

ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Кваліфікаційна наукова робота
на правах рукопису

АКІМОВ ДМИТРО ВАСИЛЬОВИЧ

УДК 539.3

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

01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла

Подається на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело.

 Д. В. Акімов

Науковий керівник **Гришак Віктор Захарович**, доктор технічних наук, професор, Заслужений діяч науки і техніки України

*Примірник за змістом
Учений секретар спеціалізованої
ради Д17.052.01*

Запоріжжя – 2018



АНОТАЦІЯ

АКИМОВ Д. В. Напружено-деформований стан оболонкових конструкцій складної конфігурації у екстремальних умовах експлуатації. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 01.02.04 «Механіка деформівного твердого тіла». – Запорізький національний університет Міністерства освіти і науки України, Запоріжжя, 2019.

Спеціалізована вчена рада Д 17.052.01 при Запорізькому національному технічному університеті Міністерства освіти і науки України.

Дисертаційна робота присвячена створенню нових чисельних підходів і дослідженню напружено-деформованого стану з визначенням руйнівних навантажень оболонкових конструкцій ракетно-космічної техніки (РКТ) у екстремальних умовах експлуатації. Надійне математичне забезпечення, особливо передвипробувальне моделювання нової техніки, 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. Практичне використання методу скінченних елементів з обчислювальної точки зору вимагає значних обсягів пам'яті і процесорного часу. Отже, одним з найбільш актуальних напрямків дослідження є розробка і реалізація паралельних версій відповідних обчислювальних методів. При цьому важливим є розробка способів введення вихідної інформації (задання параметрів моделі) і представлення результатів розрахунків з урахуванням наочності інтерфейсу користувача. Розробка методів геометричного моделювання є самостійною проблемою з точки зору практичного застосування методу скінченних елементів у практиці РКТ.

У роботі отримало розвиток програмне забезпечення із створенням скінченно-елементної моделі визначення 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 оболонкових конструкцій РН з аналогією пластин загальної форми здобута на основі теорії Тимошенко-Міндліна.

Проведено 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. Проведено розрахунок напружено-деформованого стану (НДС) міжступеневого відсіку за допомогою програмного комплексу MSC NASTRAN. 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.

В процесі випробувань на основі вдосконаленої методики експериментального дослідження при статичному комбінованому навантаженні проведені вимірювання фактичних відносних деформацій і розподіл максимальних напружень до руйнування конструкції.

Надані особливості математичного моделювання силових оболонкових 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 здатність нести експлуатаційне навантаження. На базі геометричного моделювання та методу скінченних елементів вперше запропоновано програмне забезпечення для дослідження напружено-деформованого стану відсіків РКТ складної конфігурації при статичному зовнішньому навантаженні з візуалізацією розподілу напружень і деформацій по поверхні конструкції з метою визначення можливих зон руйнування. Результати дослідження напружено-деформованого стану міжступеневого відсіку з композиційного матеріалу дозволили зробити висновок про достатню збіжність розрахункових і експериментальних даних.

Наведено аналіз результатів експериментального дослідження конструкції міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву, визначення його несучої здатності під дією осової стискаючої сили і порівняння результатів випробувань з результатами проведених розрахунків методом скінченних елементів. Результати розрахункової оцінки міцності міжступеневого відсіку з алюмінію для випадку навантаження максимальною осовою стискаючою силою показали, що розрахункове руйнівне навантаження у достатній мірі корелюється із випробувальним руйнівним навантаженням. Наведені дані дозволили зробити висновок про достатню якісну і кількісну збіжність розрахункових даних і значень зусиль, отриманих при випробуваннях міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву, що підтверджує достовірність результатів чисельного розрахунку на базі запропонованого підходу.

При цьому розроблено експериментальну методику і проведено спрямовані випробування реальних конструкцій при навантаженнях, 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.

Для чисельної оцінки характеристик паливного баку третьої ступені ракетно-носія (РН) «Циклон-4» на міцність виконаний аналіз його пружно-пластичного

стану. Розрахунок проводився за допомогою спеціально розробленої програмної системи QFEM і комп'ютерної геометричної моделі бака. Геометрична модель описувалася за допомогою технології конструктивної блочної геометрії CSG (Constructive Solid Geometry). Для здобуття дискретної скінченно-елементної моделі бака був використаний фронтальний алгоритм. Скінченно-елементна модель (з міркувань симетрії була побудована для чверті бака) складалась з 76919 вузлів і 228519 просторових скінченних елементів у формі третраедра. В якості методу лінеаризації даної крайової задачі використаний метод змінної жорсткості.

Розрахунки проведено також методом скінченних елементів за допомогою програмного комплексу MSC.Nastran. При цьому враховувалися геометрична і фізична нелінійність корпусу паливного бака. Проведено порівняння картини руйнування паливного бака при статичних випробуваннях з результатами розрахунків. Розрахунки та експериментальні результати показали досить високу кореляцію.

Виявлені механічні ефекти, які обумовлені особливостями геометричної форми конструкції, властивостями матеріалу і характеру зовнішнього навантаження. Запропоновані підходи дозволяють з високою мірою вірогідності прогнозувати статичні руйнівні навантаження оболонок обертання складної конфігурації в умовах, наближених до експлуатаційних.

Наукова новизна результатів полягає у наступному:

- 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 Міндліна;

- запропонована фізична модель деформації перехідного відсіку і паливних баків, що враховує зміну механічних характеристик матеріалу в результаті переходу в пластичний стан під дією силових навантажень. 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, зокрема, 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;
- досліджено вплив крайових ефектів, обумовлений 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 натурного експериментального випробування. Результати дослідження використані в практиці Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Ключові слова: оболонки складної конфігурації, метод скінченних елементів, експериментальне випробування конструкцій.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ

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 ракетноносителя 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 ракетноносителя. *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.
 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* 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 прифункциональном подходе к заданию нагрузок в моделях оболочечных конструкций. *Інформатика, 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

І Міжнародної науково-технічної конференції (Харків, 10-14 вересня 2018).
Харків, 2018. С. 38.

o

i

s S

p Thesis work is devoted to creation of new numeral approaches and research
st-~~Qualifying status with determination of the destructive~~ loadings of shell constructions of
space-rocket technique (SRT) in extreme external environments.

i The reliable mathematical providing, especially pre-proof-of-concept design of
new technique, has high status in connection with possibility of considerable facilitation
of cabinet-type power elements of carrier rocket, in particular interstage, nose cone and
upper-stage rocket, and also by a decline, in a number of cases, model retests on
condition of providing of deep analysis on strength. The practical use of method of finite
elements from the calculable point of view requires the considerable volumes of
memory and processor time. Consequently, one of the most actual directions of research
here is development and realization of parallel versions of the proper calculable
methods. Thus important is development of methods of introduction of initial
information (parameters of model) presentation of results of calculations taking into
account evidentness of man-machine interface. Development of geometrical design
methods is an independent problem from point of practical application of finite element
method in practice of SRT.

m In-process software got development with creation finite element models of
determination stress-strain state of shell structures of the complicated geometrical
configuration that allowed to reduce requirements to the calculable resources. It is

C

o

u

investigated the strength of interstage of rocket-transmitter «Cyclone-4» on the base of offered approach with application of method of variable inflexibility.

s
h
e
s
t

r In the process of tests on the basis of the improved method of experimental research at the static combined loading the conducted measurings of actual relative deformations and distributing of maximal stresses to destruction of construction.

s Given features of mathematical design of power shell structures of the complicated configuration on a base finite element models in calculation programmatic complexes, and also investigational influence of character of re-enforcement of material of the three-layered construction of interstage on tensely deformed to carry the state and ability operating loading.

a On the base of geometrical design and method of finite elements software is first offered for research stress-strain state of interstage of SRT of the complicated configuration at the static external loading with visualization of distributing of stresses and deformations for the surfaces of construction with the purpose of determination of possible areas of destruction. Research results stress-strain state of composit material it was allowed consisting of interstage to draw conclusion about sufficient convergence of calculation and experimental information.

- The analysis of results of experimental research of construction of interstage is resulted from an aluminium alloy, determination of bearing strength under the action of axial compressive force comparing of results of tests to the results of the conducted calculations by the method of finite elements. The results of calculation estimation of strength of interstage from aluminium for the case of loading maximal axial compressive force showed that calculation destructive loading in sufficient correlation with the proof-of-concept destructive loading. The resulted information allowed to draw conclusion about sufficient high-quality and quantitative convergence of calculation

e
r
s

information of loading values, got at the tests of interstage from an aluminium alloy which validifies results of numeral calculation on the base of offered approach.

An experimental method is thus developed and conducted the directed tests of the real constructions at loading, close to operating. Research tensely deformed to the state on the base of the offered numeral approaches with subsequent experimental research on fragments-witnesses allowed to forecast the maximum state of constructions calculation methods.

For the numeral estimation of descriptions fuel the tank of the third step of rocket-transmitter (RT) «Cyclone-4» on durability the executed analysis him elastic-plastic to the state. A calculation was conducted by the specially developed programmatic system QFEM and computer geometrical model of tank. A geometrical model was described by technology of structural sectional geometry of CSG (Constructive Solid Geometry).

For the receipt of discrete finite element models of tank a frontal algorithm was used. Finite element model (on considering symmetry was built for the fourth of tank) consisted of 76919 knots and 228519 eventual voxels in form tetraedr. The method of variable inflexibility for linearization of this problem was used. Calculations are conducted also the method of finite elements by a programmatic complex MSC.Nastran. In this research is taken into account geometrical and physical non-linearity of the fuel tank shell. Comparison of picture of destruction of fuel tank is conducted at static tests with the results of calculations. Calculations and experimental results showed high enough correlation.

Found out mechanical effects, conditioned the features of geometrical form of construction, properties of material and character of the external loading. Offered approach allow with the high measure of authenticity to forecast the static destructive loadings of complicated shells of revolution in terms, close to operating.

— a

sn

p

a

b

e

;
s
ed.

r The practical value of the got results consists in an analysis stress-strain state of shell constructions of space-rocket technique on the basis of offered approach and the proper software taking into account the features of geometrical form and character of the external loading.

c An exhaust method of experimental determination of destructive deformations of constructions of SRT is on fragments-witnesses, that allows forecast stress-strain state of the complicated configuration shellcomposite constructions at extreme external environment by calculation methods without the leadthrough of expensive and protracted model experimental test.

i Research results drawn on in practice of the State enterprisethe «Designer bureau is «South» the name of M.K. Yangel».

a Keywords: shells of the complicated configuration, finite elementsmethod, experimental test structures.

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. Akimov D. V., Gristchak V. Z., Gomenyuk S. I., Klimenko D. V., Larionov I. F., Sirenko V. N. Experimental research of the deformed state and strength of interstep compartment of launch vehicle at a static external loading. *New Materials and Technology in Metallurgy and Engineering*. 2016. № 1. P. 82-89.
3. Akimov D. V., Gristchak V. Z., Grebenyuk S. N., Gomenyuk S. I. Comparative analysis of methodologies of calculation of the tensely-deformed state of elements

- of construction of launch vehicle. *New Materials and Technology in Metallurgy and Engineering*, 2016, № 2. P. 116-120.
4. Akimov D. V., Gristchak V. Z., Larionov I. F., Gomenjuk S. I., Klimenko D. V., Choporov S. V., Grebenyuk S. N. Mathematical providing of analysis of durability of power elements of space-rocket technique. *Problems of Numerical Mechanics and Strength of Structures*. 2017. V. 26. P. 5-21.
 5. Akimov D. V., Gristchak V. Z., Gomenjuk S. I., Lisnjak A. A., Choporov S. V., Grebenyuk S. N., Larionov I. F., Klimenko D. V., Sirenko V. N. Mathematical design and research of durability of power elements of constructions of space aircrafts. *Visnik Zaporizhzhie National University. Physics and Mathematics Science*. 2015. № 3. C. 6-13.
 6. Shulzhenko N. G., Zajtcev B. F., Asajenok A. V., Protasova T. V., Klimenko D. V., Larionov I. F., Akimov D. V. Dynamics of elements of the system of separation of cowling of rocket. *Air-space technique and technology*. 2017. № 9 (144). P. 5-13.
 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. Vol. 1. P. 1.14.45–1.14.48.
Gristchak V. Z., Gomenniuk S. I., Grebeniuk S. N., Larionov I. F., Degtiarenko P. G Investigation of a Spacecraft's Propellant Tank's Shell's Bearing P. 1.14.49–1.1451.
 9. Akimov D. V., Gristchak V. Z., Gomenyuk S. I. Mathematical design and determination of the tensely-deformed state of compartments of rockets of the space setting. Verification of calculation on results static tests. *Space technologies: present and future*. Materials of VI of the International conference. Dnipro, May, 23-26, 2017, P. 18.
 10. Gristchak V. Z., Gomenjuk S. I., Grebenyuk S. N., Lisnjak A. A., Choporov S. V., Akimov D. V., Larionov I. F., Sirenko V. N. Numeral prognostication of destruction of fuel tanks taking into account a temperature loading. *Space*

technologies: present and future: Materials of VI of the International conference.

D

Using of elements of connection for the functional going near the task of loading in the models of shell constructions. *Informatics, management, artificial intelligence*: Materials of fourth international conference of students, master's degrees and graduate students. Kharkiv, November 21-23, 2017, P. 105.

12. Gristchak V. Z., Gomenjuk S. I., Grebenyuk S. N., Lisnjak A. A., Choporov S. V., Model of the stress-deformed state of the thin-walled constructions of rocket technique taking into account temperature deformations. *AVIA – 2017: Proceedings XIII International Conference*. Kiev, April 19-21 2017, P. 7.41–7.45.
- Experimental research of the stress-strain state of fuel compartment SRT at a loading by surplus internal pressure to destruction. *Dynamics, Strength and Modeling in Engineering*. Proceedings I International Conference. Kharkiv, P. 38.

2

3

-

2

6

,

2

0

1

P. 69.

ЗМІСТ

Вступ.....	
Розділ 1. Аналітичний огляд сучасного стану проблеми за темою дисертації. Постановка нових задач дослідження міцності оболонкових конструкцій неоднорідної структури.....	
1.1 Методи чисельного моделювання оболонкових конструкцій складної конфігурації.....	
1.2 Особливості дослідження напружено-деформованого стану багатошарових оболонкових конструкцій.....	
1.3 До визначення пружних сталих сучасних композиційних матеріалів.....	
1.4 Постановка нових задач дослідження.....	
1.5 Висновки.....	
Розділ 2. Напружено-деформований стан оболонок РКТ складної конфігурації при комбінованому статичному навантаженні.....	
2.1 Підхід до аналізу напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій РКТ на основі теорії Тимошенко-Міндліна.....	
2.2 Програмне забезпечення розрахунку напружено-деформованого стану оболонок складної конфігурації. Застосування бібліотеки «QFEMLIB».....	
2.2.1 Тривимірний приклад (нелінійна статика).....	
2.2.2 Вихідний формат опису скінченно-елементної моделі.....	
2.3 Оцінка напружено-деформованого стану міжступеневого відсіку тришарової конструкції з вуглепластика за результатами розрахунків перед проведенням випробувань.....	
2.4 Випробування на розрахункові випадки «Транспортування» і «Політ ракети-носія на АУТ».....	
2.5 Розрахунок міжступеневого відсіку на основі комплексу Порівняння з результатами експерименту.....	
2.6 Статичні випробування міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву.....	
2.7 Висновки.....	
Глава 3. Експериментальне дослідження міжступеневого відсіку з інієвого сплаву при осьовому стисканні.....	
3.1 Опис експериментальної установки. Результати випробувань.....	
Чисельний аналіз напружений-деформованого стану міжступеневого відсіку алюмінієвого сплаву. Порівняння розрахунків з результатами проведених статичних випробувань.....	
3.3 Висновки.....	

Розділ 4. Розрахунок міцності паливного баку третьої ступені при дії максимального внутрішнього тиску.....	
Чисельний аналіз напружено-деформованого стану паливного баку третьої ступені в САПР QFEM.....	
Чисельний аналіз напружено-деформованого стану паливного баку третьої ступені у MSC.Nastran.....	
Результати статичних випробувань паливного баку третьої ступені.....	
4.4 Висновки.....	
Розділ 5. Дослідження впливу кута намотування волокна зовнішніх шарів тришарового композиту на напружено-деформований стан оболонкової конструкції при комбінованому навантаженні.....	
5.1 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією надлишкового зовнішнього тиску.....	
5.2 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією осьової стискуючої сили.....	
5.3 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією зрушуючої сили.....	
5.4 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією моменту, що вигинає.....	
5.5 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією комбінації силових чинників.....	
Вплив товщини заповнювача тришарового композиту на напружено-деформований стан оболонкової конструкції при різних видах навантаження...	
5.7 Висновок.....	
Висновки.....	
Список використаних джерел.....	
Додаток А.....	
Додаток Б.....	
Додаток В.....	
Додаток Г.....	
Додаток Д.....	
Додаток Е.....	

ВСТУП

Актуальність роботи. В конструкціях сучасного машинобудування, ракетно-космічної і 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 мети 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 чисельної реалізації 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 CAD (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 міжбачових 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 задач 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 проблем. Тому при створенні конструкцій і 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 запитам створення нової техніки, можна зробити висновок про актуальність теми дослідження, яка пов'язана з вдосконаленням існуючих чисельних методів розрахунку напружено-деформованого стану оболонкових систем складної конфігурації, які застосовуються зокрема у ракетно-космічній техніці, на основі методу скінченних 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 Державного 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

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-Міндліна;

– 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 натурного 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 [121-133]. Основні положення й результати дисертаційної роботи, які виносяться на захист, отримані здобувачем самостійно. Наукові праці [121-125, 128-130, 132] виконані у співавторстві з науковим керівником професором Грищаким 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 [121], порівняння методик розрахунку напружено-деформованого стану [122], експериментальне дослідження деформованого стану і міцності міжступеневого відсіку при зовнішньому статичному навантаженні [123], математичне моделювання та програмне забезпечення аналізу міцності силових оболонкових елементів ракетно-космічної техніки [124-127, 131, 133].

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.

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 «Інформатика, управління, штучний інтелект» (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 вцілому розглядалася на науково-технічній раді Державного піжприємства «Конструкторське бюро «Південне ім. М. К. Янгеля», розширеному засіданні кафедри прикладної математики і механіки Запорізького національного університету, а також на міжкафедральному 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, 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.

РОЗДІЛ 1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ПРОБЛЕМИ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ. ПОСТАНОВКА НОВИХ ЗАДАЧ ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ ОБОЛОНКОВИХ КОНСТРУКЦІЙ НЕОДНОРІДНОЇ СТРУКТУРИ

Конкурентно здатні виробити 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 CAD (Computer-aided Design) і систем автоматизації інженерних розрахунків і аналізу (CAE) [1], які дозволяють моделювати процеси деформації, вичерпання несучої здатності руйнування конструкцій складної конфігурації, що працюють в екстремальних умовах експлуатації. У даній публікації надається огляд сучасного стану програмних комплексів для аналізу складних систем, який включає, зокрема, математичне моделювання нелінійних проблем механіки.

До найбільш поширених спеціалізованих CAE – системам 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 [2] (рисунки 1.1-1.3).

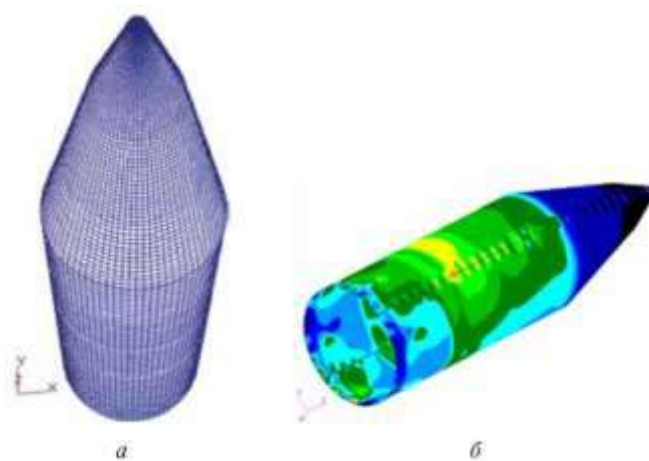


Рисунок 1.1 – Розрахункова модель головного відсіку і розподіл напруги у внутрішньому несучому шарі обичайок ГО для ракети-носія «Протон-М» [3]

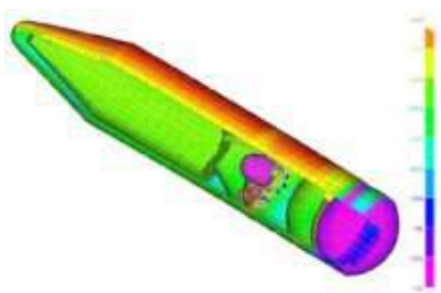


Рисунок 1.2 – Друга ступінь

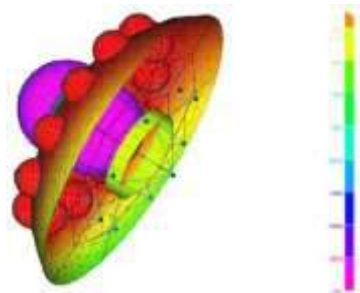


Рисунок 1.3 – Приклад розв'язку теплової задачі для розгінного блоку[4]

Одною з основоположних ланок при проектуванні конкретного типу ракетно-космічної техніки є розрахунок на міцність з вибором конструкційних матеріалів, визначенням основних розрахункових випадків навантаження і який відповідає за вагову досконалість. Необхідність спеціалізованого математичного забезпечення виникає при використанні в конструкції ракети-носія і космічних апаратів композиційних матеріалів, зокрема вуглепластиків, які створюються у процесі виготовлення конструкції. Так, проектування дослідного міжступеневого відсіку (МСО) ракети-носія «Циклон-4» з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) супроводжувалося дослідженням напружено-деформованого стану його конструктивних елементів і здійснювалося за допомогою програмного комплексу скінчено-елементного аналізу МЗС.Nastran [5]. Саме для конструкцій подібного типу надійне математичне забезпечення, особливо передвипробувальне математичне моделювання, має високий статус у зв'язку з можливістю значного полегшення корпусних силових елементів ракети-носія, зокрема міжбачових відсіків, головного обтічника і розгінного блоку, а також зниженням, у ряді випадків, натурних повторних випробувань за умови забезпечення поглибленого аналізу міцності. 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.

1.1 Методи чисельного моделювання оболонкових конструкцій складної конфігурації

У чисельному аналізі можна виділити два основні підходи до моделювання шаруватих оболонкових конструкцій: 1) методи, які явним чином моделюють розривність властивостей матеріалу; 2) методи, засновані на побудові еквівалентної безперервної моделі властивостей матеріалу.

Серед методів на основі першого підходу можна виділити аналіз розривних деформацій (the Discontinuous Deformation Analysis (DDA)) [6], і метод дискретних елементів (the Discrete Element Method (DEM)) [7, 8]. Також реалізуються методискінченних елементів і скінченних різниць з врахуванням розривності властивостей матеріалу (структури шарів). Метод дискретних елементів і аналіз розривних деформацій набули поширення, зокрема, в задачах механіки гірських порід, дослідженні гранульованих тіл і динаміки сипких матеріалів. Проте реалізація цих методів для дослідження багатошарових конструкцій складної форми досить складно. Для реалізації методу скінчених елементів при такому підході необхідно врахувати структуру шарів.

Другий підхід включає методи скінченних елементів і скінченних різниць, які засновані на однорідному континуумі матеріалу [9]. При такому підході в методі скінчених елементів включаються додаткові степені свободи, наприклад, обертання у вузлах. Слід зазначити, що застосування даного підходу до тіл із неоднорідною структурою шарів є також досить складною задачею.

Деякі основні напрями математичного моделювання міцності конструкцій приведені у роботі [10]. Необхідно відзначити роботу [11], в якій на основі проекційно-ітераційного варіанту методу скінчених елементів і методу змінних параметрів пружності вперше запропонований похід до аналізу напружено-деформованого стану і прогнозування здатності пластин і оболонок обертання відсіків ракет-носіїв з врахуванням взаємовпливу вирізів і зон пластичних деформацій. Особлива увага приділена впливу геометричних параметрів елементів

конструкцій, форми і розмірів вирізів і їх розташування, а також рівня експлуатаційних навантажень на несучу здатність. При цьому необхідно відзначити оригінальні методики розрахунку, які застосовані для створення сучасних конструкцій ракет-носіїв, і які вимагають, у ряді випадків, на порядок менше часу розрахунку в порівнянні з традиційними варіантами методу скінченних елементів.

1.2 Особливості дослідження напружено-деформованого стану багат шарових оболонкових конструкцій

Одною з основних проблем теорії тришарових пластин і оболонок, як і одношарових, є перехід від тривимірних співвідношень теорії пружності до двовимірних вирішуючих рівнянь [12]. Питанням розробки класичних і уточнюючих математичних моделей шаруватих елементів конструкцій і методів їх рішення присвячена значна кількість монографій і оглядових робіт, наприклад [13-16].

Особливість розрахунку тришарових пластин і оболонок полягає в необхідності аналізу впливу деформації зрушення заповнювача на роботу силових шарів. Крім того, в тришаровій конструкції мають місце поперечні деформації заповнювача, якими не завжди можна нехтувати. Приведемо деякі основні підходи до побудови математичних моделей тришарових оболонкових конструкцій.

Одним з підходів моделювання таких конструкцій є дослідження, виконані у тривимірній постановці. У таких моделях заповнювач і зовнішні шари можуть бути представлені як тривимірні тіла. Бібліографія цих робіт приводиться у публікації [17]. Огляд досліджень тривимірних скінченно-елементних і аналітичних моделей з врахуванням клейового шару приводиться, зокрема, у [18].

Один з часто вживаних підходів, до тривимірного завдання, полягає в тому, що переміщення в шарах представляються у вигляді трьох функцій відносно координат тришарової оболонки, при цьому, одна з цих функцій є невідомою, а останні задаються, наприклад, тригонометричними функціями. Далі проводиться інтегрування рівнянь рівноваги з врахуванням граничних умов. Описаний підхід використовувався для вирішення задач як визначення напружено-деформованого стану тришарових конструкцій, так і в задачах стійкості. Необхідно зауважити, що дослідження, які виконані у тривимірній постановці, зіграли роль в обґрунтуванні наближених методів розрахунку тришарових пластин і оболонок. Для зниження обчислювальної складності використовуються різні спрощуючі гіпотези [19].

Можна виділити два напрями у застосуванні даного методу. У першому напрямі, для виведення рівнянь шаруватих систем застосовуються кінематичні гіпотези для кожного окремого шару. В цьому випадку порядок системи рівнянь залежить від числа шарів. Згідно [20] такі моделі називають дискретно-континуальними. Другий напрям пов'язаний із залученням гіпотез для всього пакету шарів в цілому (безперервно-континуальні моделі). Порядок рівнянь, що виходять при цьому, не залежить від кількості шарів.

Якщо конструкція така, що для пакету в цілому забезпечується гіпотеза Кирхгофа-Лява, то розрахунок принципово не відрізняється від розрахунку відповідної одношарової конструкції. Роботи, що використовують дану розрахункову схему, приводяться в оглядах [17, 18, 21].

Останнім часом широке застосування отримали технічні теорії, в рамках яких для зовнішніх шарів приймається гіпотеза Кирхгофа-Лява, а для заповнювача – лінійний [22] або нелінійний [23] закон розподілу тангенціальної напруги по товщині заповнювача (або всього пакету, в разі безперервно-континуальної моделі). Велика кількість робіт по аналізу напружено-деформованого стану тришарових пластин і оболонок виконані відповідно до підходу, при якому зовнішні шари вважаються ізотропними, а для заповнювача передбачається лінійний або константний розподіл рушійних деформацій, по товщині.

У роботі [24] проводиться історичний огляд і аналіз теорій багатошарових конструкцій, заснованих на застосуванні методу гіпотез до кожного шару окремо. Детальний аналіз існуючих моделей розрахунку тришарових і багатошарових конструкцій надається в оглядових статтях [14-19, 21].

У роботах [18, 21, 25-27] описуються уточнені теорії одношарових і багатошарових пластин і оболонок, приводиться огляд відповідних публікацій. Зокрема, уточнені теорії тришарових пластин і циліндричних оболонок приводяться в роботах [28-30]. У статті [31] досліджується питання про точність і межі застосовності гіпотези прямої нормалі для всього пакету, і гіпотези ламаної лінії. Межам застосування різних гіпотез в теорії тришарових конструкцій присвячені роботи [15, 32, 33], а також у обзорних публікаціях [18, 21, 24].

Сучасні досягнення в області постановки і методів розв'язку задач статички і динаміки шаруватих елементів конструкцій при комбінованих силових, теплових і радіаційних діях на прикладі тришарових конструкцій приводяться в монографії

Розглянемо детальніше роботи, присвячені побудові уточнених теорій тришарових оболонок, і оцінці застосовності деяких гіпотез. У роботі [35] показано, що для повного опису деформованого стану пологої оболонки з несиметричною структурою і за відсутності масових сил досить системи з двох рівнянь, в окремому випадку рівності коефіцієнтів Пуассона шарів, задача зводиться до звичайних рівнянь одношарової оболонки. До зовнішніх шарів застосовується гіпотеза Кирхгофа-Лява, для середнього шару прийнято лінійний закон зміни тангенціальних переміщень по товщині.

У [36] розглядається оболонка, зовнішні шари якої розділені поверхнею розділу на дві частини, одна з яких підкоряється гіпотезі Кирхгофа-Лява. Зміна тангенціальних переміщень в заповнювачі і в тій частині зовнішніх шарів, яка прилягає до заповнювача, відбувається за законом кубічної параболи, яка переходить через поверхню розділу в прямі лінії гіпотези Кирхгофа-Лява.

Питанням здобуття варіаційних рівнянь теорії тришарових пологих оболонок присвячена робота [37]. Приводиться варіаційне рівняння Лагранжа, в якому функціональними аргументами є переміщення шарів оболонки.

У роботі [38] надаються узагальнення варіаційних принципів теорії одношарових пластин і оболонок і теорію тришарових пологих оболонок для фізично і геометрично нелінійних завдань. У статті [39] розглянуто питання здобуття граничних умов завдань статички геометрично нелінійній теорії тришарових пологих оболонок. Граничні умови виражені через компоненти тензора деформацій. Той же автор [40] вирішує задачу визначення напружено-деформованого стану тришарової циліндричної оболонки при дії поперечного і подовжнього стискування. Шари вважаються ортотропними, матеріал шарів підкоряється закону Гука. До зовнішніх шарів застосовується гіпотеза Кирхгофа-Лява, до заповнювача – метод розкладання переміщень по товщині в ряди по поліномах Лежандра. У статті [41] приводиться уточнена теорія тришарових оболонок і пластин при довільних переміщеннях. Використовуючи варіаційний принцип Лагранжа, побудовані рівняння рівноваги і руху, отримані статичні і динамічні граничні умови.

Задача стійкості тришарових конічних і сферичних оболонок розглянута в роботі [42]. Оболонки несиметричної будови з легким стискуванням заповнювачем. Досліджується стійкість конічної оболонки середньої довжини під дією осьового та рівномірного зовнішнього тиску, а також стійкість сферичної оболонки при дії рівномірного зовнішнього тиску. У роботі [43] заповнювач вважається нестискуваним в поперечному напрямі. До зовнішніх шарів застосовується гіпотеза Кирхгофа-Лява, а до заповнювача – гіпотеза прямолінійної нормалі. Розглядається задача стійкості довгих циліндричних оболонок під дією осьового стискання, кручення і рівномірного зовнішнього тиску.

Варіант уточненої теорії тришарових оболонок, заснований на застосуванні розкладу переміщень в заповнювачі по поліномах Лежандра по поперечній координаті запропонований в роботі [44]. Для зовнішніх шарів приймається гіпотеза Кирхгофа-Лява. Деформації вважаються малими, а переміщення –

кінцевими. Нелінійні диференціальні рівняння рівноваги отримані з варіаційного рівняння Лагранжа.

У статті [45] встановлюється аналогія між задачами про вільні коливання опертой по краях тришарової циліндрової оболонки, обмеженої в плані прямолінійними відрізками, і задачами про коливання плоскої мембрани. Оболонка вважається несиметричною по товщині, матеріали шарів ізотропні, а коефіцієнти Пуассона шарів рівні між собою. Розглядається також задача стійкості пологих сферичних куполів.

Задача стійкості тришарової конічної оболонки під дією нагріву, осьових стискуючих сил і внутрішнього тиску розглядається в роботі [39]. Наближене інтегрування рівнянь рівноваги виконується методом Бубнова-Гальоркіна.

В статті [46] отримуються рівняння рівноваги тришарових пологих оболонок несиметричної будови. Передбачається, що поперечні деформації в заповнювачі змінюються за лінійним законом. Дослідженню зворотних задачпрогину тришарових оболонок і пластин присвячена робота [47].

Питанням про визначення геометричних параметрів і параметрів жорсткості конструкції для ефективного застосування теорії тришарових оболонок і пластин на базі гіпотези ламаної лінії присвячена публікація [48]. Вводяться поняття приведенного коефіцієнту Пуассона, безрозмірних приведених геометричних параметрів конструкції. Аналізуються діапазони зміни параметрів, при яких можливе вживання гіпотези ламаної лінії.

Стійкість тришарових конічних оболонок при крученні, зовнішньому тиску і при спільній дії осьового стискування, зовнішнього тиску і кручення обговорюється у [49]. Розв'язок рівнянь рівноваги отримане методом Бубнова-Гальоркіна. Для зовнішніх шарів приймається гіпотеза Кирхгофа-Лява, а для заповнювача – гіпотеза Найта. Оболонка вважається несиметричною по товщині, наповнювач – жорстким. У [50] той же автор досліджує стійкість тришарової конічної оболонки еліптичного перетину при зовнішньому тиску. Приводиться розв'язок методом Бубнова-Гальоркіна. У роботі [51] запропонований метод визначення критичного стискуючого навантаження тришарової оболонки з

розрізами в межах шарів. Метод заснований на введенні в геометричні співвідношення теорії оболонок спеціальних розривних функцій, які моделюють розрізи.

У роботах [52-54] розглядаються тривимірні крайові задачі фізично нелінійної теорії пружності про визначення напружено-деформованого стану шаруватих кругових циліндрів, сферичних оболонок з нелінійно-пружних матеріалів. Запропоновано наближений аналітичний метод вирішення таких задач, заснований на загальних ідеях теорії збурення.

У [55] вирішується задача стійкості пологих тришарових циліндричних оболонок при зовнішньому тиску. Рівняння рівноваги зводяться до рівняння Бесселя, яке вирішується точно. У роботі [56] розглядається метод моделювання тришарових оболонок з шарами змінної товщини і складною геометрією. У [57] розглядається навантажений рівномірним внутрішнім тиском тришаровий резервуар, який складається з кругової циліндрової оболонки і двох плоских дна.

Варіант рівнянь вигину і граничні умови тришарових пологих оболонок при кінцевих переміщеннях, який не враховує ефект поперечного обтискання заповнювача отримано у роботі [58]. Для зовнішніх шарів приймаються гіпотези Кирхгофа-Лява. Для заповнювача застосовуються розкладання переміщень у степеневі ряди за поперечною координатою. Уточнена теорія пологих тришарових оболонок при кінцевих переміщеннях розглядається в роботі [59]. Двовимірна теорія будується без спрощування кінематичних гіпотез. При цьому напруга і деформації шарів оболонки представляються у вигляді рядів по поперечній координаті.

Пологі тришарові оболонки з ортотропними шарами, несиметричними по товщині, і нелінійно-пружним ізотропним заповнювачем розглянуті у [60, 61]. Для зовнішніх шарів вважаються справедливими гіпотези Кирхгофа-Лява. У Обтискання заповнювача в поперечному напрямі враховується у роботі [61].

У [62] досліджується стійкість тришарових оболонок з легким заповнювачем, що деформується в часі. Розглядається стійкість тришарових

циліндрових і сферичних оболонок симетричної будови. В процесі деформації матеріал шарів підкоряється закону Гуку. Для заповнювача використовується закон спадкової повзучості. При виведенні рівнянь рівноваги використовувалися гіпотези Кирхгофа для шаріві гіпотеза Найта для заповнювача. Розглядається задача стійкості циліндричної оболонки при дії подовжнього стискання і зовнішнього нормального тиску.

У монографії [63] відображені різні варіанти теорії шаруватих пластин і оболонок. Приведені розрахунки напружено-деформованого стану і стійкості конічних і циліндричних оболонок із заповнювачем. Методи і приклади розрахунку силових елементів багатошарових конструкцій з композиційних матеріалів на основі розв'язків задач статички, динаміки і стійкості містяться в монографії [64]. Питанням розрахунку на міцність тришарових оболонок присвячена також монографія [65].

Розглянемо ряд зарубіжних робіт, присвячених розрахунку тришарових оболонок. У роботі [66] розроблена аналітична модель тришарових сферичних і конічних оболонок. У загальному випадку модель передбачає геометричну і фізичну нелінійність матеріалу оболонки. Розглядається задача визначення критичного навантаження при дії внутрішнього і зовнішнього тиску. Виконано порівняння аналітичної моделі з розрахунками по теорії шаруватих оболонок.

У роботі [67] визначенно критичне навантаження на циліндричну тришарову оболонку з товстими зовнішніми шарами при дії стискаючого навантаження. Стійкість тришарового циліндра із заповнювачем з пенометалу досліджена в роботі [68]. Стаття [32] присвячена визначенню поведінки тришарової циліндричної оболонки під дією ударного навантаження. Побудована скінчено-елементна модель.

Автори роботи [26] отримали рівняння стійкості тришарової циліндрової оболонки для випадку подовжнього стискання при допущенні, що наповнювач – легкий. Розглянутий випадки як симетричної уподовж осі, так і асиметричної деформації.

Скінчено-елементна модель тришарової оболонки запропонована у [69]. Як окремі випадки розглянуті тришарові і двошарові пластини. Виконано порівняння з іншими скінчено-елементними моделями. Стійкість тришарового циліндра при спільній дії стискання, кручення і вигину розглянута в роботі [70]. Задачі стійкості тришарового циліндра з легким заповнювачем при вигині кінцевими моментами та спільній дії вигину і осьового стискання розглянуті у роботі [71].

Необхідно зазначити роботи [65, 72, 73], де розглянуті основні рівняння для тришарових циліндричних і конічних оболонок. Приведені формули для визначення критичних значень для різних способів зовнішнього навантаження. Напружено-деформований стан в пластинах і оболонках при їх взаємодії з жорсткими тілами, пружними підкріпленнями, а також при їх взаємодії між собою розглянуто в роботі [74]. Дослідженню багатошарових армованих оболонок присвячена робота [75].

У монографії [76] розглянутий широкий круг задач, пов'язаних із розрахунками оболонок обертання і елементів тонкостінних конструкцій на міцність, жорсткість і стійкість при різних видах навантаження, зокрема представлені розрахунки оболонок під дією гідростатичного тиску. Для дослідження стійкості оболонок розглянуті випадки при різних початкових допущеннях. Так, автор відзначає, що після визначення напруження, що діє на оболонку, слід її порівнювати їх з руйнівним напруженням (з межею текучості, межею міцності матеріалу, або з напруженням, яке відповідає за критичний стан конструкції). Особлива увага, як показує практика застосування тонкостінних оболонкових конструкцій, слід приділяти проблемам стійкості через особливу чутливість конструкції до зовнішніх збурень і початкової недосконалості геометричної форми.

Приведемо короткий огляд деяких «класичних» розв'язків ряду задач стійкості з метою можливого зіставлення в граничних випадках із чисельним аналізом реальних конструкцій. Як відомо, при дослідженні поведінки ідеальної циліндричної оболонки при осьовому стискуванні в припущенні, що оболонка

втрачає стійкість з утворенням гофрованих складок в осьовому напрямі [76], критична напруга стискування визначається класичною формулою:

SEQ "Формула" *Arabic1)

де E – модуль Юнга, R – радіус оболочки (сферичної або циліндричної), h – товщина оболочки, $k = 0.605$. При цьому різні алгоритми апроксимації прогину оболонки з врахуванням початкової недосконалості приводять до різних величин коефіцієнта стійкості k , зокрема, $k = 0,254$ при нульовому наближенні, $k = 0,26$ при збільшенні числа доданків в апроксимуючому ряду, $k = 0,3$ при вирішенні основного рівняння методом скінчених різниць. Експериментальні дані показують значення коефіцієнту k в діапазоні від 0,15 до 0,3. Для визначення критичного навантаження циліндричної оболонки при чистому вигині (оболонка навантажена по кінцях парами сил), коефіцієнт збільшується на 15-18% відносно значення, відповідного випадку стискання. Для оцінки критичного рівномірного зовнішнього тиску ідеальної пружної циліндрової оболонки дається формула П. Ф. Папковича:

SEQ "Формула" *Arabic 2)

яка є ефективною для середнього класу за довжиною оболонок:

При оцінці стійкості усічених конічних оболонок, навантажених зовнішнім тиском, також можна користуватися формулою (1.2), якщо замінити середній на $R/\cos\alpha$:

SEQ "Формула" *Arabic 3)

для кута розчину конуса $\alpha < 25^\circ$.

Критична сила осьового стискання тришарової циліндричної оболонки із стільниковим заповнювачем може бути оцінена відповідно до формули [13]:

SEQ "Формула" *Arabic 4)

де параметр N_x^{0*} дається залежністю:

SEQ "Формула" *Arabic 5)

У формулах (1.4), (1.5) прийняті позначення: E_0 – модуль Юнга зовнішніх шарів, δ_0 – товщина зовнішніх шарів, $2H$ – товщина стільникового заповнювача (рисунок 1.4).

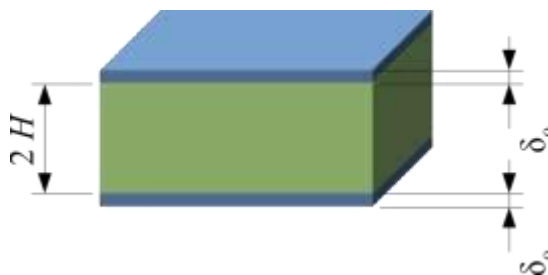


Рисунок 1.4 – Елемент тришарової поверхні

У разі, коли тришарова циліндрична оболонка знаходиться під рівномірним критичним значенням тиску може бути обчислене на базі формули:

SEQ "Формула" *Arabic 6)

У монографії [77] розглянуті загальні питання дослідження напружено-деформованого стану анізотропних пластин і оболонок. Приділена увага дослідженню стійкості ортотропних оболонок, що складаються із склопластиків. У [78] викладена загальна теорія анізотропних оболонок, приведені основні

рівняння теорії, у тому числі для ортотропних, трансверсально-ізотропних і шаруватих. Класична теорія, в основі якої лежить гіпотеза нормалей, що не деформуються, доповнена теоріями, які враховують поперечні деформації і початкову напругу. У роботі приведені основні аналітичні формули для оцінки стійкості циліндричних і конічних оболонок. Для трансверсально-ізотропної циліндричної оболонки представлені аналітичні розв'язки у двох випадках: коли оболонка знаходиться під спільною дією осевого стискання, рівномірно розподіленого тиску і коли оболонка знаходиться під дією моментів, що скручують оболонку. У першому випадку для визначення критичної комбінації навантажень використовується формула:

SEQ "Формула" *Arabic7)

де p – навантаження на одиницю довжини дуги поперечного перетину;
 q – рівномірний поперечний тиск; R – радіус оболонки; h – товщина оболонки;
 l – довжина оболонки; E – модуль Юнга; ν – коефіцієнт Пуасона; G' – модуль зрушення для плоскості, нормальної до плоскості ізотропії; m і n – цілі числа, що характеризують хвилеутворення серединної поверхні (кількість півхвиль у подовжньому і кількість хвиль у поперечному напрямках); λ , c^2 , h^* – механічні константи:

SEQ "Формула" *Arabic 8)

SEQ "Формула" *Arabic 9)

SEQ "Формула" *Arabic 10)

У другому випадку, коли оболонка знаходиться під дією моментів, що скручують, для визначення критичного значення використовується наступний вираз:

$$M_0^* = \pi R^2 E h \left\{ c^2 \frac{(\mu_i^2 + n^2)^2}{n \mu_i [1 + h^* (\mu_i^2 + n^2)]} + \frac{\mu_i^3}{n (\mu_i^2 + n^2)^2} \right\}$$

і h^* даються формулами (1.9) і (1.10); $\mu_i (i=1,2)$ – деякі параметри, які задовольняють умові:

SEQ "Формула" *Arabic 12)

Стійкість анізотропної кругової циліндрової оболонки у випадку, коли матеріал володіє лише однією плоскістю пружної симетрії, завантаженої по торцях рівномірно розподіленим навантаженням з інтенсивністю p , визначається формулою для критичного тиску:

яка відповідає наступній кількості полухвиль при втраті стійкості:

У даній роботі досліджені також питання побудови моделей багатошарових оболонок. Наведені приклади вирішення задач стійкості з врахуванням моментного напруженого стану різного типу анізотропних шаруватих оболонок.

Питання статички і динаміки тонкостінних підкріплених оболонкових конструкцій розглянуті у роботі [79]. Основна увага приділена розгляду алгоритмів вирішення нелінійних задач симетрично навантажених конструкцій. Представлені алгоритми дозволяють враховувати форму складових елементів оболонок і умови переходу через шпангоути. Моделі і методи розрахунку оболонок на основі нелінійної теорії розглянуті в роботі [80]. Особлива увага приділена асимптотичним методам в нелінійній теорії оболонок. Особливості застосування методу граничних елементів для вирішення лінійних і нелінійних задач вигину тонких пластин і пологих оболонок довільного контуру розглянуті в

[81]. Приділена увага вирішенню задач про великі прогини пластин і пологих оболонок.

У роботі [82] розглянуті методи визначення граничних навантажень оболонкових конструкцій, що знаходяться в умовах неоднорідного і нестационарного поля температур. Приведені як теоретичні аспекти дослідження міцності і стійкості композитних оболонок, так результати експериментальної перевірки запропонованих методів розрахунку. Зокрема, для визначення критичного навантаження ортотропної конічної оболонки, стислої у напрямку вісі обертання, запропонована формула (симетрична втрата стійкості):

У монографії [83] аналізуються основні підходи і методи для розрахунку тонкостінних конструкцій на базі геометричного підходу. Зокрема, при розгляді задачі стійкості циліндричної оболонки, що знаходиться під дією осьового стискання, наголошується, що формула (1.2) справедлива у діапазоні довжини:

Оболонки, що задовольняють співвідношенню (1.16), визначаються як оболонки середньої довжини. Для визначення значення коефіцієнта k можна скористатися запропонованою у [119] даними (таблиця 1.1) або залежністю, запропонованою [120]:

SEQ "Формула" *Arabic 13)

Формулу (1.17) слід застосовувати у наступному інтервалі параметрів оболонок: $10^2 \leq \frac{R}{h} \leq 4 \cdot 10^3$; $0,031 \leq \frac{l}{R} \leq 5$.

Таблиця 1.1 – Значення коефіцієнту стійкості

$\frac{R}{h} \leq$					
k					

При цьому у роботі [83] наголошується, що для слабо конічних оболонок (в яких кут розчину не перевищує 20°) можна користуватися формулами для циліндричних оболонок, підставляючи у розрахункові формули другий головний радіус кривизни оболонки із значенням коефіцієнту k згідно (1.17). До «коротких» оболонок відносять оболонки, довжина яких визначається в діапазоні:

Якщо прийняти, що $\frac{l}{R} \ll 1$, у цьому випадку оболонка веде себе як пластина, а критичне значення напруги дається формулою:

SEQ "Формула" *Arabic 149)

До «довгих» оболонок відносяться оболонки з параметрами:

При цьому оболонка поводить себе як стрижень, а відповідна критична напруга визначається за формулі Ейлера для стрижня, стислого осьовою силою:

Для випадків коротких і довгих оболонок запропоновані відповідні формули і поправочні коефіцієнти, а також вирішуючі рівняння для дослідження стійкості багатошарових оболонок.

Метою роботи [84] є дослідження міцності тонких пологих ортотропних оболонок на основі математичної моделі, що враховує поперечні зрушення. Для дослідження міцності і стійкості підкріплених оболонок обертання, виготовлених з ортотропних матеріалів, була розроблена математична модель їх деформації у вигляді функціонала повної енергії деформації з врахуванням геометричної нелінійності з врахуванням поперечних зрушень і крутильної жорсткості ребер нелінійних задач з врахуванням деформацій повзучості. Розроблені обчислювальні алгоритми дослідження міцності і стійкості оболонок на основі методу Рітца і ітераційних процесів [87], методу продовження рішення по найкращому параметру [88-90] і градієнтного методу з врахуванням різних властивостей матеріалу. Для геометрично лінійного варіанту складена програма дослідження міцності пологих оболонок [91] на основі критеріїв, розроблених для ортотропних оболонок, і проведені розрахунки для конкретних конструкцій з вуглепластика і склопластика. У даній роботі приведені результати, отримані при використанні геометрично лінійного варіанту даної математичної моделі оболонки з використанням алгоритму, заснованого на методі Рітца і ітераційних процесах.

Слід зазначити, що існуюча тенденція розвитку, наприклад ракетно-космічної техніки, направлена на збільшення габаритів і маси корисного вантажу, який виводиться на орбіту, що підвищує вимоги, зокрема, до головних обтічників (ГО) ракет – носіїв (РН) [92-94]. Для головних обтічників РН, як правило, використовуються дві конструктивно-силові схеми: підкріплена оболонка або тришарова з різними видами заповнювачів, що представляють особливий інтерес з точки зору створення конструкцій нового покоління.

Описуючи сучасний стан математичного забезпечення розрахунків РКТ на міцність, слід зазначити, що поряд з описаними у вступі положеннями, наприклад в КБ «Салют», найуспішніше йде впровадження розрахункового забезпечення Software. До продуктів глобального масштабу слід віднести NX Advanced Simulation [2]. Що стосується можливостей систем CAD/CAE, у ряді випадків рекомендується [1] конфігурація MSC.Nastran + Solidworks.

Що стосується застосування методу скінченних елементів, то необхідно відзначити аналіз пружньо-пластичного стану напружено-деформованого стану відсіків ракетних конструкцій, який надано у статті [134]. Пів-аналітичний метод скінченних елементів для розрахунку напружено-деформованого стану циліндричних оболонок з повздовжніми ребрами жорсткості обговорюється у роботі [135]. Безпосередньо питання міцності ракетних конструкцій розглянуто у До якісних методів дослідження напружено-деформованого стану складних конструкцій слід віднести публікації [137-140].

1.3 До визначення пружних сталих сучасних композиційних матеріалів

Одною з основних задач при розрахунку напружено-деформованого стану сучасних конструкцій є визначення пружних характеристик застосованих матеріалів. Безпосередньому дослідженню механічних характеристик матеріалів на базі композитів з вуглецевими волокнами присвячені роботи [95-100]. У публікації [95] пружні сталі визначаються з врахуванням трансверсальної ізотропії волокна, у роботі [96] для різноспрямованого вуглецевого композиту враховується недосконалість розташування і відхилення форми поперечних перетинів волокон.

Зупинимося на деяких особливостях механічних характеристик сучасних композитних матеріалів на основі вуглепластиків. До матеріалів, які застосовуються, наприклад, у ракетно-космічній техніці [101], пред'являється підвищений комплекс вимог. Вони повинні одночасно поєднувати в собі високу міцність і жорсткість, хорошу стійкість до динамічних навантажень і малу масу, володіти високими значеннями тривалої міцності і забезпечувати підвищену надійність конструкції. Матеріалами, що якнайповніше відповідають даним вимогам є вуглепластики на основі термореактивних матриць. В ході дослідження полімерних матеріалів, що містять ультрадисперсні частки, відмічено, що [102]: шлях руху тріщини в композиті з малими включеннями вимагає великих витрат

енергії; ультрадисперсні частки не є концентраторами напруги на відміну від крупніших часток; введення часток приводить до впорядкування морфологічної структури полімеру; ультрадисперсні частки можуть служити як центри зшивання полімерної сітки (тобто здатні заліковувати дефекти); частки можуть агломерувати, утворюючи просторовий каркас в об'ємі полімерного композиційного матеріалу (ПКМ). При введенні вуглецевих наночасток в діапазоні масового вмісту від 0,1 до 0,25 збільшуються наступні характеристики епоксидної частини композиту: міцність при стискуванні (на 11...55%), ударна міцність (на 30...50%), динамічний модуль зрушення (на 27...48%). Комбіноване наповнення (вуглепластик на епоксидній основі модифікованого вуглецевими наночастками і вуглецевими волокнами) приводить до збільшення механічних характеристик композиту: міцності вуглепластика на розтягування до 1,5 разу, ударної міцності на 18%, зсувної міцності до 40%.

1.4 Постановка нових задач дослідження

На основі представленого огляду публікацій у сучасних наукових виданнях за досліджуваною тематикою можна зробити висновок про те, що проблема дослідження напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної геометрії при комбінованому зовнішньому навантаженні в умовах, наближених до експлуатаційних, на базі сучасних уявлень про застосування методу скінченних елементів є актуальною.

Метою даного дослідження є створення програмного забезпечення для аналізу напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної конфігурації при статичному комбінованому навантаженні і експериментальне дослідження здатності виробів до сприйняття заданих зовнішніх силових навантажень.

Для досягнення поставленої мети необхідно розв'язати наступні основні задачі:

- створення чисельного підходу на базі методу скінчених елементів і методики визначення руйнівних навантажень в оболонкових конструкціях ракетно-космічної техніки під дією комбінованого навантаження з врахуванням пластичних деформацій матеріалу;
- розробка методики чисельного прогнозування зон руйнування за наявності температурних навантажень;
- розрахунок напружено-деформованого стану між ступеневого відсіку при заданому зовнішньому навантаженні на базі запропонованої нової геометричної моделі;
- аналіз міцності паливних баків двох модифікацій – у вигляді комбінації циліндричної оболонки і двох півсфер і у вигляді комбінації півсфери і зворотного конуса з створенням геометричної моделі, заснованої на врахуванні оболонкових ефектів;
- створення вдосконаленої геометричної моделі паливних баків з кусочно-постійною товщиною і підкріплених шпангоутами;
- проведення візуалізації полів деформацій і напружень по поверхні оболонкових конструкцій складної конфігурації при різних поєднаннях зовнішнього навантаження;
- розробка удосконалених установок та методики експериментального дослідження оболонкових конструкцій-свідків ракетно-космічної техніки;
- проведення співставлення програмних та реалізованих у експерименті навантажень;
- аналіз характеру руйнування досліджуваних оболонкових конструкцій при заданому зовнішньому навантаженні;
- співставлення результатів чисельного та експериментального досліджень напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій РКТ в умовах, наближених до експлуатаційних.

1.5 Висновки

В результаті наведеного аналізу проблеми дослідження напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій складної конфігурації і математичного забезпечення розрахунку несучої здатності конструкцій ракетно-космічної техніки, можна виділити наступні актуальні напрями дослідження: 1) вдосконалення методів аналітичної оцінки міцності і стійкості тонкостінних конструкцій; 2) вдосконалення чисельних методів аналізу міцності оболонкових конструкцій складної конфігурації; 3) розробка програмних комплексів і САПР, що автоматизують аналіз напружено-деформованого стану з візуалізацією досліджуваних процесів.

В рамках першого напрямку актуальним є розвиток методів оцінки напружено-деформованого стану з врахуванням властивостей використовуваних композиційних матеріалів. Для багатошарових елементів ракетно-космічної техніки доцільний розвиток методів оцінки поведінки конструкцій з врахуванням характеру зміни механічних властивостей матеріалу за координатами.

За другим напрямом найбільш актуальним є розвиток методів чисельного аналізу напружено-деформованого стану багатошарових оболонок складної конфігурації при комбінованому вантаженні в умовах, наближених до експлуатаційних. Тут найбільш перспективним є підходи на основі методу скінчених елементів: плоскі поверхневі елементи для аналізу стійкості; об'ємні елементи (тетраедри або шестигранники) для дослідження напружено-деформованого стану з врахуванням пластичних деформацій матеріалу і характеру руйнування конструкції.

Практичне використання методу скінчених елементів з обчислювальної точки зору є екстенсивним (вимагає значних об'ємів пам'яті і процесорного часу). Отже, одним з найбільш актуальним розвитком третього напрямку є розробка і реалізація паралельних версій відповідних обчислювальних методів. При цьому

важливою є розробка способів введення вихідної інформації (задання 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 практичних застосувань у галузі ракетно-космічної техніки.

Експериментальне дослідження напружено-деформованого стану та характеру руйнування натурних зразків-свідків вимагає подальшого вдосконалення експериментальних установок із сучасним обладнанням і методики випробувань при комбінованому статичному вантаженні в умовах, наближених до експлуатаційних.

РОЗДІЛ 2. НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН ОБОЛОНОК РКТ СКЛАДНОЇ КОНФІГУРАЦІЇ ПРИ КОМБІНОВАНОМУ СТАТИЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

У даному розділі пропонується чисельний підхід на базі методу скінченних елементів до розрахунку напружено-деформованого стану оболонок РКТ складної конфігурації, проведені розрахунки реальних конструкцій при навантаженнях, наближених до експлуатаційних, надано опис експериментального стенду і методики проведення випробувань за програмою конструкторської документації, наведені порівняння розрахункових і експериментальних даних з представленням візуалізації полів напруги і деформацій з визначенням характеру руйнування.

2.1 Підхід до аналізу напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій РКТ на основі теорії Тимошенко-Міндліна

Одним з найбільш поширених підходів до аналізу напружено-деформованого стану і стійкості тонких оболонок є використання значної кількості плоских скінченних елементів (СЕ) з відповідними геометричними перетвореннями при формуванні моделі реальної конструкції. У процесі інтегрування по елементу використовуються основні гіпотези теорії тонких оболонок. В цьому випадку розмірність підсумкової системи може бути значно зменшена за рахунок використання меншого числа скінчених елементів, які представляються тривимірними СЕ.

Математична модель оболонкової конструкції, яка є аналогією пластин довільної форми, отримана на основі теорії Тимошенко-Міндліна (теорія зсувних деформацій першого порядку). У такому випадку енергія деформацій скінченого елемента об'єму V_e набере вигляду:

$$U_p = \frac{1}{2} d_e^T \int_{V_e} (z^2 B_f^T D_f B_f) dV_e d_e + \frac{\kappa}{2} d_e^T \int_{V_e} (B_c^T D_c B_c) dV_e d_e, \quad (2.1)$$

де $d_e^T = \{w_1 \theta_{x1} \theta_{y1} \dots w_m \theta_{xm} \theta_{ym}\}$ – вектор узагальнених переміщень (w – прогин серединної поверхні, θ_x, θ_y – повороти нормалі серединної поверхні відносно відповідних вісей координат); B_f и B_c – матриці зв'язків між переміщеннями і деформаціями; D_f и D_c – матриці зв'язків між напругою і деформаціями; параметр κ – коефіцієнт, що враховує нерівномірність розподілу дотичної напруги по перетину (для ізотропного матеріалу можна прийняти $\kappa = 5/6$); m – кількість вузлів ускінченому елементі ($m=3$ – трикутник, $m=4$ – чотирикутник). Матриці зв'язків між переміщеннями і деформаціями для ізотропного матеріалу наберуть вигляду:

$$B_f = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \dots & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial x} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \dots & 0 & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & \dots & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} & \frac{\partial N_m}{\partial x} \end{bmatrix}, \quad (2.2)$$

$$B_c = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & N_1 & 0 & \dots & \frac{\partial N_m}{\partial x} & N_m & 0 \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & N_1 & & \frac{\partial N_m}{\partial y} & 0 & N_m \end{bmatrix}, \quad (2.3)$$

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

Матриці зв'язків між напруженням і деформаціями відповідають плоскому напруженому стану і мають вигляд:

$$D_f = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix}, \quad D_c = \begin{bmatrix} G & 0 \\ 0 & G \end{bmatrix}, \quad (2.4)$$

де E – модуль Юнга; ν – коефіцієнт Пуасона; G – модуль зсуву.

Тоді, якщо пластинка складається з k шарів, інтегруючи (2.1) по товщині в припущенні, що вісь z з нормаллю, отримаємо вираз для матриці жорсткості:

$$K_{ep} = \sum_{i=1}^k \left[\frac{z_i^3 - z_{i-1}^3}{3} \int_{\Omega_e} (B_f^T D_{fi} B_f) d\Omega_e + \kappa (z_i - z_{i-1}) \int_{\Omega_e} (B_c^T D_{ci} B_c) d\Omega_e \right], \quad (2.5)$$

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

$$H = \sum_{i=1}^k h_i; \quad z_0 = -\frac{H}{2}; \quad z_i = z_{i-1} + h_i, \quad i = \overline{1, n}. \quad (2.6)$$

В разі оболонки довільної форми до формули повної енергії включається доданок, відповідний енергії мембранних деформацій:

$$U_p = \frac{1}{2} d_e^T \int_{V_e} (B_m^T D_f B_m) dV_e d_e + \frac{1}{2} d_e^T \int_{V_e} (z^2 B_f^T D_f B_f) dV_e d_e + \frac{\kappa}{2} d_e^T \int_{V_e} (B_c^T D_c B_c) dV_e d_e, \quad (2.7)$$

де $d_e^T = \{x_1 \ y_1 \ w_1 \ \theta_{x1} \ \theta_{y1} \ \theta_{z1} \dots x_m \ y_m \ w_m \ \theta_{xm} \ \theta_{ym} \ \theta_{zm}\}$ – вектор узагальнених переміщень (x – переміщення в першому напрямі, y – переміщення в другому напрямі, w – прогин серединної плоскості, θ_x , θ_y , θ_z – повороти нормалі

серединної плоскості відносно відповідних координат); B_m , B_f і B_c – матриці зв'язків між переміщеннями і деформаціями; D_f і D_c – матриці зв'язків між напругою і деформаціями; параметр k такий же, як у формулі (2.1); m – кількість вузлів в кінцевому елементі ($m = 3$ – трикутник, $m = 4$ – чотирикутник).

Матриці зв'язків між переміщеннями і деформаціями для ізотропної оболонки наберуть вигляду:

$$B_m = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & \frac{\partial N_m}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & \frac{\partial N_m}{\partial y} & \frac{\partial N_m}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.8)$$

$$B_f = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} & \frac{\partial N_m}{\partial x} & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.9)$$

$$B_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & N_1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial x} & N_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & N_1 & 0 & \dots & 0 & 0 & \frac{\partial N_m}{\partial y} & 0 & N_m & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

де обчислення значень функцій форми N_i провадиться у місцевій системі координат, в якій плоскість xOy збігається з плоскістю елемента, а вісь z поєднується із зовнішньою нормаллю СЕ. Тоді, якщо оболонка складається з k шарів, після інтегрування (2.5) за товщиною у місцевій системі координат з припущенням, що вісь z є нормаллю до серединної поверхні оболонки, отримаємо вираз для матриці жорсткості у формі:

$$K_{es}^l = \sum_{i=1}^k \left[(z_i - z_{i-1}) \int_{\Omega_e} (B_m^T D_{fi} B_m) d\Omega_e + \frac{z_i^3 - z_{i-1}^3}{3} \int_{\Omega_e} (B_f^T D_{fi} B_f) d\Omega_e + \right. \\ \left. + \kappa (z_i - z_{i-1}) \int_{\Omega_e} (B_c^T D_{ci} B_c) d\Omega_e \right], \quad (2.11)$$

$$K_s = T^T K_{es}^l T, \quad (2.12)$$

де T – матриця направляючих косинусів місцевої системи координат. Ансамблювання глобальної матриці жорсткості і побудова вектора навантажень відбувається за стандартними правилами.

2.2 Програмне забезпечення розрахунку напружено-деформованого стану оболонок складної конфігурації. Застосування бібліотеки «QFEMLIB»

Математичне моделювання складних технічних об'єктів і процесів із застосуванням сучасних інформаційних технологій є актуальним напрямом розвитку сучасної науки і техніки. Фізичне (експериментальне) дослідження явища чи процесу, зокрема характеру деформування складної оболонкової конструкції, є досить вартісним, займає тривалий час, а інколи взагалі не можливе. Використання математичних моделей разом із застосуванням сучасних комп'ютерних технологій дозволяє замінити цей процес до певної міри обчислювальним експериментом. При цьому математичне забезпечення разом з комп'ютерною технікою утворює віртуальний експериментальний стенд, на якому можна оцінювати вплив можливих режимів експлуатації об'єкту на його стан.

Оцінка міцності та надійності сучасних складних технічних систем призводить до необхідності розв'язання певних класів задач математичної фізики, і, в першу чергу, задач механіки деформівного твердого тіла. На жаль, більшість складних та актуальних задач механіки можливо на сучасному етапі розвитку

науки розв'язати тільки наближено із застосуванням сучасних чисельних методів. Найбільш популярним та ефективним серед них є метод скінченних елементів (МСЕ), за допомогою якого з високою точністю можна розв'язувати широкі класи задач диференційних рівнянь з частинними похідними.

МСЕ ґрунтується на ідеї заміни вихідної неперервної моделі дискретною сіткою – системою вузлів та зв'язків між ними, що утворюють фігури простої форми – скінченні елементи [107, 108]. При цьому розв'язок апроксимується елементарними функціями, визначеними на елементах. Важливим напрямом досліджень є розробка підходів та способів автоматизації розв'язання актуальних науково-технічних задач із застосуванням МСЕ.

Бібліотека скінченно-елементного аналізу «QFEMLIB» призначена для виконання розрахунків лінійних та нелінійних статичних і динамічних задач механіки деформівного твердого тіла із застосуванням МСЕ. На відміну від більшості аналогів ця бібліотека є набором спеціалізованих шаблонних класів, реалізованих на мові програмування C++, із застосуванням яких користувач може самостійно програмувати чисельний аналіз із застосуванням МСЕ широких класів задач механіки як в статичній, так і в динамічній постановці (Додаток А).

«QFEMLIB» складається з класів, що описують різні типи скінченних елементів, параметри розрахунку, методи розв'язання систем лінійних алгебраїчних рівнянь (СЛАР), а також безпосередньо реалізацію МСЕ для статичних і динамічних задач механіки деформівного твердого тіла (в лінійній та нелінійній постановці), тощо. Загальна схема програмування надана та приклади застосування бібліотеки «QFEMLIB» надані у Додатку А.

Дискретна модель бака була побудована із застосуванням зовнішнього генератора сіток. Її зображення наведено на рис. 2.1. Вона складається з 6748 вузлів та 228371 скінченних елементів у формі тетраедра.

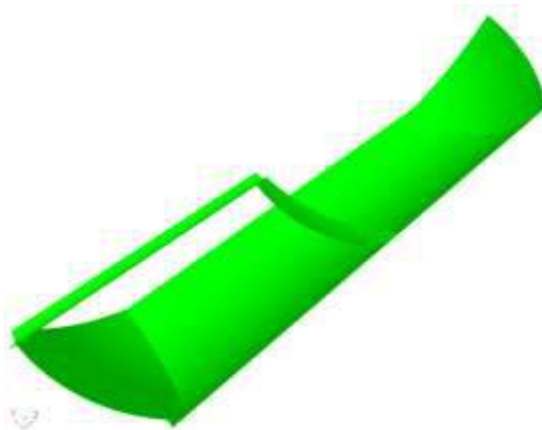


Рисунок 2.1 – Дискретна модель чверті бака без зображення меж скінченних елементів

Програма розв’язання цієї задачі представлена у Додатку В.

2.2.2 Вихідний формат опису скінченно-елементної моделі

Для представлення скінченно-елементної моделі геометричної області застосовуються два види файлів: двійкові й текстові у форматі ASCII. Файл у двійковому форматі призначені для завдання повної інформації про геометрію об’єкту розрахунку, типу вживаного скінченного елементу й структурі сітки (табл. 2.2).

Файл в текстовому форматі повністю ідентичний за структурою двійковому, але має істотно більший фізичний розмір. Він в основному використовується для підвищення наочності опису моделі.

Таблиця 2.2 – Двійковий формат файлу даних про дискретну модель області

Значення	Опис
T	Тип скінченного елемента (3 – лінійний трикутник ; – лінійний тетраедр)
N	Кількість вузлів
	Координати першого вузла
	Координати останнього вузла
M	Кількість граничних елементів (ГЕ)
... g _{1L}	Зв'язки першого ГЕ (L – розмірність ГЕ)
...	
g _{M2} ... g _{ML}	Зв'язки останнього ГЕ
K	Кількість скінченних елементів (СЕ)
e ₁₂ ... e _{1P}	Зв'язки першого СЕ (P – розмірність СЕ)
...	
e _{K1} e _{K2} ... e _{KP}	Зв'язки останнього СЕ

2.3 Оцінка напружено-деформованого стану міжступеневого відсіку тришарової конструкції з вуглепластика за результатами розрахунків перед проведенням випробувань

Вихідними даними для проведення розрахунків на міцність конструкції межступенного відсіку, були:

- конструкторська документація (КД) на корпус межступенного відсіку;

- значення навантажень на розрахункові випадки: «Транспортування РКН до місця старту», «Політ РКН на АУТ»;
- фізико-механічні характеристики обшивок і граничні значення напруги;
- навантаження 6-го етапу згідно таблиць навантаження 2.1 (розрахунковий випадок вантаження – «Транспортування») і 2.3 (розрахунковий випадок вантаження – «Політ РКН») програм випробувань.

Таблиця 2.3 – Приклад mesh-файлу

Значення	Опис
	Тип СЕ (лінійний трикутний симплекс)
	Кількість вузлів
	Координата 1-го вузла
	Координата 5-го вузла
	Кількість граничних елементів
	Зв'язки для 1-го ГЕ
	Зв'язки для 4-го ГЕ
4	Кількість СЕ
1 5 2	Зв'язки для 1-го СЕ
2 5 3	
4 5 1	Зв'язки для 4-го СЕ

Для визначення напружено-деформованого стану були побудовані наступні скінчено-елементні моделі:

Корпус міжступеневого відсіку відповідно до конструкторської документації (КД) – модель, що імітує навантаження при випробуваннях.

2. Корпус міжступеневого відсіку (відповідно до КД) – модель, що імітує навантаження при штатній експлуатації РКН.

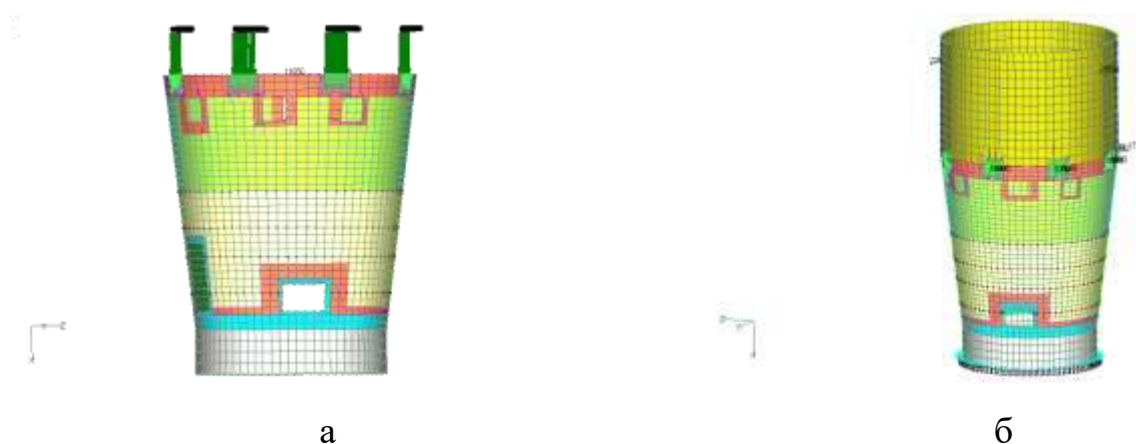
3. Корпус міжступеневого відсіку (з врахуванням відхилень від КД при виготовленні) – модель, що імітує навантаження при випробуваннях.

У моделі корпусу міжступенкового відсіку (з врахуванням відхилення від КД) були враховані:

- несиметричність тришарового пакету корпусу;
- зсув отворів по нижньому торцю корпусу від номінального положення на $7^{\circ}30'$ проти годинникової стрілки (від площини I у бік площини IV);
- зміщення підкріплень зовнішньої обшивки корпусу відносно номінального положення.

В якості граничних умов прийнята система осевих і тангенціальних зв'язків на нижньому шпангоуті міжступеневого відсіку, відповідно схемі розташування кріплення. Розрахунок НДС виконався за допомогою програмного комплексу MSC NASTRAN. При побудові скінчено-елементної моделі міжступеневого відсіку були використані наступні типи скінчених елементів: для моделювання технологічних обичайок – оболонковий скінчений елемент з пружними властивостями, відповідними до матеріалу обичайок; для моделювання оболонки міжступеневого відсіку – шаруватий скінчений елемент з відповідними пружними властивостями кожного шару; для моделювання нижнього і верхнього шпангоутів міжступеневого відсіку застосовувався балочний скінчений елемент з пружними властивостями.

Скінченно-елементні моделі міжступеневого відсіку, що імітують навантаження при експлуатації РКН і при випробуваннях представлені на рис. 2.2.



а – при експлуатації РКН; б – при випробуваннях

Рисунок 2.2 – Скінченно-елементна модель міжступеневого відсіку, яка імітує навантаження

По верхньому перетину модель навантажувалася відповідними силовими чинниками. В якості граничних умов прийнята система осьових і тангенціальних зв'язків на нижній технологічній обичайці. Розрахункові і випробувальні навантаження представлені в таблицях 2.4 і 2.5.

У таблицях використані наступні умовні позначення:

M^P , T^P , Q^P – розрахункові значення моменту, що вигинає, осьової і перерезиваючої сил в перетині відповідно;

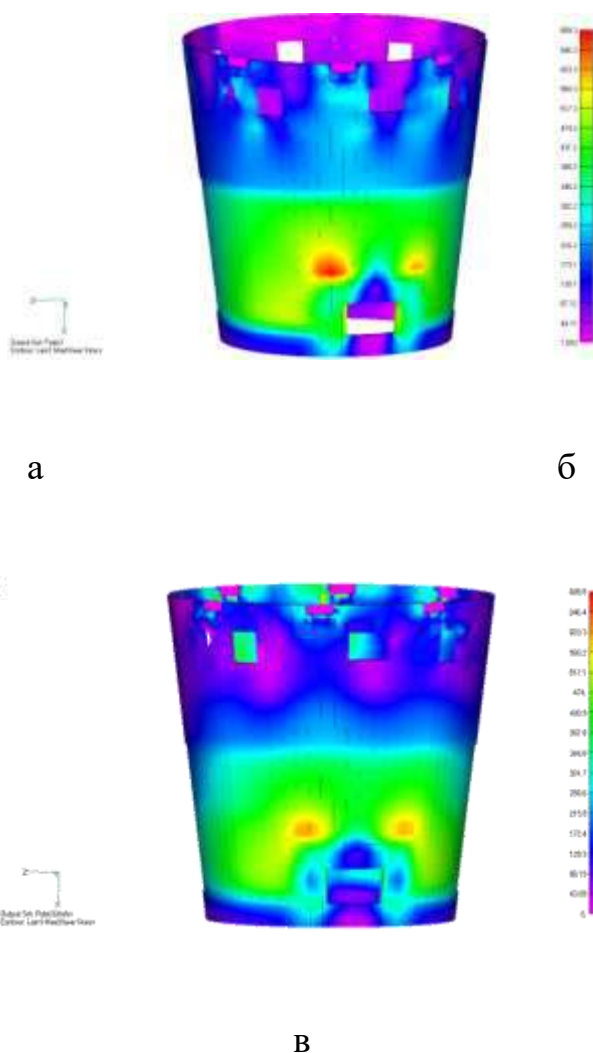
$M^{исп}$, $T^{исп}$, $Q^{исп}$ – випробувальні значення моменту, що вигинає, осьової і перерезиваючої сил в перетині відповідно;

$T_{экр.сж}^P$, $T_{экр.раст}^P$ – розрахункові еквівалентні осьові стискуюча і розтягуюча сили в перетині відповідно;

$T_{экр.сж}^{исп}$, $T_{экр.раст}^{исп}$ – випробувальні еквівалентні осьові стискуюча і розтягуюча сили в перетині відповідно.

Знак «-» для осьової сили означає розтягування.

Характер розподілу дотичної напруги в обшивках приведений при випробувальних навантаженнях згідно таблиць 2.2 і 2.3 представлений на рис. 2.3 для випадку «Транспортування» (модель враховує відхилення від КД).



а – $\tau^p_{\max} = 806 \dots 837 \text{ кгс/см}^2$, модель враховує відхилення від КД, випробувальні навантаження; б – $\tau^p_{\max} = 687 \dots 700 \text{ кгс/см}^2$, модель побудована згідно КД, випробувальні навантаження; в – $\tau^p_{\max} = 624 \dots 633 \text{ кгс/см}^2$, модель побудована згідно КД, розрахункові навантаження

Рисунок 2.4 – Розподіл максимальної розрахункової дотичної напруги в обшивках міжступеневого відсіку при випробувальних та розрахункових навантаженнях (випадок – «Політ РКН»)

Порівняння максимальної розрахункової дотичної напруги у вуглепластикових обшивках міжступеневого відсіку, для заданих варіантів навантаження, розрахункових випадків і вигляду скінчено-елементної моделі, представлені в таблицях 2.6 і 2.7. Порівняння розрахункових дотичних напружень з оцінними граничними значеннями напружень при зрушенні для випадку «Політ

РКН» показало, що при максимальному випробувальному навантаженні можливо руйнування обшивки (таблиця 2.7). Тому додатково був проведений розрахунок міжступеневого відсіку з врахуванням відхилень від КД на навантаження за 5-им етапом навантаження при випробуваннях на випадок «Політ РКН». Після доведення навантаження до п'ятого етапу і, ґрунтуючись на показниках тензометрування, подальше навантаження проводилося до максимальних значень.

Величини навантажень і результати розрахунку приведені в таблиці 2.7 і на рис. 2.5.

Таблиця 2.6 – Результати розрахункової оцінки міцності обшивок міжступеневого відсіку при дії максимальних розрахункових та випробувальних навантаженнях для випадку «Транспортування»

Конструкція	Розрахунковий випадок	$T_{с \cdot M}$	$T_{с}$	$T_{с}$	$\tau_{\max}^p$ кгс/см ²	$\tau_{гр}$ кгс/см ²	η , -
Межступеневий відсік (модель враховує відхилення від КД)	Випробувальне навантаження						
Міжступеневий відсік (виконаний згідно КД)	Випробувальне навантаження						
	Розрахункове навантаження			$\pm 2,37$			

У таблицях 2.5 і 2.6 використані наступні умовні позначення: M , T , Q – розрахункові і випробувальні значення моменту, що вигинає, осьової і дотичної сил в перетині «Верх міжступеневого відсіку» відповідно; $p_{\max}$ – максимальна розрахункова дотична напруга в елементі; $\tau_{\text{пред}}$ – оцінні граничні значення напруги при зрушенні (точні значення $\tau_{\text{пред}}$ ($\tau_{кр}$) будуть визначені за результатами визначення механічних властивостей на зразках (конструктивних елементах)); η – коефіцієнт запасу міцності визначений без додаткового коефіцієнту безпеки $f_{\text{доп}}$.

Таблиця 2.7 – Результати розрахункової оцінки міцності обшивок міжступеневого відсіку при дії максимальних розрахункових і випробувальних навантажень на випадок «Політ РКН»

Конструкція	Варіант розрахунку	$T_c \cdot M$	T_c	T_c	$\tau_{\text{макс}}^p$, кгс/см ²	τ_p , кгс/см ²	η , -
Міжступеневий відсік (модель враховує відхилення від КД)	Випробувальні значення навантаження						
	Навантаження 5-го етапу програми						
Міжступеневий відсік (виконано згідно КД)	Випробувальні значення навантаження						
	Розрахункові значення навантаження						

У таблиці 2.8 коефіцієнт варіації γ_k , який характеризує розкид властивостей несучої здатності конструкцій з композитних матеріалів, визначається за результатами статичних випробувань ряду однакових конструкцій даного типу або конструкцій, аналогічних що розглядаються, виготовленою за тією ж технологією і що мають однакову з даною конструкцією форму руйнування. За наявності обмеженої кількості випробувань коефіцієнт варіації γ_k виходить шляхом множення вибіркового коефіцієнту, отриманого статистичною обробкою результатів випробувань, на коефіцієнт ϕ , який визначається залежно від кількості випробуваних конструкцій (n).

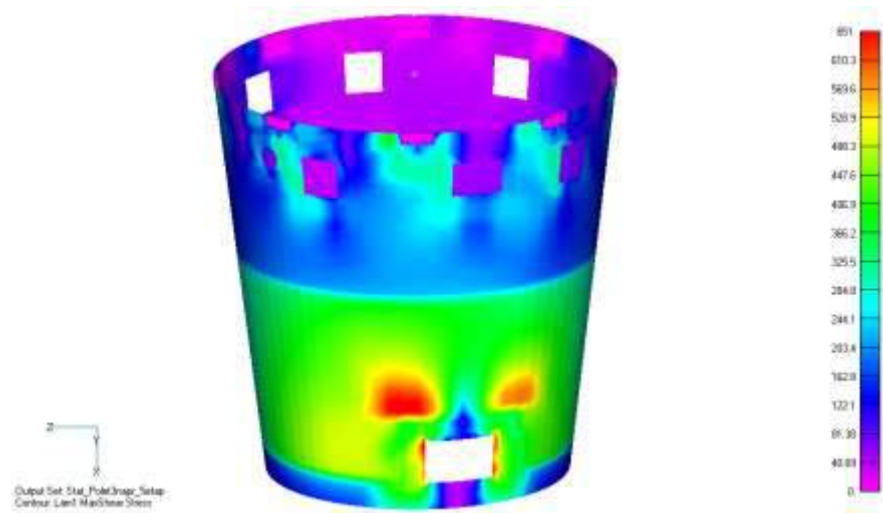


Рисунок 2.5 – Розподіл максимальної розрахункової дотичної напруги $P_{max} = 630...651 \text{ кгс/см}^2$) у обшивках міжступеневого відсіку (модель враховує відхилення від КД) при випробувальними навантаженнях 5-го етапу навантаження (випадок «Політ РКН»)

Таблиця 2.8 – Додатковий коефіцієнт безпеки відсіку

γ_k					
доп					

Таблиця 2.9 – Значення коефіцієнту φ , від кількості випробуваних конструкцій

φ									

З приведених вище таблиць виходить, що максимальне значення додаткового коефіцієнту безпеки може досягати $f_{доп} = 1,97 \cdot 1,5 = 2,96$. Для пониження додаткового коефіцієнту безпеки необхідно продовжувати роботи по зменшенню розкиду властивостей несучої здатності і набору статистики.

2.4 Випробування на розрахункові випадки «Транспортування» і «Політ ракети-носія на АУТ»

При статичних випробуваннях міжступенного відсіку на розрахунковий випадок «Транспортування» конструкція навантажувалася одночасним додатком осьових і поперечних сил T і Q етапами згідно з таблицею 2.7. Поперечна сила Q створювалася за допомогою гнучкого бандажу, а осьова сила T – системою силовозбудителів. Фактичні значення моменту M , що вигинає, осьової розтягуючої сили T і поперечної сили Q , які реалізовані при випробуваннях, приведені в таблиці 2.8. У процесі випробувань відмічалися характерні ефекти, пов'язані з поведінкою конструкції під навантаженням.

Таблиця 2.10 – Етапи навантаження корпусу міжступеневого відсіку (випадок навантаження «Транспортування»)

Етапи навантаження						
T , тс						
Q , тс						
Примітка: Етап 4 відповідає експлуатаційним навантаженням, етап 6 – розрахунковим навантаженням						

Другим випадком навантаження були випробування на розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ». Конструкція навантажувалася одночасним додатком сил T , $Q_{1(1)}$, $Q_{2(1)}$ і моменту M -коду етапами згідно з таблицею навантаження 2.9. Поперечна сила $Q_{1(1)}$ прикладалася за допомогою гнучкого бандажу, сила $Q_{2(1)}$ прикладалася у зворотному напрямі $Q_{1(1)}$, а осьова стискуюча сила T створювалася власною вагою технологічної обичайки і системою восьми паралельних сил, прикладених до елементів технологічної обичайки. Слід зазначити, що корпус міжступеневого відсіку витримав максимальні

[illegible]

Етапи навантаження						
тс						
тс						
T, тс						
Примітка: Етап 4 відповідає експлуатаційним навантаженням, етап 6 – розрахунковим навантаженням						

Таблиця 2.13 – Реалізоване навантаження

	(тс)		(тс)		T (тс)			M (тс м)	
№ етапу	Програм. значення	Реалізовані значення	Програм. значення	Реалізовані значення	$T_{\text{оснастки}}$ (тс)	Програм. значення	Реалізовані значення	Програм. значення	Реалізовані значення

Третім випадком навантаження були випробування на розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ». Збірка навантажувалася одночасним додатком сил T , $Q_{1(2)}$, $Q_{2(2)}$ і моменту M етапами згідно з таблицею вантаження 2.9. Корпус межступенного відсіку витримав випробувальні навантаження на випадок навантаження «Політ РКН». Після випробувань зовнішнім візуальним оглядом в доступних місцях встановлено, що елементи конструкції корпусу видимих змін не мають. Розміри тріщин і вифарбовування гелькоута, що з'явилися після проведення статичних випробувань на випадок вантаження «Політ РКН», не змінилися.

Четвертим випадком навантаження були випробування на розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ». Збірка навантажувалася одночасним додатком сил T , $Q_{1(3)}$, $Q_{2(3)}$ і моменту M етапами згідно з таблицею навантаження 2.9.

На початку навантаження кожного етапу таблиці 2.15, починаючи з четвертого, чулися одиночні потріскування, які припинялися після досягнення величини навантаження кожного етапу. При навантаженні з п'ятого етапу до шостого показники датчиків не зафіксували втрату здатності нести зовнішнє навантаження, хоча відмічалась місцева втрата стійкості оболонки за рахунок розриву стільникового заповнювача, або місцевої втрати стійкості шару, що несе, в межах розміру вічок стільникового заповнювача.

Корпус міжступеневого відсіку витримав випробування на випадок навантаження «політ РКН». Попереднім зовнішнім візуальним оглядом в доступних місцях встановлено, що елементи конструкції корпусу видимих змін не мають. Розміри тріщин і вифарбовування гелюута, що з'явилися після проведення статичних випробувань на попередні випадки навантаження, не змінилися.

Розрахунок міжступеневого відсіку на основі комплексу MSC NASTRAN. Порівняння з результатами експерименту

За допомогою програмного комплексу MSC NASTRAN проведений розрахунок напружено-деформованого стану тришарової оболонки міжступеневого відсіку. Кінцево-елементна модель міжступеневого відсіку, що імітує навантаження при випробуваннях представлена на рис. 2.6.

Розподіл максимальних розрахункових осьових деформацій у зовнішній обшивці міжступеневого відсіку і випробуваннях, а також загальний вигляд збірки конструкції при випробуваннях приведені у Додатку Г.

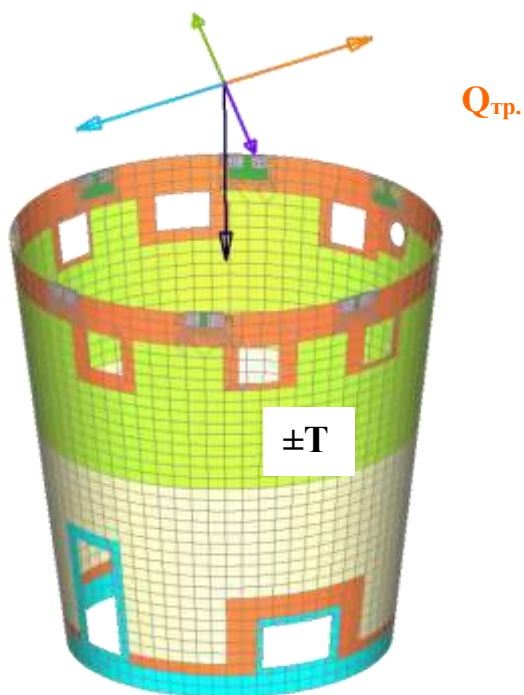
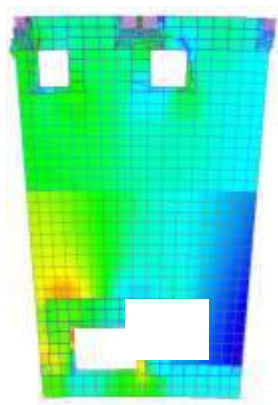


Рисунок 2.6 – Схема навантаження міжступеневого відсіку



IV

Рисунок 2.7 – Розподіл максимальних розрахункових меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці МСВ-ПКМ №2 (Розрахунковий випадок «Транспортування» (Q під кутом $\alpha = 45^\circ$ між I і II плоскістю стабілізації))

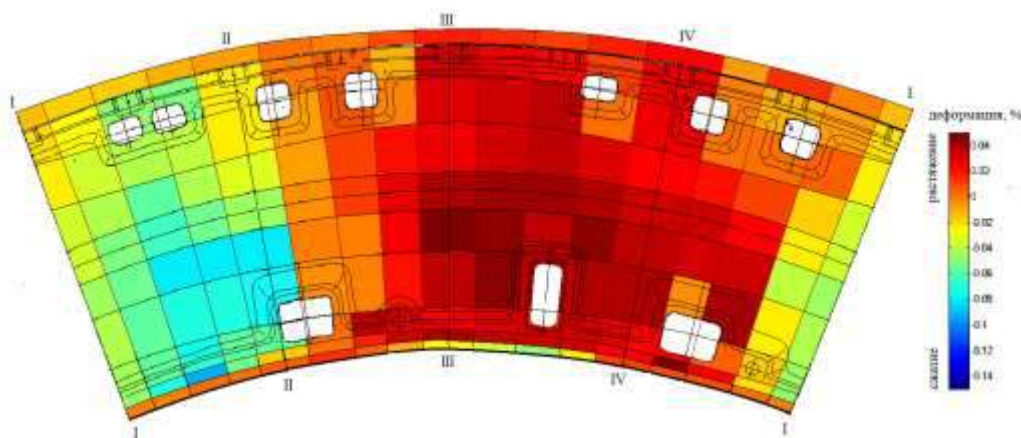


Рисунок 2.8 – Розподіл фактичних меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці міжступеневого відсіку при навантаженні 6 етапом таблиці 2.8 (розрахунковий випадок «Транспортування» (Q , $\alpha = 45^\circ$ між I і II плоскістю стабілізації))

Результати випробувань наведені у таблицях 2.16 і 2.17.

В таблицях 2.16 і 2.17 застосовано наступне означення:

M^P , T^P , Q^P – розрахункове значення навантаження;

$M^{\text{випр}}$, $T^{\text{випр}}$, $Q^{\text{випр}}$ – випробувальне реалізоване навантаження;

$T^P_{\text{екв.сти.с}}$, $T^P_{\text{екв.розт.}}$ – розрахункове еквівалентне навантаження;

$T^{\text{випр}}_{\text{екв.сти.с}}$, $T^{\text{випр}}_{\text{екв.розт.}}$ – випробувальне еквівалентне реалізоване;

$\eta_{\text{випр}}$ – мінімальний коефіцієнт запасу міцності за випробуваннями.

Після випробувань на випадок навантаження «політ РКН», відповідно до позиції а) (навантаження силою $Q_{1(3)}$) зовнішнім оглядом встановлено, що на внутрішній поверхні корпусу в районі верхнього шпангоута по площині IV на окантовці мали місце тріщини і викрошування гелькоута трикутної форми розмірами $\sim 35 \times 25$ мм, виявлені окремі раковини з оголенням вуглепластика на радіусі переходу законцовки верхнього шпангоута на внутрішню поверхню оболонки. Останні елементи конструкції корпусу видимих змін не мали. Кількість і характер тріщин з викрошуванням гелькоута в районі нижнього шпангоута не відмічалось.

Таблиця 2.16 – Результати статичних випробувань (Перетин «верх міжступеневого відсіку»)

[illegible]

Таблиця 2.17 – Результати статичних випробувань (перетин «низ міжступеневого відсіку»)

[illegible]

При проведенні контролю якості корпусу міжступеневого відсіку після статичних випробувань на внутрішній поверхні дефекти не виявлені, на зовнішній поверхні виявлені дефекти, що становлять 6,23% від контрольованої площі.

Порівнюючи результати контролю до і після статичних випробувань і, враховуючи характер виявлених дефектів, проконтрольованих акустичним методом, можна зробити вивід, що сумарна площа дефектів в результаті статичних випробувань не збільшилася.

2.6 Статичні випробування міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву

Збірка, що складається з нижнього відсіку циліндрової секції головного обтічника, корпусу перехідника, корпусу міжступеневого відсіку, паливного відсіку третьої ступені, магістрального трубопроводу «О», витратного трубопроводу «Г», корпусу кріплення (рами МДУ) і клепаной частини ТО третьої ступені, що входить в паливний відсік в зборі, встановлювалася вертикально і нижнім шпангоутом корпусу міжступеневого відсіку, через технологічну обичайку, закріплювалася на силовій підлозі. Кріплення нижнього шпангоута корпусу міжступеневого відсіку до технологічної обичайки виконувалося кріпленням за геометрією і міцністю, відповідних штатному.

На шпангоути відсіку головного обтічника, корпуси перехідника головного блоку і бака «О» встановлювалися технологічні обичайки для додатка осьових, перерізуючих сил і згинних моментів. До шпангоута бака «Г» третьої ступені були пристиковані технологічні сегменти для додатка осьових і перерізуючих навантажень. До рами МДУ був пристикований імітатор перерізуючої сили.

Навантаження складеної конструкції реалізувалося наступним чином:

- осьовою силою T_2 , направленою вертикально вгору, прикладеною до збірки через технологічну обичайку до перехідника ГБ;
- перерізуючою силою Q_1 , направленою між площинами I і II, прикладеною до верхнього шпангоута корпусу ГО;
- перерізуючою силою Q_2 , направленою між площинами I і II, і прикладеною до верхнього шпангоута корпусу перехідника ГБ через технологічне кільце;
- перерізуючою силою Q_3 , направленою між площинами I і II, і прикладеною до шпангоута бака «О»;
- перерізуючою силою Q_3' , направленою між площинами III і IV, і прикладеною до шпангоута бака «О»;
- перерізуючою силою Q_4 , направленою між площинами I і II, і прикладеною до шпангоута бака «Г» третього рівня через технологічні сегменти;
- перерізуючою силою Q_5 , направленою між площинами I і II, і прикладеною до імітатора МДУ;
- моментами M_1 и M_2 , що створювалися парами сил $+T_{M1} -T_{M1}$ і $+T_{M2} -T_{M2}$ відповідно.

При навантаженні у значеннях зусиллях враховувалася вага технологічного оснащення, пристикованого до верхнього торця циліндрової секції ГО (тс), до верхнього торця перехідника ГБ ($G_2=1,925$ тс), до шпангоута бака «О» ($=4,73$ тс). Схема розташування датчиків переміщень на збірці для всіх видів випробувань представлена на рисунку 2.9. Вимір параметрів і візуальний огляд конструкції здійснювалися на кожному етапі навантаження. Результати випробувань приведені в таблицях 2.15 - 2.17. Загальний вигляд випробувальної установки представлений на рисунку 2.10.

Після завершення випробувань в результаті зовнішнього огляду конструкції відмічена поява декількох місць деформації обшивки корпусу міжступеневого відсіку у вигляді «хлопунов» між плоскостями II і III (рисунок 2.10).

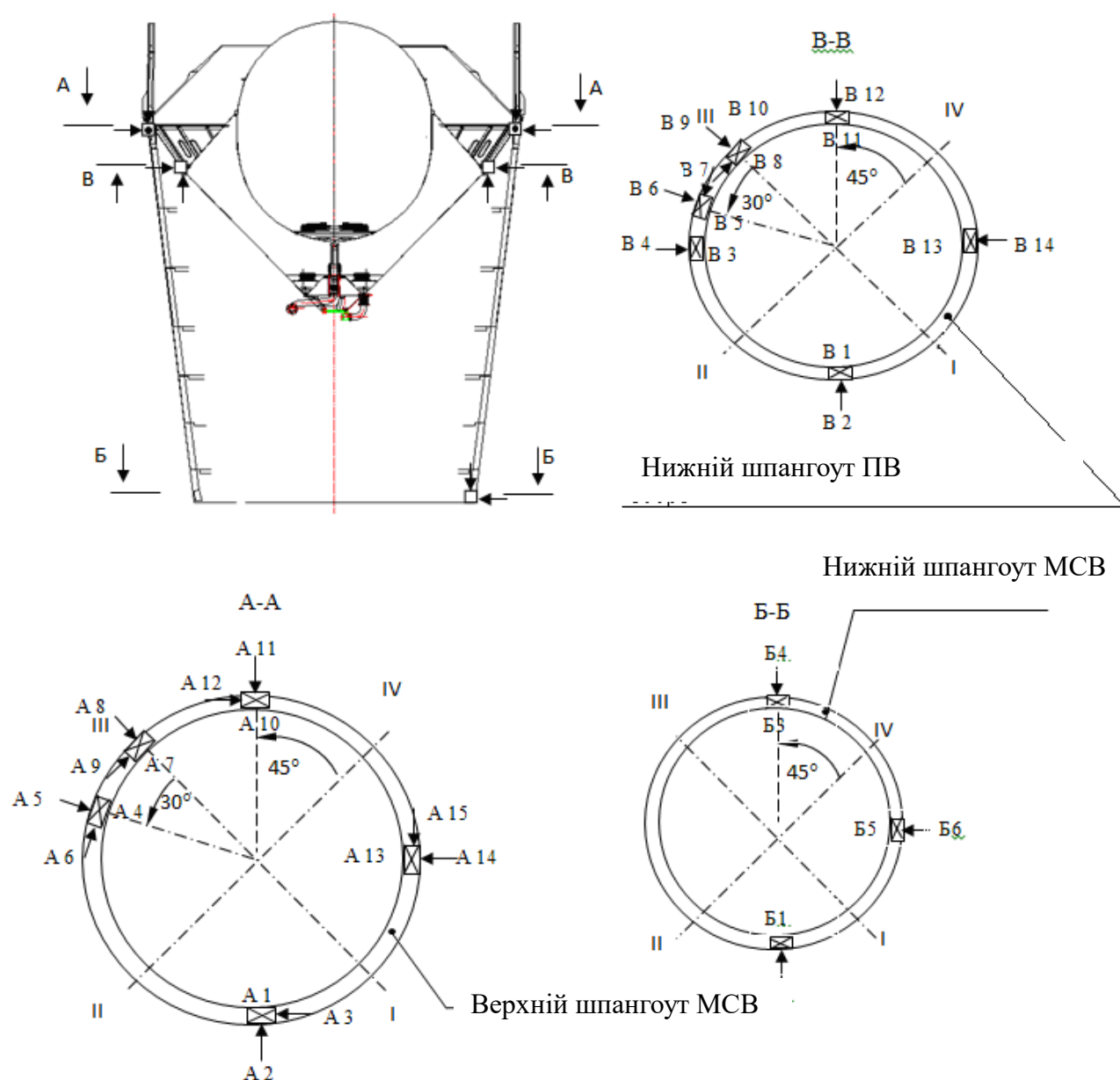


Рисунок 2.9 – Схема розташування датчиків переміщень на збірці для всіх видів випробувань

На рисунку 2.11:

- – значення величин прогину обшивки корпусу МСО 2-3 степенів в місцях її деформації до проведення випробування на розрахунковий випадок «Транспортування» зібраною РКН до місця старту, мм;
- ⊙ – значення величин прогину обшивки корпусу МСО 2-3 степенів в місцях її деформації після проведення випробування на розрахунковий випадок «Транспортування» зібраною РКН до місця старту, мм.



Рисунок 2.10 – Загальний вигляд експериментальної установки



Рисунок 2.11 – Деформації обшивки корпусу міжступеневого відсіку у вигляді «хлопунів» між плоскостями II і III

На рисунках 2.12-2.22 представлені:

- рис. 2.12-2.14 – графіки осьових переміщень, позитивні значення яких відповідають осьовому стискуванню;
- рис. 2.15-2.17 – графіки радіальних переміщень, позитивні значення яких відповідають переміщенню у бік плоскості I-II;
- рис. 2.18-2.20 – графіки радіальних переміщень, позитивні значення яких відповідають переміщенню у бік плоскості I-IV;
- рис. 2.21-2.22 – графіки дотичних переміщень, що відповідають напрямку на схемі розташування датчика.

Аналіз графіків переміщень, представлених на рисунках, показав, що залежність переміщень від рівня навантаження практично лінійна, а залишкові переміщення незначні і знаходяться в межах допустимої погрішності. Незначна нелінійність на перших етапах навантаження визначається вибором зазорів (конструкція опресовується). Таким чином, конструкція пружно деформується і після скидання навантаження відновлює свою форму.

Значення осьових переміщень на випадок «Транспортування зібраною РКН до місця старту»:

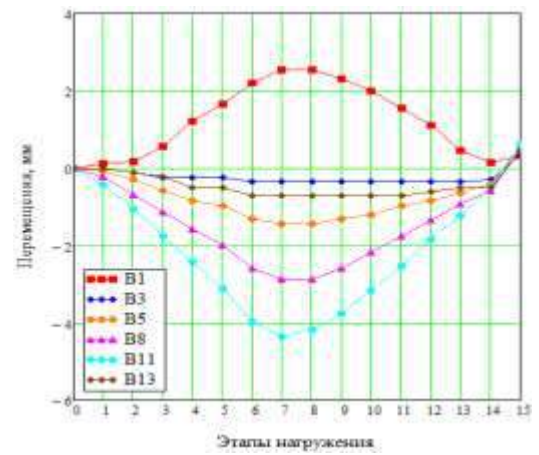
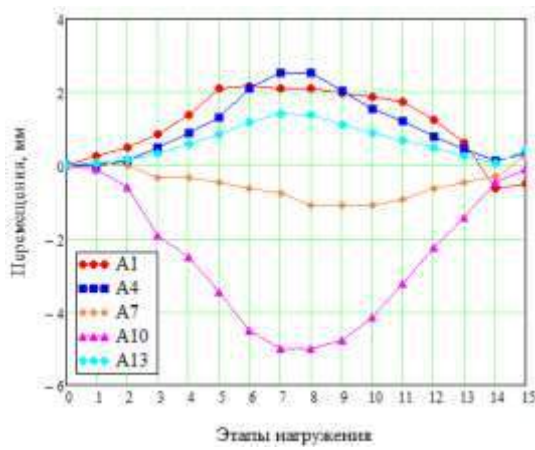
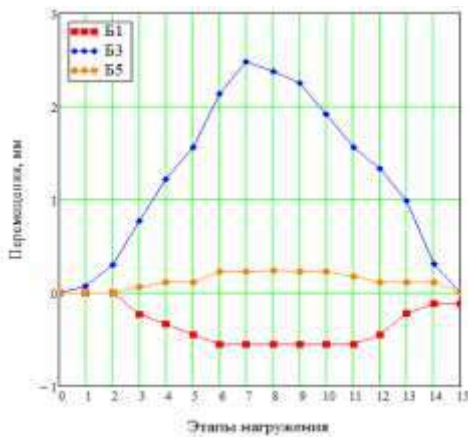
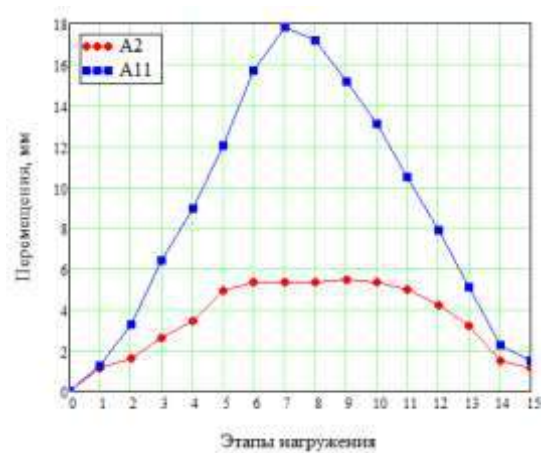
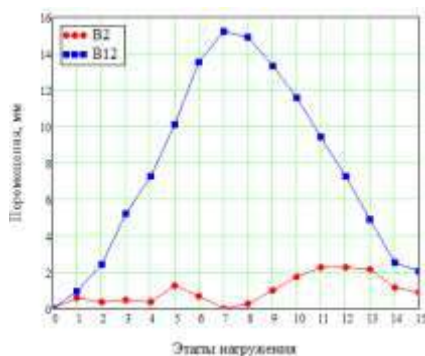
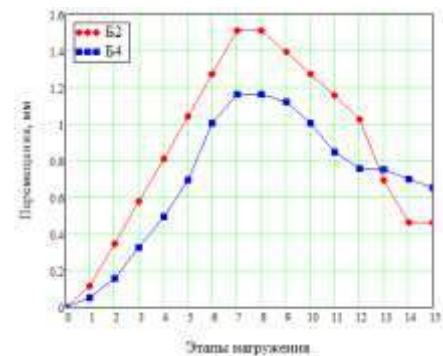


Рисунок 2.12 – Значення в перетині А-А

Рисунок 2.13 – Значення в перетині В-В

Рисунок 2.14 – Значення в перетині
А-А, у площині І-ІІ і ІІІ-ІVРисунок 2.15 – Значення в перетині В-В,
у площині І-ІІ і ІІІ-ІV

Значення радіальних переміщень на випадок «Транспортування зібраною РКН до місця старту»:

Рисунок 2.16 – Значення в перетині В-В,
у площині І-ІІ і ІІІ-ІVРисунок 2.17 – Значення в перетині В-В,
у площині І-ІІ і ІІІ-ІV

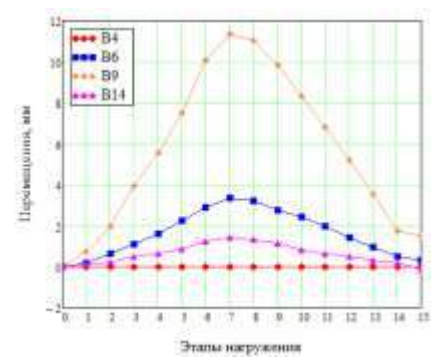
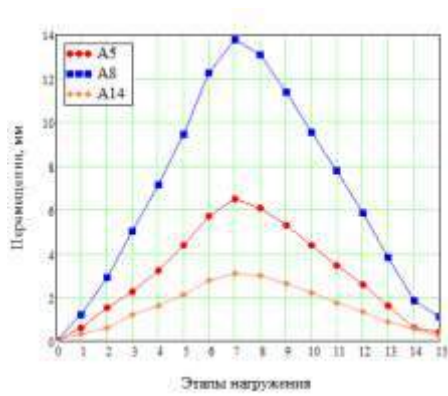


Рисунок 2.18 – Значення в перетині В-В, Рисунок 2.19 – Значення в перетині Б-Б,
у площині I-IV і II-III у площині I-IV і II-III

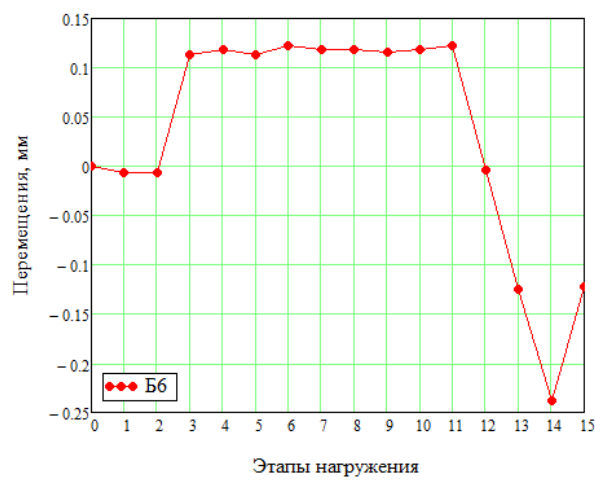


Рисунок 2.20 – Значення в перетині В-В, площині I-IV і II-III

Значення дотичних переміщень у випадку «Транспортування зібраною РКН до місця старту»:

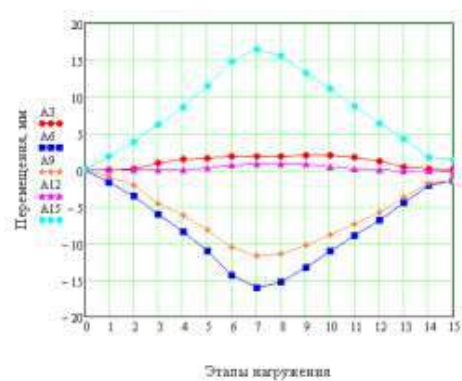
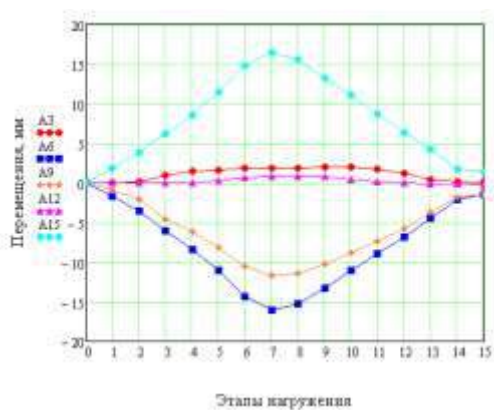


Рисунок 2.21 – Значення в перетині Б-Б, Рисунок 2.22 – Значення в перетині В-В,
у площині I-IV і II-III у площині I-IV і II-III

Таблиця 2.18 – Результати статичних випробувань збірки на розрахунковий випадок «Транспортування РКН до місця старту»

[illegible]

Таблиця 2.19 – Результати статичних випробувань збірки на розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ, робота 1 ступені, $G_{II}=650$ кг, випадок II» (тах розтягування)

Перетин	Розрахункове навантаження					Випробувальне навантаження					η , —
	M^p , тс·м	Q^p , тс	T^p , тс	$T^p_{\text{екв.сти.}}$, тс	$T^p_{\text{екв.розт.}}$, тс	$M^{\text{випр.}}$, тс·м	$Q^{\text{випр.}}$, тс	$T^{\text{випр.}}$, тс	$T^{\text{випр.}}_{\text{екв.стис.}}$, тс	$T^{\text{випр.}}_{\text{екв.розт.}}$, тс	
I'						82,673	-13,84	16,473	99,562	-67,544	
I						83,789	-10,915	57,053	141,263	-28,098	
II'						94,748	-10,915	57,053	158,387	-45,46	
II						105,695	-10,915	57,053	178,055	-65,457	
III'						116,654	-10,915	57,053	200,804	-88,582	
III						127,602	-10,915	57,529	227,665	-112,607	
1	-	-	026	-	026	-	-	-0,026	-	-0,026	
2	-	-	032	-	032	-	-	-0,032	-	-0,032	
3				-		-1,231	339	-12,38	-	-13,948	
4					-	-0,576	1,586	27,981	29,182	-	
5					-	-1,499	1,586	28,036	29,947	-	
6				-		0,485	-2,925	-40,419	-	-41,01	
7				-		-1,03	-2,925	-40,58	-	41,627	
B'	-	-	-13.2	-		-	-				
Г	-	-	-13.2	-		-	-	-13,2		-13,2	
ОП						82,673	-13,84	29,565	112,238	-53,108	

Таблиця 2.20 –Результати статичних випробувань збірки на розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ, робота 1 ступені, $G_{III}=650$ кг, випадок II» (max розтягування)

[illegible]

2.7 Висновки

1. Запропоновано ефективний підхід до аналізу напружено-деформованого стану оболонкових конструкцій ракетно-космічної техніки на основі теорії Тимошенко-Міндліна.

2. Створено програмне забезпечення розрахунку напружено-деформованого стану оболонок складної конфігурації у екстремальних умовах експлуатації.

3. Надана оцінка напружено-деформованого стану міжступеневого відсіку тришарової конструкції з вуглепластика за результатами розрахунків перед проведенням випробувань.

4. Запропонована методика статичних випробувань оболонкових конструкцій РКТ при комбінованому зовнішньому навантаженні і надані результати експериментальних досліджень на розрахункові випадки «Транспортування» і «Політ ракети-носія на АУТ».

5. Порівняння розрахункових даних напружено-деформованого стану міжступеневого відсіку ракети-носія на основі запропонованого підходу на базі застосування методу скінченних елементів та комплексу MSC NASTRAN показало достатню якісну і кількісну збіжність розрахункових даних з результатами експерименту.

ГЛАВА 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ МІЖСТУПЕНЕВОГО ВІДСІКУ З АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ ПРИ ОСЬОВОМУ СТИСКАННІ

У даному розділі надаються результати експериментального дослідження міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву при осьовому стисканні з описом експериментальної установки, чисельним аналізом напружено-деформованого стану і порівнянням його із результатами проведених випробувань.

3.1 Опис експериментальної установки. Результати випробувань

Корпус міжступеневого відсіку встановлювався вертикально і нижнім шпангоутом за допомогою технологічної обичайки закріплювався на силовій підлозі. Кріплення нижнього шпангоута корпусу міжступенного відсіку до технологічної обичайки здійснювалося технологічним кріпленням, по геометрії і міцності відповідним штатному. На верхній торцевий шпангоут корпусу міжступенного відсіку, через технологічне кільце, встановлювалася технологічна обичайка для додатка осьової сили. Загальний вигляд випробувальної установки представлений на рисунку 3.1.

Навантаження збірки здійснювалося осьовою силою T , направленою вертикально вниз, прикладеною через технологічну обичайку до верхнього торцевого шпангоута корпусу міжступенного відсіку. При навантаженні у значеннях зусиль враховувалася вага технологічного оснащення, пристикованого до верхнього торцевого шпангоута корпусу міжступенного відсіку. Випробування проводилися до руйнування.



Рисунок 3.1 – Загальний вид експериментальної установки

На етапі № 6 значення осьової стискуючої сили відповідали граничним значенням, для верхнього перетину корпусу міжступеневого відсіку. На етапі № 7 значення осьової стискуючої сили відповідали граничним значенням для нижнього перетину корпусу міжступеневого відсіку. Далі проводилося скидання навантажень. Вимір зусиль і візуальний огляд конструкції виконувалися на кожному етапі навантаження. Програмні і реалізовані значення навантажень приведені в таблиці 3.1. Результати випробувань надані у таблиці 3.2.

Таблиця 3.1 – Навантаження МСВ 2-3 ступенів максимальним осьовим стискаючим зусиллям (програмні та випробувальні значення)

Етап	1	2	3	4	5	6	7
$T_{\text{прогр.}} \text{ (тс)}$	50	100	150	200	250	300	350
$T_{\text{реал.}} \text{ (тс)}$	50,892	99,963	150,57	200,708	250,647	295,9	-

У процесі навантаження після кожного етапу реєструвалися зусилля і виконувався візуальний огляд конструкції, в результаті якого було відмічено:

– поява нових місць деформації обшивки корпусу міжступеневого відсіку у вигляді «хлопунов», в кожному вічку по всій поверхні збірки починаючи з 3-го

етапу навантаження (форма утворення «хлопунів» подовжня по два в кожному вічку рисунки 3.2, 3.3, що відповідає характеру навантаження);

– руйнування міжступеневого відсіку після досягнення навантаження 6-го етапу при $T=295,9$ тс, а саме:

– подовжнього силового набору в зоні між стрингерами і шпангоутами;
– подальшою втратою стійкості міжступеневого відсіку по всьому колу конструкції в районі верхнього перетину;

– деформація обшивки і подовжнього силового набору у внутрішню сторону корпусу міжступеневого відсіку (рис. 3.4, 3.5), що обумовлюється вагою оснащення і втратою несучої здатності конструкції.

Руйнування міжступеневого відсіку сталося по несиметричній формі загальної втрати стійкості. Деформації обшивки корпусу міжступеневого відсіку у вигляді «хлопунов» між плоскостями II і III. По нижньому перетину корпусу міжступеневого відсіку відмічені при проведенні попередніх випробувальних випадків деформації залишилися без змін.



Рисунок 3.2

Рисунок 3.3

Рисунок 3.4

Таблиця 3.2 – Результати статичних випробувань міжступеневого відсіку при навантаженні максимальним осьовим стискаючим зусиллям

Найменування відсіку	τ , с		см	$T_{\text{екв. стис.}}^P$, тс	$T_{\text{руйн.}}^P$, тс	$T_{\text{руйн.}}^{\text{випр.}}$, тс	$\eta^{\text{випр.}}$, —
Ділянка між шпангоутами 8-7							
Ділянка між шпангоутами 7-6							
Ділянка між шпангоутами 6-5							
Ділянка між шпангоутами 5-4							
Ділянка між шпангоутами 4-3							

Примітка: в таблиці 3.2 використані наступні позначення:

– розрахункова секунда польоту РКН на АУТ; t – розрахункова температура (при випробуваннях складала $\approx 25^\circ\text{C}$);

L – довжина секції між шпангоутами; $T_{\text{екв. стис.}}^P$ – розрахункова еквівалентна осьова стискаюча сила;

$T_{\text{руйн.}}^P$ – розрахункова руйнівна осьова сила; $T_{\text{руйн.}}^{\text{випр.}}$ – випробувальна руйнівна сила;

$\eta^{\text{випр.}}$ – коефіцієнт запасу міцності (стійкості) реалізований при випробуваннях.

* - нижнійперетин корпусу МСВ 2-3 ступенів при випробуваннях не руйнувався.



Рисунок 3.5



Рисунок 3.8 – Руйнування міжступеневого відсіку

Чисельний аналіз напружений-деформованого стану міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву. Порівняння розрахунків з результатами проведених статичних випробувань

Вихідними даними для проведення розрахунку на напружено-деформований стан конструкції міжступеневого відсіку були:

- конструкторська документація (КД) на корпус міжступеневого відсіку;
- фізико-механічні характеристики матеріалів і граничні значення напруження.

Для розрахунку напружено-деформованого стану побудована кінцево-елементна модель міжступеневого відсіку, яка приведена на рис. 3.9. Модель міжступеневого відсіку навантажувалася осьовою стискаючою силою по верхньому перетину, з врахуванням жорсткості оснащення. Результати розрахунку напружено-деформованого стану корпусу міжступеневого відсіку приведені на рис. 3.10-3.12.

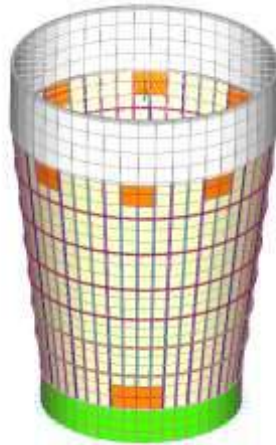


Рисунок 3.9 – Кінцево-елементна модель міжступеневого відсіку, що імітує навантаження при випробуваннях

При створенні кінцево-елементної моделі міжступеневого відсіку люки імітувалися елементами типу «Plate», обшивка корпусу МСВ 2-3 ступенів імітувалася елементами типу «Shear Panel», стрингера і шпангоути – елементами типу «Beam».



Рисунок 3.10 – Форма руйнування (розрахункове руйнівне навантаження $T_{кр.} = 287,493$ тс)

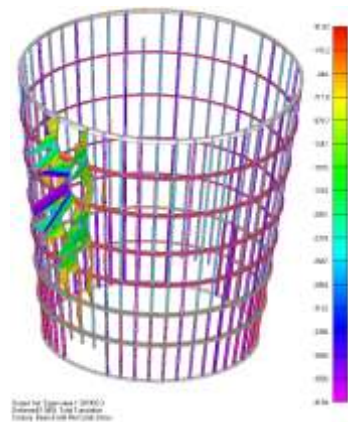


Рисунок 3.11 – Розрахункові напруження у стрингерах при руйнуванні

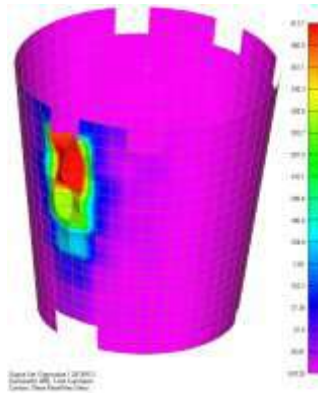


Рисунок 3.12 – Розрахункові дотичні напруження у обшивці корпусу міжступеневого відсіку у момент руйнування



а



б

а – випробування: $T_{\text{випр.}} = 295,9$ тс; б – розрахунок: $T_{\text{розн.}} = 287,493$ тс

Рисунок 3.13 – Порівняння форми руйнування і руйнівного навантаження міжступеневого відсіку

3.3 Висновки

Запропонована експериментальна методика випробувань оболонкових конструкцій РКТ при осьовому стисканні і надано опис установки та результатів випробувань міжступеневого відсіку РН.

На базі запропонованої скінченно-елементної моделі проведено чисельний аналіз напружено-деформованого стану міжступеневого відсіку з алюмінієвого сплаву.

Надані візуалізація процесу деформування та порівняння розрахунків з результатами проведених статичних випробувань, які показали якісну і кількісну відповідність, що підтверджує достовірність запропонованої математичної моделі дослідження та результатів чисельного аналізу.

РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНОК МІЦНОСТІ ПАЛИВНОГО БАКУ ТРЕТЬОЇ СТУПЕНІ ПРИ ДІЇ МАКСИМАЛЬНОГО ВНУТРІШНЬОГО ТИСКУ

У даному розділі спеціальна увага приділяється застосуванню запропонованого програмного забезпечення на базі методу скінченних елементів, існуючих програмних комплексів, зокрема MSC.Nastran, та експериментального випробування на міцність паливного баку третьої ступені ракети-носія при дії внутрішнього залишкового тиску.

4.1 Чисельний аналіз напружено-деформованого стану паливного баку третьої ступені в САПР QFEM

Для чисельної оцінки характеристик міцності паливного баку третьої ступені ракетоносія (РН) «Циклон-4» виконаний аналіз його пружно-пластичного стану. Загальна схема завдання приведена на рис. 4.1.

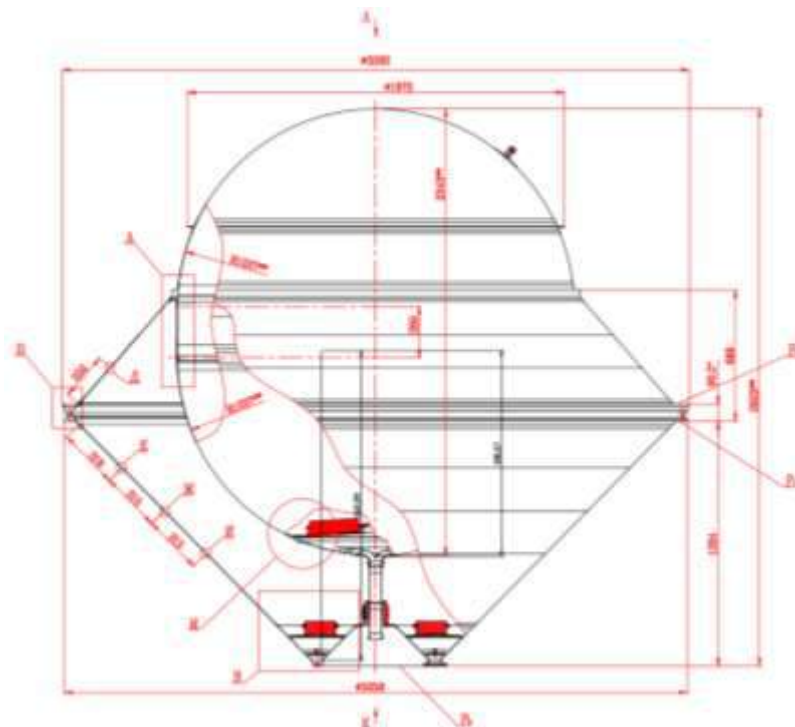


Рисунок 4.1 – Схема паливного баку третьої ступені

Розрахунок виконувався за допомогою спеціально розробленої програмної системи QFEM. Побудована комп'ютерна геометрична модель баку представлена на рисунку 4.2 (з міркувань симетрії модель представлена для чверті баку).

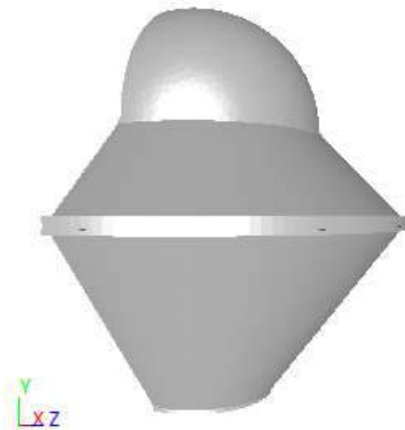


Рисунок 4.2 – Геометрична модель паливного баку

Геометрична модель була описана за допомогою технології конструктивної блокової геометрії CSG (Constructive Solid Geometry) [106]. Для здобуття дискретної скінченно-елементної моделі баку використаний фронтальний алгоритм [107]. На рис. 4.3 приведена скінченно-елементна модель баку (фрагмент), що складається з 76919 вузлів і 228519 просторових кінцевих елементів у формі чотирьохвузлового (лінійного) тетраедра.

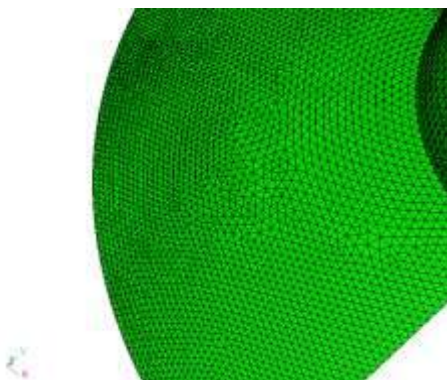


Рисунок 4.3 – Скінченно-елементна модель баку

№	Напруження, Па	Деформації
---	----------------	------------

Схема додатка вузлових навантажень, що моделюють внутрішній тиск у баку, представлена на рис. 4.4.

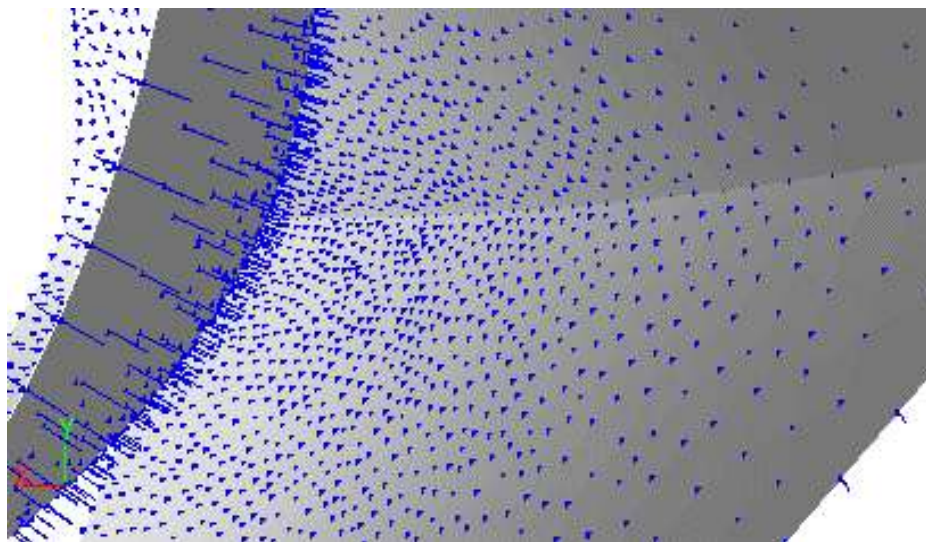


Рисунок 4.4 – Схема навантаження внутрішнім тиском

Як метод лінеаризації даної краєвої задачі використаний метод змінної жорсткості [108]. В результаті виконання розрахунку набуто руйнівного значення внутрішнього тиску 0,58 МПа (5,8 атм). Розподіл компонент вектора переміщень по конструкції приведений на рис. 4.5-4.7.

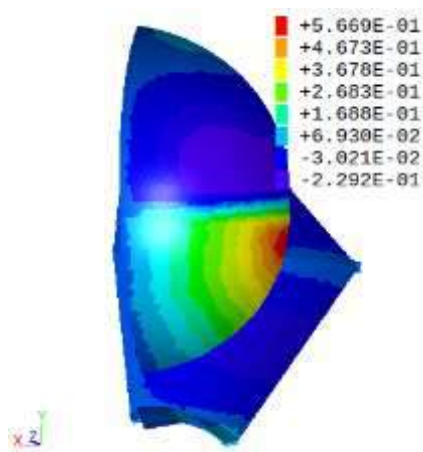


Рисунок 4.5 – Розподіл
компоненти переміщень u

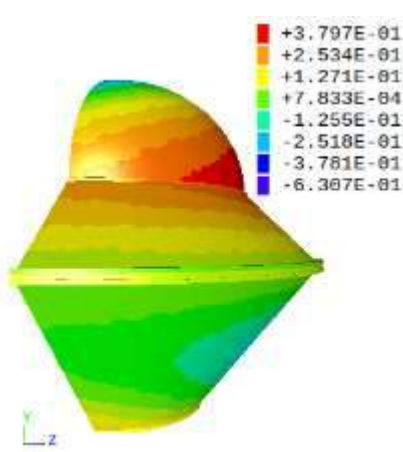


Рисунок 4.6 – Розподіл
компоненти переміщень v

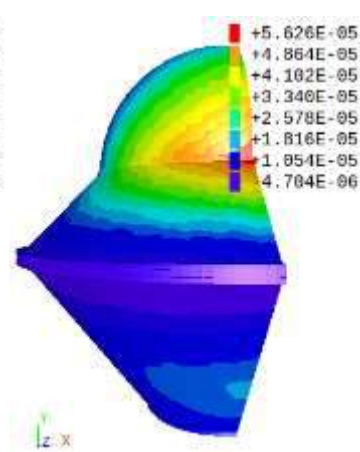


Рисунок 4.7 – Розподіл
компоненти переміщень w

Чисельний аналіз напружено-деформованого стану паливного баку третьої ступені у MSC.Nastran

Вихідними даними для проведення розрахунку паливного баку 3-ої ступені були:

- конструкторська документація (КД) на паливний бак 3-ої ступені;
- фізико-механічні характеристики матеріалів і граничні значення напруження.

Для визначення напружено-деформованого стану побудована скінченно-елементна модель корпусу паливного баку спільно з корпусом приладового відсіку. Як граничні умови прийнята система осьових і тангенціальних зв'язків на верхньому шпангоуті приладового відсіку, відповідна схемі розташування кріплення.

Розрахунок НДС для випадків навантаження внутрішнім надлишковим тиском виконаний за допомогою програмного комплексу MSC.Nastran. При розрахунках враховувалися геометрична і фізична нелінійність («великі» переміщення і деформації пружно-пластичності матеріалів корпусу паливного баку). Причому, передбачалося, що параметри діаграми « σ – ϵ » відповідають параметрам матеріалу корпусу паливного баку в стані постачання.

При побудові скінченно-елементної моделі були використані елементи типу «Plate». Скінченно-елементна модель паливного баку приведена на рис. 4.8.

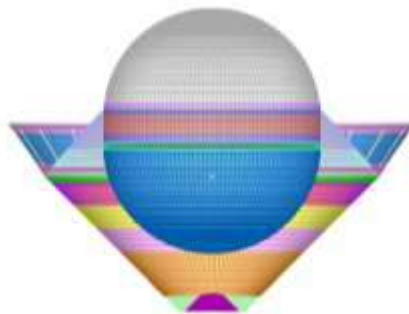
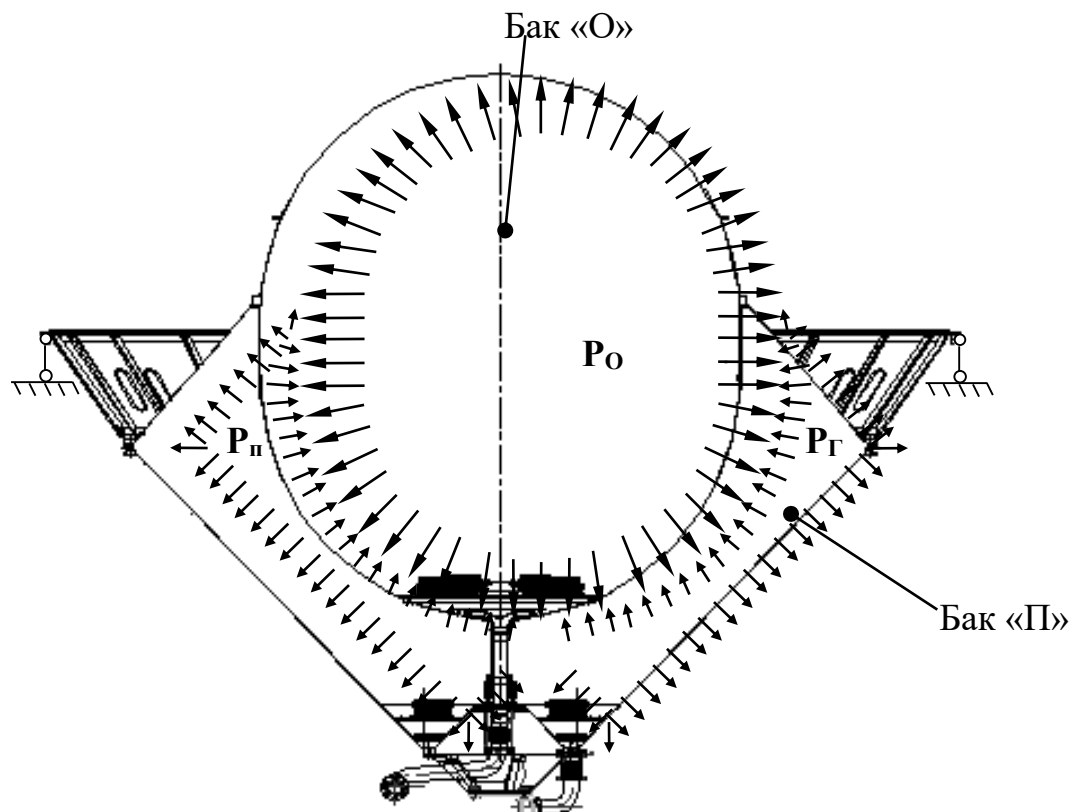


Рисунок 4.8 – Скінченно-елементна модель паливного баку 3-ої ступені

Базові механічні характеристики використовуваних матеріалів представлені в таблиці 4.2. Модель паливного баку навантажувалася надлишковим внутрішнім тиском відповідно до схеми, представленій на рис. 4.9.

Таблиця 4.2 – Механічні властивості матеріалів (при $t = 25^{\circ}\text{C}$) корпусу паливного баку

Матеріал	σ_B , кгс/см ²	$\sigma_{0,2}$, кгс/см ²	$\delta\%$
Амг6М лист	3200	1600	15
Амг6М-НПП лист	4200	3350	5,5
Амг6М (поковка)	2900	1200	11
Амг6М (пресований профіль)	3200	1600	15



Залишковий тиск: P_0 – у баку окислювача, $P_п$ – у баку пального

Рисунок 4.9 – Схема навантаження паливного баку

У таблиці 4.2 застосовані наступні позначення:

σ_B – межа міцності;

$\sigma_{0,2}$ – умовна межа текучості;

$\delta\%$ – відносне подовження.

Розглянуті наступні розрахункові випадки:

- навантаження паливного бака максимальним розрахунковим внутрішнім тиском в баку «О» і в баку «Г» відповідно;
- навантаження паливного бака максимальним внутрішнім тиском, досягнутим при випробуваннях до руйнування.

Результати розрахунку приведені в таблиці 4.3 і на рис. 4.10-4.13.

Таблиця 4.3 – Результати розрахунку міцності паливного баку 3-ої ступені

Розрахунковий випадок	Елемент конструкції	P	$\sigma_{\text{пред.}}$	$\sigma_{\text{розр.}}$	η
Максимальний розрахунковий внутрішній тиск	Бак «О»	9,8	3550	3184	1,11
	Бак «П»	5,7	4200	3984	1,05
Максимальний внутрішній тиск перед руйнуванням	Бак «О»	11,77	3550	3640	0,97
	Бак «П»	6,78	4200	4189	1,00

Примітка: у таблиці 4.3 застосовані наступні означення:

P – значення залишкового внутрішнього тиску в баку «О» і в баку «Г» відповідно;

$\sigma_{\text{гр.}}$ – гранична напруга матеріалу бака «О» і «Г» відповідно;

$\sigma_{\text{розр.}}$ – розрахункова напруга бака «О» і «Г» відповідно;

η – коефіцієнт запасу міцності за розрахунком.

Розрахункові і випробувальні кільцеві напруження надані на рисунках 4.10-4.13.

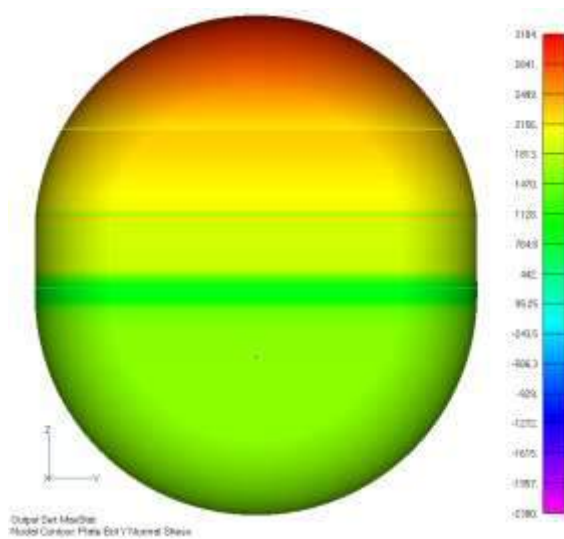


Рисунок 4.10 – Максимальні розрахункові кільцеві напруження у баку «О» при дії надлишкового внутрішнього тиску $P_0 = 9,8$ атм.

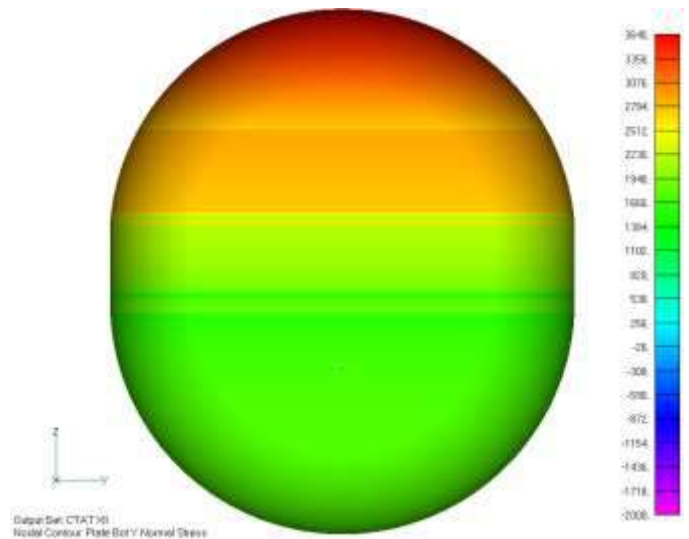


Рисунок 4.11 – Максимальні випробувальні кільцеві напруження у баку «О» при дії надлишкового внутрішнього тиску $P_0 = 11,77$ атм.

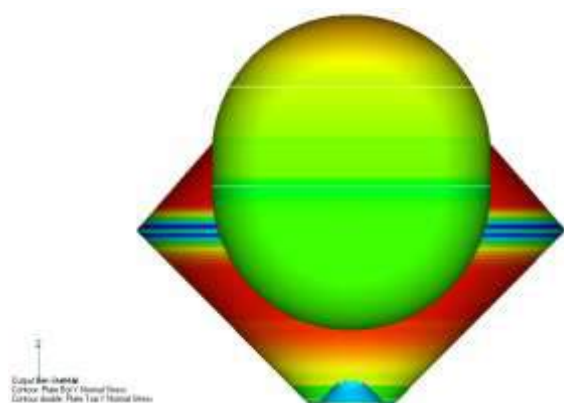


Рисунок 4.12 – Максимальні розрахункові кільцеві напруження у баку «П» при дії надлишкового внутрішнього тиску $P_r = 5,7$ атм.

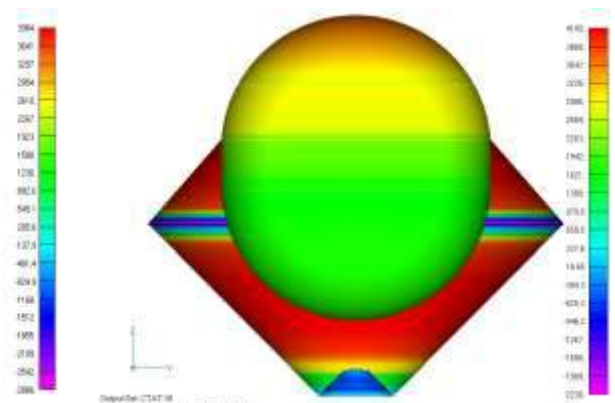


Рисунок 4.13 – Максимальні випробувальні кільцеві напруження у баку «П» при дії надлишкового внутрішнього тиску $P_{r_{\text{випр.}}r} = 6,782$ атм.

Опис баку РН на мові CSG та програма розрахунку надані у Додатках В і Г.

У таблиці застосовані наступні означення:

$P_o^{\text{прог.}}$, $P_{\text{п}}^{\text{прог.}}$ – програмні значення надлишкового внутрішнього тиску у баках «О» і «П» відповідно; $P_o^{\text{реал.}}$ і $P_{\text{п}}^{\text{реал.}}$ – реалізовані значення надлишкового внутрішнього тиску у баках «О» і «П» відповідно.

Загальний вигляд випробувальної установки приведений на рис. 4.14.



Рисунок 4.14 – Загальний вид експериментальної установки

Етап 4 відповідає експлуатаційним навантаженням, а 6 етап – розрахунковим.

Картина руйнування паливного бака при проведенні статичних випробувань приведена на рис. 4.15 – 4.17.



Рисунок 4.15 – Початок процесу руйнування ТВ 3-ої ступені



Місце
руйнування

Рисунок 4.16 – Руйнування ТВ 3-ої ступені



Рисунок 4.17 – Місце руйнування ТВ 3-ої ступені

4.4 Висновки

Отримано розвиток і застосування до чисельного аналізу міцності оболонкових конструкцій складної конфігурації РКТ у екстремальних умовах експлуатації система САПР «qzcad».

Вперше для дослідження напружено-деформованого стану РКТ використаний метод для побудови триангуляції двовимірних областей, представлених функціонально, з безпосередньою побудовою елементів при скануванні вихідної області, що дозволяє понизити вимоги до обчислювальних ресурсів.

У САПР QFEM виконано дослідження міцності паливного баку третьої ступені ракетоносія «Циклон-4» на базі методу змінної жорсткості.

Проведені розрахунки методом скінченних елементів за допомогою програмного комплексу MSC.Nastran з урахуванням геометричної та фізичної нелінійності («великих» переміщень і пружнопластичних деформацій матеріалу корпусу паливного баку).

Порівняння якісної та кількісної картини руйнування паливного баку при статичних випробуваннях з результатами розрахунків показали досить високу їх кореляцію.

РОЗДІЛ 5. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ КУТА НАМОТУВАННЯ ВОЛОКНА ЗОВНІШНІХ ШАРІВ ТРИШАРОВОГО КОМПОЗИТУ НА НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНІЙ СТАН ОБОЛОНКОВОЇ КОНСТРУКЦІЇ ПРИ КОМБІНОВАНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

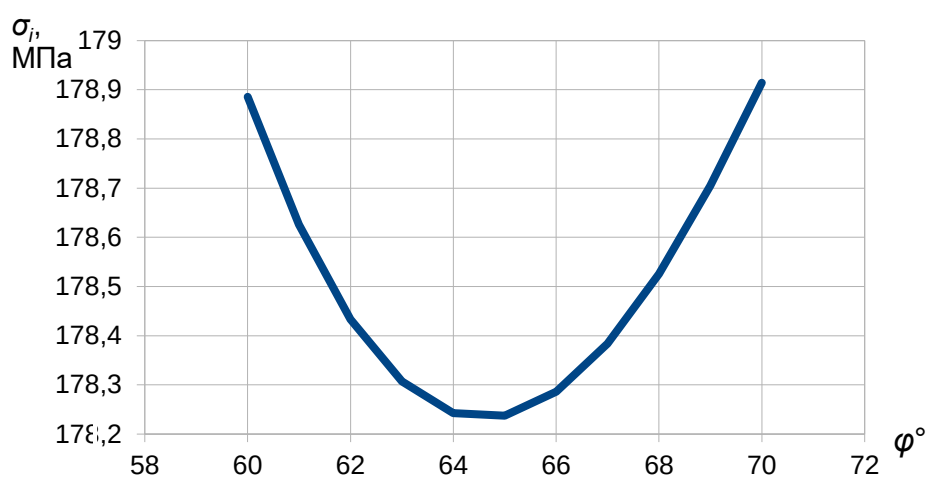
При дослідженні впливу кута намотування волокна шарів, що несуть (зовнішніх), на НДС тришарової оболонкової конструкції передбачається, що шари, що несуть, зроблені з однонаправленого вуглекомполімера, в якості матриці якого використовується епоксидний заповнювач. Приймається модуль Юнга волокна $E_f = 230000$ МПа, коефіцієнт Пуассона $\nu_f = 0,26$, масова доля волокна в композиті $\nu_f = 0,581866$, модуль Юнга матриці $E_m = 2800$ МПа, коефіцієнт Пуассона матриці $\nu_m = 0,35$, масова доля матриці в композиті $\nu_m = 1 - \nu_f$, характеристики композиту визначаються формулами сумішей.

5.1 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією надлишкового зовнішнього тиску

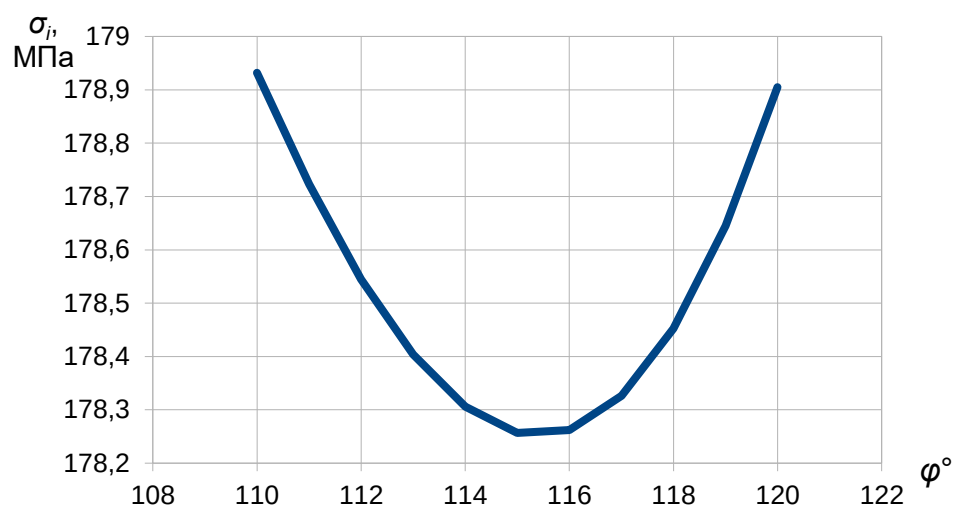
На основі описаних вище скінченно-елементних моделей проведений розрахунок тришарової стільникової конструкції під дією надлишкового зовнішнього тиску ($q = 0,5$ кгс/см²). На рис. 5.1 (а-в) представлений розподіл максимальної інтенсивності напруження залежно від кута армування, а на рис. 5.2 – зіставлення розподілу інтенсивності напруги в головному обтічнику при використанні армування з кутом 0° і раціональної схеми армування 65° .



а

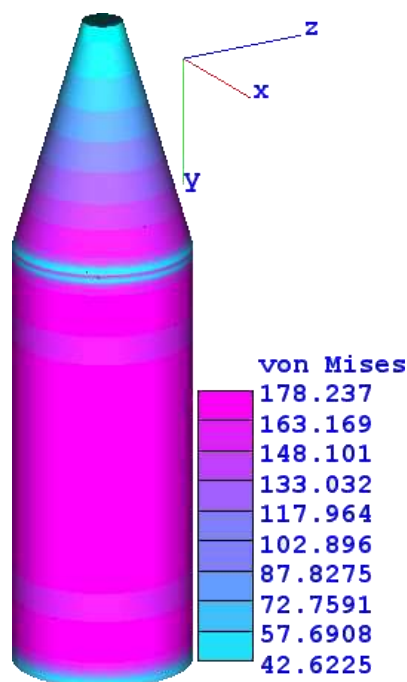


б



в

– Залежність максимальної інтенсивності напруження
від кута армування

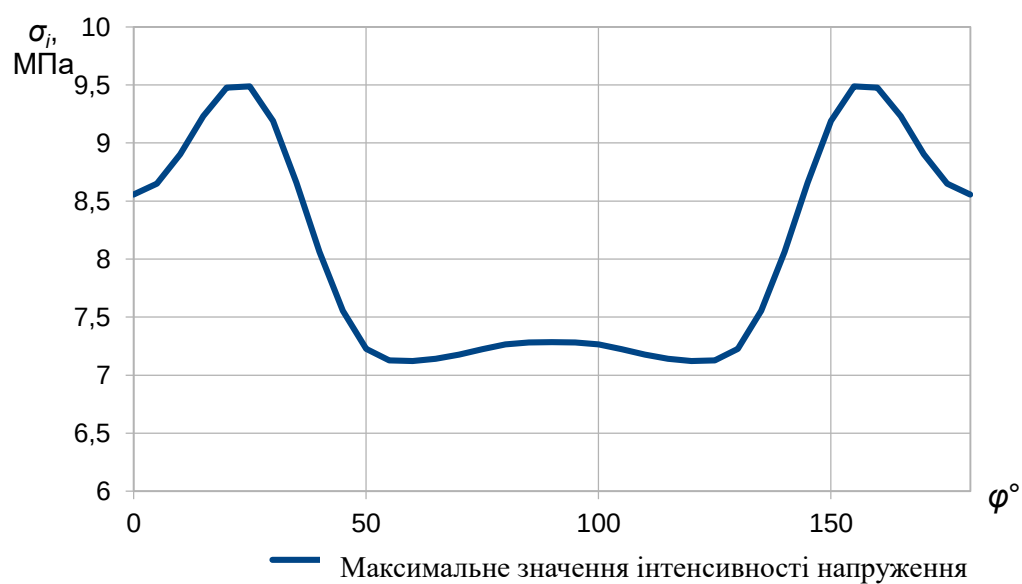


– Співставлення розподілу інтенсивності напруження у головному обтічнику при куті армування 0° і 65°

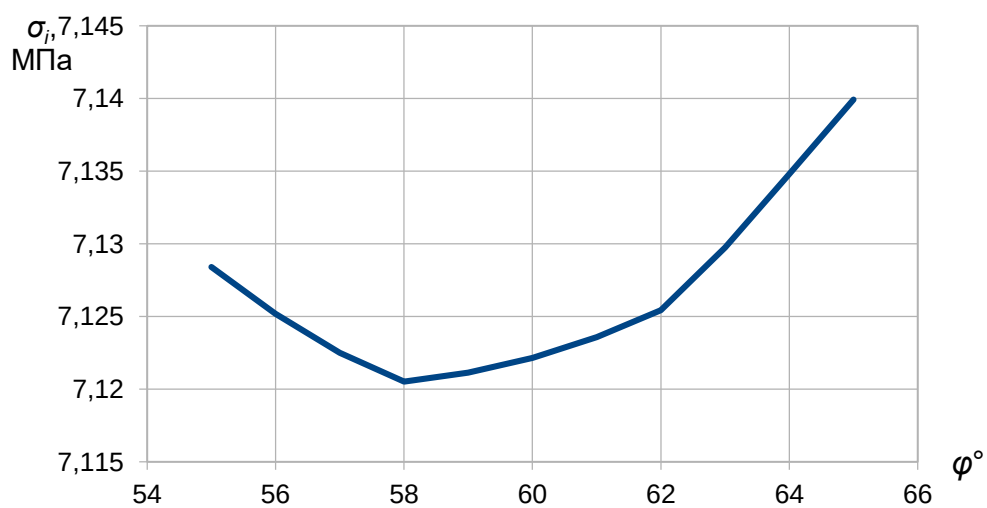
На основі зіставлення результатів розрахунків, представлених на рис. 5.2, раціональний кут армування дозволяє зменшити максимальні значення інтенсивності напруги до 40%. Таким чином, можна відмітити, що раціональними кутами намотування для волокнистого композиту при зовнішньому тиску є кути 65° і 115° . Також можна відмітити, що з точки зору розрахунку на міцність в діапазоні кутів армування приблизно від 60° до 120° інтенсивність напруги наближається до максимальних значень.

5.2 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією осьової стискуючої сили

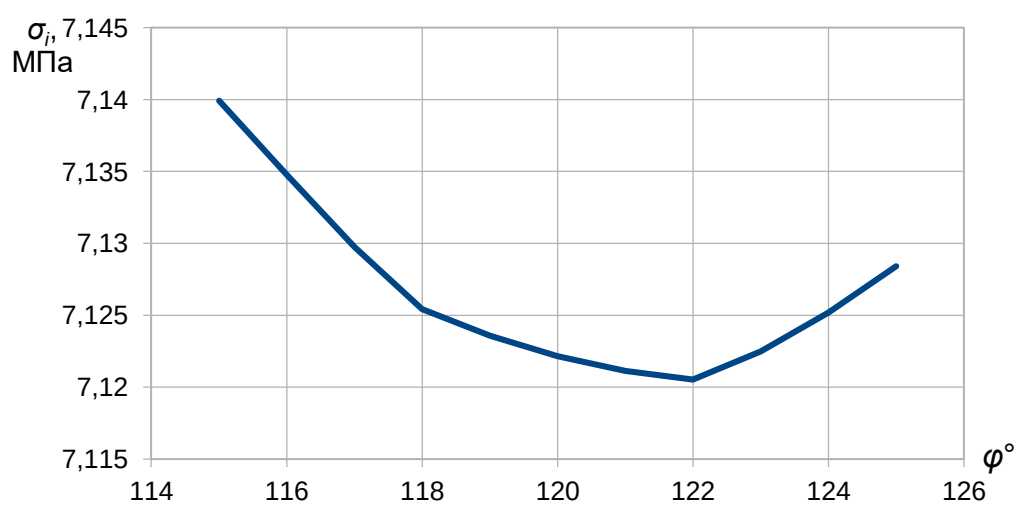
На рис. 5.3 (а-в) представлений розподіл максимальної інтенсивності напруги залежно від кута армування під дією осьової стискуючої сили, на рис. 5.4 – зіставлення розподілу інтенсивності напруги у головному обтічнику при використанні армування з кутом 0° і раціональної схеми армування 58° .



а



б



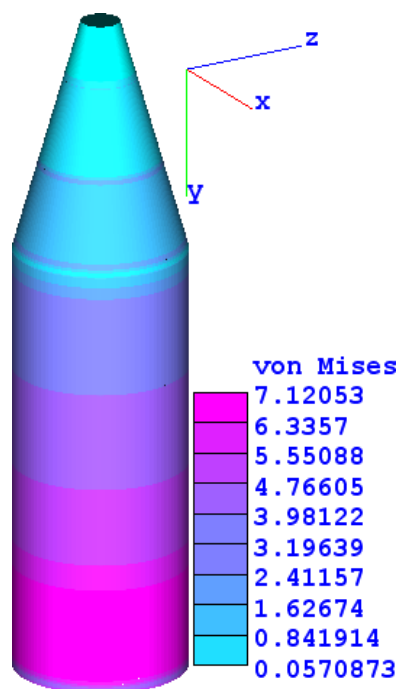
в

р

и

с

у



Р

и

с

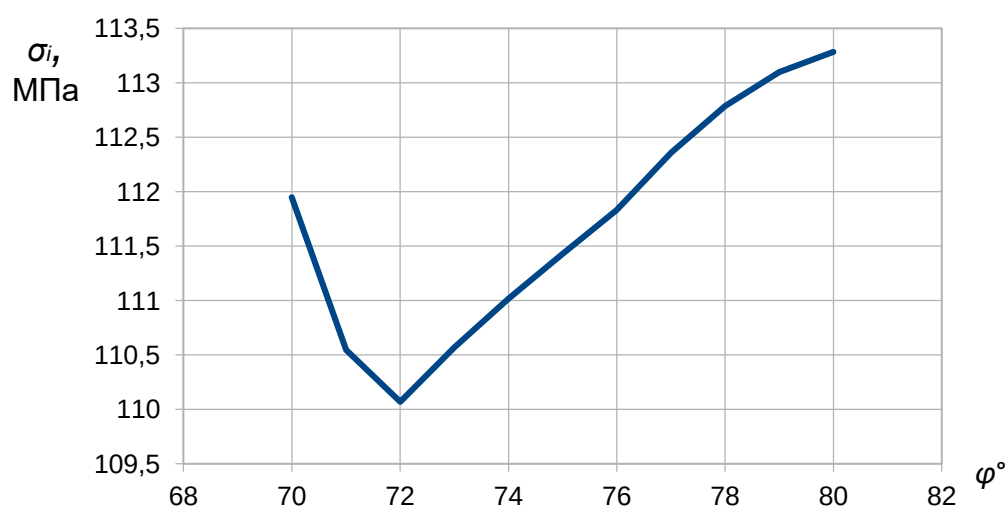
Таким чином, раціональними кутами намотування для волокнистого композиту при дії осьової стискуючої сили є кути 58° і 122° . З точки зору розрахунку на міцність діапазон кутів армування від 50° до 130° є прийнятним для армування. Исследование оболочек трехслойной сотовой – Співставлення розподілу інтенсивності напруження у головному обтічнику конструкції под действием перерезывающей (сдвигающей) силы. при куті армування 0° і 58°

Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією зрушуючої сили

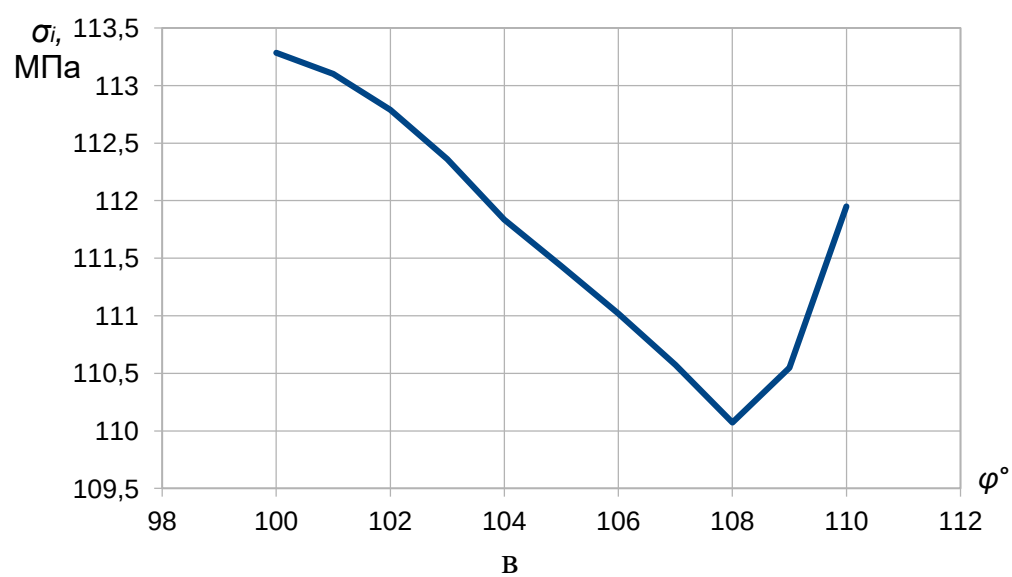
Розроблені скінченно-елементні моделі дозволяють провести розрахунок тришарової стільникової конструкції під дією зрушуючої сили. На рис. 5.5 (а-в) представлений розподіл максимальної інтенсивності напруги залежно від кута армування, а на рис. 5.6 – зіставлення розподілу інтенсивності напруги в головному обтічнику при використанні армування з кутом 0° і раціональної схеми армування 72° .



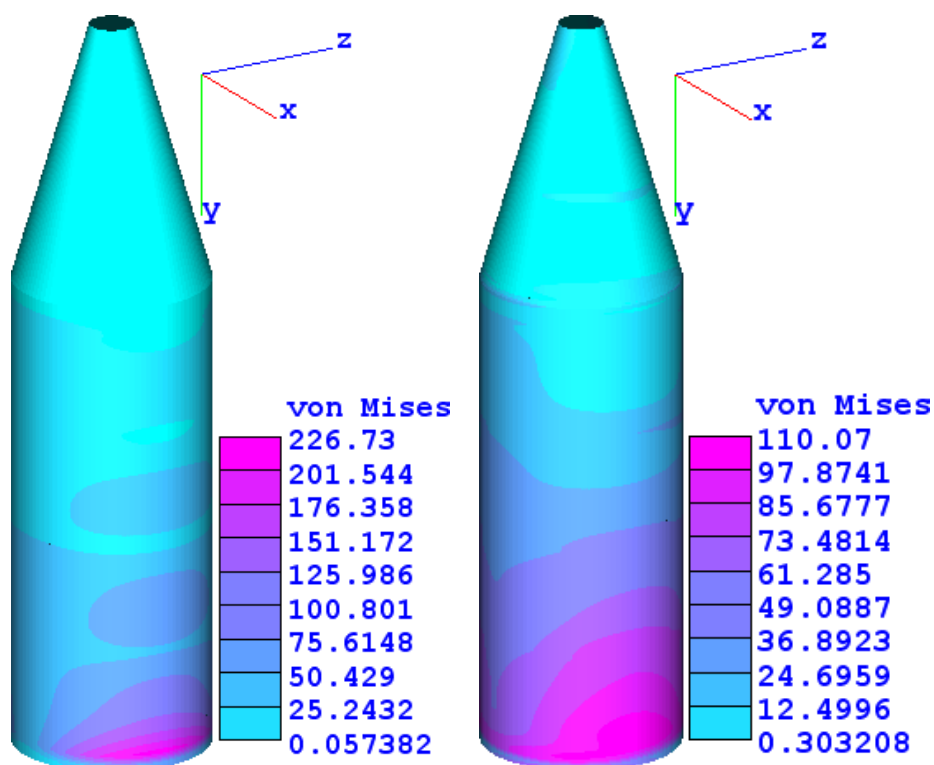
а



б



– Залежність максимальної інтенсивності напруження
від кута армування



– Співставлення розподілу інтенсивності напруження у головному обтічнику при куті армування 0° і 72°

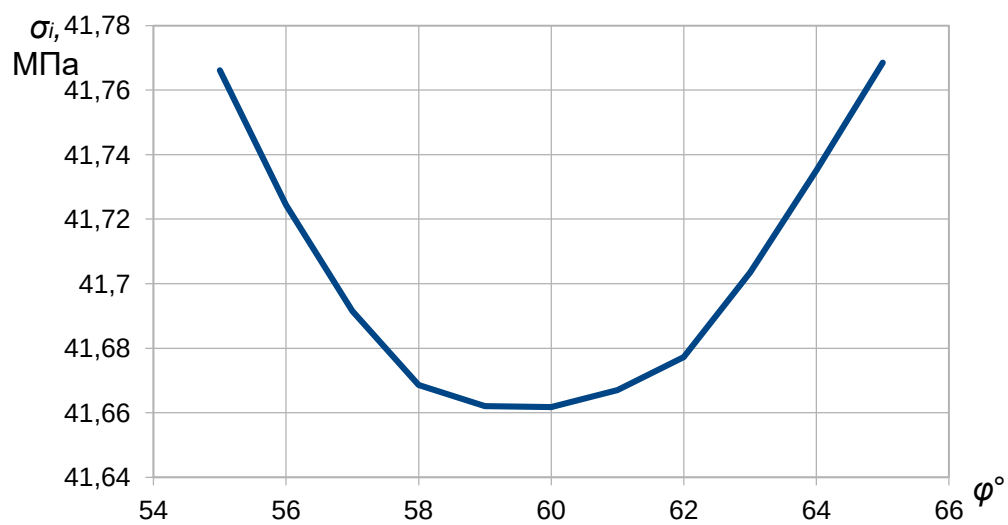
Раціональними кутами намотування для волокнистого композиту при дії зрушуючої сили є кути 72° і 108° . Також можна відмітити, що з точки зору розрахунку на міцність в діапазоні кутів армування від 60° до 120° інтенсивність напруги наближається до мінімальних значень.

5.4 Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією моменту, що вигинає

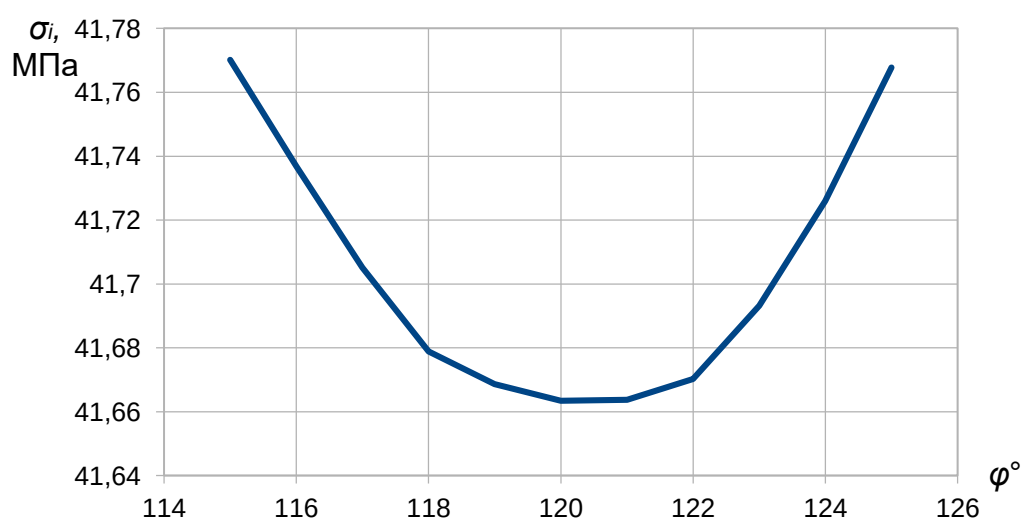
На основі скінченно-елементних моделей проведений розрахунок тришарової стільникової конструкції під дією моменту, що вигинає. На рис. 5.7 (а-в) представлений розподіл максимальної інтенсивності напруги залежно від кута армування, а на рис. 5.8 – зіставлення розподілу інтенсивності напруги в головному обтічнику при використанні армування з кутом 0° і раціональної схеми армування 60° .



а



б



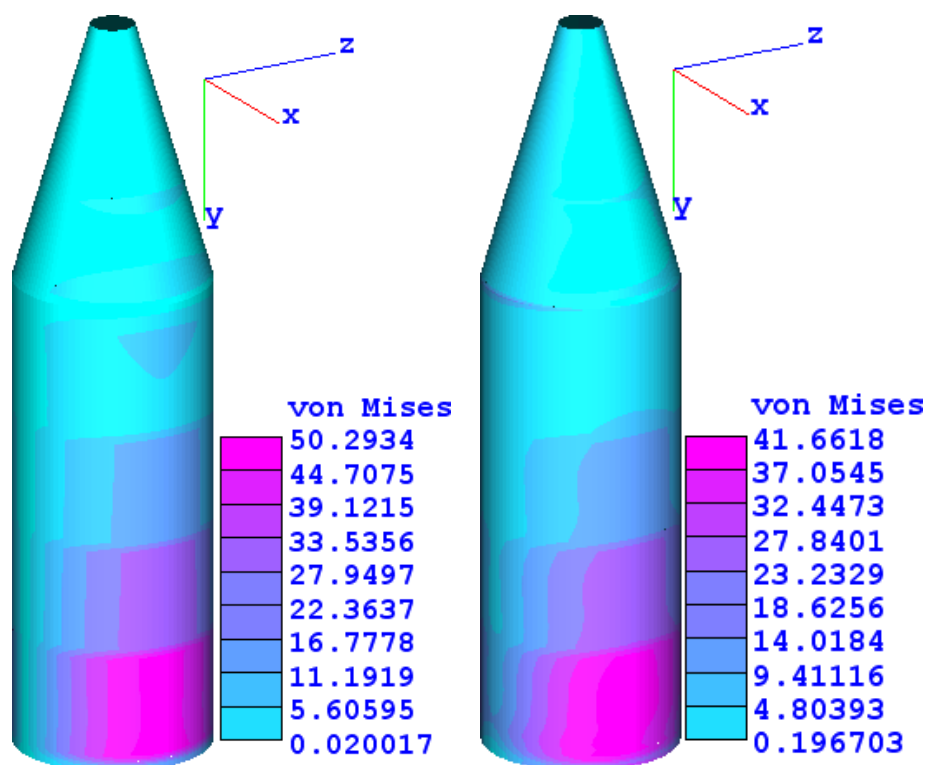
в

р

и

с

у



– Співставлення розподілу інтенсивності напруження у головному обтічнику при куті армування 0° і 60°

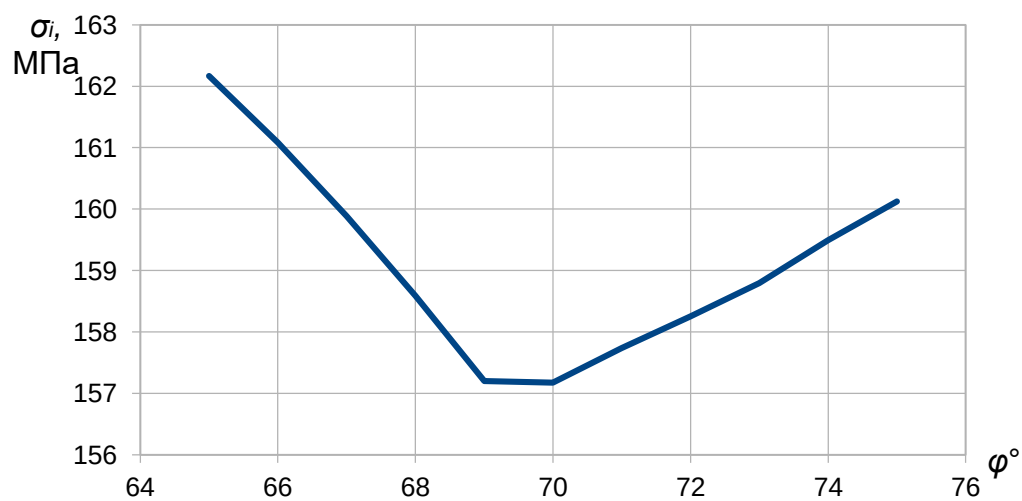
Раціональними кутами намотування для волокнистого композиту при дії моменту, що вигинає, є кути 60° і 120° . Також можна відмітити, що з точки зору розрахунку на міцність в діапазоні кутів армування від 55° до 125° інтенсивність напруги наближується до мінімальних значень.

Дослідження оболонок тришарової стільникової конструкції під дією комбінації силових чинників

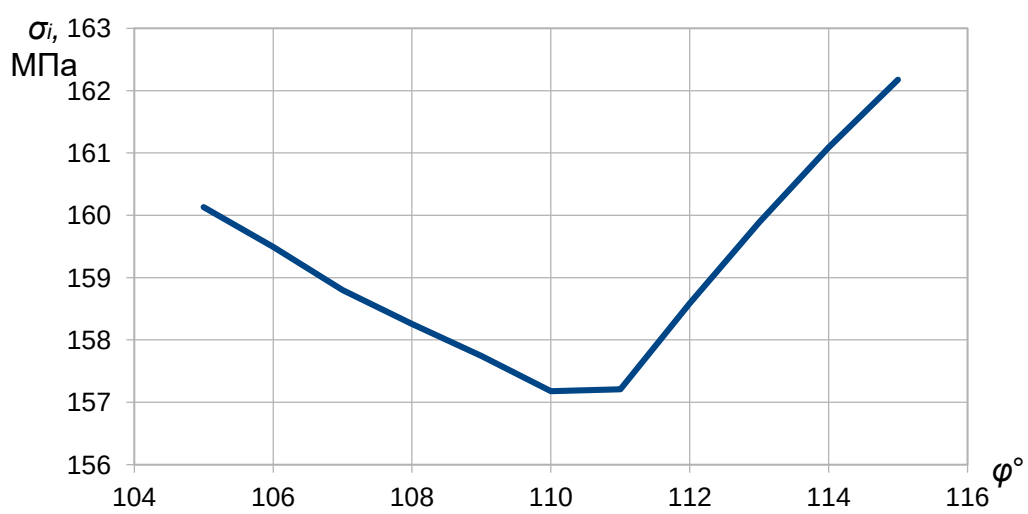
На рисунку 5.9 (а, б, в) представлений розподіл максимальної інтенсивності напруги залежно від кута армування при дії осьової і зрушуючої сил, а також моменту, що вигинає. На рисунку 5.10 зображено зіставлення розподілу інтенсивності напруги в головному обтічнику при використанні армування з кутом 0° і раціональної схеми армування 70° .



а



б



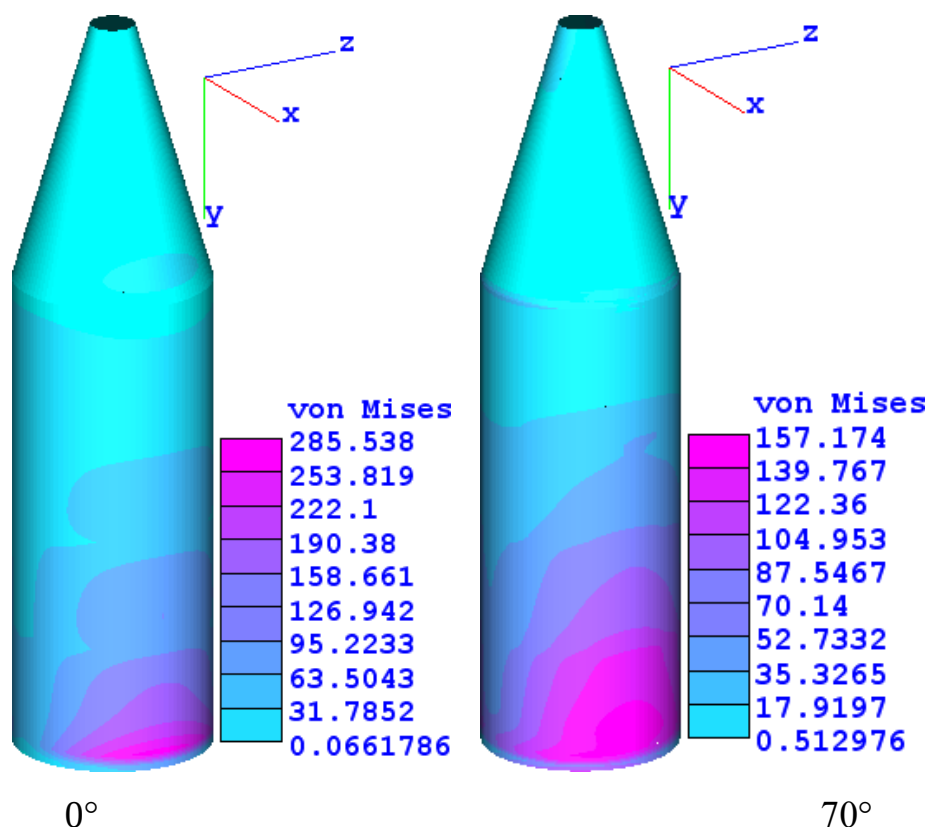
в

р

и

с

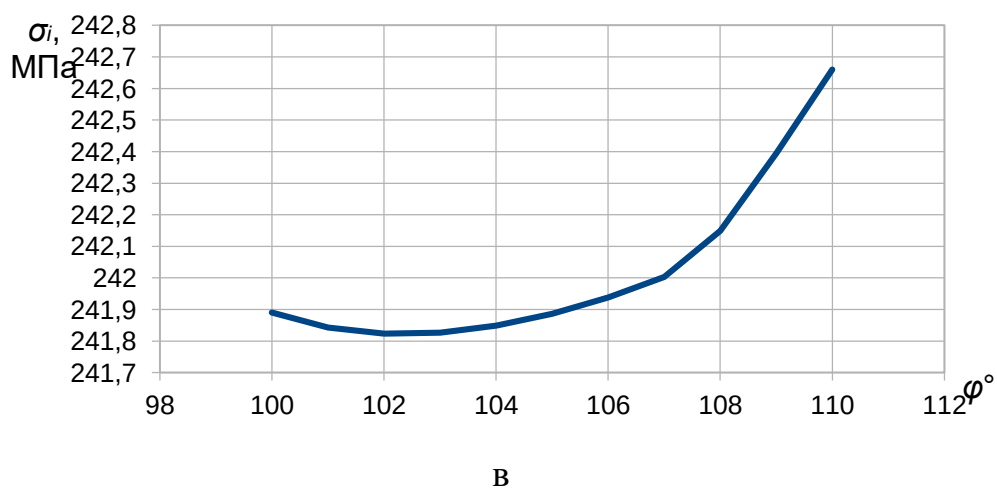
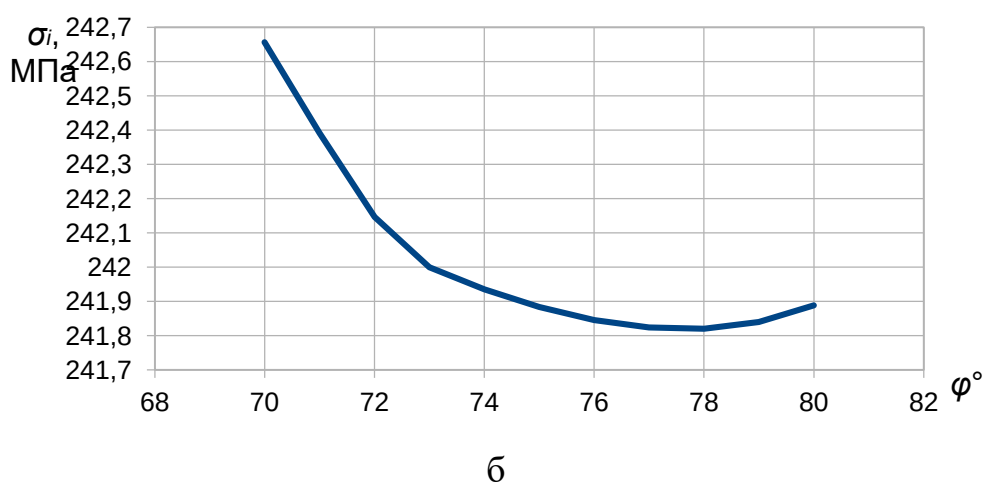
у



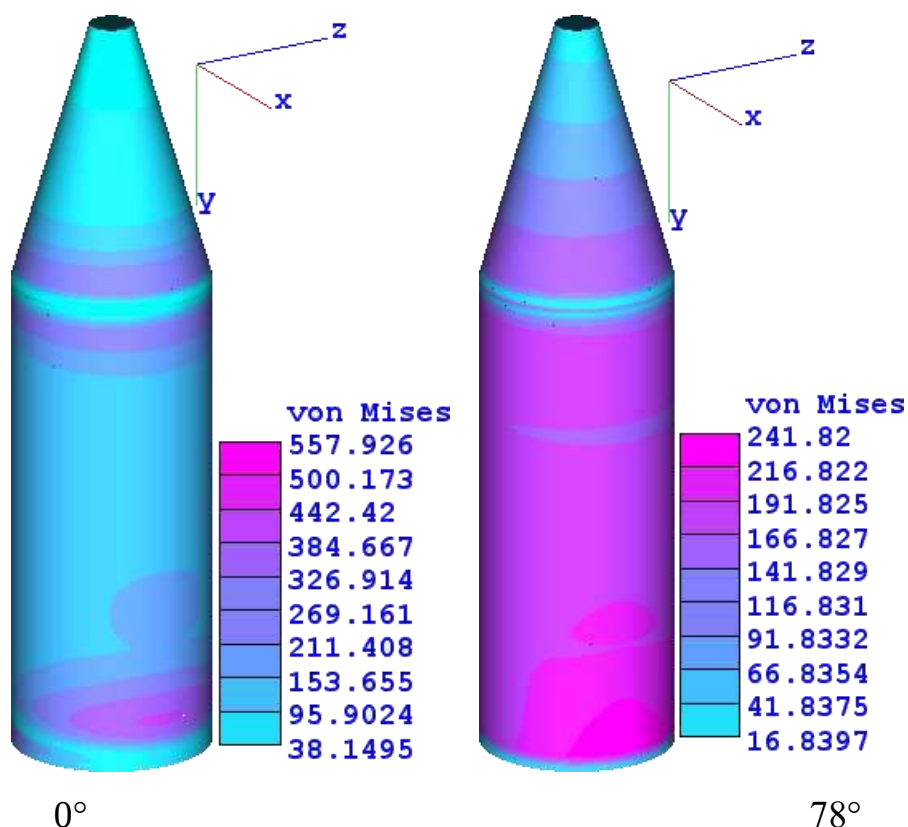
– Співставлення розподілу інтенсивності напруження у головному обтічнику при куті армування 0° і 70°

Спільна дія моменту, що вигинає, осьової і зрушуючої сил дають наступні значення для раціональних кутів намотування волокнистого композиту: 70° і 110° . Можна відмітити, що з точки зору розрахунку на міцність в діапазоні кутів армування від 60° до 120° інтенсивність напруги змінюється трохи і близька до мінімальних значень.

На рис. 5.11 (а-в) представлений розподіл максимальної інтенсивності напруги залежно від кута армування при комбінованій силовій дії (момент, що вигинає, зовнішній тиск, осьова і зрушуюча сили), а на рис. 5.12 – зіставлення розподілу інтенсивності напруги в головному обтічнику при використанні армування з кутом 0° і раціональної схеми армування 78° .



– Залежність максимальної інтенсивності напруження
від кута армування



– Співставлення розподілу інтенсивності напруження у головному обтічнику при куті армування 0° і 78°

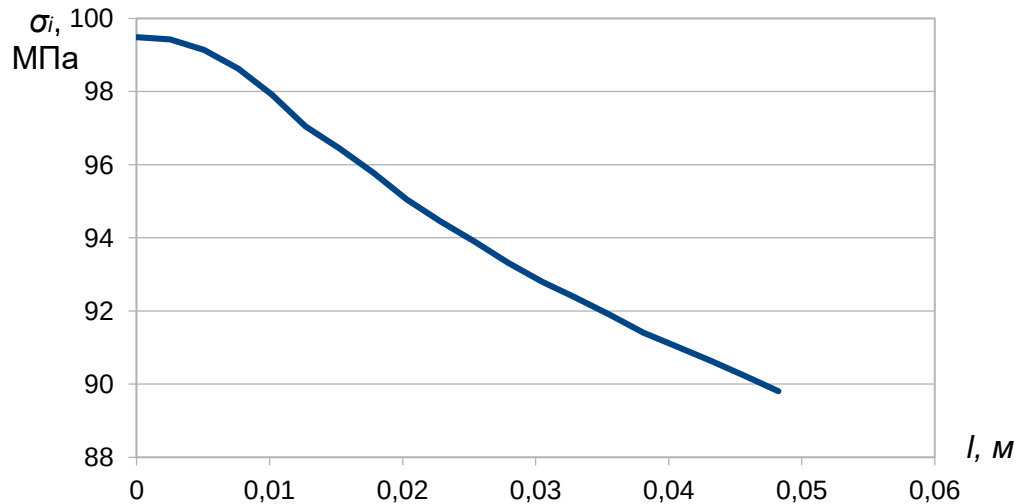
Спільна дія моменту, що вигинає, осьової і зрушуючої сил і зовнішнього тиску дають наступні значення для раціональних кутів намотування волокнистого композиту: 78° і 102° . З точки зору розрахунку на міцність в діапазоні кутів армування від 65° до 115° інтенсивність напруги наближується до мінімальних значень.

Вплив товщини заповнювача тришарового композиту на напружено-деформований стан оболонкової конструкції при різних видах навантаження

За допомогою скінченно-елементних моделей показаний вплив товщини заповнювача на характеристики міцності тришарової конструкції

головного обтічника при різних варіантах силової дії. На рис. 5.13 показана залежність максимальної інтенсивності напруги (МПа) від товщини

з
а
п
о
в
н
ю
в
а
ч
а

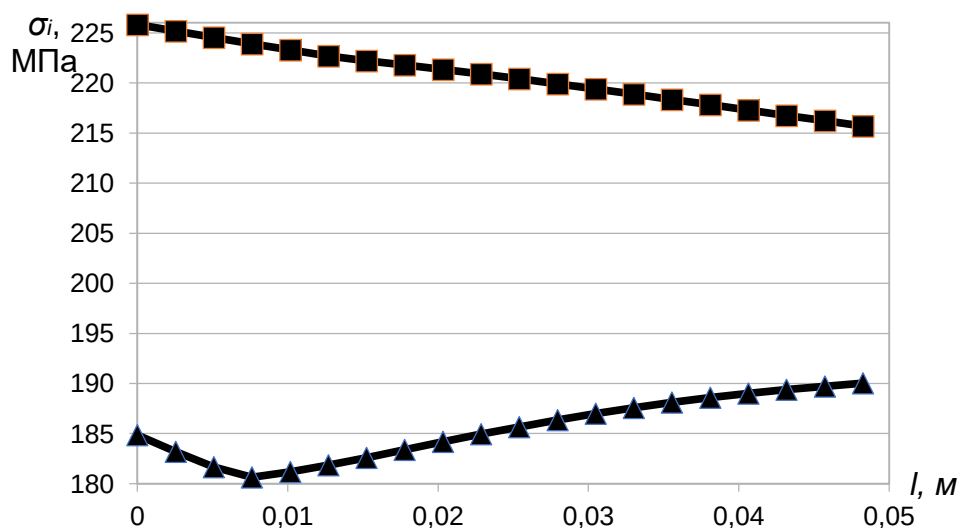


– Розподіл інтенсивності напруги залежно від товщини заповнювача при дії (зовнішнього тиску

) На рис. 5.14 показана залежність максимальної інтенсивності напруги (МПа) від товщини заповнювача (м) при дії комбінації ряду силових чинників моменту, що вигинає, осьової і зрушуючої сил (лінія з трикутниками) і моменту, що вигинає, осьової і зрушуючої сил і зовнішнього тиску (лінія з квадратами).

Як можна відмітити, при дії комбінації силових чинників без зовнішнього тиску графік (рис. 5.14) має точку локального мінімуму (приблизно 0,008 м-кодів). Проте, визначальним силовим чинником, що впливає на функцію інтенсивності напруги, є зовнішній тиск, і, не рахуючи короткого діапазону максимальної інтенсивності напруги (приблизно 0,004), при подальшому збільшенні товщини заповнювача інтенсивність напруги зменшується згідно із законом близькому до лінійного.

д
л
и
ш
к



– Розподіл інтенсивності напруги залежно від товщини заповнювача при дії комбінацій силових чинників

Аналогічна картина спостерігається і при дії комбінації навантажень, тому в даному випадку основним чинником, що впливає на визначення товщини заповнювача, є досягнення межі міцності величиною інтенсивності напруги.

Висновок

У 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 натурного 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 ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Чумаченко Е. Н., Полякова Т. В., Аксенов А. С. и др. Математическое моделирование в нелинейной механике (Обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем). Москва: Институт космических исследований РАН, 2009. (Пр-2155).

2. Опыт и новые технологии инженерного анализа в интересах космоса. Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева. 15.08.2011.

3. Полиновский В.П. Применение программных продуктов фирмы MSC.Software для расчета новых изделий из композиционных материалов в ГЛНПЦ им. М.В. Хруничева. Тр. Рос. Конф. Пользователей системы MSC 2003 года. Москва: MSC.Software Corporation, 2003. 5 с.

4. Ильин А. М., Кожевников Е. А., Хлыбов В. И. Использование технологии компьютерного моделирования на базе конечно-элементного анализа в расчетах динамической нагруженности и температурных режимов ракетно-космической техники Хруничева. Тр. Рос. Конф. пользователей системы MSC 2003 года. Москва: MSC.Software Corporation, 2003.

5. Зиновьев А. М., Кушнарев А. П., Кондратьев А. В., Потапов А. М., Кузнецов А. П., Коваленко В. А. Конструктивно-технологическое решение и несущая способность межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4» из полимерных композиционных материалов. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. 33(100). С. 46–52.

6. P

a 7. W

n

tl 8. R

te 9. Muneswara R. M. G., Phani P. P. Finite element micromechanical

tl

h

tl

s

10. Звіт про науково-дослідну роботу №19-С «Напружено-деформований стан оболонкових конструкцій». 2014. 72 с.

11. Клименко Д. В. Розробка методів розрахунку і прогнозування несучої здатності відсіків космічних ракет-носіїв з вирізами: дис. ... канд. техн. наук, 2015.

12. Ворович И. И., Шленев М. А. Пластины и оболочки. Итоги науки. Механика. Сборник обзоров. Москва: Наука, 1963. С. 91–176.

13. Григолюк Э. И., Коган Ф. А. Современное состояние теории многослойных оболочек. *Прикладная механика*. 1972. Т. 8, № 6. С. 3–17.

14. Григолюк Э. И., Куликов Г. М. Развитие общего направления в теории многослойных оболочек. *Механика композитных материалов*. 1972. Т. 8, № 6. С. 3–17.

15. Григоренко Я. М., Василенко А. Т., Панкратова Н. Д. К оценке допущений теории трехслойных оболочек с заполнителем. *Прикладная механика*. 1984. Т. 20, № 5. С. 19–25.

16. Дудченко А. А., Лурье С. А., Образцов И. Ф. Анизотропные многослойные пластины и оболочки. Итоги науки и техники. *Механика деформируемого твердого тела*. 1983. Т. 15. С. 3–68.

17. Куршин Л. М. Обзор работ по расчету трехслойных пластин и оболочек. *Расчет пространственных конструкций*. 1962. № 2. С. 163–192.

18. Noor A. K., Burton W. S., Bert C. W. Computational Models for

19. Пискунов В. Г., Рассказов А. О. Развитие теории слоистых пластин и оболочек. *Прикладная механика*. 2002. Т. 38, № 2. С. 22–56.

20. Григоренко Я. М., Будак В. Д., Григоренко О. Я. Розв'язання задач теорії оболонок на основі дискретно-континуальних методів: навчальний посібник. Миколаїв: Іліон, 2010. 294 с.

21. Carrera E., Brischetto S. A Survey With Numerical Assessment of

22. Григолюк Э. И. Уравнения трехслойных оболочек с легким заполнителем. *Известия АН СССР, Отделение технических наук*. 1957. № 1. С. 77–84.

23. Амбарцумян С. А. Теория анизотропных пластин: Прочность, устойчивость и колебания. Москва: Наука, 1987. 360 с.

24. Carrera E. Historical review of Zig-Zag theories for multilayered plates and shells. *Applied Mechanics Reviews*. 2003. Vol. 56, No 3. P. 287–308.

25. Teichman F. K., Wang C.-T. Finite deflections of Curved Sandwich Cylinders. Sherman M. Fairchild Publ. Fund. Inst. Aero. Sci. Paper FF-4. 1951. P. 14.

26. Teichman F. K., Wang C.-T., Gerard G. Buckling of Sandwich Cylinders under Axial Compression. *Journal of the Aeronautical Sciences*. 1951. Vol. 18, No 6. P. 398–406.

27. Vinson J. R. Sandwich Structures. *Applied Mechanics Reviews*. 2001. Vol. 54, No 4. P. 201–214.

28. Lin J., Fei Y., Zhihua W., Longmao Z. A numerical simulation of metallic cylindrical sandwich shells subjected to air blast loading. *Latin American Journal of Solids and Structures*. 2013. Vol. 10. P. 631–645.

29. Wu J., Pan L. Nonlinear theory of multilayer sandwich shells and its application (I) – general theory. *Applied Mathematics and Mechanics*. 1997. Vol. 18, No 1. P. 19–27.

30. Xu J., Wang C., Liu R. Nonlinear stability of truncated shallow conical sandwich shell with variable thickness. *Applied Mathematics and Mechanics*. 2000. Vol. 21, No 9. P. 977–986.

31. Комиссарова Г. Л., Ключникова В. Г., Никитенко В. Н. К оценке пределов применимости приближенных теорий слоистых пластин. *Прикладная механика*. 1979. Т. 15, № 6. С. 131–134.

32. Khalili S. M. R., Kheirikhah M. M., Malekzadeh Fard K. Buckling analysis of composite sandwich plates with flexible core using improved high-

order theory. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*. 2015. Vol. 22, No 4. P. 233–247.

33. Kien T. N., Tai H. T., Thuc P. V. A refined higher-order shear deformation theory for bending, vibration and buckling analysis of functionally graded sandwich plates. *Steel and Composite Structures*. 2015. Vol. 18, No 1. P. 91–120.

34. Горшков А. Г., Старовойтов Э. И., Яровая А. В. Механика слоистых вязкоупругопластических элементов конструкций. Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2005. 576 с.

35. Газизов Б. Г. Об основных уравнениях трехслойных оболочек и пластин. Исследование по теории пластин и оболочек. 1964. Вып. 2. С. 48–56.

36. Газизов Б. Г., Облезов Е. В. Решения некоторых задач устойчивости трехслойных оболочек и пластин. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1965. Вып. 3. С. 123–133.

37. Галимов Н. К. Вариация напряженного состояния нелинейной теории трехслойных пологих оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1967. Вып. 5. С. 221–237.

38. Галимов Н. К. К вариационным методам решения задач нелинейной теории трехслойных пологих оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1965. Вып. 3. С. 91–122.

39. Галимов Н. К., Муштари Х. М. Устойчивость трехслойной конической оболочки, находящейся под действием нагрева, осевых сжимающих сил и внутреннего давления. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1972. Вып. 8. С. 109–143.

40. Галимов Н. К. К определению напряженно деформированного состояния трехслойной цилиндрической оболочки под действием поперечной и касательной нагрузок. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1975. Вып. 11. С. 238–253.

41. Галимов Н. К. К построению уточненной нелинейной теории трехслойных пластин и оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1980. Вып. 15. С. 57–70.

42. Галимов Н. К. К устойчивости трехслойных конических и сферических оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1966. Вып. 4. С. 184–194.

43. Галимов Н. К. К устойчивости трехслойных цилиндрических оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1965. Вып. 3. С. 157–172.

44. Галимов Н. К. О применении полиномов Лежандра к построению уточненной теории трехслойных пластин и оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1973. Вып. 10. С. 371–385.

45. Галимов Н. К., Саченков А. В. Определение частот свободных колебаний и устойчивость пологих трехслойных сферических оболочек и плоских пластин. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1965. Вып. 3. С. 148–156.

46. Ганиев Н. С. К теории трехслойных пологих оболочек несимметричного строения. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1967. Вып. 5. С. 243–249.

47. Ганиев Н. С. Обратные задачи изгиба трехслойных пластин и оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1967. Вып. 5. С. 249–256.

48. Гладков Ю. А. Жесткостные характеристики трехслойных оболочек с жестким заполнителем. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1975. Вып. 11. С. 206–216.

49. Закиров Г. В. Некоторые задачи устойчивости трехслойных конических оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1967. Вып. 5. С. 257–270.

50. Закиров Г. В. Устойчивость трехслойной конической оболочки эллиптического сечения при внешнем давлении. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1970. Вып. 6-7. С. 234–243.

51. Кипиани Г. О., Михайлов Б. К., Москалева В. Г. Устойчивость трехслойных оболочек и пластин с нарушениями сплошности в виде разрезов и отверстий. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1992. Вып. 25. С. 115–120.

52. Неміш Ю. М., Левчук О. І. Аналітичний метод розв'язування тривимірних фізично нелінійних задач статички шаруватих циліндрів. *Математичні методи та фізико-механічні поля*. 1998. Т. 41, № 3. С. 52–59.

53. Немиш Ю. Н., Левчук О. И. К решению пространственных физически нелинейных задач для симметрично нагруженных упругих цилиндров. *Прикладная механика*. 1999. Т. 35, № 5. С. 69–76.

54. Немиш Ю. Н., Хома И. Ю. Напряженно-деформированное состояние нетонких оболочек и пластин. Обобщенная теория (обзор). *Прикладная механика*. 1993. Т. 29, № 11. С. 3–33.

55. Облезов Е. В. Устойчивость пологих трехслойных сферических куполов при внешнем давлении. *Исследования по теории пластин и оболочек*. 1970. Вып. 6-7. С. 298–303.

56. Паймушин В. Н., Андреев С. В. К нелинейной теории трехслойных оболочек со слоями переменной и сложной геометрии. *Исследования по теории пластин и оболочек*. 1981. Вып. 16. С. 29–36.

57. Прусаков А. П. Расчет трехслойного цилиндрического резервуара на внутреннее давление. Труды конференции по теории пластин и оболочек. Казань, 1961. Вып. 1. С. 298–301.

58. Сайфуллин Э. Г., Саченков А. В. К теории пологих трехслойных оболочек. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1973. Вып. 10. С. 366–371.

59. Саченков А. В., Костин В. А. Уточненная теория пологих трехслойных оболочек при конечных перемещениях. *Исследование по теории пластин и оболочек*. 1981. Вып. 16. С. 42–62.

60. Тамуров Ю. Н. Вариант обобщённой теории трёхслойных пологих оболочек с учётом обжатия физически нелинейного заполнителя. *Прикладная механика*. 1990. Т. 26, № 12. С. 39–45.

61. Тамуров Ю. Н. Уравнения изгиба и устойчивости трехслойных оболочек с ортотропными и нелинейно-упругими свойствами материалов. *Исследования по теории пластин и оболочек*. 1990. № 20. С. 102–112.

62. Терегулов А. Г. Устойчивость трехслойных оболочек с легким деформирующимся во времени заполнителем. *Исследования по теории пластин и оболочек*. 1965. Вып. 3. С. 307–313.

63. Рассказов А. О., Соколовская И. И., Шульга Н. А. Теория и расчет слоистых ортотропных пластин и оболочек. Киев: Вища школа, 1986. 191 с.

64. Алфутов Н. А., Зиновьев П. А., Попов Б. Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. Москва: Машиностроение, 1984. 264 с.

65. Григолюк Э. И., Чулков П. П. Критические нагрузки трехслойных цилиндрических и конических оболочек. Новосибирск: Западно-сибирское книжное издательство, 1966. 224 с.

66. Combescure A. G. Modeling elastic-plastic buckling of sandwich axisymmetric shells: on the limits of “shell” models and analytical solutions. *Advanced Modeling and Simulation in Engineering Sciences*. 2014.

67. Hegedus I. Buckling of Axially compressed cylindrical sandwich shells. *Acta Technica Academiae Scientiarum Hungaricae*. 1979. Vol. 89, No 3-4. P. 377–387.

68. Hutchinson J. W., He M. Y. Buckling of cylindrical sandwich shells with metal foam cores. *International Journal of Solids and Structures*. 2000. Vol. 37. P. 6777–6794.

G. Geometrically-exact sandwich shells: The static case. *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.* 2000. Vol. 189. P. 167–203.

70. W

a

n 71. W

g

n 72. Григолюк Э. И., Фильштинский Л. А. Перфорированные пластины и оболочки. Москва: Наука, 1970. 556 с.

. 73. Григолюк Э. И., Чулков П. П. Устойчивость и колебания трехслойных оболочек. Москва: Машиностроение, 1973. 172 с.

Т 74. Григолюк Э. И., Толкачев В. М. Контактные задачи теории пластин и оболочек. Москва: Машиностроение, 1980. 411 с.

Т 75. Григолюк Э. И., Куликов Г. М. Многослойные армированные оболочки: Расчет пневматических шин. Москва: Машиностроение, 1988. 288 с.

е 76. Авдонин А. С. Прикладные методы расчета оболочек и тонкостенных конструкций. Москва: Машиностроение, 1969. 405 с.

Б 77. Пластины и оболочки из стеклопластиков / В.Л. Бажанов и др.; под ред. И. И. Гольденבלата. Москва: Высшая школа, 1970. 408 с.

h 78. Амбарцумян С. А. Общая теория анизотропных оболочек. Москва: Наука, 1974. 448 с.

о 79. Кармишин А. В., Лясковец В. А., Мяченков В. И., Фролов А. Н. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. Москва: Машиностроение, 1975. 376 с.

М. Buckling of Sandwich Cylinders under Axial Compression, Torsion, Bending and Combined Loading. *International Journal of Mechanical Engineering*. 1974. No. 3. P. 35–89.

С. A Buckling of Sandwich Cylinders under Axial Compression, Torsion, Bending and Combined Loading. *International Journal of Mechanical Engineering*. 1974. No. 3. P. 35–89.

А. Buckling of Sandwich Cylinders under Axial Compression, Torsion, Bending and Combined Loading. *International Journal of Mechanical Engineering*. 1974. No. 3. P. 35–89.

Задач нелинейного деформирования пластин и пологих оболочек методом граничных элементов. Казань: ФЭН, 2002. 199 с.

82. Белозеров Л. Г., Киреев В. А. Композитные оболочки при силовых и тепловых воздействиях. Москва: Издательство физико-математической литературы, 2003. 388 с.

83. Погорелов В. И. Строительная механика тонкостенных конструкций. Санкт-Петербург: БХВ-Петербург, 2007. 528 с.

84. Карпов В. В., Семенов А. А., Холод Д. В. Исследование прочности пологих ортотропных оболочек из углепластика. *Электронный журнал «Труды МАИ»*. Вып. № 76. С. 1–20.

85. Карпов В. В., Семенов А. А. Математическая модель деформирования подкрепленных ортотропных оболочек вращения. *Инженерно-строительный журнал*. 2013. №5. С. 100–106.

86. Максимюк В. А., Чернышенко И. С. Смешанные функционалы в теории нелинейно-упругого деформирования оболочек. *Прикладная механика*. 2004. Т. 40, № 11. С. 45–83.

87. Компьютерные технологии расчета оболочек / А. Ю. Атисков и др. Санкт-Петербург: СПбГАСУ, 2012. 184 с.

88. Кузнецов Е. Б. Метод продолжения решения и наилучшая параметризация. Москва: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 160 с.

89. Трушин С. И., Михайлов А. В. Устойчивость и бифуркации гибких пологих сетчатых оболочек. *Вестник НИЦ Строительство*. 2010. № 2. С. 150–158.

90. Семенов А. А. Алгоритмы исследования прочности и устойчивости подкрепленных ортотропных оболочек. *Строительная механика инженерных конструкций и сооружений*. 2014. № 1.

91. Карпов В. В., Семенов А. А., Холод Д. В. LinShell: linear calculation для ЭВМ №2013660432, РФ от 06.11.2013).

92. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / под ред. С. Н. Конюхова. Днепропетровск: ООО РА «Таедем –У», 2001. 240 с.

93. Грабин Б. В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учеб. / под ред. В. П. Мишина, В. К. Карраска. Москва: Машиностроение, 1991. 416 с.

94. Дегтярев А. В. Ракетная техника. Проблемы и перспективы. Избранные научно-технические публикации. Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 420 с.

95. Sai V. S., Murthy V. B. K., Satyanarayana, Rao G. S. Mechanical properties of hybrid elliptical fiber reinforced lamina with equal fiber volume f

r 96. Zhang Y., Xia Z., Ellyin F. Nonlinear viscoelastic micromechanical analysis of fibre-reinforced polymer laminates with damage evolution. *International Journal of Solids and Structures*. 2005. Vol. 42, Iss. 2. P. 591–604.

t 97. Knight M. G., Wrobel L. C., Henshall J. L. Micromechanical response of fibre-reinforced materials using the boundary element technique. *Composite Structures*. 2003. Vol. 62, Iss. 3–4. P. 341–352.

n 98. Sharma R., Bhagat A. R., Mahajan P. Finite element analysis for mechanical characterization of 4D inplane carbon/carbon composite with imperfect microstructure. *Latin American Journal of Solids and Structures*. 2014. Vol. 11, No 2.

I 99. Seidel G. D., Allen D. H., Helms K. L. E., Groves S. E. A model for predicting the evolution of damage in viscoelastic particle-reinforced composites. *Mechanics of Materials*. 2005. Vol. 37. P. 163–178.

e 100. MacLaughlin M. M., Doolin D. M. Review of validation of the discontinuous deformation analysis (DDA) method. *International Journal for Numerical and Analytical Methods in Geomechanics*. 2006. Vol. 30, Iss. 4. P. 271–305.

t 101. Ананьева Е. С., Маркин В. Б. Перспективы применения углепластиков. *Ползуновский вестник*. 2009. № 4. С. 223–226.

o

n

a

l

102. Структурные механизмы формирования механических свойств зернистых полимерных композитов / В. В. Мошев и др. Екатеринбург: УрО РАН, 1997. 508 с.

a Spacecraft's Propellant Tanks Shell's Bearing Strength. Rep. Six World Congress "Aviation in XXI-st Century. Safety in Aviation and Space Technologies", Proc. Kiev, Ukraine, 2014, Vol. 1, p. 1.14.49–1.14.51.

104. Гоменюк С. І., Грищак В. З., Гребенюк С. М., Чопоров С. В., Лісняк А. О. Комп'ютерна програма «Система автоматизованого проектування FORTUFEM». (Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 43043. Дата реєстрації 02.04.2012).

105. Гоменюк С. І., Гребенюк С. М., Грищак В. З., Тамуров Ю. М., Чопоров С. В. Комп'ютерна програма «Автоматизована система «Stability»». Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 53201. Дата реєстрації

106. Киричевский В. В., Сахаров А. С. Нелинейные задачи термомеханики конструкций из слабосжимаемых эластомеров. Киев: Будівельник, 1992. 215 с.

107. Вайнберг Д. В., Городецкий А. С., Киричевский В. В., Сахаров А. С. Метод конечного элемента в механике деформируемых тел. *Прикладная механика*. 1972. №8, Вып. VIII. С. 3–28.

108. Зенкевич О. К. Метод конечных элементов в технике. Москва: Мир, 1975. 541 с.

109. Механика композитных материалов и элементов конструкций: в 3 т. / А. Н. Гузь и др. Киев: Наук. думка, 1982. Т. 1: Механика материалов. с.

110. Кеплер Х., Киричевский В. В., Ковнеристов Г. Б. Основы тензорного исчисления и его применение в механике твердого тела: учебное пособие. Киев: УМК ВО, 1992. 184 с.

111. Тарнопольский Ю. М., Жигун И. Г., Поляков В. А. Пространственно-армированные композиционные материалы: справочник. Москва: Машиностроение, 1987. 224 с.
112. Метод конечных элементов в механике твердых тел / под ред. А. С. Сахарова, И. Альтенбаха. Киев: Вища школа, 1982. 480 с.
113. Чопоров С. В., Гоменюк С. И., Гребенюк С. Н., Лисняк А. А. Компьютерная программа «Система автоматизированного проектирования Свидетельство о регистрации авторского права № 53829, дата регистрации
114. Чопоров С. В. Метод фоновой сетки для триангуляции двумерных областей при функциональном подходе. *Радиоэлектроника. Информатика. Управление*. 2015. № 2(3-4).
115. Рвачев В. Л., Шейко Т. И. Введение в теорию R-функций. я. 2001. Т. 4, № 1–2. С. 46–58.
116. Максименко-Шейко К. В., Мацевитый А. М., Толок А. В., Шейко Т. И. R-функции и обратная задача аналитической геометрии в трехмерном пространстве. *Информационные технологии*. 2007. № 10. С. 23–32.
117. Максименко-Шейко К. В., Шейко Т. И. R-функции в математическом моделировании геометрических объектов в 3D по информации в 2D. *Вісник Запорізького національного університету: збірник наукових праць. Фізико-математичні науки*. 2010. № 1. С. 98–104.
118. Schneiders R. A Grid-based Algorithm for the Generation of
119. Вольмир А. С. Устойчивость деформируемых систем. Москва: Наука, 1967. 984 с.
120. Weingarten V. I., Morgan E. J. and Seide P. Elastic stability of thin-walled cylindrical and conical shells under combined internal pressure and axial

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-

l

a

у 122. 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.

123. 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.

е 124. 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. № 5–21.

б 125. 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.

в 126. Шульженко Н. Г., Зайцев Б. Ф., Асаенко 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.

127. Choporov S. V., Lisnyak A. O., Akimov D. V. Discrete models Vol. 1. P. 1.14.45–1.14.48.

t

r

ц

128. 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* P. 1.141-149.

129. 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.

130. 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.

131. Чопоров С. В., Акимов Д. В. Использование элементов связи прифункциональном подходе к заданию нагрузок в моделях оболочечных конструкций. *Інформатика, управління, штучний інтелект: Матеріали четвертої міжнародної конференції студентів, магістрів та аспірантів* (Харків, 21–23 листопада 2017). Харків, 2017. С. 105.

132. 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.

133. 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 Міжн. науково-техн. конференції*. Харків, 2018. С. 38.

134. Гудрамович В. С., Гарт Э. Л., Клименко Д. В., Тонконоженко А. М., Рябоконт С. А. Конечно-элементный анализ упруго-пластического напряженно-деформированного состояния отсеков ракетных конструкций. *Техническая механіка*. 2011. № 4. С. 52–61.

135. Аврамов К. В., Морачковский О. К., Тонконоженко А. М., Кожарин В. Ю., Кочуров Р. Е. Полуаналитический метод конечных элементов для расчета напряженно-деформируемого состояния цилиндрических оболочек с продольными ребрами жесткости. *Проблемы машиностроения*. 2014. Т. 17, № 1. С. 33–41.

136. Моссаковский В. И. Прочность ракетных конструкций. Москва: Высшая школа, 1990. 359 с.

137. Курпа Л. В., Морачковська І. О. Розрахунок гнучких оболонок складної форми в плані при пружно-пластичному згині. *Машинознавство*. Т. 33, № 3. С. 21–26.
. 2011. 47, N 1. Р. 2–44.

139. Амиро И. Я., Заруцкий В. А. Методы расчета оболочек. Киев: Наукова думка, 1980. 368 с.

. Дзюба А. П., Селиванов Ю. М. Некоторые подходы к решению проблемы рационального распределения материала тонкостенных структур. *Збірник наук. праць*. Дніпро: Ліра, 2012. Вип. 13. С. 121–130.

. Красовский В. Л. О процессе выпучивания цилиндрических оболочек при однородном продольном сжатии. *Вісник академії: наук. та інформ. бюл. ПДАБтаА*. Днепропетровск, 1998. № 7. С. 25–31.

ДОДАТОК А

Загальна схема програмування та приклади застосування бібліотеки

Для написання програми скінченно-елементного аналізу задачі механіки на мові програмування C++, в першу чергу, необхідно підключити файл заголовку, який описує необхідні класи ядра бібліотеки, за допомогою яких користувач може описати всі необхідні параметри задачі, яка розв'язується із застосуванням МСЕ. Робиться це за допомогою відповідної директиви препроцесору компілятора.

```
#include "../core/object/object.h"
```

В першу чергу таким чином ми підключаємо опис класу TFEMObject, який інкапсулює поняття об'єкту розрахунку і його базові параметри: фізичні властивості, навантаження, крайові умови тощо.

Потім в програмі слід задекларувати змінну відповідного типу. Наприклад, це можна зробити так.

```
TFEMObject object;
```

Змінна `object` описує скінченно-елементний об'єкт, для якого перед розрахунком потрібно виконати налаштування. Зазвичай спочатку задається скінченно-елементна геометрична модель об'єкту розрахунку. Це можна зробити із застосуванням відповідного метода класу TFEMObject так, як це показано нижче.

```
object.setMeshFile("../mesh/beam.trp");
```

Параметром функції `setMeshFile` є рядок, який містить повну назву файлу, що містить опис скінченно-елементної моделі об'єкта (формат такого файлу описано нижче).

Після цього слід задати фізичні параметри об'єкта – модуль пружності та коефіцієнт Пуасона. Робиться це за допомогою відповідних методів класу TFEMObject так, як це показано нижче.

```
vector<Float> e={6.5e+10},  
              m={0.3};
```

```
// ...
object.setElasticity(e,m);
```

Далі слід описати граничні умови, які описуються із застосуванням метода класу `TFEMObject` – `setBoundaryCondition`.

```
object.setBoundaryCondition("0","y=0",_X_|_Y_|_Z_);
```

В наведеному вище прикладі перший параметр – це рядок, який задає вираз, що визначає значення граничної умови; другий параметр – рядок, що задає умову (предикат) для відбору вузлів дискретної моделі, для яких ця умова застосовується; третій параметр – логічна комбінація констант, що визначають напрям (наприклад, `_X_` – вздовж вісі x_i т. д.). У вищенаведеному v_i^W – компоненти вектору переміщень.

Далі слід описати навантаження, що діють на конструкцію. Навантаження бувають об’ємними, поверхневими або зосередженими. Для їх опису застосовуються функції `setVForceCondition`, `setSForceCondition` та `setPForceCondition` (відповідно).

Наприклад, вираз

```
object.setSForceCondition("-6*10^7","y=4",_Y_);
```

задає розподілене поверхнєве навантаження величиною $6,0E+7$, що направлено вздовж вісі координат y_i яке діє на поверхню, координати якої

Ну і, нарешті, потрібно задати тип задачі (статика чи динаміка) і спосіб розв’язання СЛАР (прямий або ітераційний).

Наприклад, команда

```
object.setTaskParam(StaticProblem,SGS);
```

задає тип задачі – статика і метод розв’язання СЛАР – ітераційний (градієнтного спуску).

Після цих налаштування можна виконати запуск процедури розрахунку. Робиться це наступним чином.

```
object.start();
```

Функція `start` запускає процедуру побудови глобальної матриці жорсткості (в статичі), врахування граничних умов, побудови вектора навантажень i , на кінець, розрахунку СЛАР.

Успішність результату розрахунку можна перевірити із застосуванням методу класу `TFEMObjectisCalculated`, який повертає значення `true` в разі, якщо розрахунок закінчився успішно. Після цього можна зберегти результати розрахунку. Наприклад, таким чином.

```
if(object.isCalculated())
object.printResult("../mesh/beam.txt");
```

Тут результати розрахунку зберігаються у текстовому файлі у вигляді таблиці вузлових значень кожного з параметрів напружено-деформованого стану.

Одновимірний приклад (статика)

Розглянемо приклад застосування бібліотеки «QFEMLIB» для розв'язання одновимірної задачі про знаходження параметрів напружено деформованого стану стрижня, один кінець якого жорстко затиснений, а другий розтягується силою P .

Розглянуто приклад розв'язання цієї задачі при наступних параметрах: $L = 1$ м, $P = 6 \cdot 10^7$ Н, модуль пружності $E = 6,5 \cdot 10^{10}$ Па.

Відповідну програму із застосуванням бібліотеки «QFEMLIB» можна описати наступним чином.

```
#include<iostream>
#include "../core/object/object.h"
TMessenger*msg;
//Тестовыйрасчетодномерногостржня
voidcalcBeam1d(void)
{
//СвойстваматериалаАМг6М
TFEMObjectobject;
vector<Float>e={6.5e+10},
m={0.0};
```

```

msg=newTProcessMessenger();
object.setMeshFile("../mesh/beam1d.trpa");
object.setTaskParam(StaticProblem,SGS);
if(!msg->isError())
{
object.setEps(1.0E-8);
object.setElasticity(e,m);
object.setWidth(15);
object.setPrecision(5);
//Граничныеусловия
object.setBoundaryCondition("0","x=0",_X_);
//Сосредоточеннаянагрузка
object.setPForceCondition("6*10^7","x=1",_X_);
object.start();
if(object.isCalculated())
object.printResult("../mesh/beam1d.txt");
deletemsg;
}
}
intmain()
{
calcBeam1d();
return0;
}

```

Результат розрахунку (зміст файлу beam1d.txt) має наступний вигляд:

N (	x)	U	E _{xx}	S _{xx}
1 (	+0.00000e+00)	+0.00000e+00	-4.61538e-04	-3.00000e+07
2 (	+2.50000e-01)	-1.15385e-04	-4.61538e-04	-3.00000e+07
3 (	+7.50000e-01)	-3.46154e-04	-4.61538e-04	-3.00000e+07
4 (	+1.00000e+00)	-4.61538e-04	-4.61538e-04	-3.00000e+07

	U	E _{xx}	S _{xx}
min:	-4.61538e-04	-4.61538e-04	-3.00000e+07
max:	+0.00000e+00	-4.61538e-04	-3.00000e+07

Одновимірний приклад (динаміка)

Розглянемо приклад розв'язання цієї ж задачі в разі змінного за часом навантаження: $P = 6 \cdot 10^7 \cos t$ Н, час змінюється в інтервалі від 0 до 1 с з кроком – 0,1 с.

Програма розв'язання цієї задачі буде мати наступний вигляд.

```
#include<iostream>
#include"../core/object/object.h"
TMessenger*msg;
//Тестовыйрасчетодномерногостержнявдинамике
voidcalcBeam1d_d(void)
{
//СвойстваматериалаАМг6М
TFEMObjectobject;
vector<Float>e={6.5e+10},
m={0.0};

msg=newTProcessMessenger();
object.setMeshFile("../mesh/beam1d.trpa");
object.setTaskParam(DynamicProblem,BCCS);
if(!msg->isError())
{
object.setEps(1.0E-8);
object.setElasticity(e,m);
object.setWidth(15);
object.setPrecision(5);
//Краевыеусловия
object.setBoundaryCondition("0","x=0",_X_);
object.setInitialCondition("0",_U_);
object.setInitialCondition("0",_Ut_);
object.setInitialCondition("0",_Utt_);
//Параметрывремени
object.setT0(0);
object.setT1(1);
object.setTh(0.1);
//Гармоническаясосредоточеннаянагрузка
object.setPForceCondition("6*10^7*cos(t)","x=1",_X_);
object.start();
if(object.isCalculated())
object.printResult("../mesh/beam1d_d.txt");
```

```

deletemsg;
}
}
intmain()
{
calcBeam1d_d();
return0;
}

```

Результат розрахунку для випадку динаміки (зміст файлу beam1d_d.txt)
має наступний вигляд:

```

t = 0.1
| N (          x) |          U |          Exx |          Sxx |          Ut |          Utt
|
| 1 ( +0.00000e+00) | +0.00000e+00 | +4.59233e-04 | +2.98501e+07 | +0.00000e+00 | +0.00000e+00
|
| 2 ( +2.50000e-01) | +1.14808e-04 | +4.59233e-04 | +2.98501e+07 | +1.14808e-03 | +1.14808e-02
|
| 3 ( +7.50000e-01) | +3.44425e-04 | +4.59233e-04 | +2.98501e+07 | +3.44425e-03 | +3.44425e-02
|
| 4 ( +1.00000e+00) | +4.59233e-04 | +4.59233e-04 | +2.98501e+07 | +4.59233e-03 | +4.59233e-02
|

t = 1.000000e-01
|          |          U |          Exx |          Sxx |          Ut |          Utt
|
|          min: | +0.00000e+00 | +4.59233e-04 | +2.98501e+07 | +0.00000e+00 | +0.00000e+00
|
|          max: | +4.59233e-04 | +4.59233e-04 | +2.98501e+07 | +4.59233e-03 | +4.59233e-02
|

t = 2.000000e-01
| N (          x) |          U |          Exx |          Sxx |          Ut |          Utt
|
| 1 ( +0.00000e+00) | +0.00000e+00 | +4.52338e-04 | +2.94020e+07 | +0.00000e+00 | +0.00000e+00
|
| 2 ( +2.50000e-01) | +1.13085e-04 | +4.52338e-04 | +2.94020e+07 | -1.72357e-05 | -1.16532e-02
|
| 3 ( +7.50000e-01) | +3.39254e-04 | +4.52338e-04 | +2.94020e+07 | -5.17070e-05 | -3.49595e-02
|
| 4 ( +1.00000e+00) | +4.52338e-04 | +4.52338e-04 | +2.94020e+07 | -6.89427e-05 | -4.66127e-02
|

t = 2.000000e-01
|          |          U |          Exx |          Sxx |          Ut |          Utt
|
|          min: | +0.00000e+00 | +4.52338e-04 | +2.94020e+07 | -6.89427e-05 | -4.66127e-02
|
|          max: | +4.52338e-04 | +4.52338e-04 | +2.94020e+07 | +0.00000e+00 | +0.00000e+00
|

```

t = 3.000000e-01

N (x)	U	Exx	Sxx	Ut	Utt
1 (+0.00000e+00)	+0.00000e+00	+4.40925e-04	+2.86601e+07	+0.00000e+00	+0.00000e+00
2 (+2.50000e-01)	+1.10231e-04	+4.40925e-04	+2.86601e+07	-2.85347e-05	-1.12990e-04
3 (+7.50000e-01)	+3.30693e-04	+4.40925e-04	+2.86601e+07	-8.56042e-05	-3.38971e-04
4 (+1.00000e+00)	+4.40925e-04	+4.40925e-04	+2.86601e+07	-1.14139e-04	-4.51962e-04

t = 3.000000e-01

	U	Exx	Sxx	Ut	Utt
min:	+0.00000e+00	+4.40925e-04	+2.86601e+07	-1.14139e-04	-4.51962e-04
max:	+4.40925e-04	+4.40925e-04	+2.86601e+07	+0.00000e+00	+0.00000e+00

t = 4.000000e-01

N (x)	U	Exx	Sxx	Ut	Utt
1 (+0.00000e+00)	+0.00000e+00	+4.25105e-04	+2.76318e+07	+0.00000e+00	+0.00000e+00
2 (+2.50000e-01)	+1.06276e-04	+4.25105e-04	+2.76318e+07	-3.95486e-05	-1.10139e-04
3 (+7.50000e-01)	+3.18829e-04	+4.25105e-04	+2.76318e+07	-1.18646e-04	-3.30418e-04
4 (+1.00000e+00)	+4.25105e-04	+4.25105e-04	+2.76318e+07	-1.58195e-04	-4.40557e-04

t = 4.000000e-01

	U	Exx	Sxx	Ut	Utt
min:	+0.00000e+00	+4.25105e-04	+2.76318e+07	-1.58195e-04	-4.40557e-04
max:	+4.25105e-04	+4.25105e-04	+2.76318e+07	+0.00000e+00	+0.00000e+00

t = 5.000000e-01

N (x)	U	Exx	Sxx	Ut	Utt
1 (+0.00000e+00)	+0.00000e+00	+4.05038e-04	+2.63275e+07	+0.00000e+00	+0.00000e+00
2 (+2.50000e-01)	+1.01260e-04	+4.05038e-04	+2.63275e+07	-5.01674e-05	-1.06188e-04
3 (+7.50000e-01)	+3.03779e-04	+4.05038e-04	+2.63275e+07	-1.50502e-04	-3.18563e-04
4 (+1.00000e+00)	+4.05038e-04	+4.05038e-04	+2.63275e+07	-2.00670e-04	-4.24751e-04

t = 5.000000e-01

	U	Exx	Sxx	Ut	Utt
min:	+0.00000e+00	+4.05038e-04	+2.63275e+07	-2.00670e-04	-4.24751e-04

	min:		+0.00000e+00		+3.21557e-04		+2.09012e+07		-3.14471e-04		-3.52710e-04
	max:		+3.21557e-04		+3.21557e-04		+2.09012e+07		+0.00000e+00		+0.00000e+00
t = 9.000000e-01											
	N (	x)		U		Exx		Sxx		Ut	Utt
	1 (	+0.00000e+00)		+0.00000e+00		+2.86897e-04		+1.86483e+07		+0.00000e+00	+0.00000e+00
	2 (	+2.50000e-01)		+7.17242e-05		+2.86897e-04		+1.86483e+07		-8.66501e-05	-8.03223e-05
	3 (	+7.50000e-01)		+2.15173e-04		+2.86897e-04		+1.86483e+07		-2.59950e-04	-2.40967e-04
	4 (	+1.00000e+00)		+2.86897e-04		+2.86897e-04		+1.86483e+07		-3.46600e-04	-3.21289e-04
t = 9.000000e-01											
				U		Exx		Sxx		Ut	Utt
	min:		+0.00000e+00		+2.86897e-04		+1.86483e+07		-3.46600e-04		-3.21289e-04
	max:		+2.86897e-04		+2.86897e-04		+1.86483e+07		+0.00000e+00		+0.00000e+00
t = 1.000000e+00											
	N (	x)		U		Exx		Sxx		Ut	Utt
	1 (	+0.00000e+00)		+0.00000e+00		+2.49370e-04		+1.62091e+07		+0.00000e+00	+0.00000e+00
	2 (	+2.50000e-01)		+6.23426e-05		+2.49370e-04		+1.62091e+07		-9.38165e-05	-7.16645e-05
	3 (	+7.50000e-01)		+1.87028e-04		+2.49370e-04		+1.62091e+07		-2.81450e-04	-2.14993e-04
	4 (	+1.00000e+00)		+2.49370e-04		+2.49370e-04		+1.62091e+07		-3.75266e-04	-2.86658e-04
t = 1.000000e+00											
				U		Exx		Sxx		Ut	Utt
	min:		+0.00000e+00		+2.49370e-04		+1.62091e+07		-3.75266e-04		-2.86658e-04
	max:		+2.49370e-04		+2.49370e-04		+1.62091e+07		+0.00000e+00		+0.00000e+00

Двовимірний приклад (статика)

Розглянуто приклад розв’язання двовимірної задачі про знаходження параметрів напружено деформованого стану консолі, один кінець якої жорстко затиснений, а другий – знаходиться під дією навантаження силою P .

Дискретна модель консолі була побудована із застосуванням зовнішнього генератора сіток. Її зображення наведено на рисунку А. Вона складається з 295 вузлів та 452 скінченних елементів у формі трикутника.

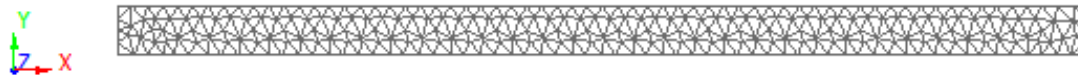


Рис. А.1 – Дискретна модель консолі

Задача розв'язалась при наступних параметрах: $L = 10$ м, $H = 0,5$ м, $P = 6 \cdot 10^7$ Н, модуль пружності $E = 6,5 \cdot 10^{10}$ Па.

Програма розв'язання цієї задачі буде мати наступний вигляд.

```
#include<iostream>
#include"../core/object/object.h"
TMessenger*msg;
//Тестовыйрасчетконсоли
voidcalcConsole(void)
{
//СвойстваматериалаАМг6М
TFEMObjectobject;
vector<Float>e={6.5e+10},
m={0.3};

msg=newTProcessMessenger();
object.setMeshFile("../mesh/console.trp");
object.setTaskParam(StaticProblem,SGS);
if(!msg->isError())
{
object.setEps(1.0E-8);
object.setElasticity(e,m);
object.setWidth(15);
object.setPrecision(5);
//Граничныеусловия
object.setBoundaryCondition("0","x=10",_X_|_Y_|);
//Соедоточеннаянагрузка
object.setPForceCondition("-6*10^7","x=0ANDy=-0.25",_Y_|);
object.start();
if(object.isCalculated())
```

```
object.printResult("../mesh/console.txt");
```

```
deletemsg;
```

```
}
```

```
}
```

```
intmain()
```

```
{
```

```
calcConsole();
```

```
return0;
```

ДОДАТОК Б

Опис баку на MOBICSG

```
#
# Паливний бак третьої ступені ракети-носія Циклон-4
#
algebraic3d
# Параметры дискретизации Netgen
# 5 - 5 - 0.05
# Яйцевидная часть бака
solid sp1 = (sphere (0, 0, 0; 1.037) and not sphere (0, 0, 0; 1.0355))
and plane (0, 0, 0; 0, 0, -1);
solid sp2 = (sphere (0, 0, -0.2690; 1.037) and not sphere (0, 0, -
0.2690; 1.0355)) and plane (0, 0, -0.2690; 0, 0, 1);
solid cyl = (cylinder (0, 0, -0.2690; 0, 0, 0; 1.037) and not cylinder
(0, 0, -0.3; 0, 0, 1; 1.0355)) and plane (0, 0, -0.2690; 0, 0, -1) and
plane (0, 0, 0; 0, 0, 1);
# Коническая часть бака
solid con1 = (cone (0, 0, -0.689; 3.258; 0, 0, 0; 1.037) and plane (0,
0, 0; 0, 0, 1) and plane (0, 0, -0.689; 0, 0, -1)) and not (cone (0,
0, -0.6915; 3.258; 0, 0, -0.0025; 1.037) and plane (0, 0, -0.0025; 0,
0, 1) and plane (0, 0, -0.6915; 0, 0, -1));
solid con2 = (cone (0, 0, -1.973; 0.5; 0, 0, -0.689; 3.258) and plane
(0, 0, -1.973; 0, 0, -1) and plane (0, 0, -0.689; 0, 0, 1)) and not
(cone (0, 0, -1.9705; 0.5; 0, 0, -0.6865; 3.258) and plane (0, 0, -
1.9705; 0, 0, -1) and plane (0, 0, -0.6865; 0, 0, 1));
solid con3 = (cone (0, 0, -1.973; 0.45; 0, 0, -1.8; 0.2) and plane (0,
0, -1.973; 0, 0, -1) and plane (0, 0, -1.8; 0, 0, 1));
solid con4 = cone (0, 0, -1.975; 0.45; 0, 0, -1.802; 0.2) and plane
(0, 0, -1.975; 0, 0, -1) and plane (0, 0, -1.802; 0, 0, 1);
solid cyl1 = cylinder (0, 0, -0.2695; 0, 0, 0.005; 1.037) and plane
(0, 0, -0.2695; 0, 0, -1) and plane (0, 0, 0.05; 0, 0, 1);
# Труба
solid cyl2 = cylinder (0, 0, -1.85; 0, 0, -1.3045; 0.025) and plane
(0, 0, -1.85; 0, 0, -1) and plane (0, 0, -1.3045; 0, 0, 1);
solid cyl3 = cylinder (0, 0, -2.1; 0, 0, -1.16; 0.02) and plane (0, 0,
-2.1; 0, 0, -1) and plane (0, 0, -1.16; 0, 0, 1);
# Шпангоут
solid cyl4 = (cylinder (0, 0, -0.6957; 0, 0, -0.6853; 3.259) and not
cylinder (0, 0, -0.6957; 0, 0, -0.6853; 3.2435)) and
plane (0, 0, -0.6957; 0, 0, -1) and plane (0, 0, -0.6853;
0, 0, 1);
solid tank = (((cyl4 or (con1 or con2 or con3 or cyl4) and not cyl1)
or cyl or sp1 or sp2) and not con4 or cyl2) and plane (0,0,0;0,1,0)
and plane (0,0,0;1,0,0)) and not cyl3; tlotank;
```

ДОДАТОК В

Програма розрахунку бака РН

```
#include<iostream>
#include"../core/object/object.h"
TMessenger*msg;
//Тестовийрасчетбака
voidcalcTank(void)
{
TFEMObjectobject;
//СвойстваматериалаАМг6М
vector<Float>e={6.5e+10},
m={0.3},
s={1.30E+8,1.40E+8,1.50E+8,1.60E+8,1.70E+8,1.80E+8,1.90E+8,2.00E+8,2.10E+8,2.20E+8,2.30E+8,2.
70E+8,3.09E+8,3.30E+8},
d={0.0020,0.0024,0.0030,0.0040,0.0055,0.0079,0.0130,0.0150,0.0248,0.0320,0.0361,0.0500,0.1000,0.1
500};
msg=newTProcessMessenger();
object.setMeshFile("../QFEM/mesh/tank-0_25.trp");
object.setTaskParam(StaticProblem,BCCS);
if(!msg->isError())
{
object.setEps(1.0E-8);
object.setElasticity(e,m);
object.setWidth(15);
object.setPrecision(5);
//Граничныеусловия
object.setBoundaryCondition("0","z=-4.7",_X_|_Y_|_Z_);
object.setBoundaryCondition("0","x=0",_X_);
object.setBoundaryCondition("0","y=0",_Y_);
object.setMaterialData(s,d);
object.setPlasticityMethod(MVS);
//Распределеннаяповерхностнаянагрузка
//...пообичайке
object.setSForceCondition("8.2*10^4*cos(atan2(y,x))","(z>=-1.406ANDz<=1.405)AND(abs(x^2+y^2-
1.4973^2)<eps)",_X_);
object.setSForceCondition("8.2*10^4*sin(atan2(y,x))","(z>=-1.406ANDz<=1.405)AND(abs(x^2+y^2-
1.4973^2)<eps)",_Y_);
//поверхнемуинижнемуднищу
```

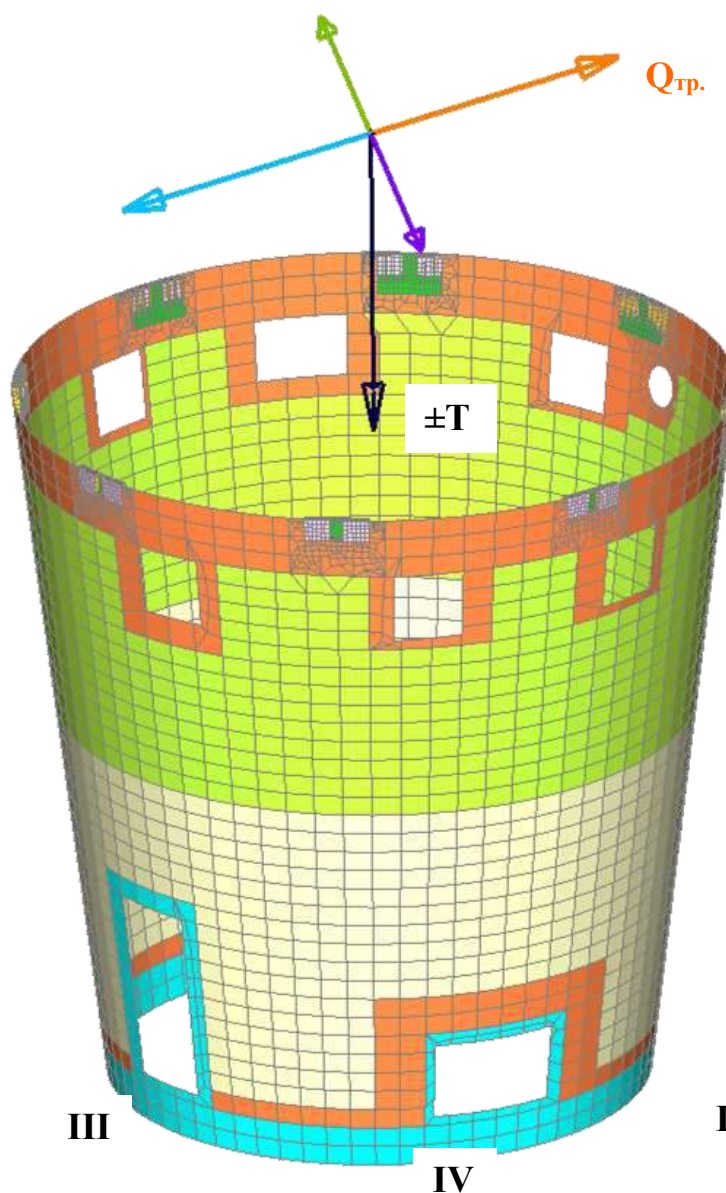
```

object.setSForceCondition("8.2*10^4*cos(atan2(y,x))*sin(atan2((x^2+y^2)^0.5,(z-
0.08715)))", "(z>1.406)AND(abs(x^2+y^2+(z-0.08715)^2-2^2)<eps)",_X_);
object.setSForceCondition("8.2*10^4*sin(atan2(y,x))*sin(atan2((x^2+y^2)^0.5,(z-
0.08715)))", "(z>1.406)AND(abs(x^2+y^2+(z-0.08715)^2-2^2)<eps)",_Y_);
object.setSForceCondition("8.2*10^4*cos(atan2((x^2+y^2)^0.5,(z-
0.08715)))", "(z>1.406)AND(abs(x^2+y^2+(z-0.08715)^2-2^2)<eps)",_Z_);
object.setSForceCondition("8.2*10^4*cos(atan2(y,x))*sin(atan2((x^2+y^2)^0.5,(z+0.08715)))", "(z<-
1.406ANDz>-2.785)AND(abs(x^2+y^2+(z+0.08715)^2-2^2)<eps)",_X_);
object.setSForceCondition("8.2*10^4*sin(atan2(y,x))*sin(atan2((x^2+y^2)^0.5,(z+0.08715)))", "(z<-
1.406ANDz>-2.785)AND(abs(x^2+y^2+(z+0.08715)^2-2^2)<eps)",_Y_);
object.setSForceCondition("8.2*10^4*cos(atan2((x^2+y^2)^0.5,(z+0.08715)))", "(z<-1.406ANDz>-
2.785)AND(abs(x^2+y^2+(z+0.08715)^2-2^2)<eps)",_Z_);
//Щарнонапрызке
object.setForceStep(0.5);
object.start();
if(object.isCalculated())
{
object.saveResult("../QFEM/mesh/tank-0_25.qres");
object.printResult("../QFEM/mesh/tank-0_25.txt");
}
deletemsg;
}
}
intmain()
{
calcTank();
return0;
}

```

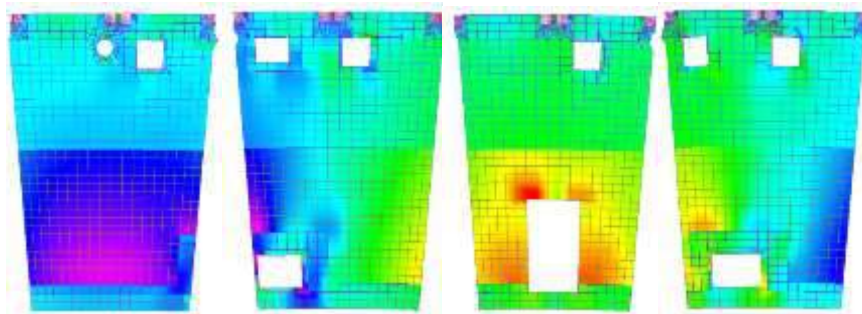
ДОДАТОК Г

**Характер напружено-деформованого стану
містуненевого відсіку (розрахунок і випробування)**



$Q_{тр.}$ – напрям поперечної сили при навантаженні на розрахунковий випадок «Транспортування» (сила направлена під кутом 45° від I площини стабілізації у бік площини II); $Q_{1(1)}$ – напрям поперечної сили при навантаженні на розрахунковий випадок «Політ РКН» (сила направлена під кутом 45° від площини стабілізації IV у бік площини I);
 – напрям поперечної сили при навантаженні на розрахунковий випадок «Політ РКН» (сила направлена під кутом 15° від площини стабілізації IV у бік площини I);
 – напрям поперечної сили при навантаженні на розрахунковий випадок «Політ РКН» (сила направлена під кутом 15° від II площини стабілізації у бік площини III).

Рисунок Г.1 – Схема навантаження збірки міжступеневого відсіку



IV

Рисунок Г.2 – Розподіл максимальних розрахункових меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці МСО-ПКМ №2 (розрахунковий випадок – «Транспортування» (Q під кутом $\alpha = 45^\circ$ між I і II площинами стабілізації))

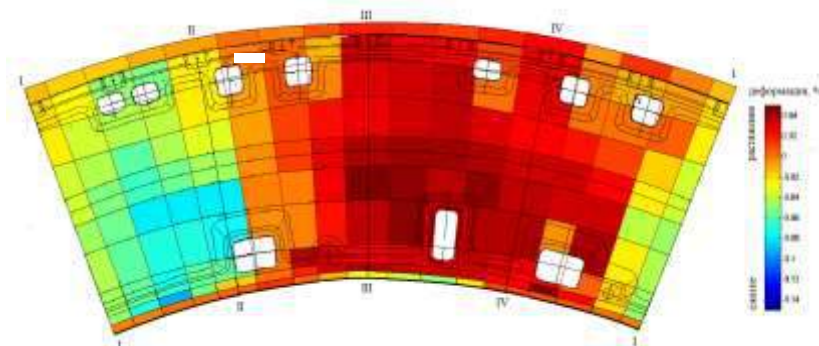
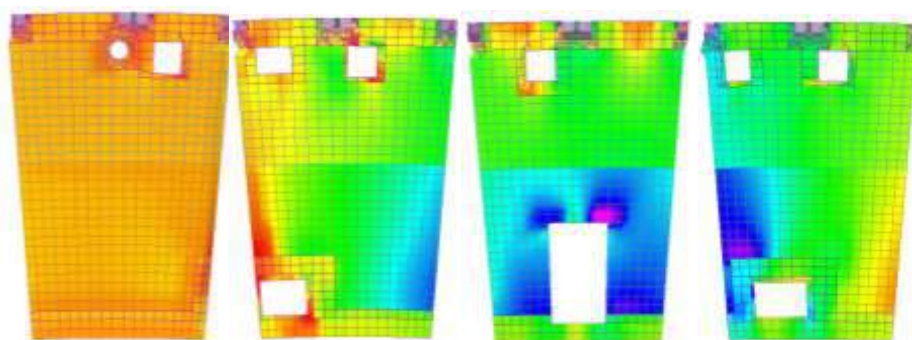


Рисунок Г.3 – Розподіл фактичних меридіональних деформацій (у долях від 1%) у зовнішній оболонці міжступеневого відсіку при навантаженні 6 етапом таблиці 2.8 (Розрахунковий випадок – «Транспортування» (Q під кутом $\alpha = 45^\circ$ між I і II площинами стабілізації))



IV

Рисунок Г.4 – Розподіл максимальних розрахункових меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці міжступенного відсіку (розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ», напрям $Q_{1(1)}$ під кутом $\alpha = 0^\circ$ між IV і III площинами стабілізації (на плату роз'ємів))

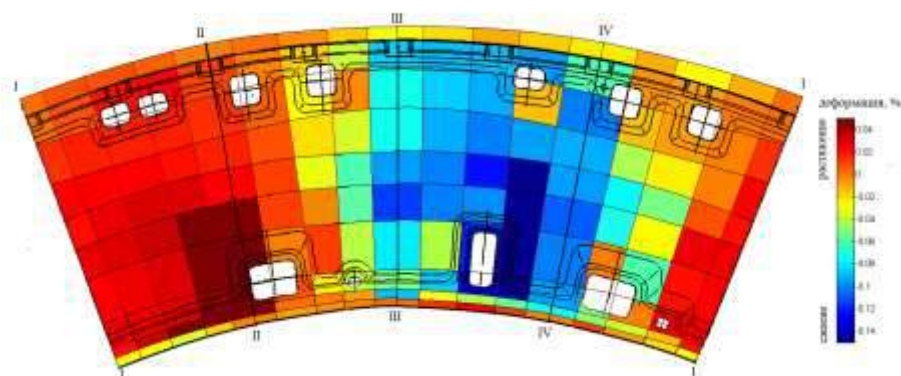


Рисунок Г.5 – Розподіл фактичних меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці межступенного відсіку при проведенні випробувань (6 етап таблиці 2.10) (Розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ», напрям $Q_{1(1)}$ під кутом $\alpha = 45^\circ$ між IV і III площистями стабілізації (на плату роз'ємів))

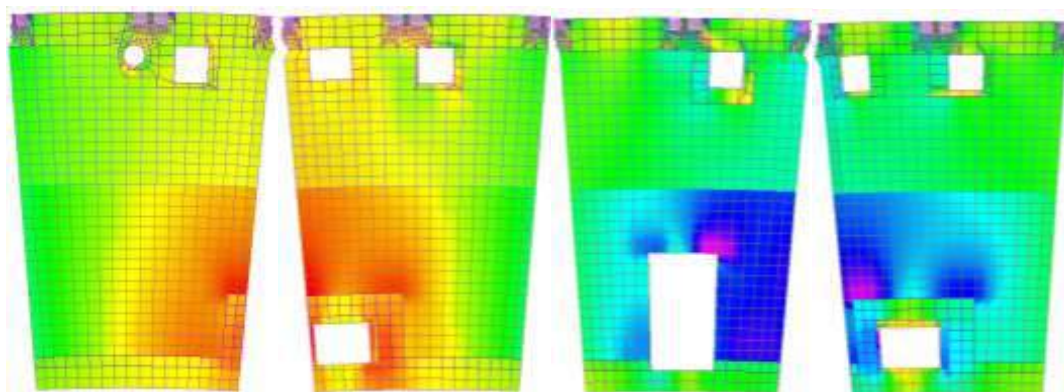


Рисунок Г.6 – Розподіл максимальних розрахункових меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці межступенного відсіку (розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ», напрям $Q_{1(2)}$ під кутом $\alpha = 15^\circ$ від IV у бік I площисті стабілізації)

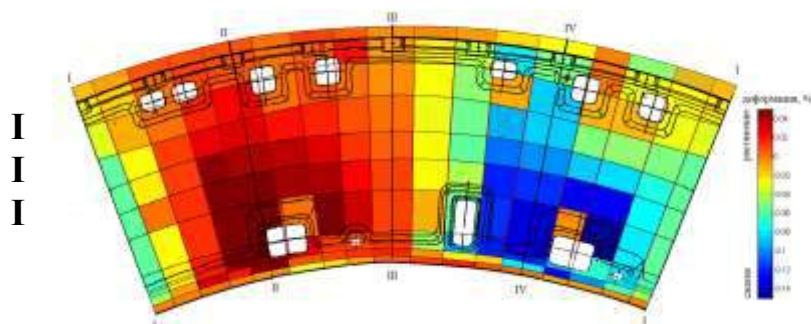
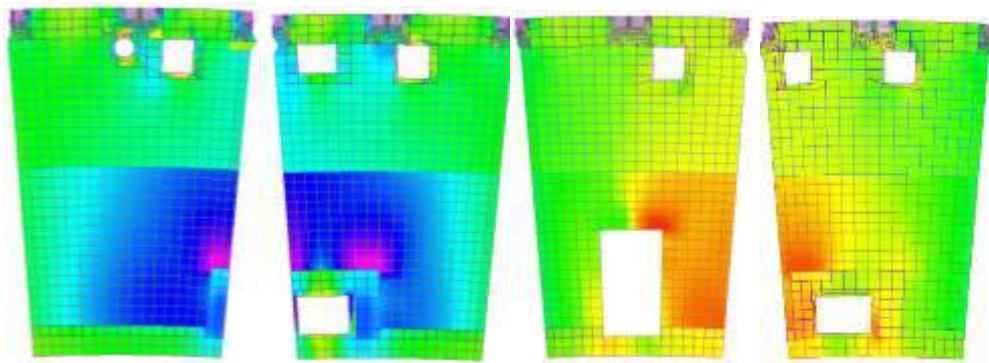


Рисунок Г.7 – Розподіл фактичних меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці межступенного відсіку при проведенні випробувань (6 етап таблиці 2.11) (розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ», напрям $Q_{1(2)}$ під кутом $\alpha = 15^\circ$ від IV у бік I площисті стабілізації)



IV

Рисунок Г.8 – Розподіл максимальних розрахункових меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці міжступеневого відсіку (розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ», напрям $Q_{1(3)}$ під кутом $\alpha = 15^\circ$ від II у бік III площині стабілізації)

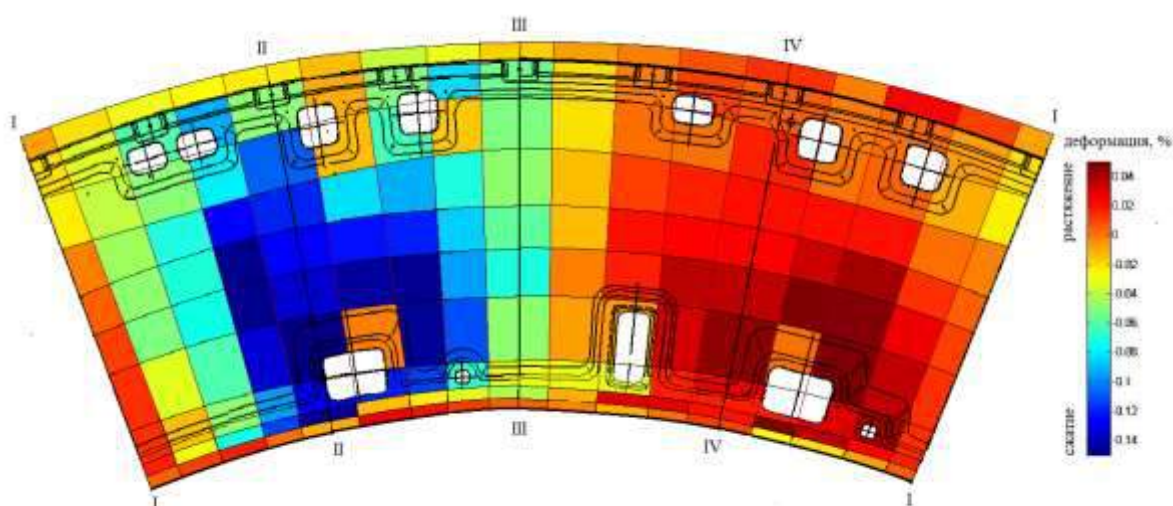


Рисунок Г.9 – Розподіл фактичних меридіональних деформацій (у долях від 100%) в зовнішній оболонці міжступеневого відсіку 2 при проведенні випробувань (6 етап таблиці 2.12, розрахунковий випадок «Політ РКН на АУТ», напрям $Q_{1(3)}$ під кутом $\alpha = 15^\circ$ від II у бік III площині стабілізації)



Рисунок Г.10 – Загальний вид експериментальної установки

ДОДАТОК Д

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Заступник Генерального конструктора
з наукової та навчальної роботи
ДП «Конструкторське бюро «Південне»

О.Б. Кашанов

" 15 "

Акт

про впровадження результатів наукових досліджень за темою
«Напружено-деформований стан оболонкових конструкцій складної
конфігурації у екстремальних умовах експлуатації»

Комісія в складі: І.Ф. Ларіонов, В.М. Сіренко, Д.В. Клименко склала цей акт про те, що розроблена теорія, підходи та пакет прикладних програм, які представлені у дисертаційній роботі на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук Акімова Дмитра Васильовича «Напружено-деформований стан оболонкових конструкцій складної конфігурації у екстремальних умовах експлуатації», були впроваджені та використані у ДП «Конструкторське бюро «Південне» для розрахунків при проектуванні наступних конструкцій ракетно-космічної техніки:

1. Межступеневого відсіку та головного обтічника з волокнистих композитів за темами «Циклон-4» та «Маяк-СЗ.9»;
2. Металевих паливного відсіку та межступеневого відсіку за темами «Циклон-4» та «Циклон-4М».

Члени комісії:

Начальник розрахунково-
теоретичного комплексу,
кандидат технічних наук



В.М. Сіренко

Головний науковий співробітник,
кандидат технічних наук



І.Ф. Ларіонов

Начальник відділу
міцності і навантажень,
кандидат технічних наук



Д.В. Клименко

Вчений секретар
ДП «КБ «Південне»,
кандидат технічних наук



Л. П. Поталович

ДОДАТОК Е

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., Асаенко 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-* 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 прифункциональном подходе к заданию нагрузок в моделях оболочечных конструкций. *Інформатика, 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.