конфігурації на напружено-деформований стан силових елементів ракетно-космічної техніки в екстремальних умовах експлуатації;

- отримала розвиток фізична модель деформування паливних баків складної конфігурації, що враховує вплив температурних навантажень;

- на базі методу скінченних елементів запропоновано програмне забезпечення для дослідження напружено-деформованого стану та міцності оболонкових відсіків РКТ складної конфігурації при статичному комбінованому навантаженні з візуалізацією розподілу напружень і деформацій по поверхні конструкції з метою визначення можливих зон руйнування;

- вдосконалена методика експериментального визначення руйнівних деформацій конструкцій РКТ на фрагментах-свідках, що дозволяє прогнозувати напружено-деформований стан оболонкових конструкцій з композиційних матеріалів розрахунковими методами без проведення дорогого і тривалого натурального експериментального відпрацювання;

- проведено спрямовані випробування реальних конструкцій ракетної техніки при заданих видах комбінованого зовнішнього навантаження. Виявлено нові механічні ефекти, зумовлені особливостями геометричної форми конструкції, властивостями матеріалу і характеру навантаження;

- вперше запропоновано програмне забезпечення на основі методу скінченних елементів і проведено дослідження напружено-деформованого стану тришарових оболонок з композиційних матеріалів по деформаційним критеріям;

- на основі аналізу візуалізації полів деформацій і напружень по поверхні оболонок складної геометричної форми і цільового експериментального дослідження виявлені зони найбільш вірогідного руйнування конструкції;

- запропоновано чисельний підхід до аналізу впливу крайових ефектів, обумовлених наявністю в конструкції підкріплюючих шпангоутів.

- описані підходи дозволяють з високою мірою вірогідності прогнозувати статичні руйнівні навантаження оболонок обертання складної конфігурації в умовах, наближених до експлуатаційних;

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

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

### Праці, в яких опубліковані основні наукові результати

1. Akimov D. V., Gristchak V. Z., Gomenjuk S. I., Larionov I. F., Klimenko D. V., Sirenko V. N. Finite-element analysis and experimental investigation on the strength of a three-layered honeycomb sandwich structure of spacecraft adapter module. ISSN 0556-171X. *Strength of Materials*. 2016. № 3. P. 52–57.
2. Акимов Д. В., Грищак В. З., Гоменюк С. И., Клименко Д. В., Ларионов И. Ф., Сиренко В. Н. Экспериментальное исследование деформированного состояния и прочности межступенчатого отсека ракетносителя при статическом внешнем нагружении. *Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні*. 2016. № 1. С. 82–89.
3. Акимов Д. В., Грищак В. З., Гребенюк С. Н., Гоменюк С. И. Сравнительный анализ методик расчета напряженно-деформированного состояния элементов конструкции ракетносителя. *Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні*. 2016. № 2. С. 116–120.
4. Акимов Д. В., Грищак В. З., Ларионов И. Ф., Гоменюк С. И., Клименко Д. В., Чопоров С. В., Гребенюк С. Н. Математическое обеспечение анализа прочности силовых элементов ракетно-космической техники. *Проблеми обчислювальної механіки і міцності конструкцій*. 2017. Вип. 26. С. 5–21.
5. Акимов Д. В., Грищак В. З., Гоменюк С. И., Гребенюк С. Н., Лисняк А. А., Чопоров С. В., Ларионов И. Ф., Клименко Д. В., Сиренко В. Н. Математическое моделирование и исследование прочности силовых элементов конструкций космических летательных аппаратов. *Вісник Запорізького національного університету. Фізико-математичні науки*. 2015. № 3. С. 6–13.
6. Шульженко Н. Г., Зайцев Б. Ф., Асаенок А. В., Протасова Т. В., Клименко Д. В., Ларионов И. Ф., Акимов Д. В. Динамика элементов системы отделения обтекателя ракеты. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. № 9 (144). С. 5–13.

### Праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

7. Choporov S. V., Lisnyak A. O., Akimov D. V. Discrete models generation for layered shells of a spacecraft. *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. 1.14.45–1.14.48.
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.
9. Акимов Д. В., Грищак В. З., Гоменюк С. И. Математическое моделирование и определение напряженно-деформированного состояния отсеков ракет космического назначения. Верификация расчета по результатам статических

- испытаний. *Космические технологии: настоящее и будущее*. Материалы VI Международной конференции (Днепр, 23-26 мая 2017). Днепр, 2017. С. 18.
10. Грищак В. З., Гоменюк С. И., Гребенюк С. Н., Лисняк А. А., Чопоров С. В., Акимов Д. В., Ларионов И. Ф., Сиренко В. Н. Численное прогнозирование разрушения топливных баков с учетом температурного нагружения. *Космические технологии: настоящее и будущее*: Материалы VI Международной конференции (Днепр, 23-26 мая 2017). Днепр, 2017. С. 69.
  11. Чопоров С. В., Акимов Д. В. Использование элементов связи при функциональном подходе к заданию нагрузок в моделях оболочечных конструкций. *Информатика, управління, штучний інтелект*: Матеріали четвертої міжнародної конференції студентів, магістрів та аспірантів (Харків, 21-23 листопада 2017). Харків, 2017. С. 105.
  12. Грищак В. З., Гоменюк С. И., Гребенюк С. Н., Чопоров С. В., Акимов Д. В. Модель напряженно-деформированного состояния тонкостенных конструкций ракетной техники с учетом температурных деформаций. *ABIA-2017*: Матеріали XIII Міжнародної науково-технічної конференції (Київ, 19-21 квітня 2017). Київ, 2017. С. 7.41–7.45.
  13. Ларионов И. Ф., Клименко Д. В., Акимов Д. В. Экспериментальное исследование напряженно-деформированного состояния топливного отсека РКН при нагружении избыточным внутренним давлением до разрушения. *Динаміка, міцність та моделювання в машинобудуванні*. Тези доповідей I Міжнародної науково-технічної конференції (Харків, 10-14 вересня 2018). Харків, 2018. С. 38.

## АНОТАЦІЯ

**Акімов Д. В.** Напружено-деформований стан оболонкових конструкцій складної конфігурації у екстремальних умовах експлуатації. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла (технічні науки). – Запорізький національний технічний університет, Запоріжжя, 2018.

Дисертаційна робота присвячена створенню чисельних підходів і методів дослідження напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної конфігурації у екстремальних умовах експлуатації з визначенням руйнівних навантажень.

На базі геометричного моделювання та методу скінченних елементів запропоновано програмне забезпечення для дослідження напружено-деформованого стану відсіків ракетно-космічної техніки складної конфігурації при статичному зовнішньому навантаженні з візуалізацією розподілу напружень і деформацій по поверхні конструкції з метою визначення можливих зон руйнування.

Розроблено експериментальну методику і проведено спрямовані випробування реальних конструкцій при навантаженні, наближених до експлуатаційних. Дослідження напружено-деформованого стану на базі

запропонованих чисельних підходів з подальшим експериментальним дослідженням на фрагментах-свідках дозволили прогнозувати граничний стан конструкцій розрахунковими методами.

**Ключові слова:** оболонкові системи складної конфігурації, метод скінченних елементів, експериментальне випробування конструкцій.

## АННОТАЦИЯ

**Акимов Д. В.** Напряженно-деформированное состояние оболочечных конструкций сложной конфигурации в экстремальных условиях эксплуатации. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.02.04 – механика деформируемого твердого тела (технические науки). – Запорожский национальный технический университет, Запорожье, 2018.

Диссертационная работа посвящена созданию численных подходов и исследованию напряженно-деформированного состояния оболочечных конструкций ракетно-космической техники сложной конфигурации в экстремальных условиях эксплуатации с определением разрушающих нагрузок.

На основе аналитического обзора современного состояния исследуемой проблемы дан анализ методов определения напряженно-деформированного состояния оболочечных конструкций сложной конфигурации, в том числе методом геометрического моделирования.

Одним из наиболее актуальных направлений определена разработка и реализация параллельных версий соответствующих вычислительных методов. При этом немаловажным является создание способов ввода исходной информации (задания параметров модели) и представления результатов расчетов с учетом наглядности интерфейса пользователя. На основании проведенного анализа сделан вывод о том, что разработка методов геометрического моделирования является самостоятельной проблемой с точки зрения практических приложений в ракетно-космической технике (РКТ).

На базе метода конечных элементов предложено программное обеспечение для исследования напряженно-деформированного состояния и несущей способности оболочечных отсеков РКТ сложной конфигурации с визуализацией распределения напряжений и деформаций по поверхности конструкции с целью определения возможных зон разрушения.

Разработана экспериментальная методика и проведены направленные испытания реальных конструкций ракетной техники при заданных видах комбинированного внешнего нагружения, приближенного к эксплуатационному.

Для анализа напряженно-деформированного состояния топливного бака третьей ступени ракетносителя построена конечно-элементная модель совместно с корпусом приборного отсека. Расчет при действии внутреннего избыточного давления выполнен с помощью программного комплекса MSC.Nastran. При этом учитывались геометрическая и физическая нелинейность («большие» перемещения и упругопластические деформации материалов корпуса топливного бака). При построении конечно-элементной модели были использованы, в частности,

оболочечные элементы. Линеаризация краевой задачи производилась на основе метода переменной жесткости.

Обнаружены новые механические эффекты, обусловленные особенностями геометрической формы конструкции, свойствами материала и характера внешней нагрузки. Исследование напряженно-деформированного состояния трехслойных оболочек из композиционных материалов по деформационным критериям при дальнейших экспериментальных исследованиях на фрагментах-свидетелях позволило определить предельное состояние конструкций расчетными методами без проведения дорогостоящей и длительной экспериментальной отработки. При этом дана оценка влияния характера армирования материала трехслойной конструкции межступенного отсека.

Предложенные подходы и методики позволили с достаточно высокой степенью достоверности прогнозировать статические разрушающие нагрузки оболочек вращения сложной конфигурации в экстремальных условиях эксплуатации.

**Ключевые слова:** оболочечные конструкции сложной конфигурации, метод конечных элементов, экспериментальные исследования конструкций.

## ABSTRACT

**Akimov D. V.** Stress-strain state of complicated configuration shell structures at extreme external environments. – Manuscript.

Thesis for the degree of a candidate of technical sciences in specialty 01.02.04 – mechanics of a deformable solid (technical sciences). – Zaporizhzhya National University, Zaporizhzhya, 2018.

Dissertation work is devoted to creation of numerical approaches and research of the stress-strain state for complicated configuration shell structures of space-rocket technique in extreme external environments.

On the basis of geometrical design and finite elements method the software is offered for the research stress-strain state of compartments for SRT at the combined static external loading with visualization of distributing of stress and deformations for the surfaces of construction with the purpose of determination of possible areas of destruction. An experimental method is developed and conducted the directed tests of the real constructions at loading, close to operating. Research stress-deformed state on the basis of the offered numeral approaches with subsequent experimental research on fragments-witnesses allowed to forecast the critical state of constructions by the calculation methods.

**Key words:** shell structures of the complicated configuration, finite elements method, experimental test of constructions.