

УДК 621.791.72.629.78
№ держреєстрації
Інв. №

Національна Академія Наук України
Інститут електрозварювання ім. Є.О.Патона
(ІЕЗ ім. Є.О.Патона)
03680, м. Київ-150, вул. Казимира Малевича, 11;
тел. (044) 205-23-70

ЗАТВЕРДЖУЮ
Директор ІЕЗ ім. Є.О.Патона
академік _____ Б.Є. Патон
2016.12.01

**ЗВІТ
ПРО НАУКОВО-ДОСЛІДНУ РОБОТУ
СТВОРЕННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ КОНСТРУКЦІЙ
ПЕРЕТВОРЮВАНОВОГО ОБ'ЄМУ (КПО) КОСМІЧНОГО
ПРИЗНАЧЕННЯ»
(ЗАКЛЮЧНИЙ)
«Цільова комплексна програма НАН України з наукових космічних
досліджень на 2012-2016 рр.»**

Науковий керівник роботи
академік НАН України

Л.М.Лобанов

Відповідальний виконавець
наук. співр.

В.С.Волков

2016 р

РЕФЕРАТ

Звіт про НДР: 97 стор., 60 рис., 11 табл., 22 джерела.

Об'єкт дослідження – зварні конструкції перетворюваного об'єму (КПО), оптимізовані для застосування в умовах космосу

Мета роботи – створення та дослідження технології виготовлення багатосекційної оболонкової конструкції перетворюваного об'єму із врахуванням впливу факторів космічного простору

Ключові слова: конструкції перетворюваного об'єму (КПО), розкриті конструкції, тонкостінні зварні оболонки, фактори космічного простору

Умови одержання звіту: за договором. 03171, Київ-171, вул. Антоновича, 180, УкрІНТЕІ.

Зміст

ВСТУП.....	4
1. Класифікація сучасних конструкцій перетворюваного об'єму. Конструкції перетворюваного об'єму ІЕЗ ім. Є.О.Патона.....	4
1.1. Основні проблеми оптимізації КПО аерокосмічної техніки.....	14
2. Визначення конструктивної схеми оболонкової КПО періодичного профілю та особливості використання топологічної моделі її перетворення для матеріалів з різними пружно-пластичними властивостями.....	21
3. Аналіз процесу створення нероз'ємних з'єднань перетворюваної оболонки зі сталі AISI 321. Дослідження особливостей формування залишкових напружень при використанні різних способів зварювання стикових з'єднань вихідних замкнених оболонок.....	39
4. Розроблення технології нероз'ємних тонколистових з'єднань трансформованих конструкцій з нержавіючих сталей. Проектування та виготовлення спеціального устаткування для мікроплазмового зварювання тонких оболонок КПО з урахуванням обраних критеріїв якості. Дослідження механічних властивостей нероз'ємних з'єднань....	55
5. Розробка та виготовлення лабораторного стенду із системою нагнітального та вакуумного регулювання для дослідження процесу перетворення багатосекційної оболонкової КПО кінцевого типу в умовах компенсації гравітаційного впливу (стенд розкриття та обезважування). Експериментальне отримання та дослідження циклограм прямого перетворення КПО в умовах зовнішнього атмосферного тиску.....	73
6. Дослідження багаторазової трансформації КПО.....	77
7. Дослідження термооптичних властивостей обраних конструкційних матеріалів перетворюваних оболонок методами оптичної пірометрії. Розробка методики коригування термооптичних властивостей поверхні трансформованої оболонки, здатних забезпечити мінімально можливі рівні температурних деформацій КПО кінцевого типу в умовах дії факторів космічного простору (ФКП). Моделювання напружень та деформацій в довгомірній конструкції перетворюваного об'єму за умови використання конструкційних матеріалів її оболонки із різними термооптичними властивостями.....	86
ВИСНОВКИ.....	94
ЛІТЕРАТУРА.....	95

ВСТУП

Актуальність робіт із створення конструкцій перетворюваного об'єму (КПО) обумовлена суперечністю між необхідністю створення конструкцій оболонкового типу необхідних параметрів і можливістю їх подальшої доставки до місця експлуатації за умов, що виключають можливість реалізації в передбачуваному місці використання тривалого і трудомісткого процесу їх виготовлення. Найбільш характерним прикладом області вирішення подібних завдань може служити доставка на навколоземну орбіту елементів аерокосмічної техніки, основою яких є конструкції оболонкового типу. У той же час розвиток техніки визначає потребу в оболонках все більшого обсягу і габаритів, діапазон застосування яких обмежено або відсутністю відповідних засобів транспортування, або їх надмірної затратністю. Важливість задачі створення і оптимізації ефективних КПО з металевою оболонкою пов'язана також і з відсутністю еластичних матеріалів, що поєднують необхідну жорсткість зі здатністю тривалий час протистояти впливу факторів космічного простору.

Досвід практичного застосування технічних пристроїв даного класу дозволив виділити основні проблеми, усунення яких здатне істотно розширити сферу застосування КПО в аерокосмічній техніці. Вирішення цих проблем зводиться до забезпечення багаторазової відтворюваності геометричних параметрів зі збереженням герметичності, пов'язаної із створенням технології вакуумплотних нероз'ємних з'єднань, і стабільності характеристик міцності перетвореної оболонки.

1. Класифікація сучасних конструкцій перетворюваного об'єму.
Конструкції перетворюваного об'єму ІЕЗ ім. Є.О.Патона.

У більшості випадків відомі КПО можна умовно розглядати як тіла типу оболонки, які розподіляються на три основні класи: несучі м'які; побудовані на основі трансформованого каркаса; жорсткі. За типом перетворення КПО ділять

на конструкції, що перетворюються шляхом створення надлишкового тиску у внутрішній порожнині, і за допомогою механічної трансформації несучого каркаса, в тому числі із застосуванням матеріалів з пам'яттю форми. За функціональними ознаками КПО можна також умовно розділити на герметичні і негерметичні.

Використання несучих м'яких оболонок стало одним з перших вдалих рішень по зниженню маси штучних супутників Землі. Зокрема, в США реалізовані проекти запуску на навколоземну орбіту трьох супутників наукового призначення та серії комерційних супутників, що являють собою різні типи м'яких трансформованих оболонок. US Naval Research Laboratory планується запуск сферичного дослідницького супутника, побудованого на основі трансформованого каркаса [1]. Через особливості експлуатації аналізованих конструкцій в умовах відкритого космосу велике значення має застосування матеріалів оболонки, що характеризуються заданими властивостями. На Рис.1.1 представлений загальний вигляд супутника зі сферичною оболонкою із синтетичного поліефірного волокна - майлара (mylar) з металізованим покриттям.



Рис. 1.1. Супутник спостереження PAGEOS масою оболонки 56 кг, діаметром 31 м. [1]

У 2009 році дослідницький центр NASA LaRC провів вдалий експеримент по запуску та поверненню з орбіти апарату, побудованого компанією «ILC Dover» на основі пружної перетворюваної оболонки. Конструктивно апарат являв собою пневматичну конструкцію із воздухонесним покриттям і каркасом

з несучих пневмобалонів (Рис.1.2). На висоті 211 км укладена в циліндричний пакет діаметром 0,4 м оболонка з кевлара була розкрита надлишковим тиском до діаметра 3,0 м і повернута на Землю. В результаті експерименту було продемонстровано здатність конструкцій подібного класу протистояти тиску і температури, що виникають при проходженні атмосферних шарів на гіперзвукових швидкостях, зберігаючи при цьому структурну цілісність і аеродинамічну стабільність оболонки [2].

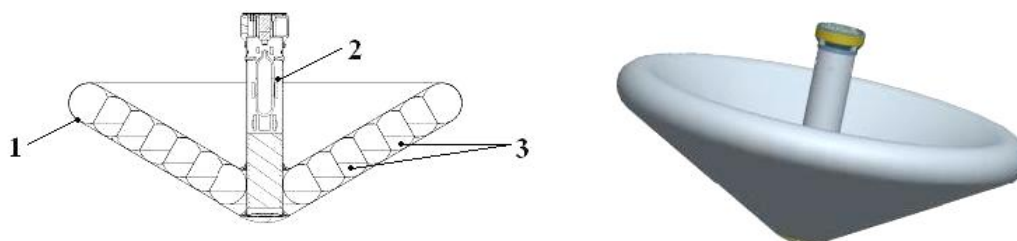


Рис.1.2. Схема перетворюваного спускового апарату [2]: 1 - захисна оболонка з кевлара; 2 - жорстка центральна частина конструкції із системою наддуву; 3 - тороїдальні несучі пневмобалони; загальний вигляд апарата (праворуч)

Результатом спільних робіт «ILC Dover» і НАСА з проектування жилих довготермінових місячних баз стало створення прототипу тороїдальної місячної населеної станції (Toroidal Lunar Habitat), що представляє собою

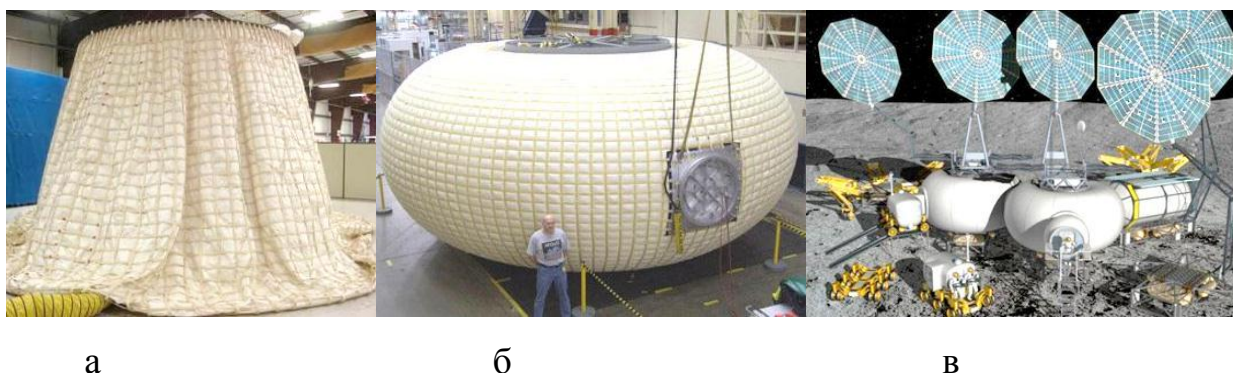


Рис.1.3. Тороїдальна місячна населена станція [3]: а-складений стан; б - стан повного розкриття; в - проект населеної місячної бази НАСА, побудованої на основі Toroidal Lunar Habitat

перетворювану повітряноопорну конструкцію з вектрана, армованого смугами кевлара, і жорсткого циліндричного каркасу для розміщення енергетичного обладнання (Рис.1.3).

В рамках програми НАСА «Сузір'я» компанією «ILC Dover» були розроблені житлові модулі населених місячних станцій X-Hab Lunar Habitat, що представляють собою гібридні конструкції на основі двох металевих напівсферичних оболонок, що з'єднуються між собою м'яким циліндричним тунельним переходом змінної довжини з коефіцієнтом трансформації, тобто відношенням визначальних параметрів у вихідному і перетвореному стані, $K_T = 10 \div 12$. [3]. На Рис.1.4. представлені стадії перетворення конструкції в лабораторії дослідного центру НАСА «Ленглі».



Рис..1.4. Перетворення модуля X-Hab [3]

Можливо припустити, що широкому застосуванню несучих м'яких оболонок в умовах космосу може перешкоджати зростаюча засміченість навколоземного простору. Експлуатація описаних вище конструкцій проводилася на низьких орбітах, практично вільних від залишків відпрацьованих космічних апаратів, а їх зіткнення з твердими частинками позаземного походження могли носити лише випадковий характер. Стаціонарні космічні станції (МКС) для захисту від зіткнення з дрібними тілами забезпечені системою стеження і коректування орбіти; тим не менш, ремонт і заміна елементів зовнішньої обшивки входить до числа обов'язкових регламентних заходів.

Очевидна перевага несучих м'яких оболонок полягає в здатності до

необмеженої кількості прямих і зворотних перетворень, компактності в складеному стані і малій питомій вазі конструкції. Коефіцієнт трансформації може досягати значення $K_T = 25 \dots 30$. Головними їхніми недоліками можна вважати відсутність достатньої жорсткості, необхідність постійного підтримання у внутрішньому обсязі надлишкового тиску, низька стійкість матеріалу оболонки до коливань температур, ультрафіолетового випромінювання і т.п.

При побудові м'яких оболонок на основі несучого перетворюваного каркаса переслідуються дві основні мети: зробити процес перетворення однокроковим і створити каркас, конфігурація якого несуттєво впливає на коефіцієнт трансформації конструкції. На Рис.1.5 представлені трансформовані оболонки, які фіксуються в розкритому положенні за допомогою елементів на основі термопластичного волокна. Нагрівання елементів і їх подальше охолодження призводить до жорсткої фіксації розм'якшених волокон в положенні, що визначається конфігурацією окремих ділянок каркаса.

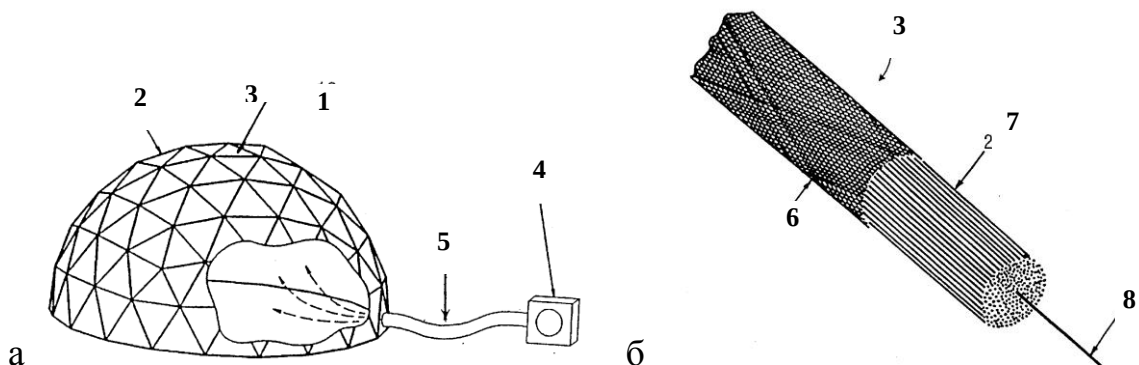


Рис.1.5. Схема надувної конструкції зі змінною жорсткістю оболонки [4]:
а - варіант використання технології для формування герметичній напівсферичної оболонки; б - елемент із змінною жорсткістю;
1 - трансформована конструкція; 2 - зовнішнє покриття оболонки, виконане з майлара або каптона; 3 - елементи зі змінною жорсткістю; 4 - компресор;
5 - нагнітальний канал; 6 - зовнішнє покриття елемента 3; 7 - джгут термопластичного волокна; 8 - нагрівальний елемент

Головним недоліком елементів із змінною жорсткістю є неможливість багаторазової трансформації конструкцій на їх основі – характерної властивості м'яких оболонок. Альтернативним рішенням стала поява геометрично стабільних несучих конструкцій зі складною просторовою конфігурацією, що наближена до сферичної оболонки. Поширення одержали різні варіанти так званої сфери Хобермана; на Рис.1.6. подане схематичне зображення супутника PERCS, що транспортується на орбіту в складеному компактному стані [5].

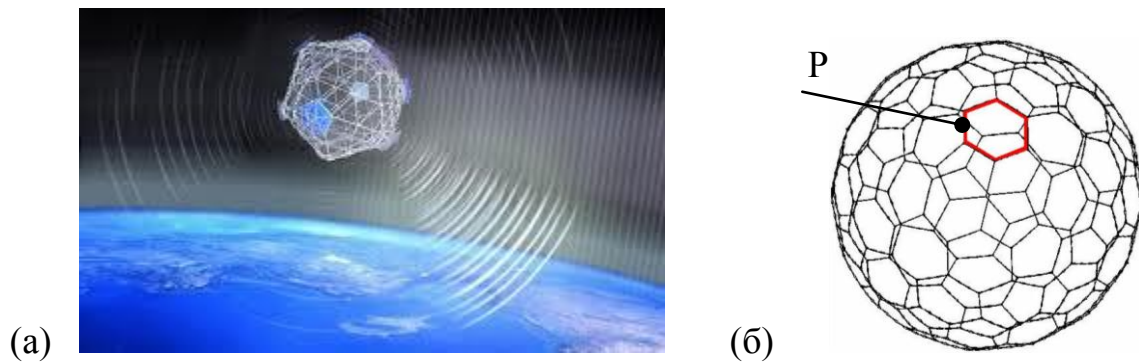


Рис.1.6. Загальний вигляд (а) та схема супутника PERCS (б) - трансформовані сфери, утвореної рухомо з'єднаними між собою панелями (Р); діаметр в початковому стані 1,25 м, в трансформованому стані 10,3 м

При значній питомій вазі жорсткого металевого каркасу і низькому коефіцієнті трансформації конструкції КПО даного типу позбавлені головних переваг гнучких оболонок, але не вимагають постійної підтримки надлишкового тиску у внутрішній порожнині для збереження геометричної форми. Сучасні матеріали з новими властивостями дозволяють створювати космічні КПО, коефіцієнт об'ємної трансформації K_T яких може досягати 10; однак, завдання сполучуваності цих параметрів з достатньою міцністю і герметичністю оболонок залишається невирішеним. На підставі порівняльного аналізу існуючих класів КПО можна зробити висновок про те, що поєднання технологічно прийнятних характеристик міцності оболонки зі значними коефіцієнтами трансформації при одночасній герметичності можливо лише в жорстких несучих оболонках.

На сьогоднішній день у світовій практиці не існує аналогів технологій, які дозволяють здійснювати перетворення металевих оболонок без локальної втрати стійкості. В останні роки були зроблені спроби реалізувати ідею жорсткої металевої трансформованою оболонкової конструкції, випробуваної на модельних зразках, трансформація якої здійснюється механічним способом. На симпозіумі Міжнародної асоціації по оболонковій і просторовим конструкціям (IACC), що проходив у травні 2012 року в Сеулі, професор Когіо Міура з Інституту космічних наук і астронавтики (Токіо) представив доповідь «Складаний циліндричний багатогранник і сонячне вітрило ІКАР», який базувався на більш ранній публікації [6]. У доповіді представлена розробка «складаний циліндричний поліедр Тачі-Міура» (Tachi-Miura Polyhedron). На Рис.1.7. зображені прототипи конструкції, внизу - модель жорсткої оболонки на основі поліедра. Як повідомляється авторами, новою властивістю для подібного класу конструкцій є можливість зміни обсягу жорсткої оболонки; серед головних сфер застосування конструкції названа доставка на навколоземну орбіту ракетою-носієм в компактному стані з наступним розкриттям.

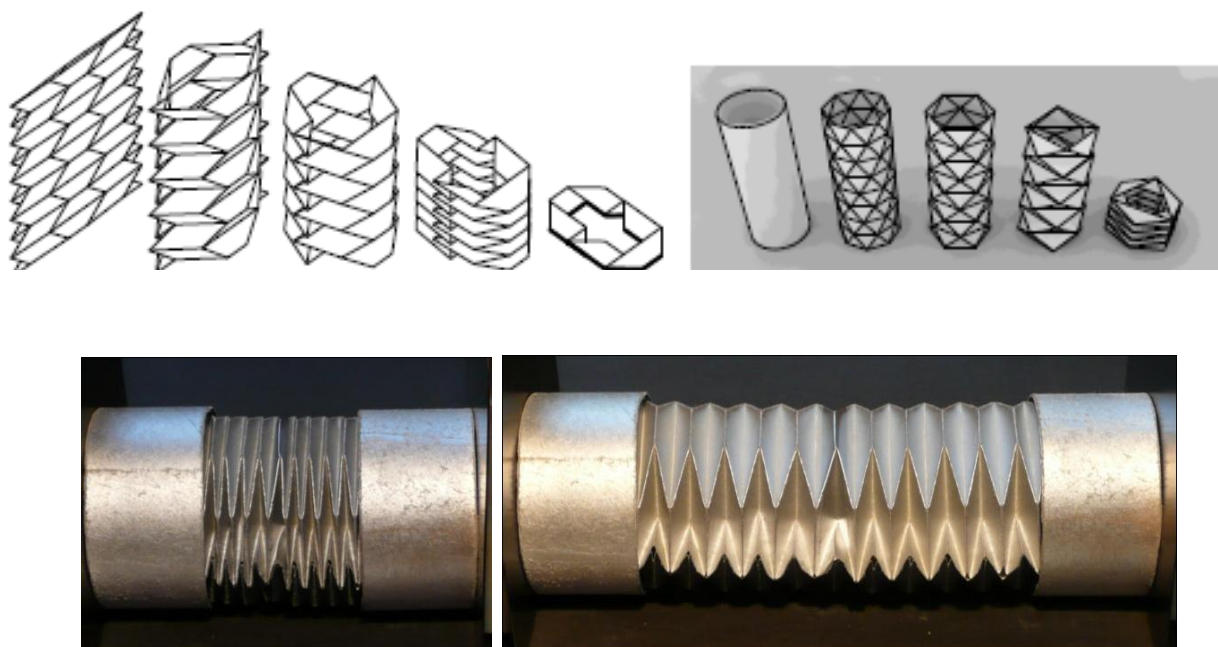


Рис.1.7. Складаний циліндричний поліедр Тачі-Міура (Tachi-Miura Polyhedron); вгорі - прототипи конструкції, внизу - модель жорсткої оболонки на основі поліедра.

На зображеннях стадій трансформації (Рис. 1.7, знизу) чітко простежуються суттєві спотворення поверхні поліедра, розкриття якого проводилося механічним способом з додатком зусилля в області крайніх складок.

Розроблені в ІЕЗ ім. Є.О.Патона способи формозміни оболонкових конструкцій зі збереженням гомеоморфного типу поверхні дозволили створити широкий спектр КПО на основі просторових тіл обертання - сфери, еліпсоїда і т.д. В основу технології їх виготовлення покладено методи, використовувані в групі задач комбінаторної геометрії про покриття опуклих тіл обертання гомотетичними фігурами і про розбиття фігур.

У більшості випадків практичне рішення задачі реалізується заміщенням поверхні сімейством рівних багатокутників, що послідовно складаються здійсненням вигину по лініях сполучення до взаємного накладення з утворенням компактного пакета. На Рис.1.8. наведені стадії перетворення оболонкової конструкції, отриманої методом заміщення фрагмента поверхні еліптичної тороїдальної оболонки. На Рис.1.9,а показана складчасто-циліндрична конструкція з оболонкою з аустенітної сталі товщиною 0,15 мм в компактному і перетвореному стані; на Рис.1.9,б - перетворювана циліндрична конструкція з бічною поверхнею, одержаною заміщенням хвилястих конічних поверхонь з коефіцієнтом трансформації до 10.

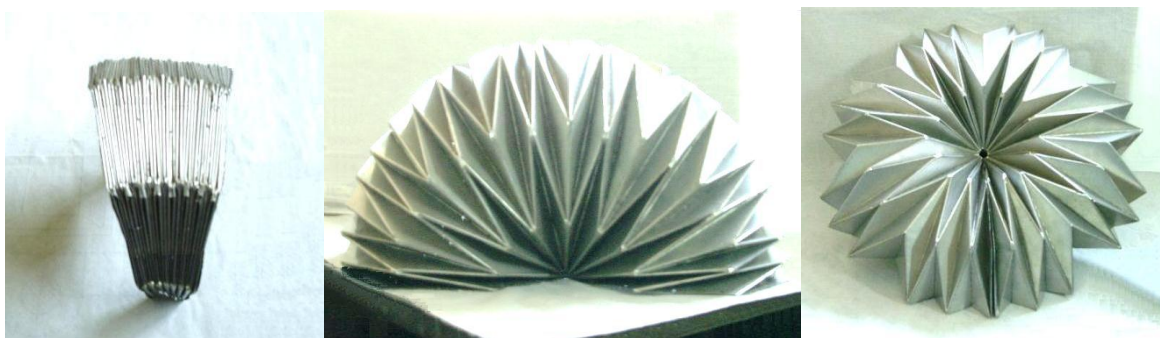


Рис.1.8. Стадії перетворення оболонкової КПО на основі еліптичного тора; матеріал - сталь 12Х18Н10Т, товщина 0,15 мм.

До недоліків даної групи КПО можна віднести обмежену надійність деформованої оболонки, яка в ході технологічного процесу утворення складок

піддається багаторазовим вигинам по суміжних лініях фігур заміщення на кути, що досягають 180^0 . Як наслідок, спостерігається поява руйнувань на лініях вигину, пов'язаних з втомної міцністю матеріалу оболонки, з подальшою втратою герметичності конструкції.

Найбільш перспективними з точки зору надійності, ефективності використання робочого простору і простоти виготовлення є конструкції на

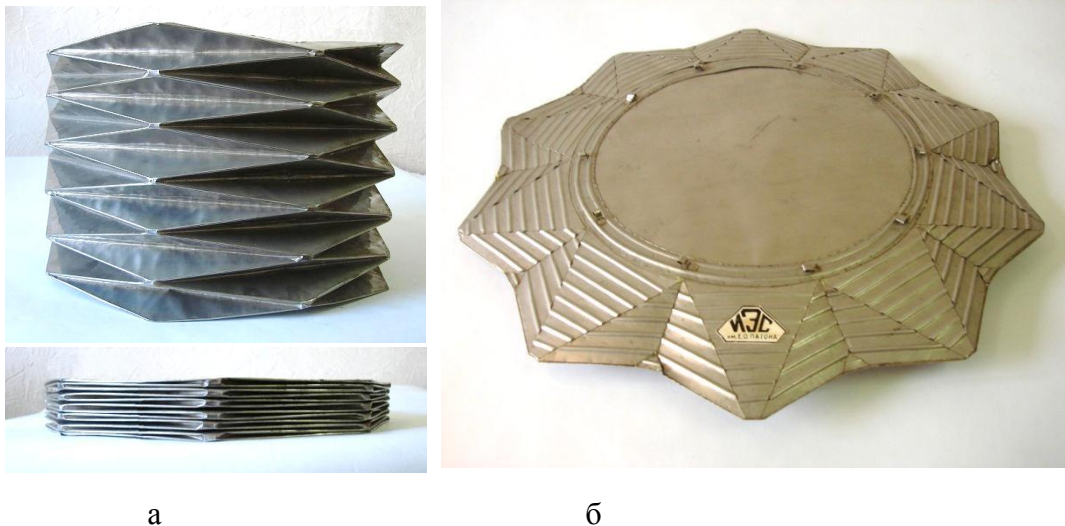
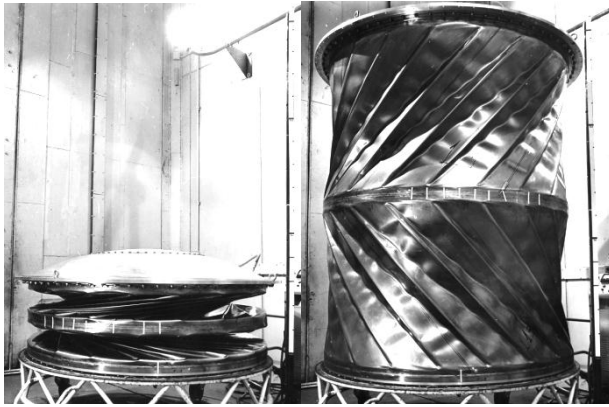


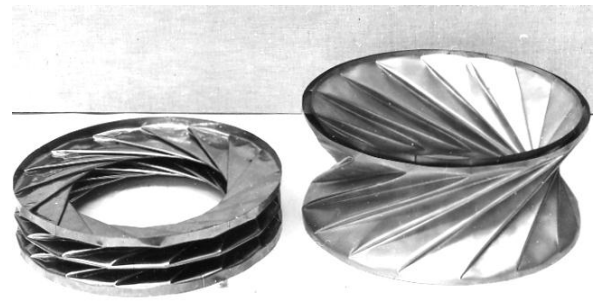
Рис.1.9. Складчасто - циліндрична оболонкова КПО в компактному і розкритому стані (а) і КПО з бічною складкою, що отримана заміщенням сполучених хвилястих конічних поверхонь (б)

основі поверхонь, які можуть бути ізометрично розгорнуті в площину - циліндра і конуса. Розроблені в ІЕЗ технології дозволяють здійснювати подібне перетворення конструкцій з реальних матеріалів (листового металу), заміщуючи бічну поверхню циліндра складчастої поверхнею, а конуса - лінійчатої поверхнею, утворену гладкими кривими в будь-якому осьовому перерізі. По суті, ця відмінність двох типів конструкцій і визначає технологічні та експлуатаційні переваги конічних КПО і робить переважним їх використання в аерокосмічній техніці.

На Рис.1.10 показані стадії перетворення КПО циліндричного типу, наближених поверхнею однополостного гіперболоїда з діаметром 2000 мм (а) і зразки гіперболоїдних складок (б). Коефіцієнт трансформації дорівнює 10.



а



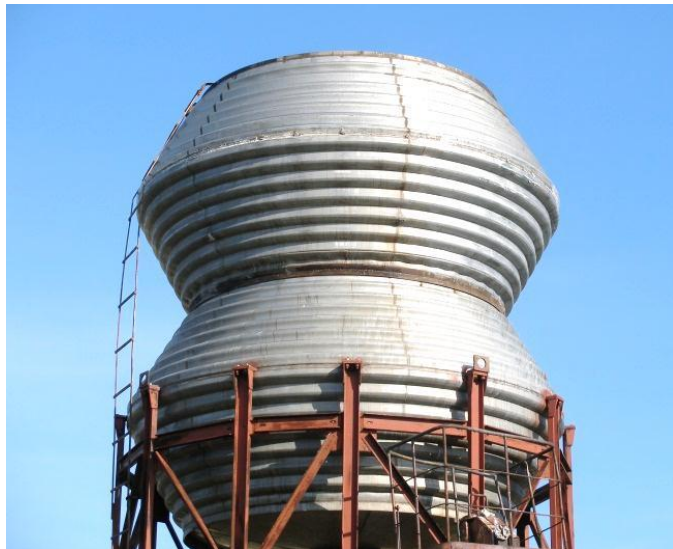
б

Рис.1.10. КПО циліндричного типу (а) і зразки гіперболоїдних складок (б)

На Рис.1.11, а показані КПО конічного типу в компактному і перетвореному стані, отримані об'єднанням в єдину структуру за допомогою вакуумноплотних зварних з'єднань великої кількості рівних трансформованих оболонок. Подібні структури можуть виконувати роль несучих конструкцій в умовах орбітального польоту; коефіцієнт трансформації - до 40. На Рис.1.11, б - великогабаритна КПО резервуарного типу з об'ємом 40 м², використовувана в автономній системі водопостачання.



а



б

Рис.1.11. КПО конічного типу: (а) - періодичного профілю, (б) - великогабаритна КПО резервуарного типу з об'ємом 40 м².

1.1 Основні проблеми оптимізації КПО аерокосмічної техніки

Використання КПО в аерокосмічній техніці накладає певні обмеження на класичні підходи при проектуванні жорстких несучих оболонок. При створенні КПО аерокосмічної техніки з метою зниження маси використовуються мінімальні товщини конструкційних матеріалів оболонки, при яких може бути забезпечена необхідна міцність конструкції без втрати її функціональних властивостей. Відповідно, теплові процеси в матеріалі при циклічному нагріві характеризуються високими температурними градієнтами, що визначають складні напружено-деформовані стани конструкції. При цьому виключається можливість використання захисних покриттів з матеріалів, стійких до впливу факторів космічного простору (ФКП). Предметом дослідження може бути технологія нанесення на поверхню оболонки після остаточного формоутворення селективних покриттів, що змінюють співвідношення її відбивної та поглинаючої здатності.

В умовах відсутності на навколоземній орбіті конвективної складової теплообміну, вирішальне значення для теплового режиму КПО мають термооптичні характеристики конструкційного матеріалу оболонки, що визначають інтенсивність її нагрівання потоком променистої радіації; при розрахунках теплового режиму оболонки конструкції розглядається теплообмін випромінюванням без урахування можливості перенесення теплоти іншими способами.

До основних термооптичних характеристик металевої поверхні оболонки відносяться ступінь чорноти, або коефіцієнт випромінювання, яка характеризує її здатність до випускання енергії випромінювання, а також поглинальна і відбивна здатність, від яких залежить розподіл падаючої на тіло енергії випромінювання між поглинутим і відбитим радіаційними потоками. Величина ступені чорноти залежить від природи матеріалу оболонки, її температури, ступені шорсткості поверхні і ступені окислення поверхні. У металів ступінь чорноти ϵ збільшується із зростанням температури; так, при нормальних умовах чиста сталева поверхня характеризується значеннями $\epsilon = 0,05 \div 0,45$,

при температурах, які можуть досягатися на поверхні в умовах орбітального польоту, $\varepsilon = 0,7 \div 0,8$. Поява на полірованій поверхні металу плівки окислів і збільшення її пористості може призводити до збільшення ступеня чорноти на порядок і більше; істотний вплив на значення ε надає також вид термічної і механічної обробки поверхні.

Металева поверхня без плівки окислів поглинає значно менше енергії випромінювання, але зі збільшенням температури її поглинальна здатність збільшується приблизно пропорційно величині $\sqrt{T_1 T_2}$, де T_1 і T_2 - температури відповідно випромінюючої і поглинаючої поверхні. Наявність плівки окислів збільшує поглинальну здатність поверхні, причому зі зростанням температури окисленої поверхні її значення зменшується, а полірована поверхня характеризується більшою відбивною здатністю.

Відбивна і поглинальна здатність металевої поверхні оболонки залежать не тільки від перерахованих вище факторів, але також і від розподілу випромінювання по довжинах хвиль, отже, оцінити їх значення значно важче, ніж значення ступені чорноти. В умовах орбітального польоту температурний режим поверхні КПО залежить від радіаційного теплообміну з Сонцем, Землею і базовим космічним апаратом (наприклад, МКС). Випромінювання Сонця є короткохвильовим; завдяки високій температурі сонячної поверхні близько половини випромінюваної ним енергії припадає на світлові промені, інша частина - на інфрачервоні промені. Кількість сонячної енергії на одиницю поверхні, орієнтованої по нормалі до вектора випромінювання, визначається сонячною постійною (в середньому - 1325 Вт/м^2).

Поглиноальна здатність поверхні оболонки КПО залежить від спектру випромінювання, що падає на неї, і здатність поверхні поглинати сонячне випромінювання значно відрізняється від поглинальної здатності довгохвильового випромінювання. Зокрема, полірована металева поверхня може характеризуватися значенням поглинальної здатності сонячного випромінювання A_S , яке відноситься до поглинальної здатності довгохвильового випромінювання A як $A_S \geq 10A$; також, білі поверхні гірше

поглинають сонячне випромінювання в порівнянні з довгохвильовим, і ступінь чорноти поверхні при променистому теплообміні з Сонцем не відповідає її поглинальній здатності.

При проектуванні КПО необхідно враховувати той факт, що задані термооптичні характеристики, обумовлені природою використовуваних конструкційних матеріалів і їх шорсткістю, в процесі орбітального польоту схильні до істотних змін, головним чином, з причини сублімації металів у вакуумі і впливу метеорного пилу.

Швидкість сублімації під дією нагрівання у високому вакуумі основних компонентів конструкційного матеріалу оболонки КПО вкрай невисока з точки зору впливу на міцність самої конструкції та її нероз'ємних з'єднань, але при тривалій експозиції на орбіті чинить істотний вплив на появу мікроскопічної шорсткості, обумовленої також неоднорідністю структури і анізотропністю матеріалу. Це призводить до неоднакової швидкості сублімації для різних зерен, які складають поверхню матеріалу (Табл.1.1), і окремих його ділянок. До збільшення мікрошорсткостей призводить також хаотичний розподіл і орієнтація окремих зерен.

Метеорний пил - частки, розмір яких складає долі мікрона, а швидкість руху - $11 \div 73$ м/с. При зіткненні з поверхнею оболонки частки пилу збільшують шорсткість її поверхні, що призводить до зміни коефіцієнта випромінювання.

Таблиця 1.1. Швидкість сублімації окремих компонентів оболонки КПО

Елементи	Si	Mn	Ni	Ti	Cu	C	Fe
Температура, за якої матеріал сублімує на 10^{-4} мм/рік, [$^{\circ}\text{C}$]	790	450	800	920	630	1530	770
Масова частка (в %) в конструкційному матеріалі	0,55	0,75	0,14	1,0	0,19	0,12	Осн.

Відомо, що збільшення шорсткості може підвищувати інтенсивність випромінювання тепла з поверхні в 2 рази і більше. Таким чином, тепловий режим і, як наслідок, напружено-деформований стан оболонки КПО в умовах тривалої експозиції на навколоземній орбіті характеризуються нелінійністю і здатний істотно коректуватися в часі.

Механічні дії, які впливають на КПО на всіх стадіях експлуатації, можна віднести до наступних видів [7]:

- ударні перевантаження з коротким часом дії, що виникають при транспортуванні, запусках і відсіченнях двигунів носія і корабля, відділенні корабля від носія і т.п.;
- вібраційні навантаження від акустичного та механічного впливу при роботі рухових установок і від турбулентності атмосфери;
- лінійні і низькочастотні динамічні перевантаження.

Приймаються такі системи координат: вісь X - поздовжня вісь базового космічного апарату (КА), позитивний напрямок якої при виведенні на орбіту збігається з напрямком максимальних перевантажень; вісь Y - перпендикулярна до осі X; вісь Z - перпендикулярна до осей X, Y і утворює праву систему координат.

На ділянці виведення на орбіту експлуатаційні значення лінійних перевантажень без урахування низькочастотної динамічної складової приймаються рівними $+4,3$ по осі X і $\pm 1,5$ по осях Y, Z. Експлуатаційні значення квазістатичних перевантажень з урахуванням низькочастотної динамічної складової приймаються рівними $7,15$ од. в будь-якому з трьох взаємно перпендикулярних напрямів різночасно; час впливу лінійних і квазістатичних перевантажень не перевищує 600 с.

В умовах орбітального польоту експлуатаційні значення квазістатичних перевантажень з урахуванням низькочастотної динамічної складової складають в поздовжньому напрямку: $n_x = \pm 0,3$ од., в бічному: $n_y = \pm 1,2$ од., в поперечному: $n_z = \pm 1,2$ од. при одночасному впливі протягом 12 хвилин. Регламентуються також значення вібраційних перевантажень в трьох взаємно

перпендикулярних напрямках, ударні перевантаження і експлуатаційні значення динамічних перевантажень.

При розрахунках КПО на вібраційне навантаження режими вібрацій задані амплітудами віброприскорень в діапазоні частот до 20 Гц і значеннями спектральної щільності віброприскорень в діапазоні частот понад 20 Гц. У діапазоні до 20 Гц режими наведені в Таблиці 1.2; режими випадкової вібрації в діапазоні частот 20-2000 Гц приведені в Таблиці 1.3. Режими задані для трьох взаємно перпендикулярних напрямків.

Таблиця 1.2. Режими гармонійної вібрації

Частотний діапазон, Гц	Амплітуда віброприскорення, g	Час дії у кожному напрямку, с
1 – 5	0,2 - 0,4	2400
5 – 10	0,4 - 0,5	1200
10 – 20	0,5	1200

Таблиця 1.3. Режими випадкової вібрації

Частота, Гц							Час дії у кожному напрямку, с
20	50	100	200	500	1000	2000	
Спектральна щільність віброприскорення, g ² /Гц							
0,004	0,004	0,004	0,004	0,004	0,004	0,002	2700

КПО, що використовується при позакорабельній діяльності і встановлюється на зовнішній поверхні космічних модулів, розраховується також на стійкість до інерційних навантажень, викликаних силовим впливом на конструкцію базового КА (контактні сили від стикувань і відстикувок допоміжних кораблів, від внутрішньо-і зовнішньокорабельній діяльності космонавтів, а також навантаження, викликані впливом струменів двигунів). Інерційні навантаження для обладнання наведені у вигляді експлуатаційних лінійних та кутових прискорень центра мас і навколо центру мас обладнання в

системах координат OXYZ, які для варіанта інтеграції КПО на службовому модулі (СМ) у складі МКС визначаються таким чином:

- Вісь X системи координат OXYZ паралельна базовій вісі X_{PC} МКС і спрямована в той же бік. Вісь Y перпендикулярна вісі X, паралельна вісі Y_{PC} і спрямована в той же бік. Вісь Z доповнює систему до правої. Рекомендована жорсткість кріплення встановлюваного устаткування повинна відповідати частотам власних коливань не менше 20 Гц.

Експлуатаційні лінійні і кутові прискорення центру мас і навколо центру мас обладнання, що розміщується всередині і поза модулів РС МКС та при жорсткому закріпленні за вузли інтерфейсу до РС МКС по 6 ступеням свободи, що має власну частоту кріплення ≥ 20 Гц з урахуванням жорсткості вузлів кріплення, складають:

$$a_x = 4,5 \text{ м/с}; \quad a_{yz} = 6,0 \text{ м/с}; \quad \varepsilon_x = 0,2 \text{ рад/с}; \quad \varepsilon_{yz} = 0,7 \text{ рад/с}.$$

Для обладнання, що має власну частоту кріплення нижче 20 Гц, експлуатаційні значення лінійних та кутових прискорень можуть досягати:

$$a_x = 22,0 \text{ м/с}; \quad a_{yz} = 16,0 \text{ м/с}; \quad \varepsilon_x = 1,3 \text{ рад/с}; \quad \varepsilon_{yz} = 7,0 \text{ рад/с},$$

де a_x - прискорення в напрямку вісі X, a_{yz} - прискорення в будь-якій поперечній площині, паралельній площині OYZ; ε_x - кутове прискорення навколо вісі X; ε_{yz} - кутове прискорення навколо будь-якої поперечної вісі, що лежить в площині, паралельній площині OYZ і проходить через вісь X.

Коефіцієнт безпеки при визначенні розрахункових навантажень приймається рівним 2. КПО, встановлювана на зовнішній поверхні МКС в безпосередній близькості від траси переміщення космонавтів, крім інерційних навантажень повинна витримувати експлуатаційне навантаження в 50 кгс (490,5 Н), викликану випадковим ненавмисним впливом космонавта; сила повинна прикладатися по будь-якому напрямку в будь-якому доступному для космонавтів місці обладнання.

Перераховані впливи, прикладені до тонкої перетворюваної оболонки із закріпленням на жорсткому контурі, яка може також нести корисне навантаження на вільному торці, здатні при різних поєднаннях створювати складні напружено-деформовані стани (НДС) КПО. Моделювання НДС і

рішення задачі стійкості для обраної конструктивної схеми КПО при впливі характерних факторів космічного простору розглядаються у Розділі 2.

Крім стійкості в перерахованих діапазонах діючих навантажень, проєктована конструкція повинна відповідати низці вимог безпеки (стійкість до відмов, мінімізація ризику). Поверхні, температура яких перевищує 45°C або нижче 5°C , повинні бути забезпечені засобами захисту або ізоляції для запобігання контакту з екіпажем; регламентуються також радіуси закруглення зовнішніх кутів і кромки.

Термооптичні властивості поверхонь матеріалу КПО, розміщеної поза межами гермооб'єму корабля, не повинні впливати на безпеку корабля - порушувати допустимі теплові умови, а також створювати паразитні відблиски або засвічення чутливих елементів. Матеріали, використовувані для елементів конструкції, включаючи кріпильні елементи, повинні бути розглянуті на предмет розтріскування від корозії під напругою (втомну міцність). По можливості повинні використовуватися сплави з високим опором розтріскування від корозії під напругою. Конструкція КПО повинна бути також розрахована на максимальну різницю тиску, створювану при виведенні на орбіту або роботах по аварійному скиданню тиску (розгерметизації) і подальшому наддуванню корабля (МКС). Вентильовані відсіки повинні мати такі площі отворів для скидання, які забезпечують конструктивну цілісність при максимальній швидкості зміни тиску.

Слід враховувати, що при тривалому дотику між фрагментами поверхні металевої КПО під дією ФКП можуть виникати стійкі нероз'ємні з'єднання, утворені дифузним зварюванням. Зазначений чинник може бути додатковим аргументом на користь вибору конструктивної схеми КПО кіничного (багатоконусного) типу; цей тип конструкції являє собою єдину трансформовану оболонку, яка в компактному складеному стані не має взаємних торкань точок поверхні.

2. Визначення конструктивної схеми оболонкової КПО періодичного профілю та особливості використання топологічної моделі її перетворення для матеріалів з різними пружно-пластичними властивостями.

Окремим класом розглянутих у Розділі 1 розкривних конструкцій є довгомірні конструкції перетворюваного об'єму (КПО) з металевою оболонкою (Рис.2.1), в яких використання геометричних закономірностей вигинання поверхонь дозволяє реалізувати об'ємне деформування, порівнянне з вигинаннями м'яких матеріалів. Як зазначалося вище, одним з варіантів застосування подібних конструкцій є їх використання в якості висувних несучих штанг, жорстко закріплених одним з торців на зовнішній поверхні базового космічного апарату (наприклад, Міжнародної космічної станції (МКС)). У робочому стані після розкриття металеві КПО мають більш

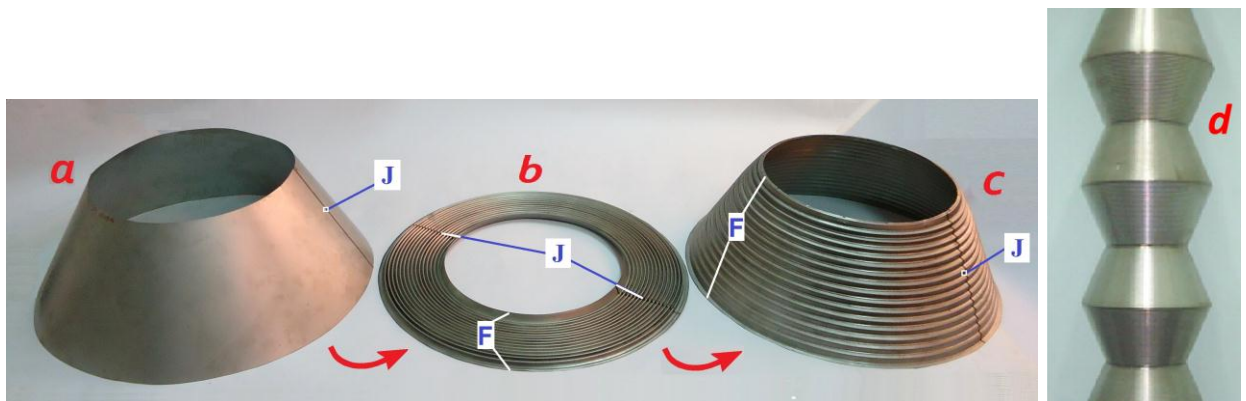


Рис.2.1 Стадії перетворення конічної оболонкової секції КПО (a,b,c) та конструктивне рішення багатоконусної КПО (d). Позначено зварні з'єднання секцій (J) та фланцева відбортовка (F) для наступного зварювання оболонок в єдину структуру

високу просторову жорсткість в порівнянні з вихідною металевою оболонкою до її перетворення у компактний стан.

Найбільш перспективними з точки зору надійності, ефективності використання робочого простору і простоти виготовлення є конструкції на

основі лінійчатих поверхонь нульової гаусової кривини, які можуть бути ізометрично розгорнуті в площину, - зокрема, конічних поверхонь. Розроблені в ІЕЗ технології дозволяють здійснювати подібне перетворення конструкцій з реальних матеріалів (листового металу) за допомогою методу, який полягає в послідовному, близькому до ізометричного, згинанні гладкої конічної заготовки і ступінчастому формуванні гофрованого диска локальним впливом формуючого інструменту на оболонку, закріплену на жорсткому контурі. Необхідна кількість окремих гофрованих дисків може бути об'єднана за допомогою зварювання по великих і малих основах в єдину структуру, яка після перетворення набуває форму багатоконусної оболонки необхідних розмірів і конфігурації. Зокрема, існування задачі відведення корисних

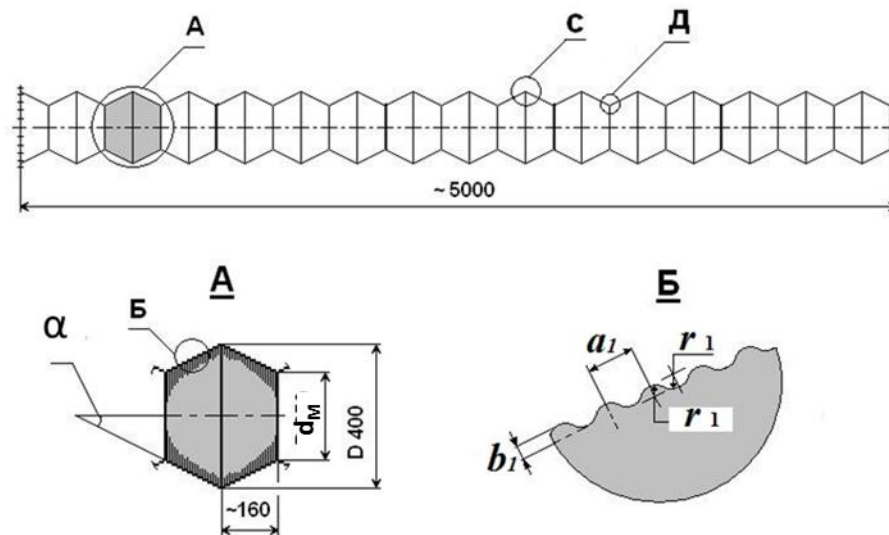


Рис.2.2 Розрахункова схема багатоконусної КПО; a_1 , b_1 - відповідно крок і залишкова глибина гофров після перетворення (розкриття) конструкції; r_1 - радіуси вершин перетворених гофров; α - кут конусності конічних секцій; r_1 - радіус вигину вершин кільцевих гофрів; d_M - діаметр меншої основи

вантажів від поверхні МКС на обумовлену відстань 5000 мм ([8],[9]) дозволяє задати попередню конфігурацію довгомірної КПО (Рис.2.2), яка використовується надалі у якості розрахункової схеми та піддана коригуванню на послідовних стадіях розрахунків. Максимальний діаметр КПО, а також загальну кількість конічних секцій обумовлено вимогами до транспортування

конструкції у транспортному відсіку ракети-носія, а також відомими залежностями параметрів ізометричного перетворення тонких оболонок.

Для кількісної оцінки оптимального поєднання геометричних параметрів, а також для розрахунку напружено-деформованого стану (НДС) і стійкості конструкції використовувалося чисельне моделювання методом скінченних елементів (МСЕ), реалізованим за допомогою універсальних програмних систем кінцево-елементного аналізу. Для аналізу отриманих результатів використовувалися еквівалентні деформації ε_e , і еквівалентні, або сумарні напруження σ_e (von Mises) відповідно до теорії міцності (пластичності) Мізеса - Губера, або теорії найбільшої питомої потенційної енергії формозміни. Відповідно до даної теорії, кількість потенційної енергії формозміни, накопиченої до моменту настання плинності матеріалу, є однаковою при складному напруженому стані і при простому розтягуванні; як критерій міцності при розрахунках КПО прийнято досягнення еквівалентними напруженнями в матеріалі оболонки значень границі плинності для даного матеріалу, отриманих експериментальним шляхом. Компоненти головних деформацій позначаються як $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$, причому ε_1 має найбільше, а ε_3 - найменше значення. Еквівалентні деформації ε_e (von Mises) обчислюються як:

$$\varepsilon_e = \frac{1}{1+\nu'} \left(\frac{1}{2} [(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_3 - \varepsilon_1)^2] \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.1)$$

де ν' - число Пуассона.

Відповідно, компоненти головних напружень позначаються як $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$, і σ_1 має найбільше, а σ_3 - найменше значення. Еквівалентні напруження σ_e (von Mises) обчислюються як:

$$\sigma_e = \left(\frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2] \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.2)$$

або

$$\sigma_e = \left(\frac{1}{2} [(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6(\sigma_{xy}^2 + \sigma_{yz}^2 + \sigma_{xz}^2)] \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.3)$$

Прийнятні для виготовлення оболонки КПО металеві матеріали характеризуються нелінійною залежністю між напруженнями (σ) і деформаціями (ϵ). Припускаючи, що швидкість прикладення навантаження при формуванні оболонки невелика і не впливає на пластичні властивості матеріалу, прийнятий тип нелінійного поведіння матеріалу, при якому пластичність не залежить від швидкості навантаження і характеризується незворотною миттєвою деформацією, що виникає в матеріалі. Передбачається також, що пластичні деформації виникають миттєво, тобто не є функцією часу. Пластичні деформації в матеріалі оболонки виникають при досягненні еквівалентним напругою межі плинності матеріалу σ_T :

$$f(\{\sigma\}) = \sigma_y \quad (2.4)$$

Відповідно до закону зміцнення, критерій плинності змінюється разом зі зростанням пластичної роботи при ізотропному зміцненні або залежить від кінематичного зміцнення матеріалу, тобто (2.4) може бути записано у вигляді:

$$F(\{\sigma\}, \chi, \{\alpha\}) = 0, \quad (2.5)$$

де χ - пластична робота - сума робіт, виконаних з урахуванням всієї історії навантаження, $\{\alpha\}$ - зміщення поверхні плинності, що характеризує положення центра поверхні плинності і рух, що визначається напрямом пластичної деформації. Для отримання взаємоузгодженої умови пластичності рівняння (2.5) диференціюється наступним чином:

$$dF = \{\partial F / \partial \sigma\}^T \{d\sigma\} + \{\partial F / \partial \chi\} d\chi + \{\partial F / \partial \alpha\}^T d\alpha = 0. \quad (2.6)$$

Для реалізації взаємоузгодженого умови пластичності (2.6) використовується зворотна схема інтегрування Ейлера, чим забезпечується узгодження (прив'язка) змінюваних напруг, деформацій і внутрішніх змінних до поверхні плинності. Алгоритм процедури є стандартним алгоритмом скінченно-елементного аналізу і детально описаний в [10].

Параметри процесу об'ємного деформування оболонок до компактної форми дозволяють прогнозувати робочі характеристики в розкритому стані, які, у свою чергу, залежать від фізико-механічних властивостей використовуваних конструкційного матеріалу, а також зовнішніх та експлуатаційних впливів.

Таким чином, виникає необхідність моделювання складних напружено-деформованих станів оболонкових елементів при експлуатації КПО в умовах дії факторів космічного простору (ФКП) та у стані формоутворення, що дозволяє визначати однозначну відповідність між властивостями матеріалу оболонки, її конструктивними параметрами, які задаються виходячи із завдань і умов експлуатації, і технологічними параметрами її виготовлення. Було проведено Теоретичні та експериментальні дослідження процесу об'ємного деформування перетворюваних поверхонь КПО з метою визначення оптимальних сполучень комплексу геометричних та пружно-пластичних властивостей трансформованих оболонок, здатних забезпечити роботоздатність конструкції в заданих умовах експлуатації. Досліджено залежності стійкості КПО від базових визначальних параметрів кінцевих структурних елементів конструкції.

При дослідженнях процесу формоутворення кінцевих перетворюваних поверхонь оболонкової КПО проведено визначення траєкторії руху фіксованих точок поверхні і відповідних контактних ділянок формуючого інструменту та побудовано динамічну скінченно-елементну модель утворення послідовних складок (гофрів) перетворюваної конструкції з урахуванням властивостей реального матеріалу оболонки.

Мета дослідження полягала у знаходженні оптимальної схеми переміщення формуючого інструменту (ротаційного пуансону), яка дозволяє реалізувати процес об'ємного деформування вихідної кінчної оболонки із максимальним наближенням до схеми ізометричного перетворення. Критерієм наближення обрано мінімізацію залишкових напружень та переміщень в кінчних оболонках після завершення процесу деформування. Одночасно було проведено оцінювання впливу пружно-пластичних властивостей конструкційних матеріалів КПО на характер формоутворення кінцевих структурних елементів конструкції та проведено аналіз ізополів напружень та переміщень кінчної оболонки, перетворюваної в плоский диск, у процесі формоутворення. Результати дослідження дозволили скоригувати вихідну геометричну модель, отриману шляхом моделювання ізометричного

перетворення нейтральної поверхні оболонки, а також провести прогнозування локальної втрати стійкості оболонки КПО.

На першому етапі розрахунків з використанням метода скінченних елементів (МСЕ) досліджувався вплив фізико-механічних параметрів конструкційного матеріалу на напружено-деформований стан тонкої усіченої конічної оболонки в процесі формування кільцевих гофрів. Прийнято, що пряма усічена конічна оболонка нерухомо закріплена по контуру меншої основи; в результаті зовнішнього впливу кільцевого формуючого інструменту здійснюється послідовне утворення кільцевих складок (гофрів) шляхом згинання стінки оболонки на кільцевих ребрах матриці. Фрагменти скінченно-елементної моделі на послідовних стадіях формування першого і другого гофрів конічної оболонки, що мають найменші радіуси і які зазнають при згинанні найбільші меридіональні і кільцеві напруги, подані на рис.1.1.

У якості вихідних матеріалів оболонки для попередніх розрахунків обрані характерні метали з співвідношеннями межі плинності σ_T до межі міцності σ_B в

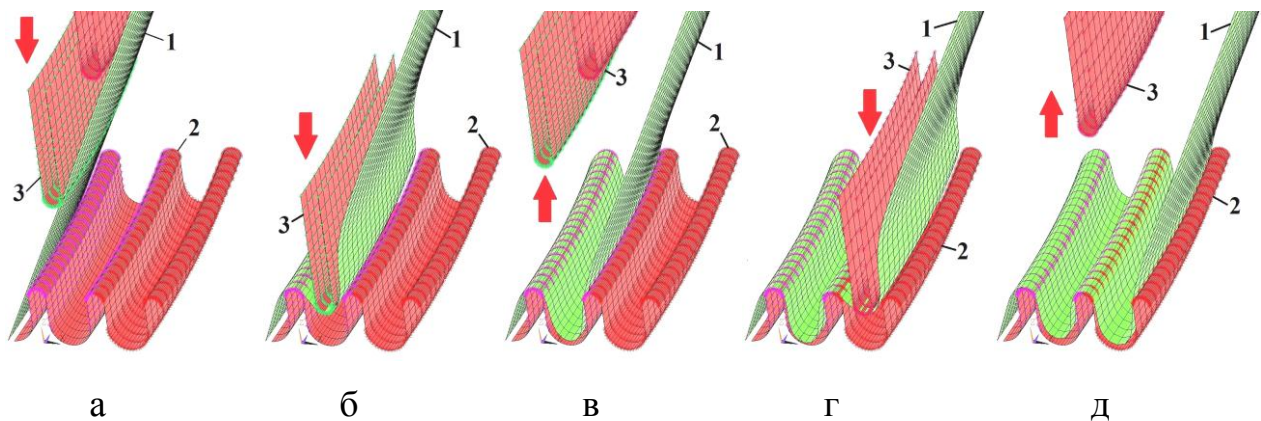


Рис.2.3 Фрагменти скінчено-елементної моделі конічної оболонки (1), жорстко закріпленої по контуру основи з меншим діаметром на формуючій матриці (2), на послідовних (а-д) стадіях вигинання кільцевих складок (гофрів) за допомогою формуючого зусилля пуансона (3). Стрілкою зазначений напрямок руху пуансона, відповідний до етапу навантаження або розвантаження при формуванні чергового гофра

діапазоні $\sigma_T / \sigma_B = 0,3 \div 0,8$, які широко використовуються в процесах холодного об'ємного деформування і можуть теоретично забезпечувати необхідні характеристики міцності проектованої конструкції (Табл.2.1). Задача була вирішена з урахуванням фізичної нелінійності поведінки матеріалу, при цьому прийняті в розрахунках діаграми розтягування побудовані за допомогою відомої формули Рамберга-Осгуда (2.7), яка визначає нелінійне співвідношення між напруженням і деформацією:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \bar{a} \cdot \left(\frac{\sigma}{\sigma_T} \right)^{\bar{N}} \quad (2.7)$$

де ε - деформація [%], σ - напруження [МПа], E - модуль пружності [МПа], σ_T - межа плинності [МПа], $\bar{a}$ та $\bar{N}$ - безрозмірні коефіцієнти, що визначаються при послідовній підстановці в рівняння значень σ_T^i , σ_B^i замість σ і величини повної деформації, відповідної σ_B^i - замість ε .

Таблиця 2.1

Матеріал	Модуль Юнга E , МПа	Коефіцієнт Пуассона, μ	Межа міцності σ_B , МПа	Межа плинності, σ_T , МПа	Деформація $\delta_5\%$
Сталь X6CrNiTi18-10	$2,04 \div 2,2 \times 10^5$	0,3	615	200÷250	35
Титан BT1-0	$1,12 \times 10^5$	0,30	400	300	30
Алюмінієвий сплав АМг-2	$7,1 \times 10^4$	0,32	190	100	25

В результаті виконаних розрахунків визначено ізополя і величини деформацій, ізополя і величини еквівалентних напружень на серединній поверхні, а також траєкторії переміщення реперних точок у процесі деформування досліджуваної оболонки. Аналіз отриманих результатів дозволив за інших рівних умов (характер навантаження, умови закріплення і т.і.) оцінити ступінь впливу фізико-механічних характеристик матеріалів на пружно-деформований стан елементів конструкції.

Для дослідження параметрів деформування, на твірній оболонки були обрані контрольні точки; аналіз траєкторії руху контрольних точок показав, що пружно - пластичні характеристики досліджених матеріалів впливають на

кінцевий вигляд конструкції, що деформується. При зміні жорсткості спостерігається кількісна зміна величин переміщень стінки конструкції. Якісно, характер деформування для розглянутих матеріалів не зазнає значних змін.

На етапах зняття зовнішнього навантаження (стадії б,г на Рис.2.3) у вибраних контрольних точках відзначається виникнення зворотних пружних деформацій, при яких стінка оболонки прагне зайняти вихідне недеформоване положення за рахунок перерозподілу напружень, що виникли на лицьових поверхнях в процесі вигину цих ділянок.

Деформування стінки оболонки супроводжується виникненням у ній напруг, величини і характер розподілу яких змінюються в процесі навантаження. Для аналізу отриманих результатів розглянуті еквівалентні напруження (von Mises), ізополя і величини яких на нейтральних поверхнях оболонок товщиною $\delta = 0,15$ мм для різних варіантів розрахунку наведені на Рис.2.4, Рис.2.5, Рис.2.6. У всіх варіантах розрахунків найбільші напруження охоплюють незначні геометричні області та різко знижують свої значення в міру віддалення від локальних концентраторів напружень. В якості яскраво виражених концентраторів напружень виступають лінії перегинів оболонки.

Найбільші величини залишкових еквівалентних напружень σ_e відзначені на оболонці з титану BT1-0 (53,7 МПа для першого гофру і 64,2 МПа для другого, Рис.2.5 (а),(б)). Відповідні величини σ_e для оболонки зі сталі Х6CrNiTi18-10 складають 48,3 МПа для першого гофру і 50,4 МПа для другого (Рис.2.4 (а), (б)) і мають найменші значення в оболонці з алюмінію АМг-2 (15,3 МПа для першого гофру і 15,8 МПа для другого, Рис.2.6 (а), (б)). Разом з тим, даний результат не може бути визначальним при виборі оптимального матеріалу оболонки проекрованої конструкції. Зниження напруг і деформацій у вершинах гофрів, необхідне з погляду близькості до ізометричного перетворення, може бути досягнуто технологічним шляхом у процесі об'ємного деформування. З іншого боку, нижчі в порівнянні зі сталлю значення модуля пружності E для титану і алюмінію (Табл.2.1) визначають високу деформативність конструкції в умовах штатної експлуатації під дією ФКП.

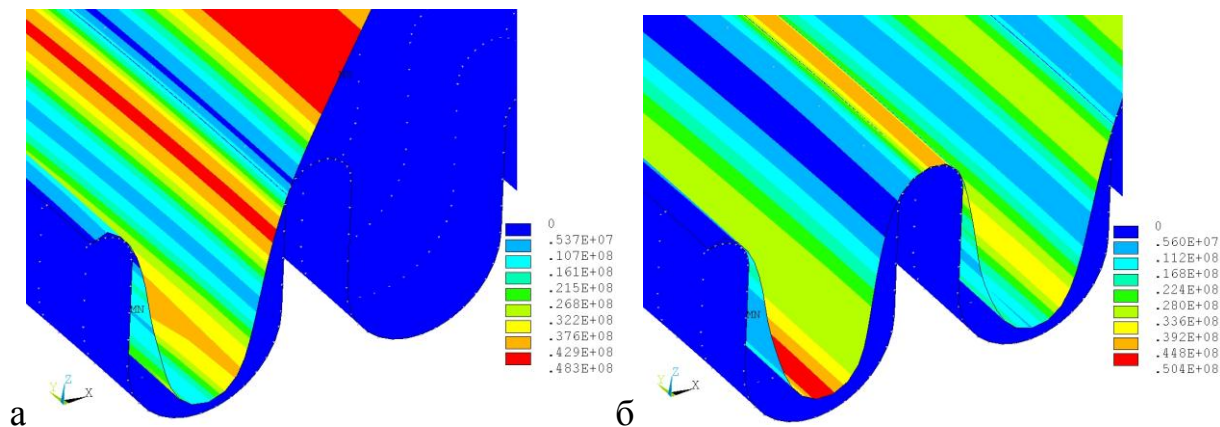


Рис.2.4 Еквівалентні напруження σ_e (МПа) на нейтральній поверхні конічної оболонки зі сталі X6CrNiTi18-10 на стадії зняття формуючого зусилля, відповідної Рис.2.3, в (а) та Рис.2.3, д (б)

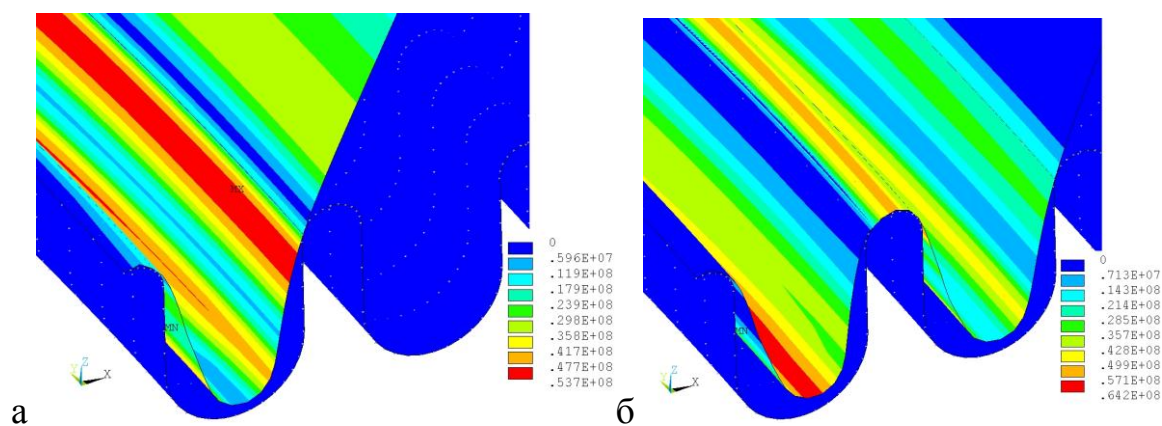


Рис.2.5 Еквівалентні напруження σ_e (МПа) на нейтральній поверхні конічної оболонки з титану BT1-0 на стадії зняття формуючого зусилля, відповідної Рис.2.3, в (а) та Рис.2.3, д (б)

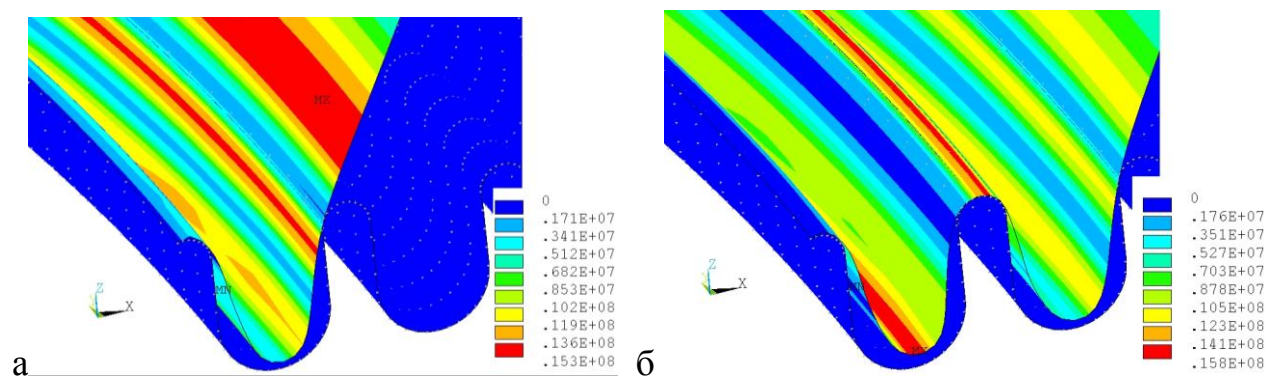


Рис.2.6 Еквівалентні напруження σ_e (МПа) на нейтральній поверхні конічної оболонки з алюмінію АМг-2 на стадії зняття формуючого зусилля, відповідної Рис.2.3, в (а) та Рис.2.3, д (б)

В якості матеріалу оболонки може бути використана сталь з ближчим до алюмінієвих сплавів значенням σ_T , зокрема сталь 12X18H10T зі ступенем зміцнення «М» (аналог AISI 321H), $\sigma_T = 200$ МПа. Подальші висновки про оптимальність конструкційного матеріалу перетворюваної оболонки вимагають дослідження скінченно-елементної моделі багатосекційної КПО при моделюванні характерних зовнішніх впливів на конструкцію.

Загальний вигляд скінченно - елементної моделі, виконаної відповідно до прийнятої розрахункової схеми КПО в тривимірній постановці з використанням оболонкових кінцевих елементів, наведено на Рис.2.7, а, б. У розрахунковій моделі прийняті граничні умови, відповідно до яких основу жорстко закріплено на опорі. Загальний вигляд ділянки закріплення наведено на Рис.2.7, в.

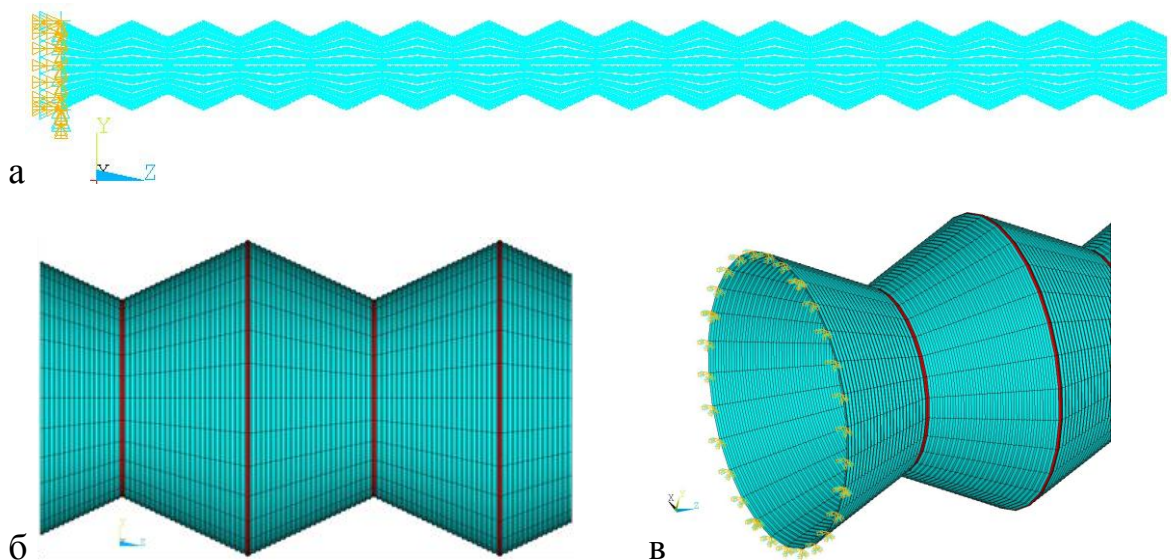


Рис.2.7 Загальний вигляд скінченно-елементної моделі конічної багатосекційної КПО з ділянкою жорсткого закріплення

При реалізації розрахункової задачі було досліджено вплив фізико-механічних параметрів конструкційного матеріалу на напружено-деформований стан конічної багатосекційної КПО. Розглянуто вплив зміни модуля пружності матеріалу і товщини стінки на величини пружно-деформованого стану довгомірної конструкції, відповідної до розрахункової схеми. Значення змінних параметрів наведені в Табл. 2.2.

Таблиця 2.2

Варіант розрахунку	Модуль пружності, МПа	Товщина стінки, мм
№1	204000	0,15
№2	112000	0,15
№3	112000	0,2

Прийнято, що ділянка жорсткого закріплення відповідає Рис.2.7, а,в; до вільного кінця КПО в напрямку, перпендикулярному осі симетрії конструкції, прикладене зосереджене навантаження $F = 1\text{Н}$ (0,1кгс). Оскільки збільшення навантаження не призводить до якісних змін напружено-деформованого стану КПО, прийнята величина F дозволяє провести коректну порівняльну оцінку напруг і деформацій варіантів конструкції. Величини модуля пружності відповідають нержавіючій сталі марки AISI 321H (варіант №1) і титану BT1-0 (варіанти №2, №3).

В результаті виконаних розрахунків отримані величини лінійних переміщень і значення напружень; деформована схема конструкції характеризується відхиленням вільного кінця від поздовжньої осі симетрії. Найбільший внесок у загальну деформовану схему дають компоненти лінійних переміщень, що виникають у площині OXY. Максимальні величини переміщень для Варіанта №1 склали $U = 1,37\text{ мм}$. При зменшенні модуля пружності до $E = 11,2 \times 10^{10}\text{ Па}$ за інших рівних умов переміщення вільного кінця

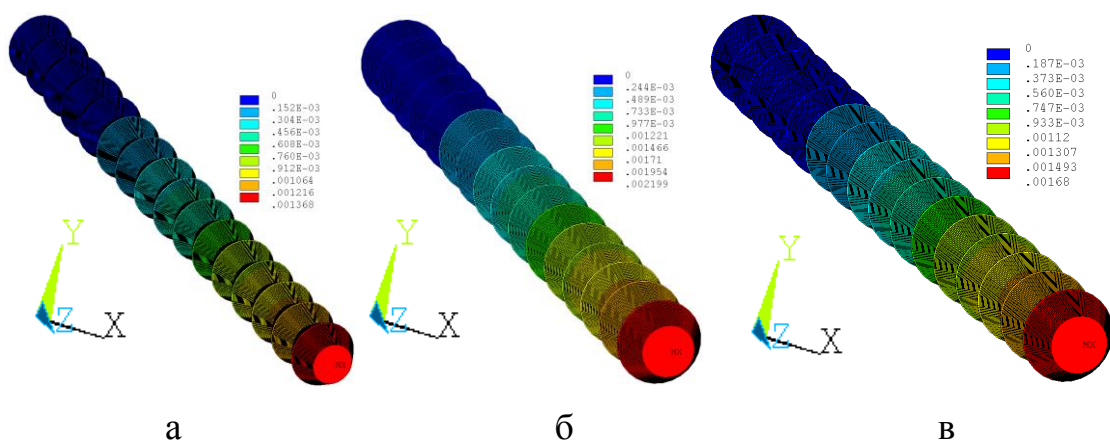


Рис.2.8 Сумарні величини лінійних переміщень $U, [\text{м}]$ для варіантів розрахунку №1 (а), №2 (б) і №3 (в)

конструкції збільшилося до $U = 2,2$ мм (Варіант №2). Для Варіанта № 3 найбільші величини переміщень не перевищують $U = 1,68$ мм. Ізополя і величини лінійних переміщень для розрахунків №№ 1÷3 наведені на Рис.2.8.

Отримані напруження характеризуються рівномірним розподілом. Винятки становлять незначні області в місцях сполучення конічних секцій КПО одна з одною; в цих зонах спостерігається локальне збільшення напружень. Аналіз еквівалентних напружень (von Mises) показав, що якісно характер розподілу напружень ідентичний для всіх розглянутих варіантів розрахунків, а максимальні величини напружень зосереджені в опорному кільці. Для варіантів розрахунку №1 і №2 значення максимальних величин напружень склали $\sigma_{e \max} = 0,387$ МПа. Збільшення товщини стінки у Варіанті №3 призводить до зниження величин еквівалентних напружень в нижньому опорному кільці до величини $\sigma_e = 0,306$ МПа.

Очевидно, що зниження величини модуля пружності з $E = 20 \times 10^{10}$ Па (Варіант №1) до $E = 11,2 \times 10^{10}$ Па (Варіант №2) призводить до збільшення деформацій конструкції, при цьому, величина відхилення вільного кінця конструкції зростає на 60 % (з $U = 1,37$ мм до $U = 2,2$ мм). Збільшення товщини стінки КПО з 0,15 мм (Варіант №2) до 0,2 мм (Варіант №3) призводить до зниження деформативності конструкції. При цьому величини лінійних переміщень у напрямку дії сили знизилися на 24% і становлять $U = 1,68$ мм (Варіант №2).

Далі було проведено порівняння величин напружено-деформованого стану конструкції при різних величинах кута конусності секцій рівної висоти з діапазону (Рис. 2.9), що складають $\alpha = 5^\circ, 15^\circ, 25^\circ$ і 30° . Як критерій міцності використовується досягнення еквівалентними напруженнями в матеріалі оболонки значень межі плинності σ_T для даного матеріалу. Ізополя і величини еквівалентних напружень для варіантів конструкції з рівною довжиною $L = 5000$ мм і товщиною оболонки $\delta = 0,15$ мм представлені на Рис.2.9, який ілюструє розрахункові максимальні значення переміщень U , [м] і максимальні значення еквівалентних напружень σ_e , [МПа] на ділянці сполучення жорстко закріпленої опорної конічної секції з подальшими елементами конструкції, при

одному з характерних варіантів поєднання лінійних ($a_x=+12 \text{ м/с}^2$, $a_y=+12 \text{ м/с}^2$, $a_z=+9 \text{ м/с}^2$) та кутових ($\varepsilon_x=+1,4 \text{ рад/с}^2$, $\varepsilon_y=+1,4 \text{ рад/с}^2$, $\varepsilon_z=+0,4 \text{ рад/с}^2$) прискорень центру мас конструкції. Значення і орієнтація впливів відповідають вимогам проектування та експлуатації обладнання, наявного на зовнішній поверхні МКС [7]. Очевидно, що просторова жорсткість (стійкість) КПО даного типу при

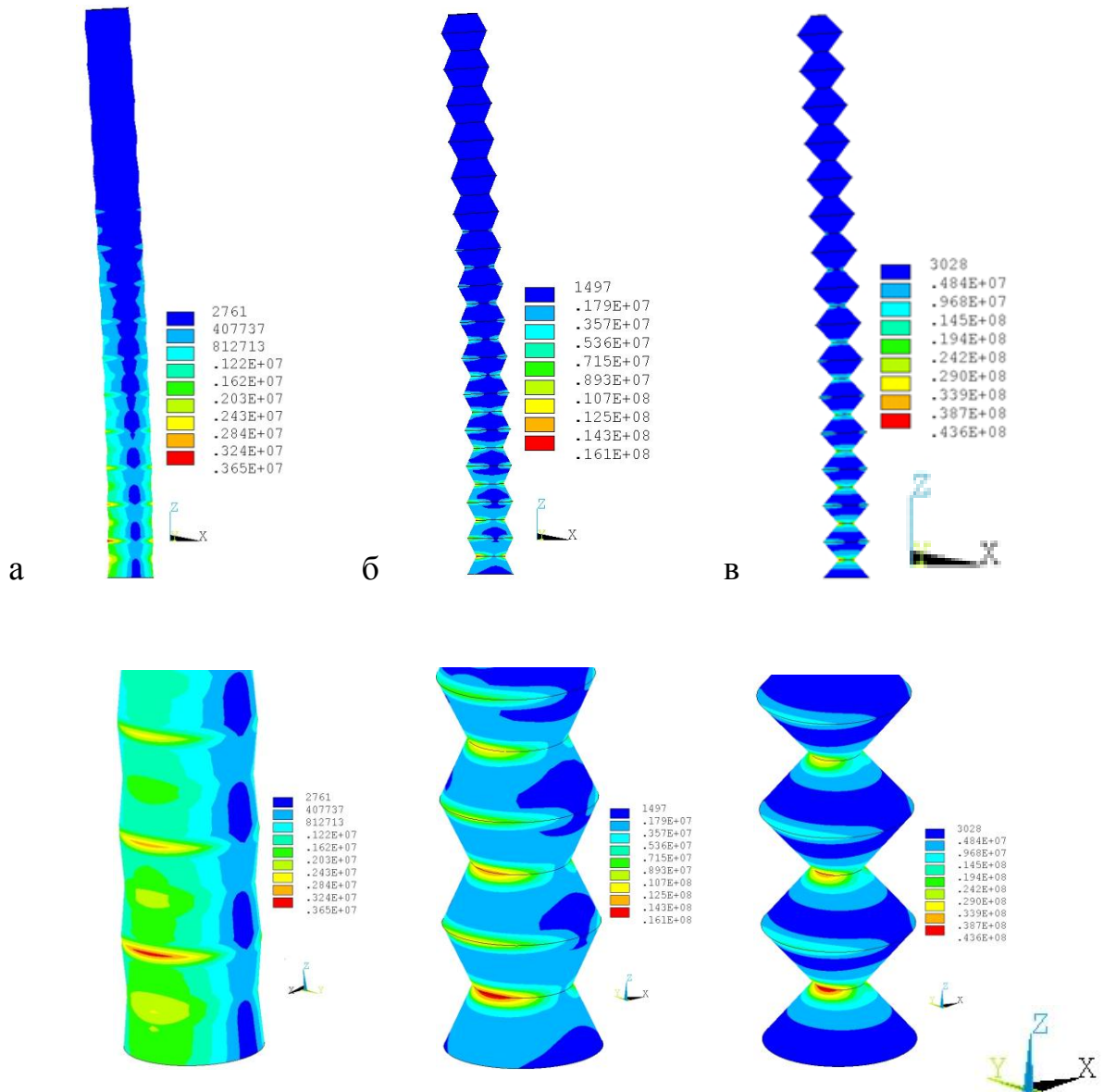


Рис.2.9 Порівняльні значення еквівалентних напружень ($\sigma_{e \max}$, МПа) та переміщень (U,м) у багатосекційних КПО із різними кутами конусності секцій (а,б,в). Довжина конструкцій (а,б,в) дорівнює 5 м, максимальний діаметр 0,4 м., матеріал – сталь AISI 321, межа плинності $\sigma_{0,2} = 200 \text{ Мпа}$, товщина 0,15 мм; (а) : $\alpha = 5^\circ$; $\sigma_{e \max} = 36,5 \text{ МПа}$; $U = 0,001 \text{ м}$; (б) : $\alpha = 25^\circ$; $\sigma_{e \max} = 161 \text{ МПа}$; $U = 0,078 \text{ м}$; (в) : $\alpha = 40^\circ$; $\sigma_{e \max} = 436 \text{ МПа}$; $U = 0,354 \text{ м}$

незмінному куті конусності її секцій може бути істотно збільшена шляхом використання конструкційних матеріалів більшої товщини, або зміною висоти (і, відповідно, кількості) самих секцій. І в першому, і в другому випадку компактність конструкції знижується, а її відносна маса збільшується. Так, коефіцієнт трансформації K_T , що визначає компактність, значною мірою залежить і від пружно - пластичних властивостей матеріалу оболонки. Якщо технологічне перетворення вихідного конуса в плаский диск за допомогою послідовного формування кільцевих складок (гофрів) досить близько до ізометричного перетворення і відбувається практично без розтягування і стиснення конструкційний матеріалу, тоді

$$K_T = 2 \times n = \frac{2 \times S \times \sin \alpha}{b} \quad (2.8)$$

де n – кількість кільцевих гофрів в перетвореній оболонці, S – довжина твірної конічної оболонки, α – кут конусності, [град], b – крок гофрів

Розрахунок пружно-деформованого стану та стійкості конструкції проводився з використанням МСЕ, реалізованого за допомогою універсальних програмних систем скінченно-елементного аналізу. Перевірка міцності і стійкості конструкції КПО проводилася на різні види зовнішніх навантажень і впливів; одним з основних є вплив інерційних (лінійних і кутових) навантажень. На Рис.2.9 а,б,в наведені результати розрахунку конструкції (максимальні відхилення вільного кінця dF та ізополя еквівалентних напружень) з різними варіантами кутів конусності при впливі на них комбінації прискорень, наведених в Табл.1.3.

Розрахункова схема формувалася з умовою, що вісь OZ чисельної моделі КПО орієнтована уздовж конструкції і збігається із поздовжньою віссю сегменту Міжнародної космічної станції (МКС). У якості критерію міцності використовувалася умова досягнення еквівалентними напруженнями в матеріалі оболонки значень межі плинності для даного матеріалу, що отримані експериментальним шляхом.

Результати проведених розрахунків дозволяють зробити припущення про

Таблиця 2.3 Значення інерційних впливів.

№ п/п	$a_z, \text{м/с}^2$	$a_y, \text{м/с}^2$	$a_x, \text{м/с}^2$	$\varepsilon_z \text{ рад/с}^2$	$\varepsilon_y \text{ рад/с}^2$	$\varepsilon_x \text{ рад/с}^2$
1	+ 9,0	+12,0	+12,0	+0,4	+1,4	+1,4

можливість збільшення товщини матеріалу до $\delta = 0,175$ мм при незмінному кроці $b = 5$ мм, що дає можливість знизити максимальні деформації КПО при експлуатації під дією ФКП, зберігши компактність $K_T = 30$ при незначному ($\sim$ на 10%) збільшенні маси конструкції. Рациональність даного підходу може бути обгрунтована також вихідними вимогами до проектування, відповідно до яких пріоритетом є компактність КПО в поєднанні зі стійкістю і, відповідно, безпекою конструкції в штатних умовах експлуатації. Відповідно, остаточні розрахунки на міцність і стійкість повинні бути проведені після визначення характеру впливу всього діапазону ФКП і їх можливих поєднань.

Оптимальний алгоритм перетворення КПО кінцевого типу відповідає пропорціям визначальних розмірів, при яких в розкритому положенні відношення висоти кінцевої секції до її діаметра не перевищує значення 0,5; необхідність створення конструкції більшої довжини або обсягу вимагає об'єднання багатьох секцій в єдину структуру шляхом їх зварювання по сполучуваним контурам. Рішення задачі стійкості багатосекційної КПО космічного призначення та попередня оцінка її деформативності дозволяють визначити вимоги до конфігурації і жорсткості зварних з'єднувальних елементів кінцевих секцій, особливо, елементів меншого діаметру, що зазнають найбільші питомі навантаження. Функціональне призначення кільцевих зварних з'єднань не обмежується підтримкою цілісності, механічної міцності і вакуум-щільності багатосекційної довгомірної конструкції; необхідні демпфувальні властивості останньої можуть бути забезпечені особливостями профілю кінцевих поверхонь КПО в поєднанні з жорсткістю кільцевих з'єднувальних елементів. Зварювання кінцевих секцій по периметрах основ об'єднує їх суміжні фланцеві відбортівки в єдиний елемент жорсткості – кільцевий шпангоут, для визначення оптимальної конфігурації якого були

зроблені розрахункові оцінки впливу геометричних параметрів шпангоутів на пружно-деформований стан досліджуваної КПО.

Відповідно до поставлених технічних вимог багатосекційна КПО повинна зберігати свої експлуатаційні характеристики при впливі на неї зовнішнього прискорення, величина якого становить 17 м/с^2 . Очевидно, що найбільш несприятливим з огляду напружено-деформованого стану конструкції є орієнтація сумарного вектора прискорень в напрямку, перпендикулярному поздовжньої вісі (вісі симетрії) КПО. В якості додаткового навантаження, що імітує розміщення технологічної апаратури, до вільного торця КПО прикладене навантаження масою 0,4 кг.

Було розглянуто два варіанти конструкції при дії зазначених навантажень; в першому - конічні секції з'єднані між собою без додаткових конструктивних елементів, у другому - використані кільцеві шпангоути. Далі, розглянуті кільцеві шпангоути із сталевого листа марки AISI 321 товщиною 0,175 мм, що відповідає розрахунковій товщині матеріалу оболонки, а також 0,35 мм і 0,6 мм; на ділянках сполучення конічних секцій по меншій основі зовнішній діаметр шпангоута дорівнює 0,246 м, внутрішній - 0,236 м. На ділянках сполучення конічних секцій по більшій основі зовнішній діаметр шпангоута дорівнює 0,414 м, внутрішній - 0,404 м. Схематичне зображення кільцевих шпангоутів наведено на фрагменті кінцево-елементної моделі конструкції (Рис.2.10).

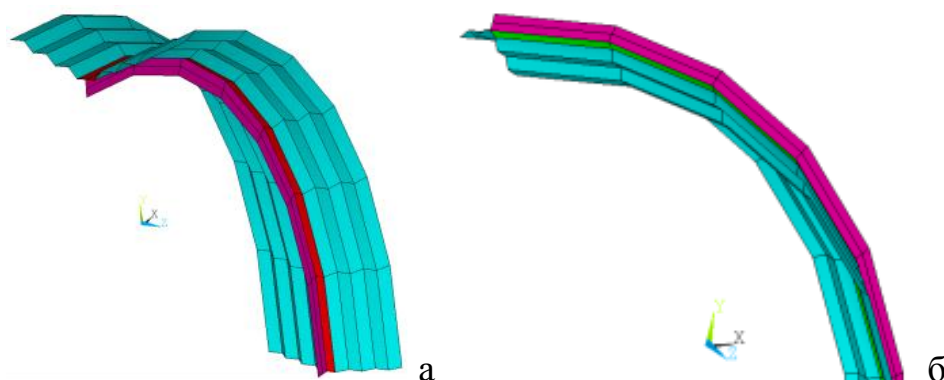


Рис.2.10 Кільцевий шпангоут (позначено червоним кольором) на ділянці сполучення конічних секцій по меншій основі (а) і на ділянці сполучення конічних секцій по більшій основі (б)

Кількісний аналіз результатів розрахунків, реалізованих з використанням універсальних програмних систем скінченно-елементного аналізу показав, що у варіанті КПО із з'єднанням секцій без додаткових конструктивних елементів величини деформацій приблизно на 8% вище, ніж в конструкції, яка посилена кільцевими шпангоутами товщиною 0,6 мм. Навпаки, величини еквівалентних напружень на нейтральних поверхнях розглянутих варіантів конструкції відрізняються в 2,9 рази. На Рис.2.11 наведені ізополя лінійних переміщень (а) і еквівалентних напружень (б) конструкції для різних розглянутих варіантів розрахунку. Розподіл еквівалентних напружень (S_{MISES}) характеризується утворенням кільцевих концентраторів, які виникають на ділянках сполучення конічних елементів конструкції. Максимальні значення напружень розташовані в приопорній зоні конструкції в зоні з'єднання конічних секцій по меншому радіусу. На лицьових поверхнях конструкції характер розподілу напружень рівномірний. На Рис.2.11,в,г наведені ізополя еквівалентних напружень на лицьовій поверхні оболонки для розглянутих варіантів конструкції.

Очевидно, що при діючих навантаженнях інтеграція кільцевих шпангоутів на ділянках сполучення конічних секцій є бажаною, але не забезпечує істотного зниження деформативності конструкції; з іншого боку, кільцеві шпангоути призводять до різкого зниження еквівалентних напружень в елементах конструкції, значення яких, тим не менш, не перевищують критичних величин (зокрема, межі текучості σ_T). Оскільки найбільші напруження в поперечних перерізах довгомірної КПО, що відчуває вплив невісесиметричних навантажень, є нормальними в окружному напрямку, ефективність кільцевого шпангоута залежить більшою мірою від ширини кільця, а не від його сумарної товщини, а також від посилення зварного з'єднання. Так, варіант розрахунку №1 на Рис.2.11 (з'єднання секцій без кільцевих шпангоутів) відповідає стиковому з'єднанню з відборткуванням, отриманому методом мікроплазмового зварювання, а необхідний запас деформативності і міцності КПО може забезпечуватися при об'єднанні суміжних відборткувань конічних секцій з товщиною 0,175 мм в єдиний елемент

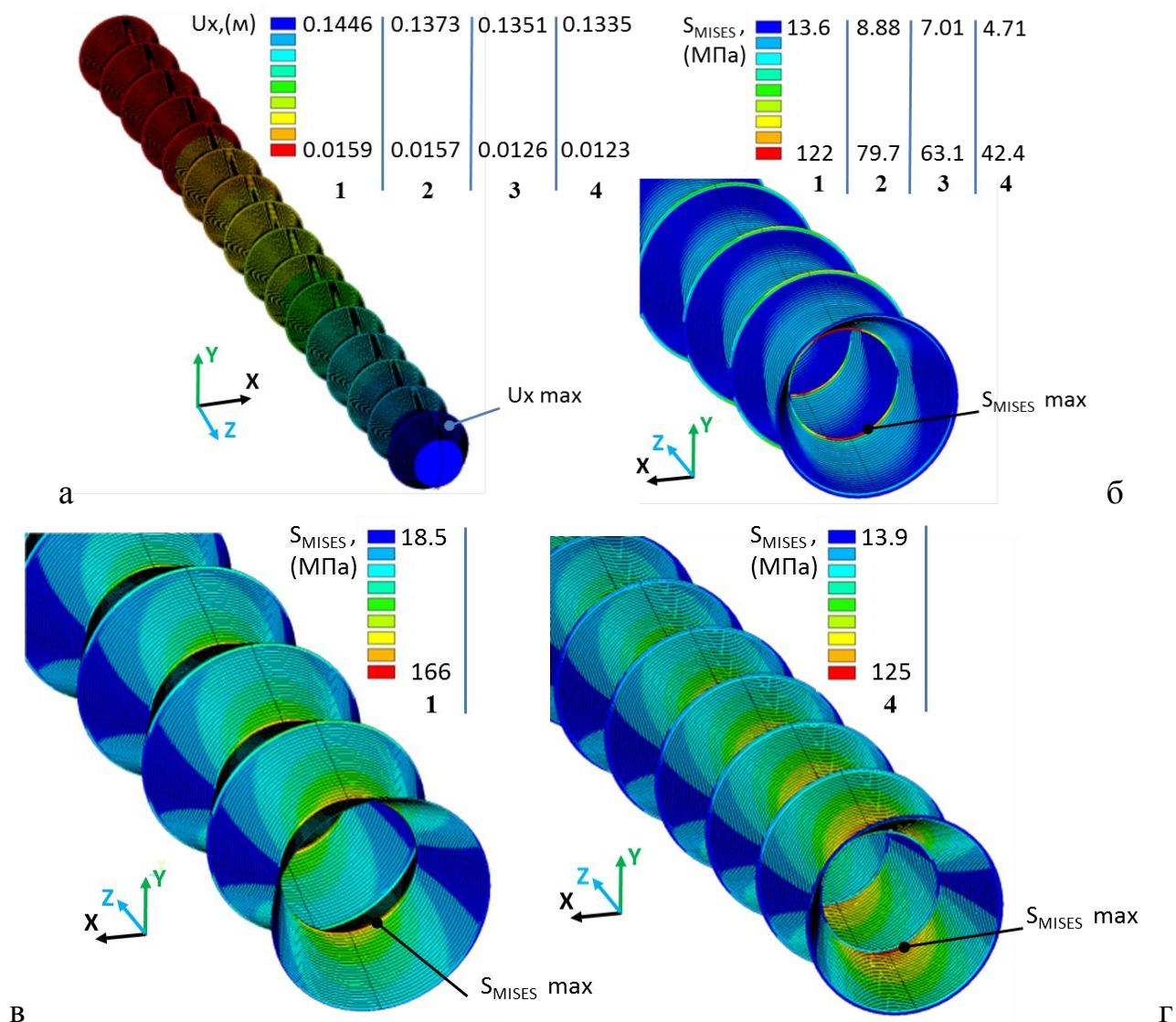


Рис.2.11 Ізополя переміщень U_x , [м] (а) і ізополя еквівалентних напружень S_{mises} (МПа) на нейтральних поверхнях оболонки КПО (б) для варіантів розрахунку: 1 - без кільцевих шпангоутів; 2 - товщина кільцевих шпангоутів 0,175 мм; 3 - товщина кільцевих шпангоутів 0,35 мм; 4 - товщина кільцевих шпангоутів 0,6 мм. Ізополя еквівалентних напружень на лицьових поверхнях: (в) – варіант розрахунку №1; (г) - №4. Еквівалентні напруження (№1) не перевищують $S_{MISES} = 166$ Мпа, для варіанта конструкції №4 із шпангоутами товщиною 0,6 мм $S_{mises} = 125$ МПа.

жорсткості (кільцевий шпангоут), що відповідає варіанту №3 представленого вище розрахунку.

Таким чином, визначена оптимальна конструктивна схема оболонкової КПО, що враховує конфігурацію з'єднувальних елементів між окремими конічними секціями; аналіз топологічної моделі перетворення конічної оболонки у випадку застосування матеріалів з різними пружно-пластичними властивостями дозволив обрати конструкційний матеріал, здатний забезпечити дотримання граничних показників пружно-деформованого стану КПО.

3. Аналіз процесу створення нероз'ємних з'єднань перетворюваної оболонки зі сталі AISI 321. Дослідження особливостей формування залишкових напружень при використанні різних способів зварювання стикових з'єднань вихідних замкнених оболонок.

Обрана у якості конструкційного матеріалу оболонки КПО сталь AISI 321 належить до стабільно аустенітних сталей і за технологічною здатністю до зварювання відноситься до сталей з гарною зварюваністю. Разом з цим, при зварюванні високолегованих сталей даної групи необхідно звертати увагу на їх металургійні властивості та враховувати особливості подальших технологічних операцій. Так, відомо, що при холодному деформуванні (обтисненні) сталі системи легування 18-10 можуть суттєво змінюватись її механічні та магнітні властивості.

Процеси зварювання протікають за наявності високих температурних градієнтів, що викликає необхідність ретельно контролювати кінетику охолодження з точки зору металургії утворення якісного зварного з'єднання. Відомо, що при зварюванні високолегованих хромонікелевих сталей неодмінно протікають процеси карбідизації хрому, що супроводжуються зміною концентрації вуглецю і власне хрому; в свою чергу це призводить до феритизації сталі, і, як наслідок, збільшенню ймовірності утворення міжкристалітної корозії (МКК). Розчинність ліквуючих домішків, таких як сірка і фосфор, у фериті майже не обмежується, що дає змогу, керуючи кількістю фериту, у стані кристалізації впливати на схильність до утворення гарячих тріщин. Наявність титану і понижений вміст вуглецю у сталі AISI 321

ускладнює протікання процесу карбідизації хрому і унеможливорює утворення МКК. В свою чергу, карбід титану, що теж виділяється здебільшого уздовж границь зерен, призводить до зміцнення сталі та зниження її пластичних властивостей. Далі, надмірна карбідизація титану при повторному нагріві в діапазоні температур $500\div 800^{\circ}\text{C}$ стимулює утворення ножової корозії, яка проявляється в зоні термічного впливу (ЗТВ).

Окрім металургійних особливостей, під час зварювання сталі AISI 321 було враховано її фізико-механічні властивості - низький коефіцієнт теплопровідності і високий коефіцієнт лінійного теплового розширення, що при рівних умовах призводить до суттєвого розширення зони проплавлення, а також зони термічного впливу (ЗТВ). Вищенаведені особливості також призводять до порівняно більших пластичних деформацій під час зварювання, що особливо впливає на якість зварного з'єднання у випадку зварювання тонколистових оболонок.

Окрім технологічної здатності до зварювання, важливими факторами впливу на зварюваність є конструктивні особливості тонкостінної перетворюваної оболонки. Для отримання якісного зварного з'єднання конусних оболонок з товщиною стінки 0,175 мм були враховані як металургійні, так і фізико-хімічні особливості сталі AISI 321.

При створенні КПО космічного призначення з метою зниження маси використовуються мінімальні товщини конструкційних матеріалів оболонки, при яких може бути забезпечена необхідна міцність конструкції без втрати її функціональних властивостей. Передбачувані галузі використання конічних КПО вимагають особливої ретельності у відпрацюванні завдань надійності і довговічності тонких оболонок, збірка яких увазі наявність прецизійних зварних швів великої протяжності. Аналіз існуючих способів зварювання і оцінка їх технологічності показують, що:

- При зварюванні «внапустку» роликовою машиною з'єднання в два рази товще основного металу. Шов має низькі пластичні властивості, його виконання вимагає складних пристосувань, причому на швах великої протяжності спостерігається «підгоряння» роликів, що призводить до збільшення

контактного опору і зниження якості зварного з'єднання.

- При мікроплазмовому зварюванні плавленням отримують з'єднання стабільно високої якості, при цьому, не потрібно складного обладнання і пристосувань. При виконанні даного способу упродовж зварювання листів утворюється ванна розплавленого металу об'ємом $0,12 \dots 0,17 \text{ мм}^3$. Найменші збурення призводять до її розриву, тобто, до пропалювання; уникнути цього можна завдяки точному дотриманню умов складання і зварювання.

- Зварювання лазерним променем вимагає складного і високовартісного обладнання та прецизійного збирання зварюваних ділянок оболонок, що пов'язане зі значними труднощами; крім того, викликає складнощі забезпечення захисту розплавленої зони і зони охолоджуючого шва. Проте, даний спосіб дозволяє одержати високу якість швів при їх мінімальній ширині, що важливо для якісного формування гофрованих дисків зі зварювальних оболонок. При зварюванні волоконним лазером з потужністю лазерного пучка $P = 65 \text{ Вт}$ заготовок із сталеві стрічки марки 12X18H10T зі швидкістю $v_{зв} = 2 \text{ см / с}$, ширина шва склала $w_{ш} = 0,6 \dots 0,7 \text{ мм}$ при повному проварі та депланації в межах $0,15 \div 0,25 \text{ мм}$. Тривалість зварювання стикових з'єднань при виготовленні КПО кінцевого типу і висока відносна частка проміжних складальних операцій за інших рівних умов не дозволяють вважати швидкість процесу зварювання вирішальним чинником, що визначає перевагу одного з розглянутих методів.

У більшості випадків, зварювання тонколистового металу раціонально виконувати з використанням концентрованих джерел зварювального тепла. Загалом найбільш оптимальними з точки зору можливості контролю за тепловим впливом та концентрацією потужності є процес зварювання електронним променем (EBW), лазерне зварювання (LBW), мікроплазмове зварювання (MPAW) та прецизійне зварювання неплавким вольфрамовим електродом (TIG). Процеси EBW та LBW у випадку зварювання КПО з діаметром кінцевих елементів до 400 мм потребують використання надпрецизійної складально-зварювальної оснастки, адже при зварюванні як електронним, так і лазерним променем точність складання зварюваних деталей

повинна знаходитись в межах 0,001-0,01 мм. Не менш важливими при виборі способу зварювання є економічні показники. Променеві способи зварювання відрізняються високою собівартістю і часто є економічно не доцільними. Тому було обрано два процеси зварювання: а саме TIG та MPAW. В процесі експериментів стало зрозумілим, що дуговий розряд при TIG зварюванні має не достатню просторову стабільність на струмах порядку 4-7 А, що призводило до зниження якості зварного з'єднання.

При виборі способу зварювання стикових з'єднань з нержавіючої сталі товщиною $\delta = 0,1 \div 0,2$ мм перевагу було віддано мікроплазмовому зварюванню. Цей метод дозволив значно спростити підготовку торців розгортки конічної заготовки під зварювання, збільшивши тим самим продуктивність виготовлення КПО, і зменшити теплові деформації зварного шва при використанні попереднього відборткування зварюваних крайок. Завдяки стисненню дугового розряду як конструктивному способу, використовуючи додаткове плазмоутворююче мідне водоохолоджуване сопло, можливо суттєво збільшити просторову стабільність дуги; крім того, за концентрацією енергії в анодній плямі даний спосіб наближається до променевих технологій зварювання. Для розширення технологічних можливостей було виготовлене джерело живлення, що дозволяє проводити зварювання стабілізованою імпульсною дугою зі струмом основної дуги від 3 А. При зварюванні заготовок з нержавіючої сталі товщиною $0,15 \div 0,17$ мм було застосовано відборткування крайок на величину, рівну двом товщинам матеріалу. Крім того, мікроплазмове зварювання дозволило забезпечити практично повну відтворюваність зафіксованого результату, що можна пояснити менш жорсткими, порівняно з



Рис.3.1 Ланцюжок пропалів, характерний для зварювання сталі AISI 321 товщиною 0,175 мм

лазерним зварюванням, вимогами до точності механізму переміщення джерела нагріву.

Основною проблемою при зварюванні стикових з'єднань тонколистових оболонок КПО є пропали (Рис.3.1), причиною яких може бути як завищене тепловкладення, так і умови складання заготовок перед зварюванням. Кінцевою причиною виникнення пропалів є деформації зварюваних кромок, при цьому, критична з точки зору дефектоутворення деформація спостерігається при розігріві металу черговою дугою починаючи від температур на крайках 300-400⁰С. Величина таких деформацій залежить від характеру притискання зварюваних крайок і відстані між ними; з'ясовано, що оптимальна відстань між губками не повинна перевищувати 4 мм. Раціональним є також підвищення локальної жорсткості заготовки в місці з'єднання, що реалізується розміщенням на крайках ребра жорсткості оптимальної висоти під кутом 90⁰ до поверхні основного металу. З'ясовано, що висота такого ребра не повинна перевищувати 0,35мм. Оптимальна висота крайок ребра жорсткості, а також оптимальні режими зварювання були визначені за результатами скінченно-елементного моделювання (FEM), а також при порівнянні експериментальних даних.

Експериментальні випробування мали комплексний характер і були розділені на експерименти зі зварювання для з'ясування оптимального набору параметрів режиму, що дозволяв отримати якісне зварне з'єднання, експерименти по встановленню особливостей теплового впливу того чи іншого визначеного режиму, а також верифікація отриманих даних шляхом порівняння експериментальних параметрів із результатами аналітичних розрахунків та моделювання.

Експерименти зі зварювання проводились на зразках зі сталі AISI 321 товщиною 0,175 мм та шириною 30 мм; довжина зразків (175 мм) відповідала довжині зварного з'єднання кінчної заготовки КПО (Рис.3.2).

Врахування рівня тепловкладень і розміру джерела зварювального нагріву дозволяє стверджувати про відсутність крайового теплового ефекту, при цьому, довжина зразка є достатньою для проявлення всіх деформаційних явищ, пов'язаних з тепловкладенням. Зварювання проводилось на незмінних

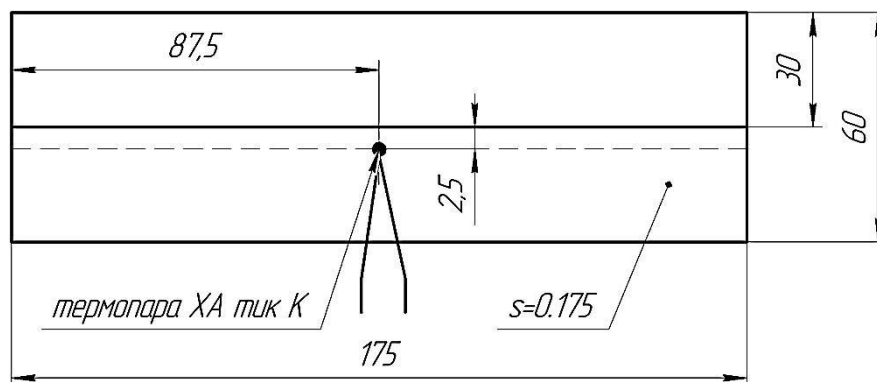


Рис.3.2 Геометричні розміри пластин під експериментальне зварювання та схема приварювання термопари

Таблиця 3.1

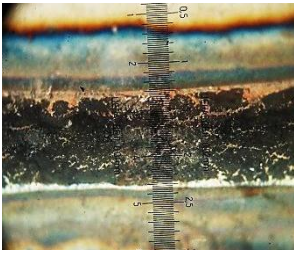
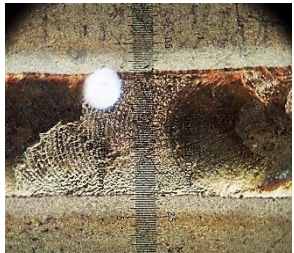
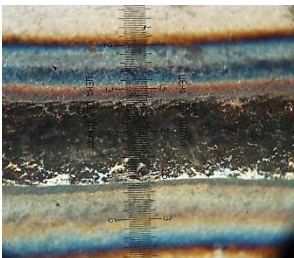
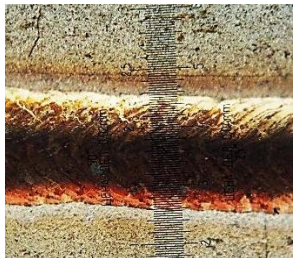
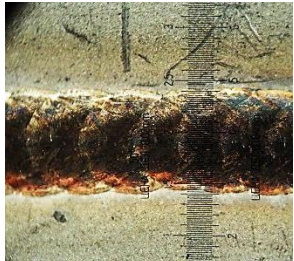
№	Параметри частоти		Зовнішній вигляд
	t_i , мс	t_p , мс	
1	4	1	
2	8	2	
3	6	4	

Таблиця 3.1 Характерний зовнішній вигляд зварних з'єднань, виконаних на частотах імпульсного струму 100÷200 Hz

енергетичних параметрах та частотах імпульсного джерела в діапазоні від 10

до 200 Гц. Експеримент показав, що досягнення сплавлення кромek без пропалів можливе в усьому наведеному діапазоні частот за умови корегування сквапності, або коефіцієнту заповнення імпульсів (відношення тривалості імпульсів t_i до тривалості пауз t_p). Так, для діапазону частот від 50 до 200 Hz більш оптимальне співвідношення t_i/t_p з точки зору рівня проплавлення знаходиться в межах 2/1,5 – 3/1, а для діапазону 10 – 50 Hz в межах 3/1 – 1. Дані Табл. 2.1 та табл.2.2 ілюструють зміну зовнішнього вигляду зварного шва в залежності від параметрів імпульсного струму; на частоті 200 Гц при співвідношенні $t_i/t_p = 4$ помітне перегрівання металу і зони термічного впливу (з'являються кольори мінливості на ділянці шириною в 4-5 мм від осі стику). При зварюванні на частоті 100 Гц зона перегріву основного металу суттєво

Таблиця 3.2

№	Параметри частоти		Зовнішній вигляд	
	t_i , мс	t_p , мс		
1	15	5		
2	50	17		
3	71	71		

Таблиця 3.2 Характерний зовнішній вигляд зварних з'єднань, виконаних на частотах імпульсного струму 10÷50 Hz

знижується і становить до 3 мм завширшки, збільшується регулярність кристалізації металу шва, про що свідчить щільна луската форма шва з малими перепадами по висоті, а також більша геометрична стабільність лінії сплавлення. Зниження співвідношення t_i/t_p до величин, менших 3, призводить до погіршення стабільності сплавлення кромek або призводить до їх оплавлення без утворення зварного з'єднання.

Аналогічна картина спостерігається і для випадку зварювання в діапазоні низьких частот (10÷50 Hz) з тією відмінністю, що значно збільшується лускатість зварного шва у напрямку зменшення частоти, а також ширина зони термічного впливу.

З'ясування рівня теплового впливу на основний метал при імпульсному мікроплазмовому процесі було реалізовано шляхом вимірювання термічних циклів зварювання. Для реєстрації термічних циклів використовувались хромель–алюмелеві термопари типу К (ХА тип К) з діаметром дроту 0,3 мм. Вимірювання температури проводилось в безпосередній близькості від зони

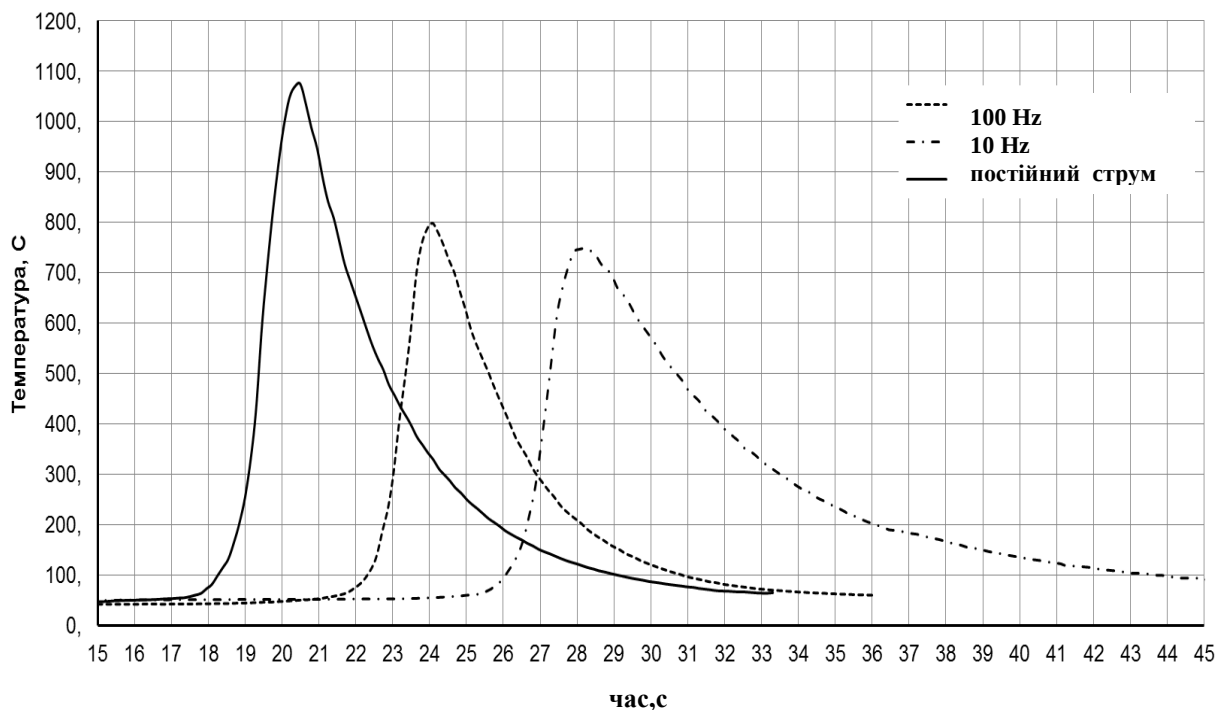


Рис. 3.3 Термічні цикли, отримані для режиму зварювання $I_1 = 7$ А, $I_b = 4$ А, $U = 12,5 - 13$ В на постійному струмі, а також на частоті 100 Hz та 10 Hz. (термічні цикли рознесено по шкалі часу задля наочності)

мікрозварювання до зварюваних заготовок. Для реєстрації термо-ЕРС використовувався комплекс, що дозволяв реєструвати величин напруги, їх сплавлення (на відстані 2,5 мм від осі шва), закріплення термопар відбувалось шляхом приварювання їх за допомогою точкового конденсаторного підсилення та передачу отриманої інформації по інтерфейсу USB/RS-231 до персонального комп'ютера, де проводилась обробка отриманого цифрового сигналу і його відображення у вигляді термічного циклу.

Рис.3.3 демонструє різницю максимальних температур в точці, віддаленій від осі шва на 2,5 мм, при зварюванні на постійному струмі (1080°C) та при імпульсному зварюванні ($750\div 800^{\circ}\text{C}$). Зниження температури зі зниженням частоти дискретизації струму відбувається нелінійно; це свідчить про значне розширення зони термічного впливу і, як наслідок, пластичної деформації зразка. Далі, на кривій охолодження помітно, що зі зниженням частоти зварювання зменшується швидкість охолодження, що неодмінно впливає на металургійні явища, що протікають в зварному шві. Швидкість охолодження в інтервалі температур $850\div 500^{\circ}\text{C}$ для випадку зварювання на постійному струмі становить $223,5^{\circ}\text{C}/\text{с}$, для випадку зварювання на частоті 10 Hz і 100 Hz - $153,8^{\circ}\text{C}/\text{с}$ та $200,3^{\circ}\text{C}/\text{с}$ відповідно. Така розбіжність (в 1,3 рази) швидкості охолодження має якісний вплив на кристалічну структуру металу шва та металу навколошовної зони, розбіжності в якій будуть досліджені в результатах металографічних досліджень зварних з'єднань, наведених в Розділі 4.

Вищенаведені дослідження вказують на те, що для забезпечення якісного зварювання стикових з'єднань кінчної заготовки КПО з точки зору технологічної здатності до зварювання сталі AISI 321 товщиною 0,15 - 0,2 мм раціонально застосовувати імпульсне мікроплазмове зварювання. Дослідне зварювання зразків сталеві стрічки було проведено на постійному зварювальному струмі, а також на імпульсному струмі в діапазоні частот $10\div 100$ Гц. Для верифікації результатів отриманих експериментальним шляхом термічних циклів зварювання було проведено чисельне моделювання з використанням MCE.

МСЕ-моделювання проводиться на основі використання моделі розподіленого подвійно еліпсоїдного джерела тепла за [11]. Використана аналітична модель задає нормальне (за Гауссом) розподілення густини потужності, що встановлюється для фронтальної і хвостової частини джерела тепла (зварювальної ванни).

Математичне представлення використаної моделі джерела тепла описується наступними рівняннями:

$$q_{\text{vol, f}} = f_f \frac{6\sqrt{3}Q}{a_f b c \pi^{3/2}} \exp \left\{ -3 \left[\left(\frac{x + v(\tau - t)}{a_f} \right)^2 + \left(\frac{y}{b} \right)^2 + \left(\frac{z}{c} \right)^2 \right] \right\} \quad (2.1)$$

$$q_{\text{vol, r}} = f_r \frac{6\sqrt{3}Q}{a_r b c \pi^{3/2}} \exp \left\{ -3 \left[\left(\frac{x + v(\tau - t)}{a_r} \right)^2 + \left(\frac{y}{b} \right)^2 + \left(\frac{z}{c} \right)^2 \right] \right\}$$

де Q – ефективна теплова потужність джерела нагрівання, Вт (для дугового зварювання $Q = \eta IU$); τ – час, що пройшов від початку дії джерела; t – поточний

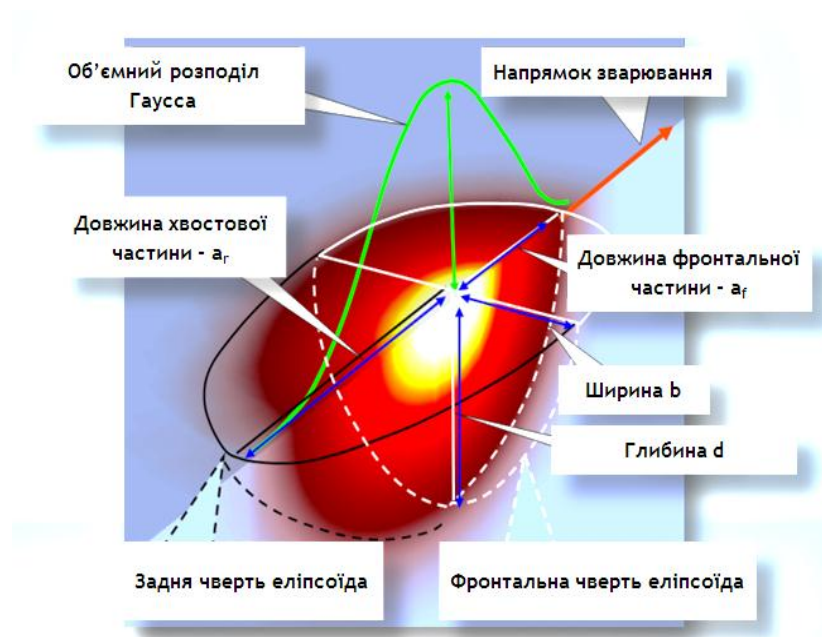


Рис. 3.4. Модель зварювального джерела тепла [11].

час; v – швидкість переміщення джерела (швидкість зварювання); x, y, z – півосі еліпсоїда за координатними напрямками OX, OY, OZ ; f_f і f_r – коефіцієнти, що визначають співвідношення тепла, введенного у фронтальну та хвостову

частину еліпсоїда; a_f , a_r , b , c – відповідні радіуси нормального розподілення [11].

За даними [11] між коефіцієнтами f_f і f_r існує наступне співвідношення:

$$f_f = \frac{2a_f}{a_f + a_r}; \quad f_r = \frac{2a_r}{a_f + a_r}; \quad f_f + f_r = 2 \quad (2.2)$$

Запропонована модель зварювального джерела тепла об'єднує в собі всі відомі моделі розподілених джерел: об'ємних дискових за Павелічем, Круцем та Зегерліндем [12], [13], об'ємного за Пелі та Гібертом [14], об'ємного напівсферичного та об'ємного еліпсоїдного [11]. Всі ці моделі базуються на запропонованій Рикаліним гіпотезі нормального (за Гаусом) розподілення густини питомого теплового потоку джерела у плямі нагрівання [15].

Згідно з [11], геометричні параметри джерела тепла, необхідні для проведення розрахунків напружено-деформованого стану (НДС) та термічних циклів, в першому наближенні відповідають геометричним параметрам ізотерм із температурою плавлення досліджуваного металу (близько 1410 °C). З огляду на товщину зварюваного металу, дані ізотерми відповідають геометричним розмірам шва, які було визначено під час металографічних досліджень (Табл.3.3).

Таблиця 3.3

I_1 , А	I_b , А	U_a , В	t_i , мс	t_p , мс	V_w , мм/с	q_1 , л/хв	q_2 , л/хв	a_f , мм	a_r , мм	b , мм	d , мм
7	4	12,5	8	2	3	0,5	1	0,5	1	0,5	0,175

Таблиця 2.3 Параметри режиму зварювання та відповідні їм розміри еліпсоїдного джерела тепла (див. Рис.2.4)

Теплову потужність дугового зварювання було розраховано згідно рівняння Джоуля-Ленца з урахуванням ефективного ККД, що для мікроплазмового зварювання в середовищі аргону становить 0,63 [16]. Оскільки зварювання відбувається в імпульсному режимі і тепла потужність змінюється в часі з

частотою 100 Hz, то для розрахунку ефективної теплової потужності доцільно користуватись поняттям діючого значення основних енергетичних характеристик, а саме струму основної дуги I_1 та напруги на дузі U_a . Еквівалентні значення струму та напруги розраховано згідно з виразами:

$$I_{екв} = \frac{1}{t_i + t_p} \times \int_0^{t_i} I_1 dt; \quad U_{екв} = \frac{1}{t_i + t_p} \times \int_0^{t_i} U_a dt \quad (2.3)$$

де t_i – тривалість імпульсу струму [мс], t_p – тривалість паузи [мс], I_1 – значення імпульсного струму [А], U_a – значення напруги на дузі під час імпульсу струму [В]. Для спрощення розрахунків вважається, що все тепло, що виділяє чергова дуга, відводиться в мідне сопло, яке віддає частину тепла у водоохолоджуванний корпус плазмотрона, а інша частина конвективно охолоджується аргоном, що проходить через захисне керамічне сопло.

Для МСЕ-моделювання процесу зварювання було побудовано скінченно елементну модель, яка складається з об'ємних кубічних елементів, що мають по 4 вузли і використовуються для вирішення термомеханічних задач. Формула скінченних елементів може бути записана як C3D4T; розміри комірки в зоні дії джерела тепла (в ЗТВ) складають $0,2 \times 0,2 \times 0,2$ мм, розміри комірки в основному металі в будь якому напрямку не перевищують 2 мм.

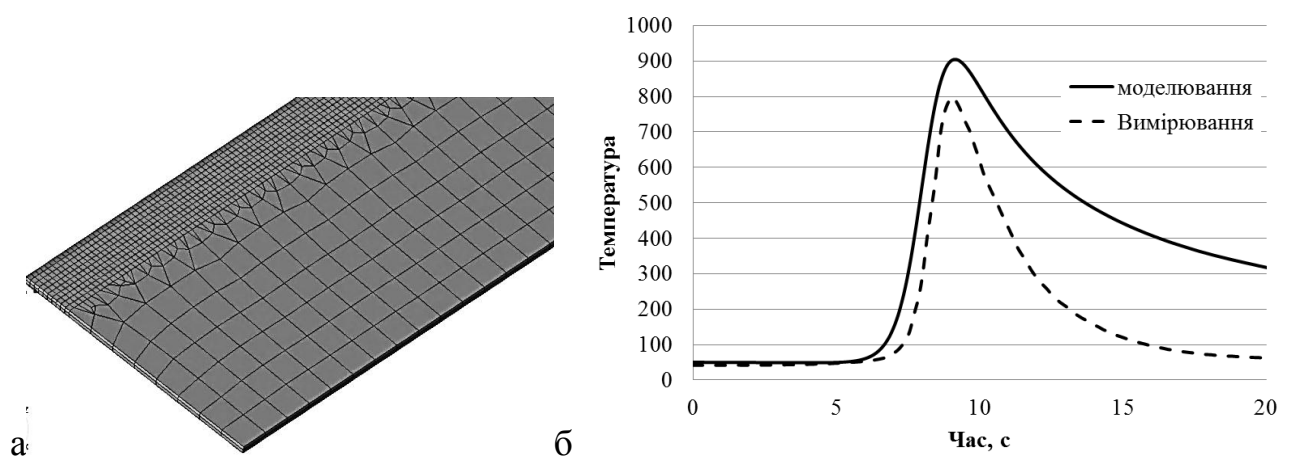


Рис.3.5 Фрагмент скінчено-елементної моделі зварюваної стрічки (а) та термічний цикл зварювання, отриманий при моделюванні (частота 100 Гц) (б)

Відсутність збіжності результатів пояснюється існуванням складних граничних умов, пов'язаних з обдуванням кореня та верхньої частини шва захисним газом (аргоном), а також тепловідведенням в масивні мідні елементи складально-зварювального устаткування, тобто, зі збільшенням швидкості охолодження. Моделювання виконане для форсованих режимів охолодження тонколистової аустенітної сталі у повітряному середовищі (коефіцієнти конвективної та контактної теплопередачі відповідно $25 \text{ Вт/м}^2 \times \text{К}$ та $1000 \text{ Вт/м}^2 \times \text{К}$). Для якісного порівняння і оптимізації можливих конструктивних варіантів зварного з'єднання було проведено зв'язаний термомеханічний розрахунок. Для моделювання були використані дані експериментальних термічних циклів; таким чином, проведено моделювання оберненої задачі із відомими параметрами температурного поля в обраній контрольній точці, рівновіддаленої від початку і кінця зварного шва і розташованої на відстані 2,5 мм від осі зварювання. Подібна постановка задачі дозволяє уникнути похибок у визначенні граничних умов, пов'язаних з особливостями охолодження, а також дає можливість кількісно і якісно визначати різницю в НДС при різних схемах закріплення деталі і конструктивних особливостях зварюваних кромок.

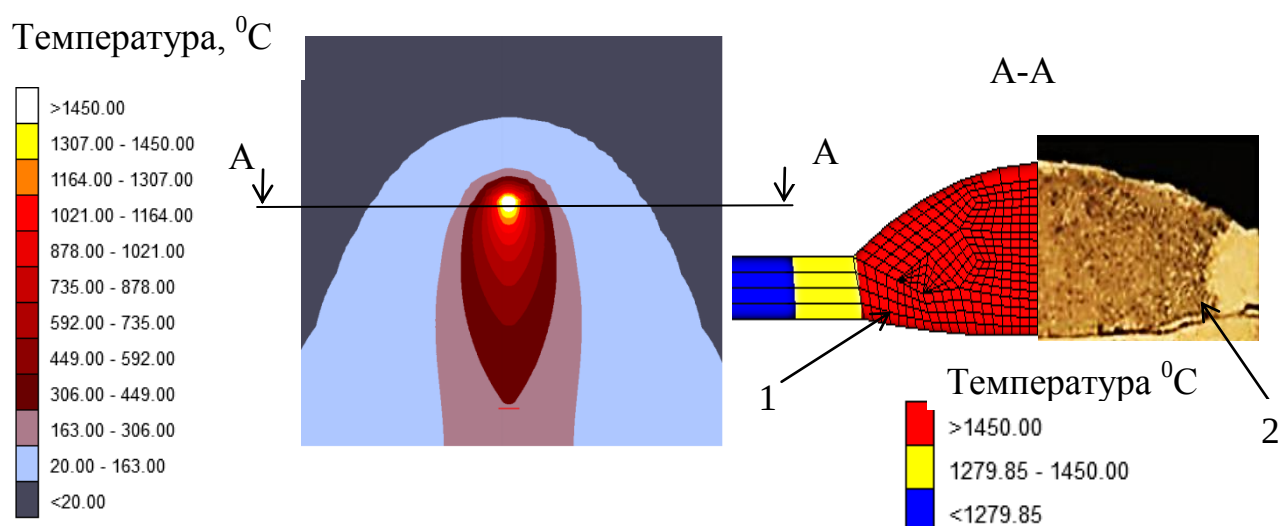


Рис. 3.6 Моделювання теплового стану зварного шва за визначеним термічним циклом в точці; 1 – результати FEM моделювання, 2 – мікрошліф зварного шва.

Для калібрування розрахунку НДС спочатку було проведено тепловий розрахунок, згідно з яким поперечні розміри ванни порівнювались з розмірами литої зони шва, що отримані при металографічних дослідженнях для заданого режиму зварювання (див. Табл.3.3). Порівняння розрахункової ширини ванни з експериментально встановленими даними показано на Рис. 3.6.

Моделювання НДС виконувалося для кількох комбінацій застосованих граничних умов - варіанту зварювання пластини без ребра жорсткості, з ребром жорсткості у вільному стані без застосування елементів фіксації пластинок, а також моделювання базової технології зварювання (при зварюванні жорстко фіксованих та притиснутих до мідної підкладки притискачами стрічок).

Для математичної визначеності задачі застосовуються елементи закріплення, які діють в трьох вузлах кожної з пластинок і розміщені на основному металі за межами ЗТВ. В першому випадку було проведено моделювання для наведених вище теплових режимів у вільному стані (без притискачів); результат розрахунку наведено на Рис.3.7.

Як видно з результатів розрахунку, якісне зварювання дослідних зразків (стрічок) на всій довжині з'єднання неможливе без застосування складально-зварювальної оснастки внаслідок значної деформації зварювальних кромок у ході процесу; згідно з розрахунками, пластина без ребра жорсткості зазнає майже в 4 рази більші деформації. Максимальне переміщення пластинки без ребра жорсткості склало 41 мм, в той же час пластинка з ребром жорсткості (висота 0,3 мм) деформувалась на 11 мм після повного охолодження.

Результати моделювання розподілу еквівалентних напружень та деформацій у випадку зварювання пластинок в складально-зварювальній оснастці наведені на Рис. 3.9 - 3.10. Імітація оснастки відбувалась шляхом жорсткого закріплення групи вузлів скінченно-елементної моделі, що знаходяться на однаковій відстані від осі шва (варіант 1 - 2 мм, варіант 2 - 5 мм) і лежать на одній прямій. Результати попередніх розрахунків дозволяють зробити висновок, що зварювання досліджуваних зразків слід виконувати у жорсткій оснастці із матеріалів з високим коефіцієнтом теплопровідності; при підготовці стиків зразків під зварювання необхідно збільшувати локальну жорсткість деталей в

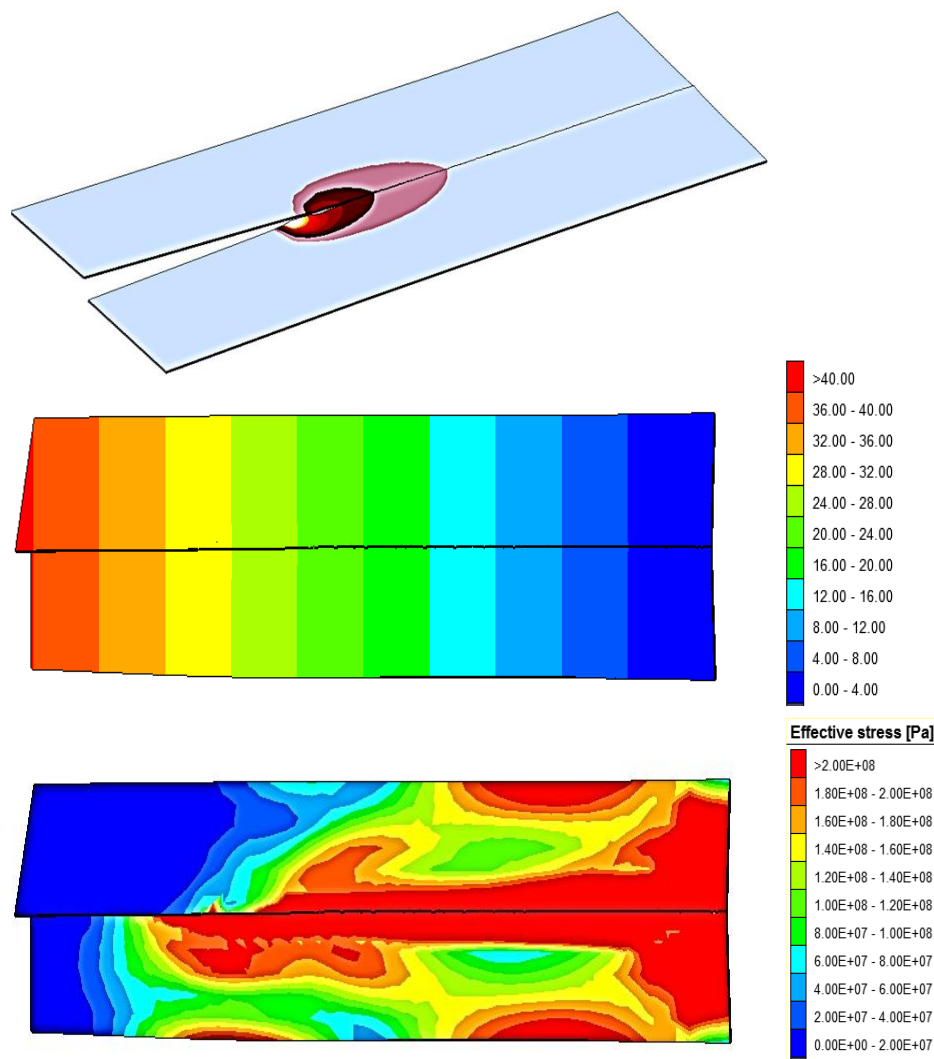


Рис.3.7 Залишкові напруження та деформації при зварюванні пластини у вільному стані без ребра жорсткості.

місці безпосередньої дії жерела тепла для зменшення деформації під час зварювання і підвищення усталеності процесу формування зварного шва. Подібне конструктивне виконання зони з'єднання дозволяє знизити рівень залишкових напружень та деформацій, що якісно впливає на покращення експлуатаційних характеристик зварного з'єднання при впливі подальших технологічних операцій, що виконуватимуться з конічними заготовками КПО. У наступному розділі виконано пошук оптимальних режимів зварювального процесу із розглянутого діапазону параметрів та досліджено їх зв'язок із особливостями мікро- та макроструктури нероз'ємних з'єднань.

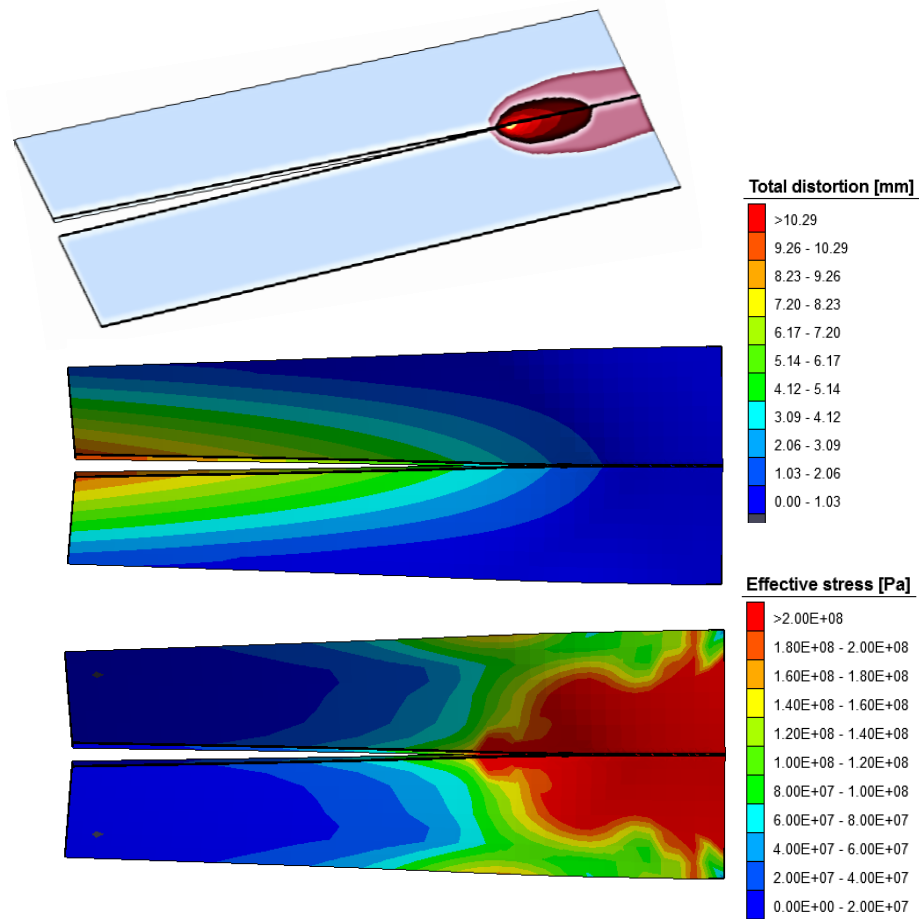


Рис.3.8 Залишкові напруження та деформації при зварюванні пластини у вільному стані з ребром жорсткості

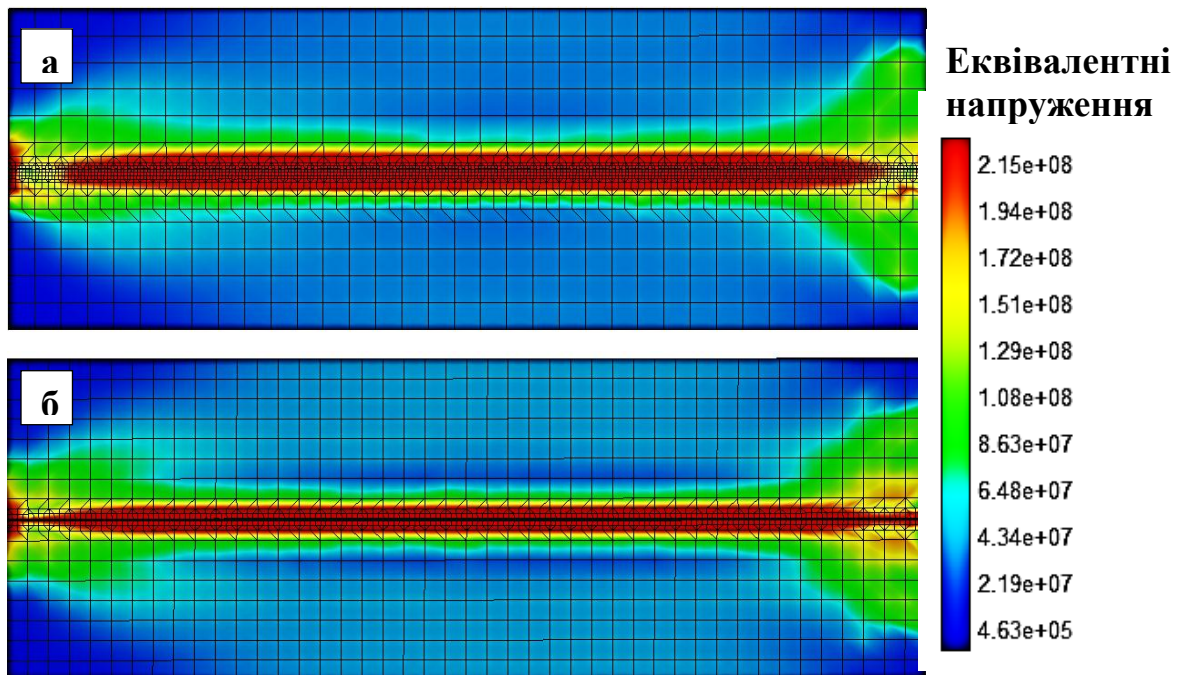


Рис.3.9 Розподіл еквівалентних напружень в пластині (а) - без ребра жорсткості, (б) - з ребром жорсткості

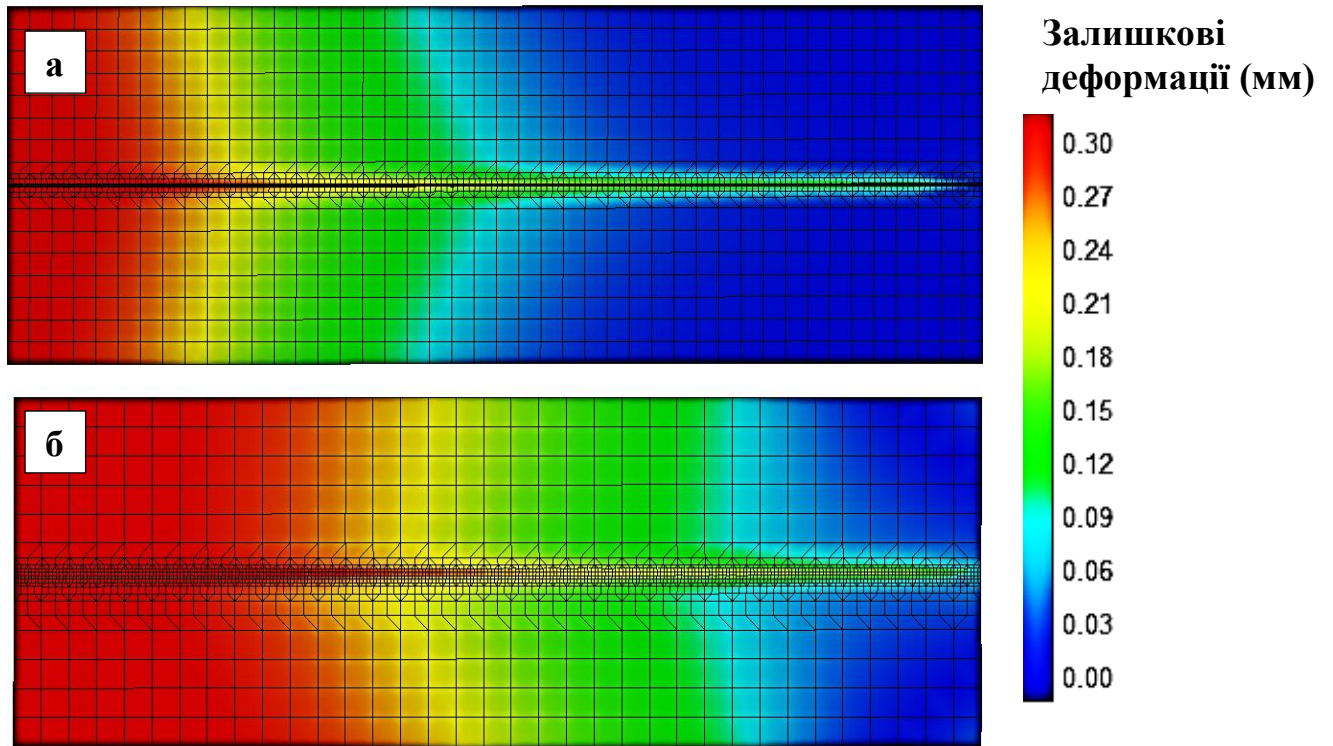


Рис.3.10 Залишкові деформації пластин після охолодження (а) - без ребра жорсткості, (б) - з ребром жорсткості

4. Розроблення технології нероз'ємних тонколистових з'єднань трансформованих конструкцій з нержавіючих сталей. Проектування та виготовлення спеціального устаткування для мікроплазмового зварювання тонких оболонок КПО з урахуванням обраних критеріїв якості. Дослідження механічних властивостей нероз'ємних з'єднань

Однією з основних проблем при створенні оболонок КПО є досягнення поєднання високих фізико-механічних характеристик при одночасній вакуум-щільності зварних швів, які піддаються комплексу впливів механічних навантажень і специфічних агресивних зовнішніх факторів. Метою проведених досліджень було визначення оптимальних умов формування нероз'ємних з'єднань тонких перетворюваних сталевих оболонок КПО, здатних забезпечити службові характеристики конструкції в екстремальних умовах експлуатації. На Рис.4.1 представлений процес виготовлення структурного елемента КПО

конічного типу, що полягає в перетворенні в плоский гофрований диск за допомогою розробленої в ІЕЗ технології холодного об'ємного деформування конічної заготовки зі зварними прямолінійними з'єднаннями. Близькість подібного перетворення до ізометричного перетворення дозволяє повернути диск до вихідної конічної форми, створивши після герметизації контуру надлишковий тиск в його внутрішній порожнині. При цьому, малі залишкові пластичні деформації в вершинах кільцевих ребер формують гофри, які значно збільшують жорсткість структурних конічних елементів і несну здатність конструкції в цілому.

Схема ізометричного перетворення оболонки, описувана сімейством неперервних відображень її нейтральної поверхні, потребує ізотропності конструкційного матеріалу останньої; отже, зварний шов повинен мати практично еквівалентні з основним металом конструкції фізико-механічні властивості. Технологія об'ємного деформування розробки ІЕЗ реалізується безперервним рухом формуючого органу (пуансону) по поверхні оболонки, до якої він докладає формуюче зусилля. Тим не менш, геометрія шва (підсилення) не має вирішального значення, тому що пуансон при обертанні оболонки контактує з коренем шва, і головна технологічна задача полягає в створенні якісного зварного з'єднання із заданими характеристиками пластичності і міцності.

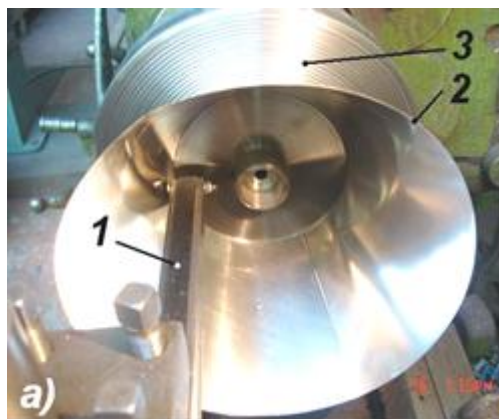


Рис.4.1 Процес виготовлення гофрованого диска; 1 - ротаційний пуансон; 2 - гладка конічна заготовка; 3 - форма-матриця з концентричними опорними ребрами

Для виготовлення серії заготовок перетворюваних конічних оболонок було створено зварювальний стенд (Рис.4.2), в якому проблеми забезпечення прецизійного складання і зварювання фольгових матеріалів вирішені на конструктивному рівні, з мінімальним використанням уніфікованих деталей і вузлів високої вартості, реалізованих в сучасних системах аналогічного призначення. Зокрема, зборка механізму переміщення з кульково-гвинтовою передачею кочення була проведена з окремих комплектуючих, об'єднаних в єдиний вузол з точністю взаємної фіксації ± 10 мкм. При цьому, передбачені регулювання, що дозволяють коригувати положення всієї системи переміщення (1) з плазмотроном (2) щодо площини збирально-зварювального пристосування (3) з точністю ± 25 мкм по кожній з трьох координат. Плаваюче кріплення пальникового вузла до каретки механізму переміщення (4) усуває небажані вібрації плазмотрона при зварюванні, а поєднання характеристик двигуна, редуктора з порожнистим валом (5) і частотного перетворювача дозволило



Рис.4.2. Експериментальний стенд для зварювання заготовок перетворюваних оболонок з фольгових матеріалів: 1 – механізм переміщення; 2 – плазмотрон; 3 – збирально-зварювальне пристосування з конічною заготовкою оболонки КПО; 4 – каретка механізму переміщення; 5 – двигун з редуктором; 6 – джерело живлення мікроплазмового зварювання; 7 – теплообмінний модуль плазмотрону; 8 – АС позиційного регулювання параметрів зварювального процесу; 9 – пристрій для зварювання кільцевих швів КПО

уникнути відхилень швидкості зварювання в діапазоні $1 \div 25$ мм / с, пов'язаних з кінематичною похибкою евольвентної зубчастої передачі. До складу устаткування входить джерело живлення мікроплазмового зварювання (6) розробки ІЕЗ, що забезпечує високу стабільність характеристик при токах зварювання 1А і вище.

Оригінальні розробки інституту використані також при проектуванні вузлів плазмотрона, системи його охолодження і збирально - зварювального пристосування, що забезпечує бездеформаційне зварювання і ефективний захист нероз'ємних з'єднань з металів фольгового класу.

Значення погонної енергії зварювального процесу може бути визначене за відомою залежністю:

$$Q_I = \frac{I_{EKB} \cdot U_{ЗВ} \cdot \eta}{V_{СЗ}} , \quad (4.1)$$

де $U_{ЗВ}$ - зварювальна напруга [В], η - ефективний ККД, який приймається для процесу мікроплазмового зварювання $\eta = 63\%$, $V_{ЗВ}$ - швидкість зварювального процесу [мм/с]; $I_{екв}$ - еквівалентне значення зварювального струму [А],

$$I_{EKB} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T I_{ЗВ}^2 dt} , \quad (4.2)$$

де $I_{ЗВ}$ - струм зварювання [А], $T = (\tau_i + \tau_p)$ - період циклу [мс]. З урахуванням циклограми процесу імпульсного мікроплазмового зварювання (Рис. 4.3) вираз (4.2) може бути записано як

$$I_{EKB} = \sqrt{\frac{1}{T} \left(\int_0^{t_i} I_{dp}^2 dt + \int_{t_i}^T I_{\partial\partial}^2 dt \right)} \quad (4.3)$$

Визначення діапазону погонних енергій, на яких при використанні мікроплазмового зварювання можливо усталене формування якісних прямолінійних нероз'ємних з'єднань з металевої стрічки фольгового класу, виконувалося з використанням відомих емпіричних методик упродовж серії

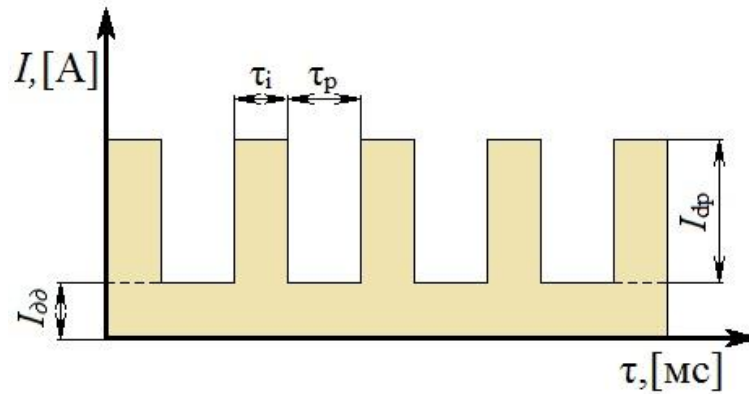


Рис. 4.3 Циклограма процесу імпульсного мікроплазмового зварювання:
 I_{dp} - струм прямої полярності [A], $I_{\delta\delta}$ - струм чергової дуги [A], τ_i - тривалість імпульсу струму [мс]; τ_p - тривалість паузи [мс]

експериментів. Разом з тим, відповідність вказаному діапазону може досягатися при різних режимах зварювання (на постійному струмі або в імпульсному режимі) і в різних комбінаціях параметрів імпульсних режимів (Рис.4.4), що визначає різну ступінь неоднорідності мікроструктури та розподілу легуючих елементів в металі шва і навколошовної зони, а також відхилень мікротвердості в перерізі шва. За інших рівних умов оптимальність зазначених

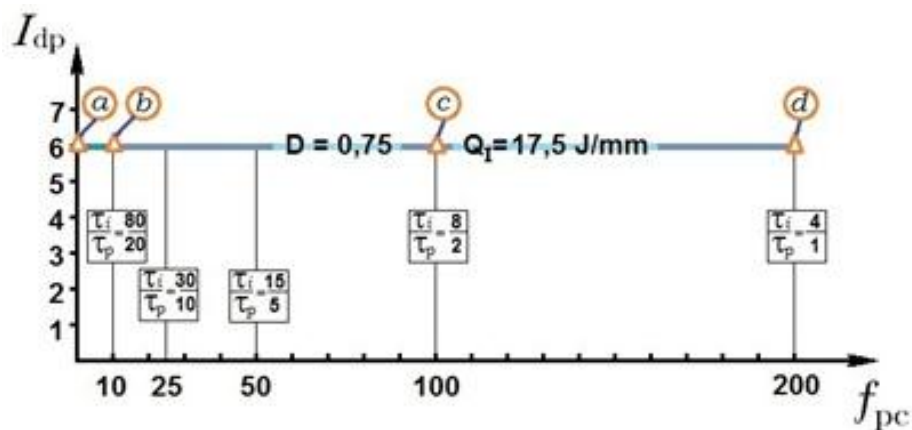


Рис.4.4. Комбінації параметрів імпульсних режимів при мікроплазмовому зварюванні перетворюваної конічної оболонки зі сталеві стрічки марки AISI 321 товщиною 0,175 мм: I_{dp} – струм прямої полярності [A]; f_{pc} – частота імпульсного струму [Hz]; τ_i – тривалість імпульсу струму [ms]; τ_p – тривалість паузи [ms]; Q_l – погонна енергія зварювання [Дж/мм]; $D = \tau_i / (\tau_i + \tau_p)$ – коефіцієнт заповнення (duty cycle); a,b,c,d – базові комбінації параметрів

характеристик, а також їх поєднання з найкращими пружно-пластичними та міцнісними характеристиками нероз'ємних з'єднань була основним критерієм вибору між різними групами параметрів зварювального процесу.

При експериментальному зварюванні зразків зі сталі марки AISI 321H товщиною $\delta = 0,175$ мм в імпульсному режим при величині $I_{dp} = 6$ А, $U_{zv} = 12$ В і швидкості зварювання $V_{zv} = 3,1$ мм / с значення погонної енергії зварювання на частоті $f_{pc} = 200$ Гц становить $Q_I = 3,1$ Дж / мм при $\tau_i = 1$ мс; $\tau_p = 4$ мс, і $Q_I = 17,34$ Дж / мм при $\tau_i = 4$ мс; $\tau_p = 1$ мс, а для частоти $f_{pc} = 100$ Гц погонна енергія $Q_I = 9,8$ Дж / мм при $\tau_i = 5$ мс; $\tau_p = 5$ мс, і $Q_I = 17,59$ Дж / мм при $\tau_i = 8$ мс; $\tau_p = 2$ мс. При постійній величині погонної енергії, чергування циклів нагрівання та охолодження при відповідному поєднанні значень частоти f_{pc} і коефіцієнта заповнення D імпульсного струму дозволяє здійснювати повторну термообробку металу шва в дискретній ванні, що утворилася при впливі попереднього імпульсу таким чином, щоб була досягнута перекристалізація металу шва, що дозволяє поліпшити його структуру, підвищивши рівновісність та рівномірність структурних одиниць (кристалітів). Як видно з Рис.4.4, зниження термічного навантаження на зварне з'єднання може досягатися при відомому оптимальному значенні погонної енергії Q_I варіаціями значення D . Разом з тим, зміна f_{pc} , і, отже, характеру динамічного впливу плазмового стовпа на ділянку розплавленої ванни, що знаходиться у стані кристалізації, також сприяє поліпшенню її структури, зменшенню розміру зерен (кристалітів), розбиваючи осередки (ядра) їх утворення. Таким чином, завданням дослідження було визначення певного діапазону поєднань f_{pc} і D , відповідних оптимальній макро- і мікроструктурі вакуум-щільного зварного з'єднання.

Визначення оптимальних параметрів зварювального процесу та подальше виготовлення тонкостінних елементів (секцій) КПО виконувалося на спеціально спроектованому складально-зварювальному пристосуванні, що забезпечує жорстку фіксацію кромek кінчних заготовок з фольги на довжині в кілька десятків сантиметрів за відсутності зварювальних депланацій,

ефективний відвід тепла від зони шва і максимальну простоту складальної операції (Рис.4.2, (3)). Захист кореня шва з його одночасним примусово-конвективним охолодженням досягався нагнітанням інертного газу через низку послідовних отворів змінного перерізу в захисному каналі, який сполучений з колектором. Глибина, переріз і конфігурація отворів, а також чистота обробки їх кромок дозволяють досягти на всій протяжності кореня шва практично ламінарного витікання з повним розкриттям струменів і з рівними швидкостями потоку для захисних газів різної щільності при їх витраті в діапазоні $5 \div 10 \text{ дм}^3/\text{хв}$. При заданому значенні струму $I_{\text{дп}}$ і коефіцієнті заповнення D , коректування погонної енергії Q_l на різних частотах f_{pc} забезпечувалося зміною об'ємних витрат плазмоутворюючого і захисного газів при їх незмінному оптимальному співвідношенні, що отримано для обраних параметрів плазмотрона емпіричним шляхом і дорівнює величині $\sim 0,32$ при використанні аргону. Обмеження частоти імпульсного струму значенням $f_{\text{pc}} = 200 \text{ Hz}$ пов'язано з необхідністю пошуку оптимальних критеріїв якості з'єднань в діапазоні параметрів джерела, що не викликають швидкого зносу електрода і камери плазмоутворення плазмотрона і, як наслідок, порушення стаціонарного режиму зварювання.

Результати металографічних досліджень характерних зразків із серії зварних з'єднань, отриманих при відповідних діаграмі Рис.4.4 комбінаціях параметрів, представлені на Рис.4.5. Визначався характер неоднорідностей металу шва, навколошовної зони і основного металу оболонки при варіаціях залежностей τ_i / τ_p , відповідних різній частоті імпульсного струму, а також у разі зварювання постійним струмом прямої полярності при заданому значенні погонної енергії у всіх досліджуваних комбінаціях.

Металографічні дослідження, проведені на мікроскопі "NEOPHOT-32", ілюструють найбільшу структурну неоднорідність серії зразків, виконаних на постійному струмі прямої полярності (Рис.4.5, а). Мікроструктура шва по всьому його перерізу характеризується нерівномірністю і неспіввісністю кристалітів з розкидом їх розмірів по ширині: у лінії сплавлення - від 5 до

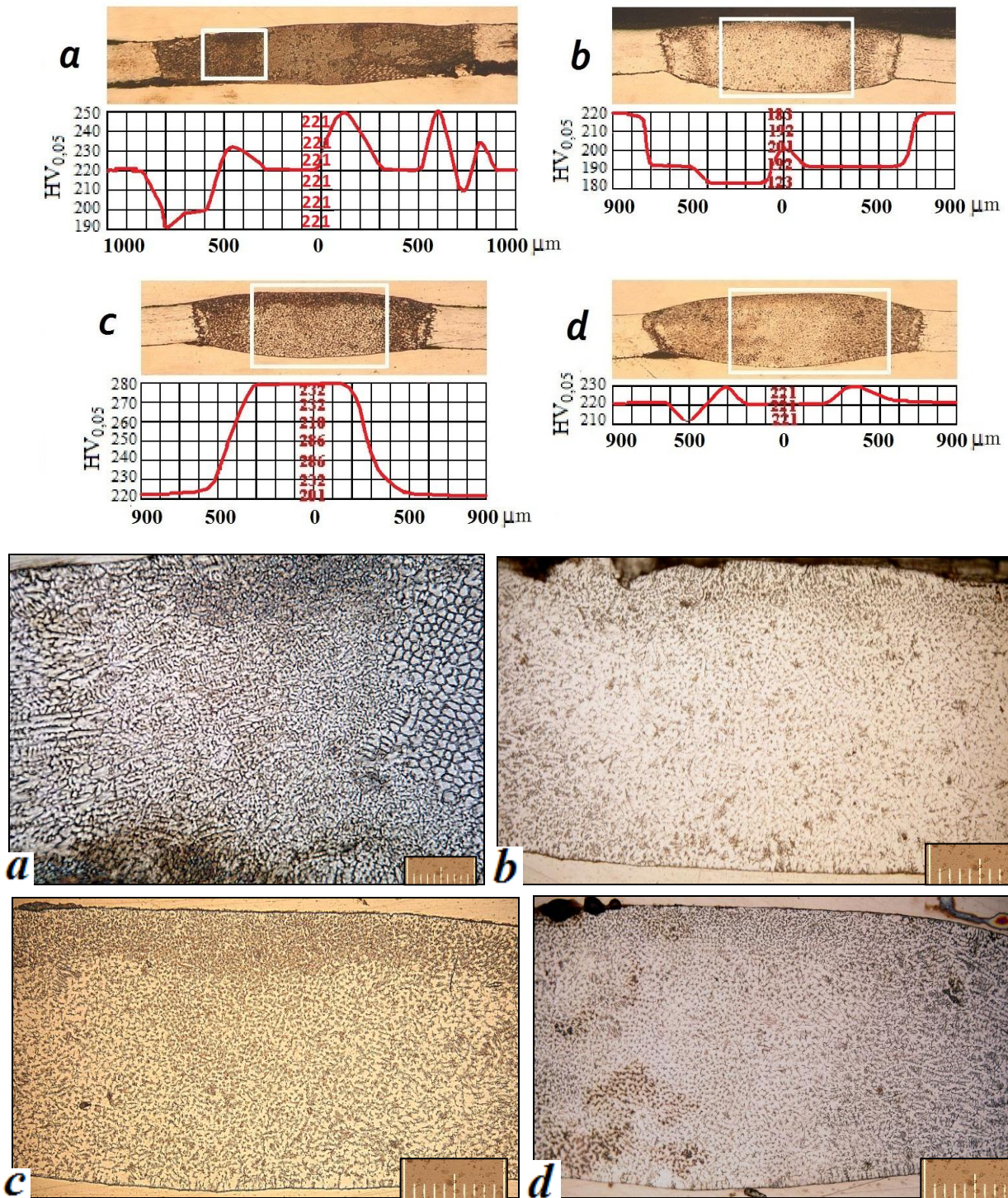


Рис.4.5 Результати металографічних досліджень і значення мікротвердості по осях швів серії зразків зварних з'єднань фольги товщиною 0,175 мм із сталі AISI 321, виконаних при рівних значеннях погонної енергії способом мікроплазмового зварювання на постійному струмі прямої полярності (а) і на імпульсному струмі частотою: 10 Hz (b), 100 Hz (c) і 200 Hz (d). На нульовій точці діаграм відзначені значення мікротвердості (HV) по вертикальній вісі швів (масштаб на рис. знизу 500 ×).

7,5 мкм, в центрі шва - $4 \div 5$ мкм і до 25 мкм у кореня шва. Коливання мікротвердості шва і перехідних зон, виміряної за Вікерсом на мікротвердомірі Лесо М-400, при зварюванні на постійному струмі так само є найбільшими - від 1920 до 2570 МПа при значенні параметра 2210 МПа для основного металу оболонки (Рис.4.5, a,b,c,d) .

Мікроструктура зразків, виконаних на імпульсному струмі з коефіцієнтом заповнення $D = 0,75$ при частоті 10 Hz (Рис.4.5, b), 100 Hz (c) і 200 Hz (d), характеризується значно більш високою однорідністю і співвісністю осередків при одночасному зменшенні коливань мікротвердості по горизонтальній вісі шва. Зокрема, в серії зразків (d, 200 Hz) зазначено найкращі поєднання досліджуваних параметрів - розмір рівновісних осередків відповідає діапазону $5 \div 7$ мкм у всьому перерізі шва, відхилення виміряної величини мікротвердості (Рис.4.5) у кожному з напрямків перерізу не перевищує 5% від її значення для основного металу.

При випробуваннях серії зразків на статичний розтяг та вигин, що моделювали дійсні умови експлуатації, зазначено наближення пружно-пластичних властивостей для основного металу та зварних з'єднань при збільшенні частоти імпульсного струму. Так, для характерного зразка стрічки AISI 321 товщиною 0,175 мм зі зварним швом, виконаним при імпульсному струмі $f_{PC} = 200$ Гц, тимчасовий опір розриву $\sigma_B = 724,5$ МПа, умовна межа плинності $\sigma_{0,2} = 256,5$ Мпа (Рис.4.6,(2)); для аналогічного зразка без зварного шва $\sigma_B = 699,7$ МПа, $\sigma_{0,2} = 259,2$ МПа (Рис.4.6,(1)). Різниця наведених характеристик не перевищує похибки вимірювання випробувальної системи MTS[®] 318.25, використаної для отримання експериментальних даних.

Характерна діаграма розтягнення для зразків, виконаних на постійному струмі прямої полярності, наведена на Рис.4.6,(3); тут $\sigma_B = 753,4$ Мпа та $\sigma_{0,2} = 289,3$ Мпа.

Зазначене вище унікальне поєднання технологічних і зовнішніх факторів при експлуатації КПО не дозволяє обмежитися стандартними методами контролю при оцінці якості її зварних з'єднань. Вакуум космічного простору,

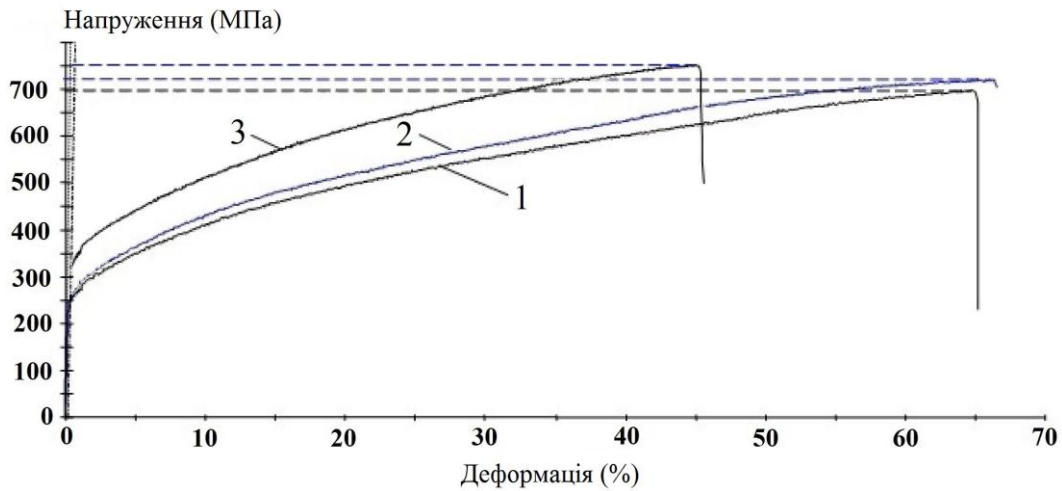


Рис.4.6. Діаграми розтягнення зразка фольги товщиною 0,175 мм зі сталі AISI 321 без зварного шва (1) та аналогічних зразків, виконаних на імпульсному струмі $f_{PC} = 200$ Hz (2) та на постійному струмі прямої полярності (3)

що викликає в сукупності з впливом радіації десорбцію елементів матеріалу оболонки, може лише умовно вважатися хімічно нейтральним зовнішнім середовищем; при переході світлотіньових кордонів на поверхні конструкції можливе утворення конденсату з включеннями активних речовин, присутніх у власній зовнішній атмосфері базового для КПО космічного апарату. Неприпустимі з цієї причини прояви міжкристалітної корозії, пори і мікротріщини можуть бути визначені можливостями оптичної мікроскопії, а також запровадженими на різних стадіях виготовлення КПО капілярним, вихрострумовим аналізом та гелієвою пробою. Тим не менш, тривалість дії зазначених зовнішніх чинників (до кількох років), циклічні деформації від коливань температур з діапазоном до 275°C , а також власне вплив високих і низьких температур вимагають прогнозування усталеності властивостей зварних з'єднань шляхом їх поглибленого вивчення на всіх структурних рівнях. При оцінці якості зварних з'єднань реалізовано комплексний методичний підхід до досліджень зварних з'єднань на макро- і мікрорівні, що пройшов успішну апробацію в ІЕЗ ім. Є.О.Патона.

Заключною стадією оцінки якості зварних з'єднань фольгових матеріалів були дослідження їх тонкої структури, засновані на уявленні про визначальний вплив структурно-фазового стану металу з'єднання на його фізико-механічні властивості. При дослідженнях дислокаційних структур, дислокаційної щільності і рівномірності її розподілу, у тому числі при вивченні структурних умов, які сприяють появі локальних внутрішніх напружень в металі шва, використовувався метод просвічувальної мікродифракційної електронної мікроскопії (JEM-200CX, "JEOL"). Були досліджені групи зразків зварних з'єднань, відповідних комбінаціям параметрів b і d (Рис.4.7, Рис.4.8). Так, для зразків групи (d) (частота імпульсного струму 200 Гц) в основному металі спостерігається рівномірний розподіл дислокаційної структури з невисокою щільністю в об'ємах зерен (ρ до $\sim 10^9 \text{см}^{-2}$). Внутрішня субструктура має розміри $\sim 7 \div 10$ мкм, в обсягах зерен і в зонах у міжзеренних границь спостерігаються виділення дисперсних фаз розміром $d_{\text{ч}} = 0,14 \dots 0,3$ мкм. Далі, в металі шва зразків групи (d) відзначена невисока щільність дислокацій в обсягах зерен ($\rho \sim 10^9 \div 2 \times 10^9 \text{см}^{-2}$) при рівномірному їх розподілі. Уздовж міжзеренних границь спостерігається (Рис. 4.7, а, б) незначне підвищення щільності дислокацій, яка складає $\rho \sim 4 \dots 6 \times 10^9 \dots 10^{10} \text{см}^{-2}$. Субструктурні області загалом рівновісного типу, розміром $5 \dots 10$ мкм, а в об'ємах зерен і у міжзеренних границь спостерігаються виділення одиничних дисперсних фаз розміром $d_{\text{ч}} = 0,14 \dots 0,2$ мкм, при цьому, їх кількість знижено в порівнянні з основним металом. Для ЗТВ зразків групи (d) (Рис. 4.7, в, г) характерна в основному равновісна зеренна ($D_z = 7 \dots 25$ мкм) та субзеренна структура ($D_c = 6 \dots 12$ мкм) при рівномірному розподілі щільності дислокацій ($\rho \sim 2 \dots 3 \times 10^9 \dots 2 \times 10^{10} \text{см}^{-2}$); відзначається формування окремих ділянок двійникових структур (Рис.4.7, в, г).

Далі, в металі шва зразків групи (b) (частота імпульсного струму 10 Гц) формуються зерна подовженої форми (Рис. 4.8, а), градієнт за величиною зерна $h \times l = 5 \dots 7 \times 12 \dots 38$ мкм. і субзерна дисперсного розміру до $h \times l = 0,35 \dots 0,71 \times 1,7 \dots 2,5$ мкм і більших розмірів до $\sim 2,5 \dots 4 \times 6 \dots 12$ мкм. У металі шва

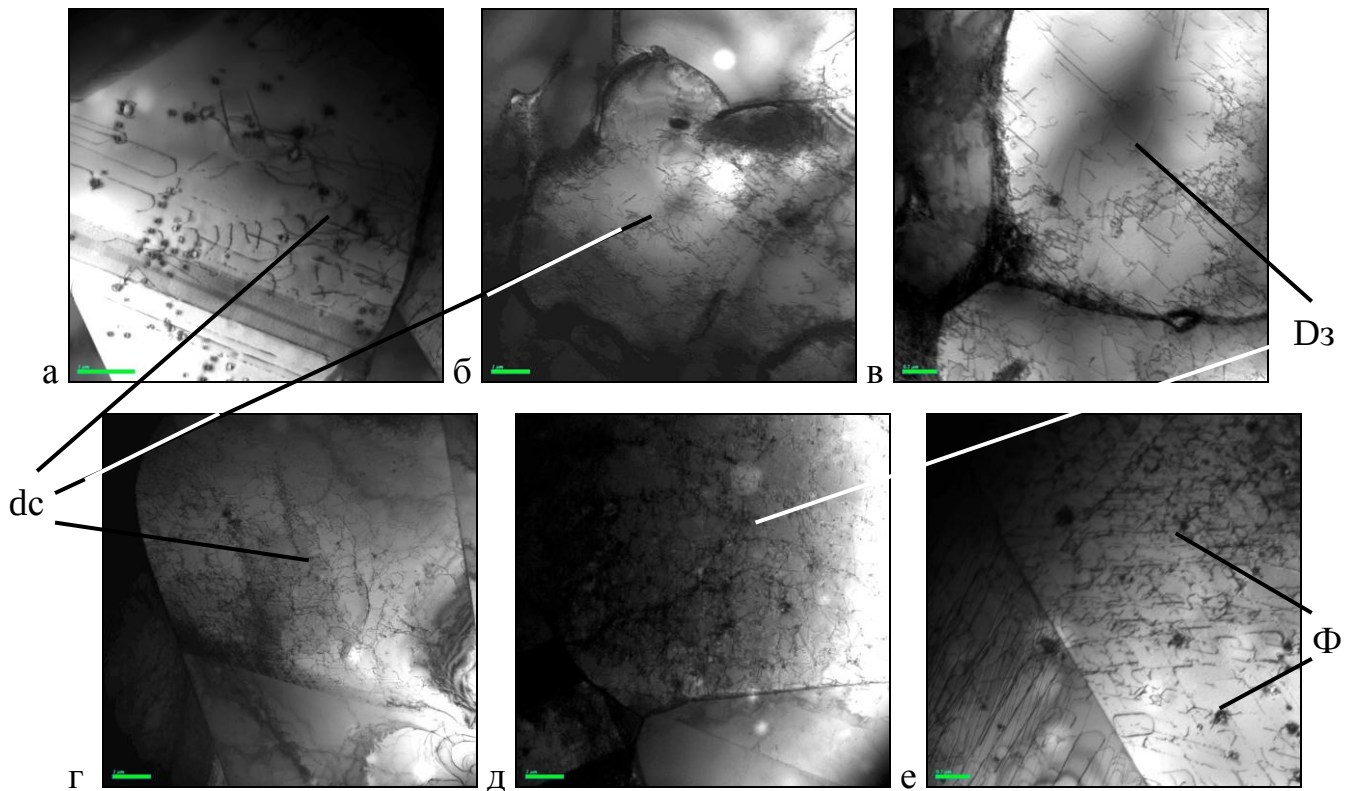


Рис. 4.7 Рівновісна зеренна та субзеренна мікроструктура зразків групи (d) (частота імпульсного струму 200 Гц); основний метал (а, $\times 10000$; е, $\times 10000$); метал шва (б, $\times 7000$; в, $\times 15000$) і ЗТВ (г, $\times 7000$; д, $\times 15000$); d_c (мкм) - розмір субзеренної структури; D_z (мкм) - розмір зерна; Φ - фазові виділення ($d \sim 0,14 \div 0,3$ мкм) в об'ємах зерен (відсутні в металі шва і ЗТВ)

спостерігається градієнт по щільності дислокацій: $\rho \sim 10^9 \dots 4 \times 10^9 \text{ см}^{-2}$ у внутрішніх обсягах зерен, а у міжзеренних границь $\rho \sim 4 \times 10^{10} \dots 10^{11} \text{ см}^{-2}$, в порівнянні з металом шва зразків групи (d). Слід підкреслити, що в металі шва зразків групи (b), як і в зразках групи (d), в об'ємах зерен і у міжзеренних границь спостерігаються виділення одиничних дисперсних фаз розміром $d_c = 0,14 \dots 0,22 \text{ мкм}$ (у порівнянні з основним металом їх кількість зменшується). У металі шва зразків групи (b) утворюються фазові прошарки, як на кордонах, так і в об'ємах зерен, розміром $h \times l = 0,2 \times 1 \text{ мкм}; 0,25 \times 5 \text{ мкм}; 1,3 \times 1,7 \text{ мкм}$ (Рис. 4.7, б). У ЗТВ зразків групи (b) (Рис. 4.7, в, г) спостерігається формування структур з чітко вираженою протяжною формою $h \times l = 4 \dots 6 \times 10 \dots 14 \text{ мкм}$. Також як і в металі шва зафіксовано збільшення щільності дислокацій в порівнянні із

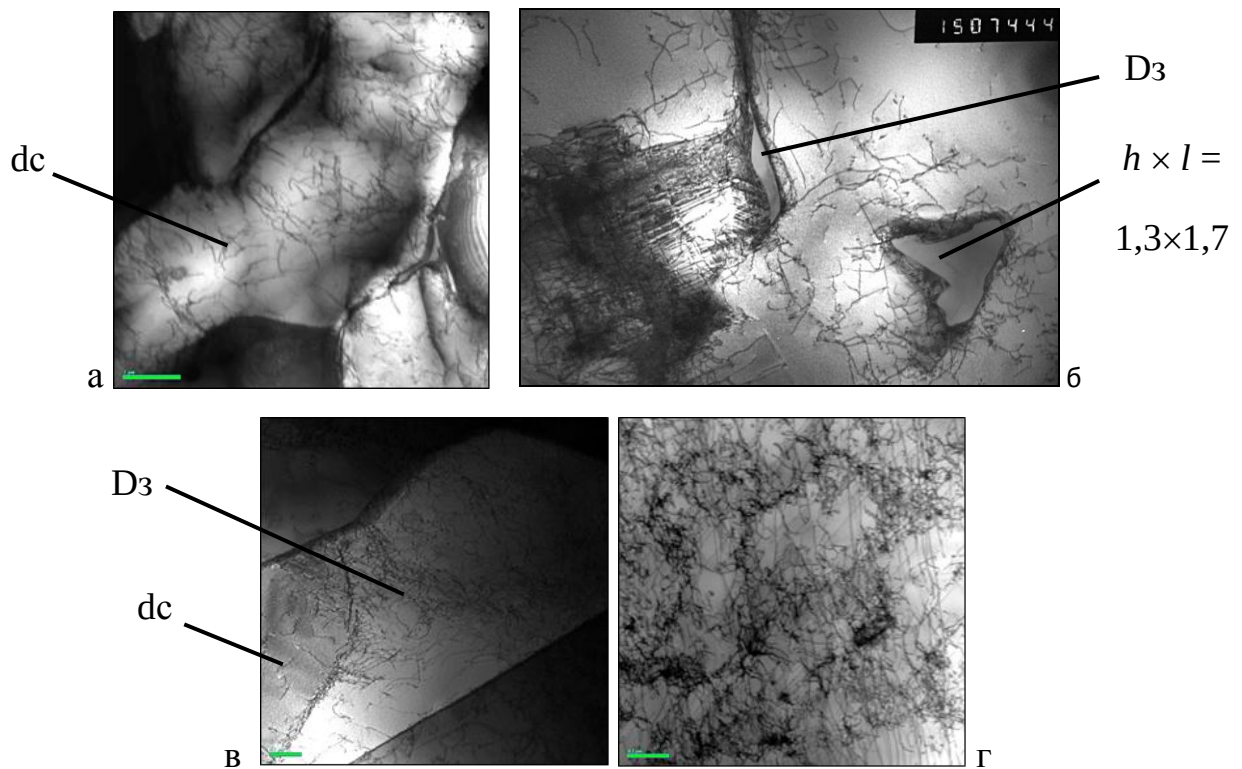


Рис. 4.8 Зеренна (D_3) і субзеренна (D_c) структури металу шва зразків групи (b) (a, $\times 15000$); мікроструктура і розподіл фазових прошарків у металі шва при їх внутріоб'ємному та зеренномежовому утворенні (б, $\times 15000$); протяжність зерен і субзеренної структури при дислокаційних скупченнях уздовж міжзеренних границь в металі ЗТВ (в, $\times 15000$; г, $\times 20000$)

разками групи (d) - $\rho \sim 2 \times 10^9 \dots 6 \times 10^9 \text{ см}^{-2}$ - в об'ємі зерен і $\rho \sim 5 \times 10^{10} \dots 10^{11} \text{ см}^{-2}$ - у міжзеренних кордонів. У ЗТВ також формуються ділянки двійникових структур.

Таким чином, оптимальність режимів зварювального процесу зразків групи (d), висновок про яку був зроблений раніше на підставі металографічних досліджень і порівняльного визначення мікротвердості нероз'ємних з'єднань (Рис.4.5), а також визначенні їх фізико-механічних властивостей (Рис.4.6), повною мірою підтверджується результатами дослідження дислокаційних структур характерних груп зразків. Зокрема, відзначається повна кореляція результатів визначення розмірів субзерен, розмірів і об'ємної частки фазових виділень, а також щільності дислокацій і характеру її розподілу при

досліджуваних режимах зварювання, і результатів проведених раніше досліджень на макрорівні. На заключному етапі вивчення тонких структур нероз'ємних з'єднань були проведені дослідження для з'єднань групи (d), попередньо підданих характерним зовнішнім навантаженням - деформації вигином, що відповідає умовам вигинання шва оболонки КПО при прямому і зворотному об'ємному деформуванні. Для металу шва отриманих зразків (група D) характерна неоднорідність за розмірами субструктур (Рис.4.9, а) від 4...5 мкм до 10мкм, підвищення щільності дислокацій при рівномірному їх розподілі $\rho \sim 5 \times 10^{10} \dots 10^{11} \text{см}^{-2}$; зафіксовано формування структур двійникування (Рис.4.9, б). У ЗТВ зразків групи D (Рис.4.9, в) спостерігається формування субструктур і двійників більших розмірів в порівнянні з металом

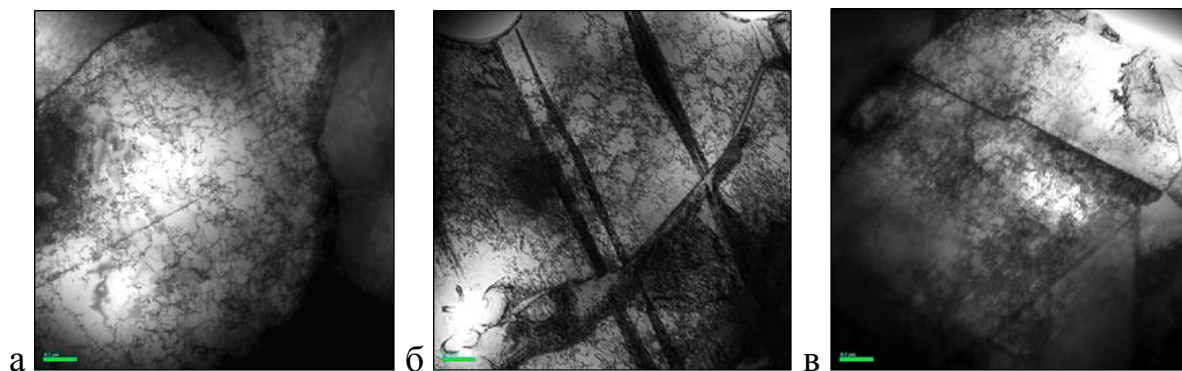


Рис. 4.9 Зеренна і субзеренна структури металу шва зразків групи (D) (а, $\times 15000$); формування структур двійникування в металі шва (б, $\times 10000$) і ЗТВ (в, $\times 15000$)

шва при певній нерівномірності їх розмірів ($D_C = 4 \dots 12 \text{мкм}$). Як і в металі шва, спостерігається підвищення загальної щільності дислокацій до $\rho \sim 6 \times 10^{10} \dots 2 \times 10^{11} \text{см}^{-2}$. Тим не менш, величини зазначених неоднорідностей менші, ніж для аналогічних характеристик зразків групи (b), що не піддавалися характерним зовнішнім навантаженням. Як узагальнення можна зазначити, що перехід від режимів зварювання групи (d) до режимів групи (b) сприяє: а) появі значної нерівномірності зеренної і субзеренної структури за розмірами і по протяжності їх формування;

б) утворення витягнутих зерномежових і внутріоб'ємних фазових виділень;
в) формуванню градієнтів по щільності дислокацій (між їх внутризеренним розподілом і уздовж міжзеренних границь).

Для зразків групи (d) після умов жорстких зовнішніх навантажень характерно формування структур двійникування як в металі шва, так і в металі ЗТВ при збільшенні загальної щільності дислокацій. Тим не менш, протяжність структур двійникування і щільності дислокацій не носять критичного характеру і не перевищують аналогічних параметрів для зразків групи (b), що дозволяє зробити остаточний висновок про оптимальність параметрів (d) [17].

Результати досліджень (Рис.4.7, Рис.4.8, Рис.4.9) дозволяють зробити висновок про зниження локалізованих деформацій і структурних напружень в зразках, виконаних при використанні імпульсного струму з більшою частотою. Узагальненим результатом досліджень є висновок про можливість поєднання критеріїв якості розглянутих нероз'ємних з'єднань в діапазоні параметрів зварювального процесу, що відповідають частотам імпульсного струму зварювання $f_{pc} = 100 \div 200 \text{ Hz}$.

Наведене у попередньому розділі рішення задачі стійкості багатосекційної КПО космічного призначення і розрахункова оцінка її деформативності дозволили визначити вимоги до конфігурації і жорсткості зварних з'єднувальних елементів конічних секцій, особливо, елементів меншого діаметру, що піддані найбільшій питомим навантаженням. Функціональне призначення кільцевих зварних з'єднань не обмежується підтримкою цілісності, механічної міцності і вакуум-щільності багатосекційної довгомірної конструкції; необхідні демпфувальні властивості останньої можуть бути забезпечені особливостями профілю конічних поверхонь КПО в поєднанні з жорсткістю кільцевих з'єднувальних елементів. Зварювання конічних секцій по периметрах основ об'єднує їх суміжні фланцеві відбортування (Рис.2.1, (F)) в єдиний елемент жорсткості - кільцевий шпангоут, ефективність якого залежить більшою мірою від ширини кільця, а не від його сумарної товщини, а також від характеру зварного з'єднання (див. результати розрахунків Рис.2.11, Розділ 2). Так, варіант розрахунку №1 на Рис.2.11 (з'єднання секцій без кільцевих

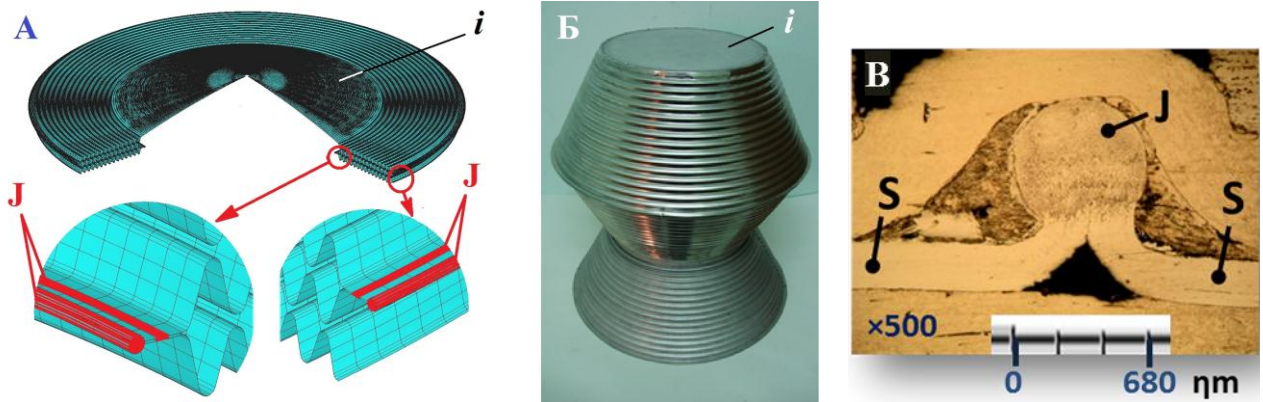


Рис.4.10 Модель КПО з трьох гофрованих дисків, лабораторний зразок даної конструкції в розкритому стані (Б) і мікрошліф зварного з'єднання (J) двох суміжних конічних секцій КПО (S) із сталі AISI 321 товщиною 0,175 мм без кільцевого шпангоута (в). На (А) зображені моделі сегментів конструкції з внутрішнім і зовнішнім кільцевими зварними з'єднаннями (J); і – замикальний елемент (денце)

шпангоутів) відповідає стиковому з'єднанню з відбортунням, отриманому методом мікроплазмового зварювання (Рис.4.10, в), а необхідний запас деформативності і міцності КПО може забезпечуватися при об'єднанні суміжних відбортунь конічних секцій товщиною 0,175 мм в єдиний елемент жорсткості (кільцевий шпангоут), відповідний варіанту №3 представленого вище розрахунку. Зокрема, в розглянутій КПО при зварюванні відбортунь меншого діаметру з розрахунковою шириною 5 мм на спеціально розроблених ротаційних пристосуваннях (Рис.4.11,(1),(2)) необхідний результат може бути досягнутий застосуванням комбінованого шва - прорізного з фіксацією вісі плазмотрона по нормалі до площини фланця, а потім торцевого, при орієнтації вісі плазмотрона по лінії радіуса плоского гофрованого диску. Схема об'єднання відбортунь в шпангоути в лабораторному зразку, що складається з трьох гофрованих дисків, аналогічних Рис.2.1,б, показана на Рис.4.10. Наведені моделі сегментів ілюструють схему виконання зварних з'єднань, що дозволяє зв'язати периметри конічних секцій в жорсткий кільцевий елемент конструкції. Вакуум-щільні з'єднання торцевої конічної секції з замикальним елементом

(денцем), що має товщину матеріалу $\Delta = 6 \div 8 \delta$, де δ – товщина матеріалу оболонки конструкції, реалізується попереднім зварюванням периметру секції з кільцем проміжної товщини $\delta_1 = \frac{\Delta + \delta}{2}$.

Кільцеві зварні з'єднання конічної КПО, на відміну від прямолінійних швів конструкції, не зазнають значних технологічних і експлуатаційних деформацій і мають незначні навантаження від внутрішнього надлишкового тиску розкриття, що не перевищує величини 50 кПа. З'єднання можуть бути виконані мікроплазмовим методом в імпульсному режимі за умови коригування схеми подачі захисного газу для торцевих швів.

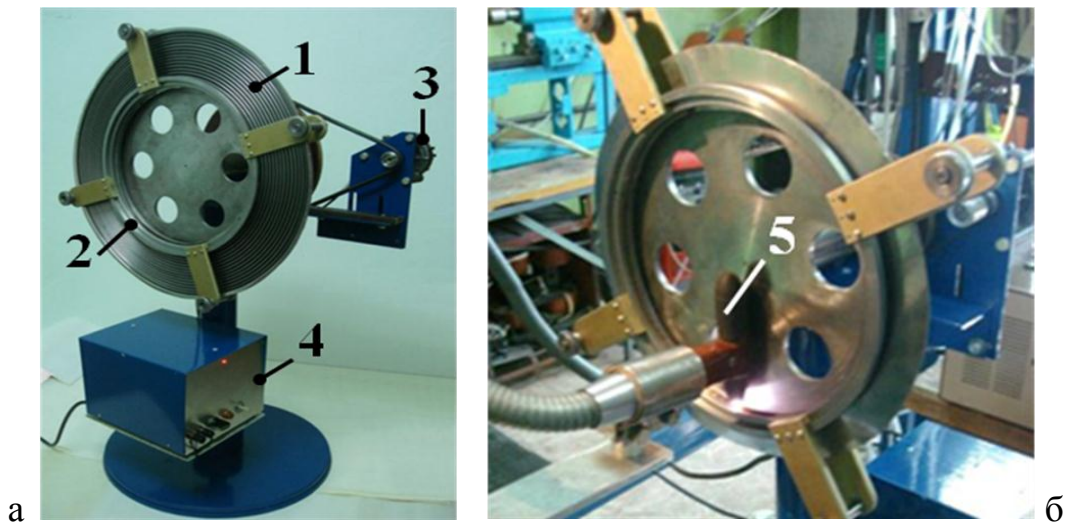


Рис.4.11-1 Ротаційне пристосування для зварювання внутрішніх кільцевих швів багатосекційної КПО (а) і процес мікроплазмового зварювання (б); пара зварюваних гофрованих дисків (1); кільцевий притиск внутрішнього контуру (2); двигун постійного струму (3) і електронний блок управління і стабілізації швидкості обертання двигуна (4); плазмотрон (5)

При виконанні описуваного етапу роботи були визначені і підтверджені експериментальним шляхом оптимальні умови формування нероз'ємних з'єднань перетворюваних оболонок з фольги марки AISI 321, поєднання фізико-механічних властивостей і структурних особливостей яких максимально

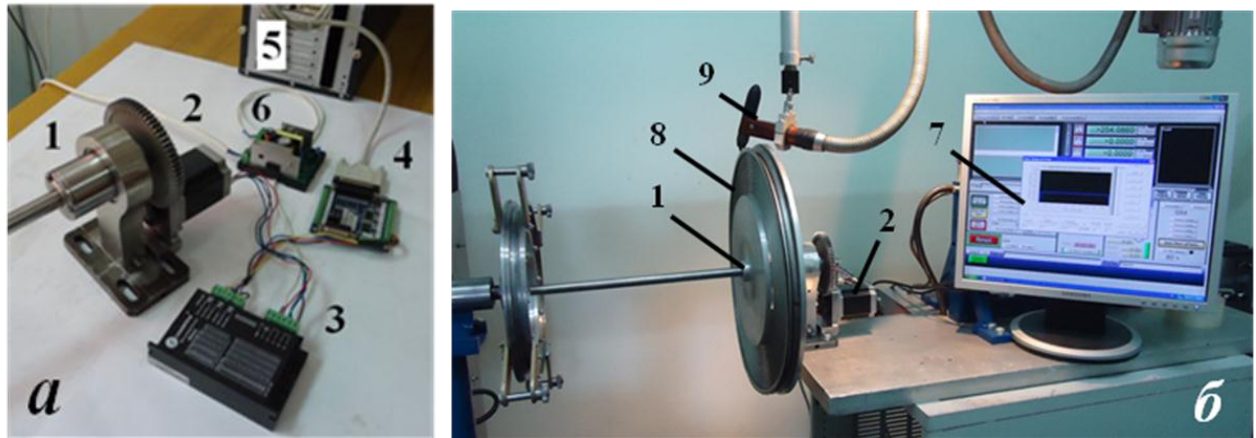


Рис.4.11-2 Ротаційне пристосування для зварювання зовнішніх кільцевих швів багатосекційної КПО (а) і процес мікроплазмового зварювання КПО (б); прецизійне складально-зварювальне оснащення (1) з кроковим двигуном обертання (2), драйвер крокового двигуна (3), комутований через електронну розв'язку (4) з LPT-портом керуючого комп'ютера (5); блок живлення (6); інтерфейс драйвера (програма управління Mach3CNC Controller) (7); зварювані гофровані диски (8) і плазмотрон (9)

наближене до аналогічних властивостей основного металу і дозволяє забезпечити робочі характеристики досліджуваної конструкції в екстремальних умовах експлуатації, а також створено комплекс технологічного обладнання, що забезпечує в умовах дослідного виробництва бездефектне мікроплазмове зварювання вакуум-щільних нероз'ємних з'єднань з фольгових матеріалів. Були остаточно визначені конструктивно-технологічні параметри багатосекційної КПО, включаючи з'єднувальні вузли конічних секцій; для підтвердження працездатності прийнятої конструктивної схеми проведено експериментальні дослідження кінетики розкриття серії лабораторних зразків, результати яких подані у Розділі 5.

5. Розробка та виготовлення лабораторного стенду із системою нагнітального та вакуумного регулювання для дослідження процесу перетворення багатосекційної оболонкової КПО конічного типу в умовах компенсації гравітаційного впливу (стенд розкриття та обезважування). Експериментальне отримання та дослідження циклограм прямого перетворення КПО в умовах зовнішнього атмосферного тиску

На завершальному етапі визначення оптимальної конструктивної схеми оболонкової КПО періодичного профілю було проведено наземний цикл випробувань конструкції, орієнтований, в першу чергу, на вивчення кінетики процесу розкриття в заданому часовому інтервалі і в умовах, з можливою достовірністю наближених до умов невагомості орбітального польоту. Конструкція вакуум-щільного контуру (Рис.5.1, К) дозволяє провести тестові розкриття довгомірної КПО в різних просторових положеннях, здійснюючи при необхідності її обезваження одночасно з моделюванням регламентованих вібраційних впливів та, за потребою, проведенням модального аналізу. Стандартні вакуумні випробування з імітацією теплових навантажень в умовах

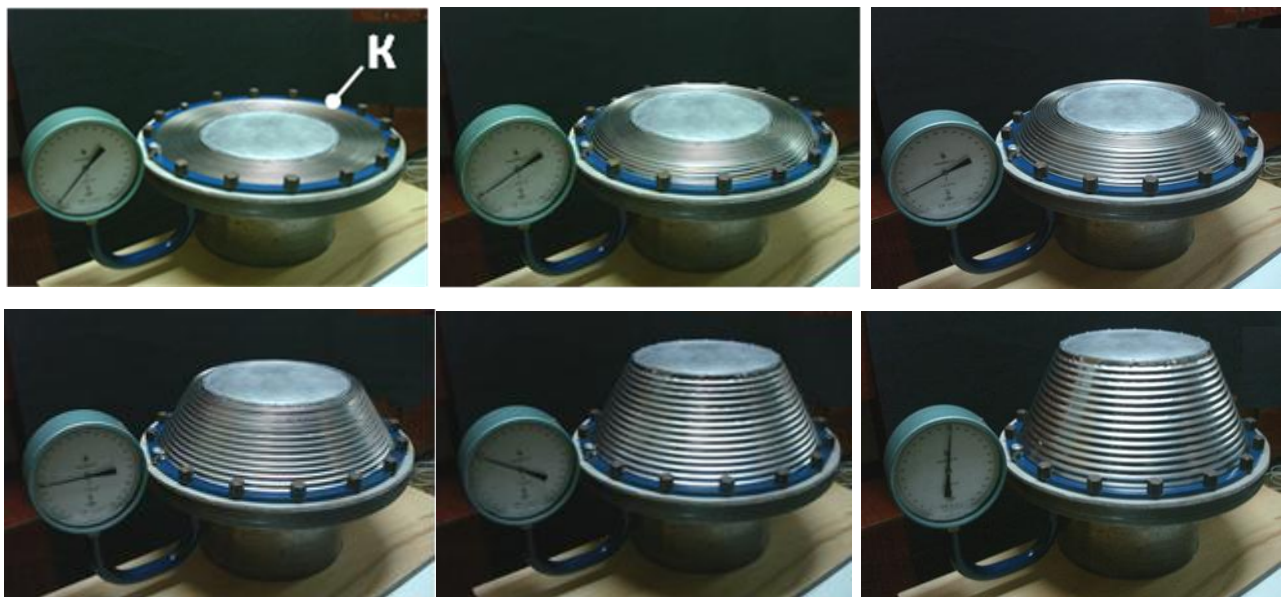


Рис. 5.1 Процес перетворення конічної КПО з найбільшим діаметром 400 мм. Матеріал - сталь AISI 321, $K_T = 32$; К - конструкція вакуум-щільного контуру. Криві зростання внутрішнього (формуючого) тиску представлені на Рис. 5.2

космосу, що дозволяють оцінити термооптичні властивості поверхні КПО і граничні температури, які на ній досягаються, на етапі лабораторно-відпрацювальних випробувань (ЛВВ) можуть бути успішно замінені вибіркоким дослідженням довільного фрагменту конструкції. При цьому, власне герметичність (вакуум-щільність) компактної багатосекційної оболонки може ефективно підтверджуватися сучасними засобами неруйнівного контролю. Перетворена до компактного стану герметична конічна оболонка розкривається за допомогою надлишкового тиску, створеного в її внутрішній порожнині. При розкритті тиск монотонно зростає в міру перетворення кожного наступного кільцевого гофру і досягає максимального значення на гофрі з найменшим діаметром. Величина максимального тиску розкриття КПО визначається більшою мірою пружно-пластичними властивостями її оболонки і характером профілю кільцевих гофрів, а не геометричними параметрами, які змінюються для обраного матеріалу у пропорційній залежності. Для різних конструктивних варіантів оболонок тиск розкриття зазвичай не перевищує значення 100 кПа при величинах критичних тисків, що досягають 500-600 кПа і

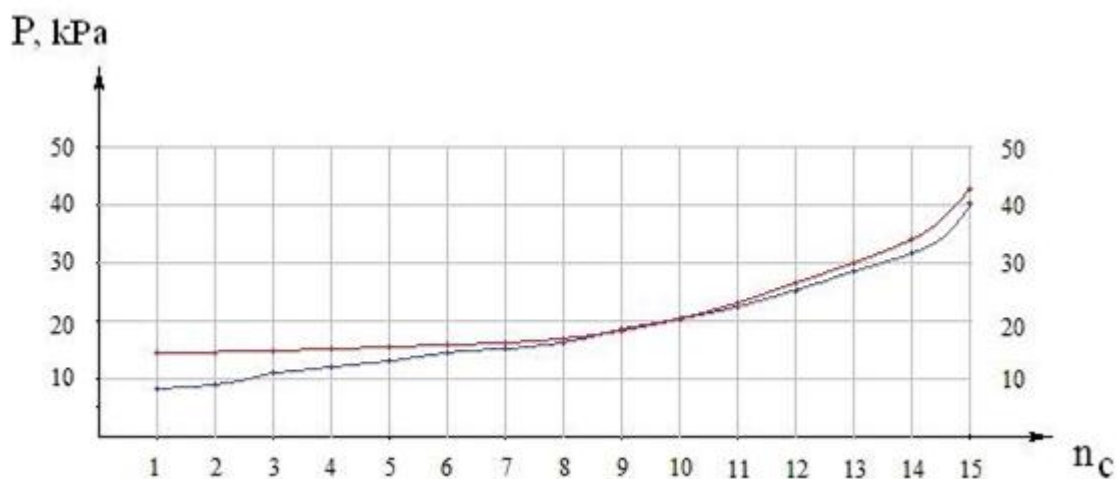


Рис. 5.2 Криві зростання тиску у внутрішній порожнині конічної КПО, отримані в результаті узагальнення результатів серії випробувань по розкриттю; P , [кПа] - тиск розкриття, n_c - послідовність кільцевих гофрів. Червоний графік - сталь AISI 321H, синій графік - сталь AISI 321; товщина - 0,175 мм, внутрішній об'єм оболонки в розкритому стані - 0,0135 м³. Напрямок осі абсцис відповідає зменшенню діаметра кільцевих гофрів.

вище. Важливо зазначити, що надлишковий тиск у внутрішній порожнині оболонки підтримується лише для здійснення процесу трансформації, і після розкриття конструкції до проектних розмірів її герметичність (вакуум-щільність) не є обов'язковою. Можна зазначити також малий рівень витрат енергії на перетворення оболонок; на Рис.5.1 представлені результати випробувань по розкриттю одиничного структурного елементу багатоконусної КПО. Максимальна величина тиску трансформації оболонки не перевищує значення 45 кПа, що дозволяє використовувати конструктивну можливість розкриття даної перетворюваної конструкції за допомогою, наприклад, тиску внутрішнього повітряного середовища Міжнародної космічної станції (МКС). Очевидно, що кінетика розкриття та динаміка зростання формуючого тиску (Рис.5.2) для одиничного структурного елементу і багатосекційної конструкції є еквівалентними, однак, обсяг необхідного газового середовища з надлишковим тиском в цих двох випадках відрізняється пропорційно кількості структурних елементів. Поданий на Рис.5.3 результат динамічного скінченно-елементного моделювання напружень в оболонці КПО з трьох конічних елементів (гофрованих дисків) в процесі розкриття, аналогічної рис.3.10,(А,Б), ілюструє зріст напружень (а,б) до стадії, що передує стану повного розкриття (Рис.5.3,с); максимальні величини еквівалентних напружень ($S_{\text{екв}} = 328 \text{ МПа}$) досягаються на ділянках сполучення конічних секцій конструкції (шпангоутах).

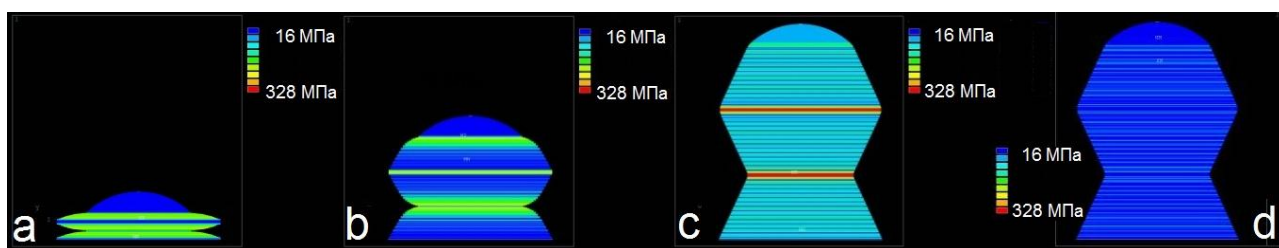


Рис. 5.3 Результати моделювання ізополів напружень в оболонці конструкції, аналогічній рис.3.10,(А,Б), в процесі розкриття.

За умови повного розкриття КПО (Рис.5.3, d) має місце перерозподіл напружень та зниження їх рівня до значень $S_{\text{екв.max}} = 42 \text{ МПа}$. Після зняття

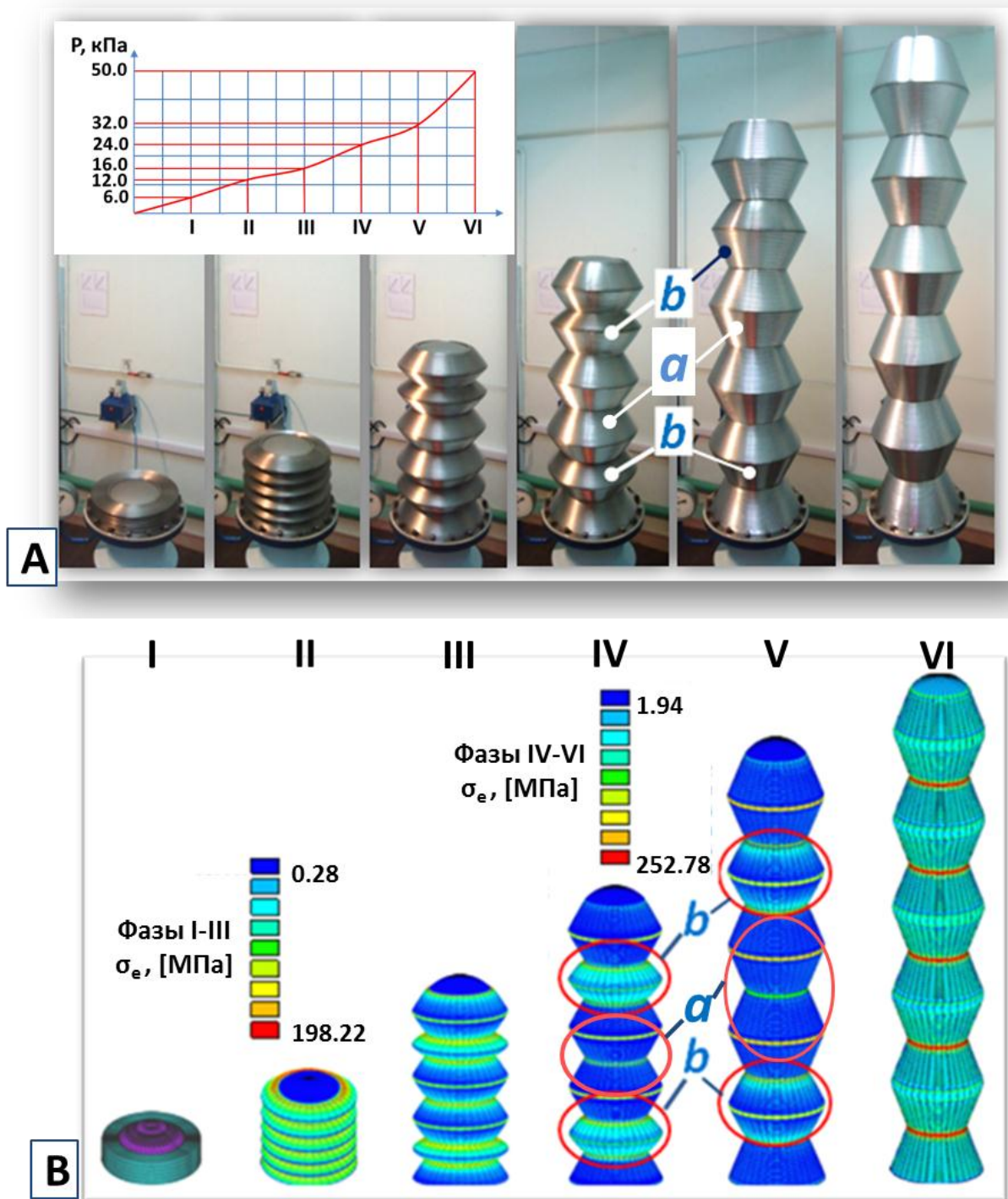


Рис. 5.4 Кінетика процесу розкриття КПО: експеримент по розкриттю (А) і результат динамічного скінчено-елементного моделювання процесу (Б). На шкалах ізополей показані еквівалентні напруження σ_e (МПа) в оболонці конструкції; а - конічні секції з кусочно-ламаним профілем твірної, б - конічні секції з формою профілю твірної, наближеної до теоретичної моделі формозмінення

навантаження від внутрішнього тиску розкриття величини напружень не перевищують значень $\sigma_{\text{екв. max}} = 16 \text{ МПа}$.

Початкові експерименти зі зварювання зразків сталевих фольг марки AISI 321 (12X18H10T) дозволяють зробити висновок про технологічну спроможність створення вакуум-щільних тонких перетворюваних оболонок, відповідних умовам поєднання обраних критеріїв якості із практичною відсутністю дефектів, та можливість подальшого переходу до етапу виготовлення дослідних та натурних зразків багатосекційної КПО.

На Рис.5.4 представлено експеримент по розкриттю КПО з 11 секцій з розрахунковими (штатними) параметрами з різним профілем складки структурних елементів (а – кусочно - ламаний профіль твірної, б - сіносоїдальний профіль твірної) і результат динамічного кінцево-елементного моделювання процесу розкриття еквівалентної конструкції (Рис.5.4, б) [18]. Порівняння моделі Рис.5.4, Б з реальним експериментом Рис.5.4, А підтверджує результат розрахунків, виражений в більш низьких значеннях еквівалентних напружень $\sigma_{\text{е}}$, (МПа) і сумарних величин лінійних переміщень U , (м), характерних для структурних елементів з профілем типу б . Таким чином, інтеграція в багатосекційну КПО структурних елементів (конічних секцій) з формою профілю, наближеною до теоретичної моделі формозмінення, дозволяє реалізувати процес керованого розкриття, при якому перетворення структурних елементів може починатися з боку вільного торця і завершуватися елементом, жорстко закріпленим на опорному контурі. Даний підхід дає можливість істотно знизити деформації КПО в процесі розкриття, викликані нерівномірним нагріванням її поверхні потоком сонячної радіації, а також напруження в зоні з'єднання опорної конічної секції, які мають найбільші в оболонці конструкції значення.

6. Дослідження багаторазової трансформації КПО

Перспективні завдання використання многоконусних КПО в якості висувних систем і корпусних конструкцій орбітальних космічних модулів пов'язані з

необхідністю їх подальшої утилізації, що вимагає відпрацювання механізму зворотної трансформації зі збереженням вихідної геометрії поверхні. Здатність жорстких оболонок перетворюваного об'єму до багаторазового відтворення стабільних геометричних параметрів узгоджується з основами методу регулярного ізометричного перетворення. Однак реальна металева оболонка після першого повторного циклу перетворення набуває хвилеподібні деформації в міжгофрових проміжках, які свідчать про місцеву втрати стійкості (Рис.6.1). Аналіз математичної моделі руху і результати проведених експериментів з перетворення елементів КПО дозволяють зробити висновок про причини втрати стійкості конічних оболонок, що піддаються зворотної трансформації створенням вакууму у внутрішньому просторі. Пряма трансформація оболонки відбувається поступово, починаючи з кільцевого гофру найбільшого діаметра, що зазнає найбільшого навантаження при умові постійного внутрішнього тиску в ході всього процесу. Навпаки, при зворотної трансформації будь-який з елементів поверхні розкритої оболонки КПО зазнає навантаження, приблизно відповідне до нормального атмосферного тиску, при цьому всі елементи поверхні починають рух одночасно. В ході процесу перетворення наростають локальні деформації в околах вершин кільцевих гофрів, зони їх локалізації об'єднуються, що призводить до загальної втрати

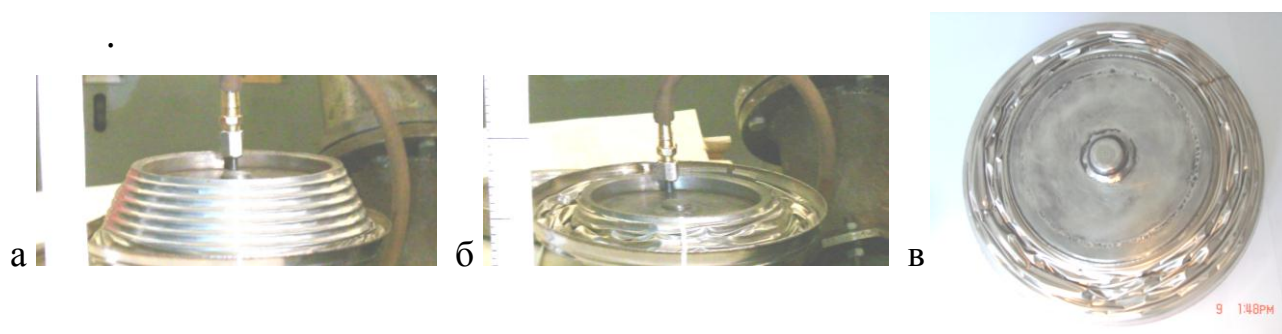


Рис.6.1. Зворотна трансформація конічної оболонки з синусоїдальним профілем твірної (матеріал - сталь AISI 321, товщина 0,15 мм); а - проміжна стадія перетворення, б - повна зворотна трансформація оболонки, в - зовнішній вигляд оболонки після повної зворотної трансформації.

стійкості конструкції і значних спотворень її поверхні.

Висновок про локальний характер деформації вигину на межі випинання і відповідних деформаціях серединної поверхні для досліджуваної тонкої оболонки підтверджується проведенням скінчено-елементним моделюванням напружень і деформацій в процесі об'ємного деформування. На Рис.6.2 показаний характер розподілу і величини еквівалентних напружень (VonMises) в оболонці КПО на стадії перетворення, що відповідає закінченню формування гофра; розрахункова модель відповідає стадії формування останнього гофра з найбільшим діаметром. Еквівалентні напруження на лицьових поверхнях знаходяться в прикордонній зоні пружності - пластичності, а на нейтральній поверхні в зоні сформованого гофра їх величини незначні (близько 28 МПа). На підставі наведених міркувань можна припустити, що одним з можливих варіантів зміни технології перетворення для реалізації багаторазової формозміни оболонки може бути зменшення радіуса заокруглення верхівок ребер матриці, що збільшує жорсткість залишкових кільцевих гофрів. При

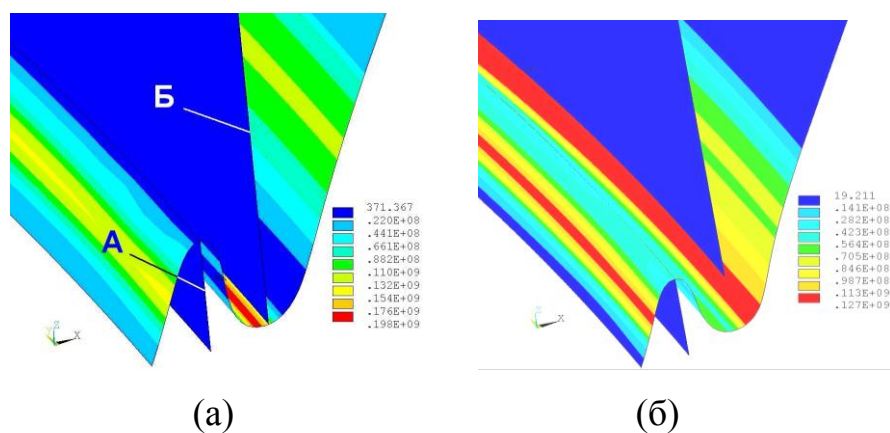


Рис.6.2. Характер розподілу і величини еквівалентних напружень в перетворюваній оболонці на кінцевій стадії формування гофра з синусоїдальним профілем. А - опорне ребро формуючої матриці; Б - ротаційний пуансон. (А) - серединна поверхня (етап навантаження), $S_{MAX} = 198$ МПа; (Б) - серединна поверхня на етапі розвантаження (відведення пуансона), $S_{MIN} = 14,1$ МПа; $S_{MAX} = 111$ МПа.

цьому зони максимальних пружно-пластичних деформацій локалізуються в околах вершин гофрів, зменшується число перехідних зон еквівалентних напружень, а синусоїдальний профіль конічної твірної наближається до виду кусково-ламаної кривої, що відповідає вихідній математичній моделі дзеркального відображення усіченої конічної поверхні. Таким чином, оболонка КПО може бути описана в класі кусково-регулярних поверхонь, а обмежені кільцевими гофрами фрагменти перетвореної поверхні можуть бути суміщені суперпозицією безперервного руху і дзеркального відображення з фрагментами вихідній конічної поверхні, обмеженими слідами січних площин. Сформульовані вище гіпотези були повністю підтверджені експериментами по зворотному перетворенню елементів конічної КПО зі змінним профілем бічної твірної. На рис.6.3, (а) представлено експериментальне пристосування (матриця) для формування конічних оболонок з діаметром більшого основи 225 мм і діаметром меншої основи 130 мм, кроком кільцевих ребер 3,0 мм при їх кількості $N = 16$. Дані розміри були вибрані з міркувань зниження

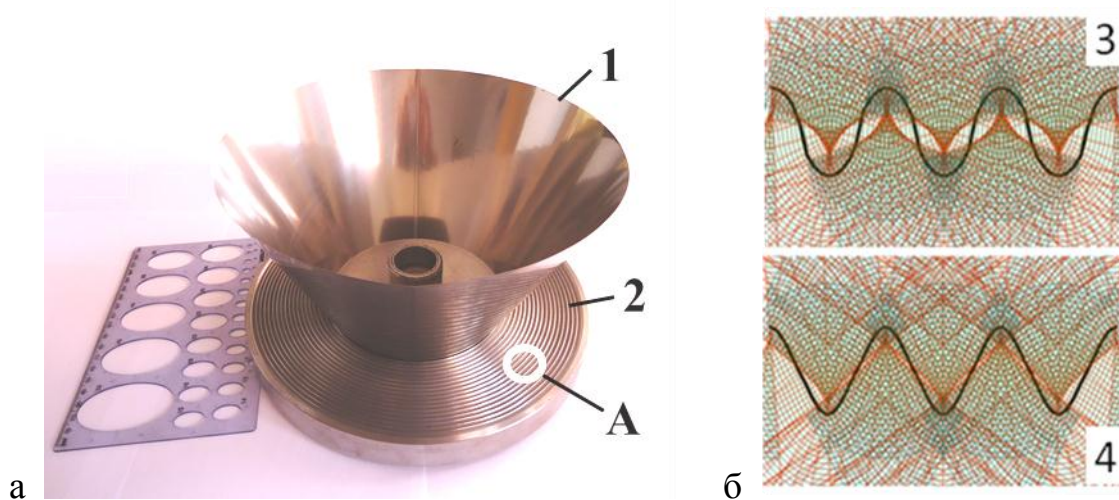


Рис.6.3. Конічна оболонка зі сталі AISI 321 з товщиною $\delta = 0,1$ мм, з діаметром більшої основи $D = 225$ мм і діаметром меншої основи $d = 130$ мм (1) на експериментальному ротаційному пристосуванні (матриці) (2) з кроком $b = 3,0$ мм (а); побудовані за допомогою системи Wolfram Mathematica® еквівалентні профілі перетворюваної оболонки з синусоїдальною і кусково-ламанною формою твірної

матеріаломісткості дослідного формуючого оснащення і дослідної перетворюваної оболонки, при цьому, були пропорційно зменшені щодо досліджуваної оболонки діаметром $D = 400$ мм всі параметри, за винятком числа ребер матриці і кількості кільцевих гофрів. На Рис.6.4, а, б показані стадії зворотної трансформації виготовленого фрагмента конічної КПО з сімома гофрами і кусково-ламаним профілем твірної, відповідним Рис.6.3, (б 4). Експеримент продемонстрував перетворення фрагмента конічної КПО до вихідної форми плаского гофрованого диска без локальної втрати стійкості, яка привела до незворотних деформацій оболонки з синусоїдальним профілем (експеримент Рис.6.1).

Експерименти з масштабними моделями оболонок дозволили відпрацювати режим формування профілю Рис.6.3, (б 4) і відповідну йому траєкторію руху ротаційного пуансона, використані згодом при виготовленні експериментальної серії штатних оболонок зі сталі AISI 321 ($D = 400$ мм) с товщиною $\delta = 0,175$ мм і кроком гофрів $b = 5,0$ мм, які повністю відповідають параметрам структурних елементів штатної конструкції, в тому числі кількості гофрів і, відповідно, коефіцієнту трансформації $K_T = 32$, але розрізняються профілем кільцевих гофрів. Конічні секції КПО з кусково-ламаним і синусоїдальним профілем при зворотному перетворенні в еквівалентних

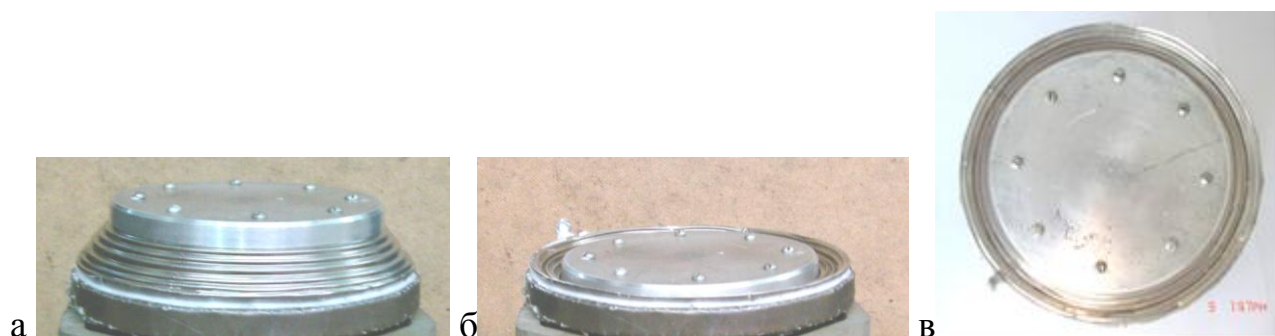


Рис.6.4 Зворотна трансформація конічної оболонки з кусково-ламаним профілем твірної (матеріал - сталь AISI 321 з товщиною $\delta = 0,1$ мм); а - проміжна стадія перетворення, б - повна зворотна трансформація, в - зовнішній вигляд оболонки після повної зворотної трансформації.

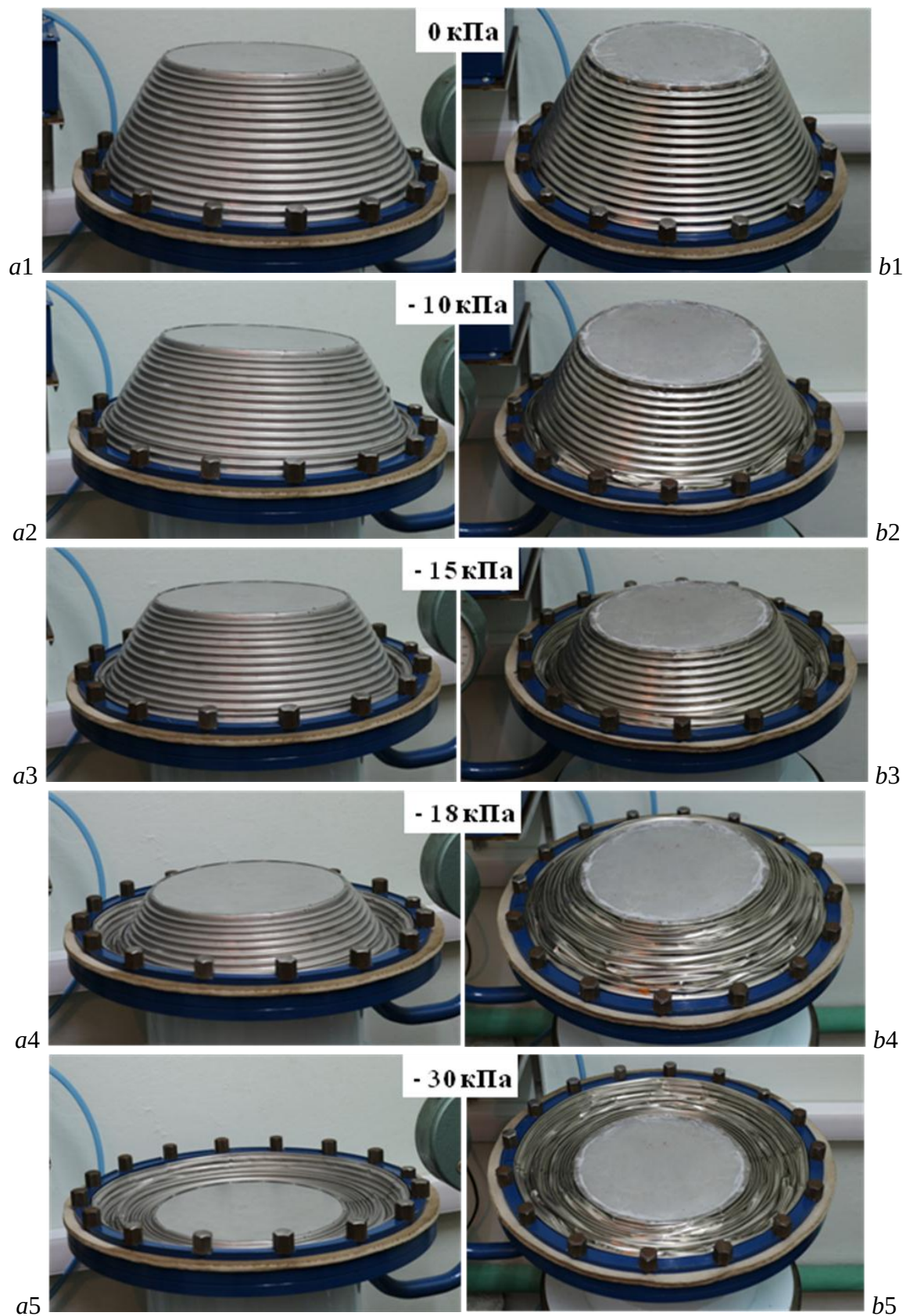


Рис.6.5 Експеримент по зворотній трансформації серії оболонок зі сталі AISI 321 с товщиною $\delta = 0,175$ мм з більшим діаметром $D = 400$ мм; оболонка з кусково-ламаним (а) і синусоїдальним (б) профілем твірної

умовах показали якісну відмінність характеру об'ємного деформування (Рис.6.5); на групах слайдів відзначена величина розрідження (кПа), відповідна стадії перетворення оболонок. Так, на секціях серії (b) фрагменти локальної втрати стійкості («схлопування») оболонки по всьому периметру були відзначені при величині розрідження у внутрішній порожнині в $P = -10$ кПа (Рис.6.5, Б2). При подальшому збільшенні розрідження зони локальної втрати стійкості об'єднувалися, що при $P = -18$ кПа призвело до незворотних деформацій всієї поверхні оболонки у вигляді несиметричних зламів і часткової втрати її герметичності у вузлах численних переломів. В експерименті з секціями серії (A) при рівних значеннях розрідження у внутрішній порожнині (Рис.6.5, A) в процесі зворотного перетворення локальна втрата стійкості не



Рис.6.6 Оболонки типу *a* (зліва) и *b* (по Рис.6.5) після повторного розкриття внутрішнім тиском 10 кПа; замикальний елемент (денце) знято

була зафіксована, при цьому, об'ємне деформування було завершено при практичній відсутності спотворень поверхні (Рис.6.5, A5). Після завершення експерименту секції типів (A) і (Б) були повторно розкриті за допомогою надлишкового тиску у внутрішній порожнині $P = 15$ кПа (Рис.6.6). Величина тиску була критичною для секції (Б), місця точкової розгерметизації оболонки якої набули характеру протяжних розривів.

Проведені експерименти на зразках свідчать про можливість повторної трансформації КПО з конструктивними елементами конічного типу і вимагають проведення розрахунків впливу розглянутої форми профілю складки оболонки на характер деформацій і величини максимальних напружень в багатосекційній конструкції в умовах дії ФКП.

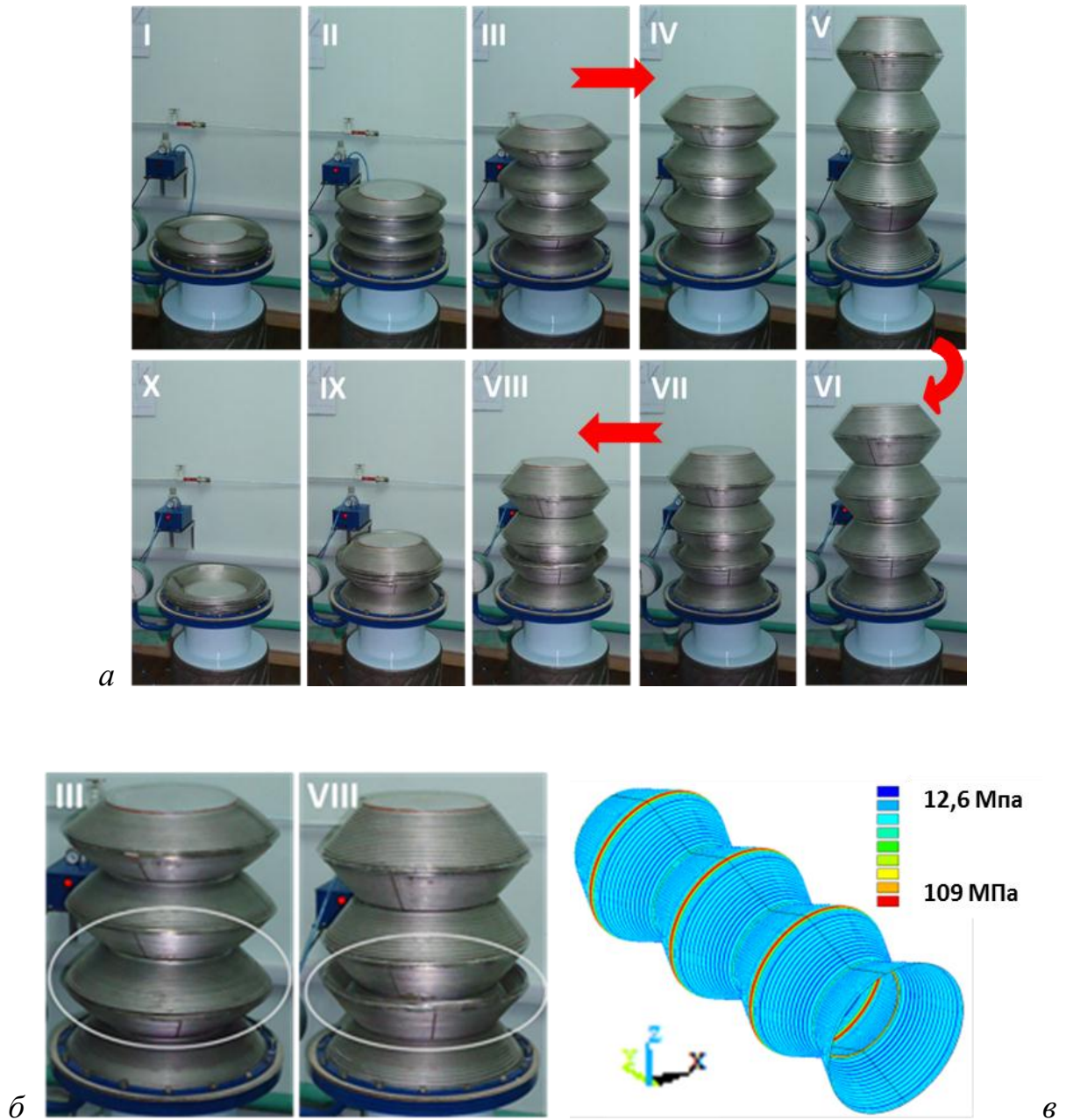


Рис.6.7 Експеримент по прямій і зворотної трансформації КПО довжиною $L = 1190$ мм з секціями, аналогічними рис.6.6, а, б, і ізополя σ_e для стадії «V» ($P = 36$ кПа) (в)

Для експериментального дослідження поведінки оболонки КПО при зворотному перетворенні був виготовлений дослідний зразок конструкції з довжиною $L = 1190$ мм з 7 секцій, аналогічних Рис.6.6, а. Процес зворотного складання представлений на Рис.6.7, а, ізополя еквівалентних напружень на стадії «V» в стані повного розкриття - на Рис.6.7, в, крива тиску - на Рис.6.8. Як видно, максимальні напруження в зонах кільцевих зварних з'єднань (шпангоутів) більшого радіусу складають близько 50% від значення умовної межі плинності для матеріалу оболонки. Разом з тим, підвищена кільцева жорсткість гофров більшого радіусу в районі шпангоута призводить до виникнення ефекту схлопування (стадія розкриття «III» і відповідна їй стадія складання «VIII», Рис.6.7, б), при якому зворотне перетворення відбувається не послідовно, починаючи з складки більшого радіусу, а з деякого довільного гофра з найменшою кільцевою жорсткістю, яка може бути обумовлена

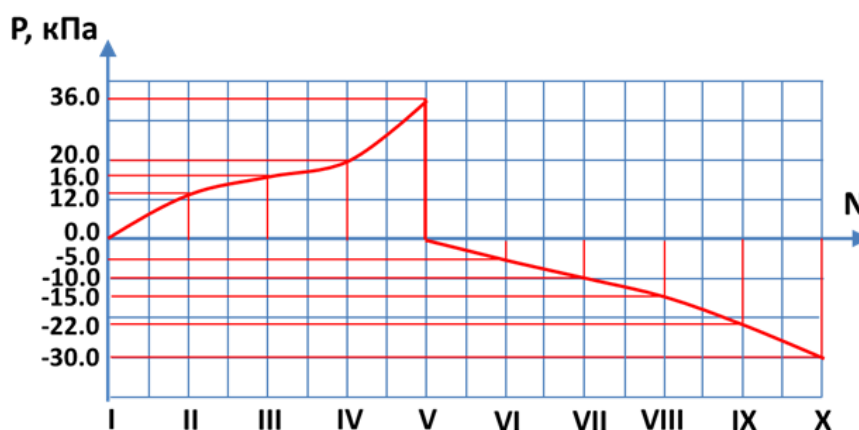


Рис.6.8. Крива тиску для стадій N, (I - X) по рис.6.7, а

початковими геометричними недосконаlostями вихідної конічної заготовки або девіаціями технологічного процесу складання. В результаті фрагмент оболонки між шпангоутом і першим «складеним» гофром залишається неперетвореним, що має певний негативний вплив на кінцеву компактність КПО (див. Рис.6.7, стадії «I» і «X»). Уникнути виникнення подібного ефекту можливо, послідовно змінюючи в незначних межах радіус твірних гофрів в міру зменшення їх загального радіусу; визначення виникаючих при цьому

взаємозв'язків геометричних і жорсткісно-міцнісних характеристик КПО може являти предмет перспективних досліджень.

Очевидно, що продемонстрована можливість модифікації базових функціональних властивостей багатоконусної КПО пов'язана також з деякою зміною її жорсткості та міцності і здатності сприймати навантаження в робочому, тобто розкритому стані. Стислий аналіз впливу геометричних особливостей багатоконусної оболонки, здатної до зворотного перетворення, на її несну здатність наведено в Розділі 7.

7. Дослідження термооптичних властивостей обраних конструкційних матеріалів перетворюваних оболонок методами оптичної пірометрії. Розробка методики коригування термооптичних властивостей поверхні трансформованої оболонки, здатних забезпечити мінімально можливі рівні температурних деформацій КПО кінцевого типу в умовах дії факторів космічного простору (ФКП). Моделювання напружень та деформацій в довгомірній конструкції перетворюваного об'єму за умови використання конструкційних матеріалів її оболонки із різними термооптичними властивостями.

Прагнення до максимального зниження маси конструкції при збереженні її функціональних властивостей викликає необхідність використання комплексного підходу до інженерії поверхні, що забезпечує оптимальне поєднання чинників, які в найбільшій мірі визначають міцність і стійкість конструкції під дією ФКП при заданих масогабаритних характеристиках. Стосовно до металевих КПО, використання методів інженерії поверхні найбільш актуально для зміни їх термооптичних властивостей, які найбільшою мірою пов'язані з забезпеченням стійкості багатосекційної оболонки в умовах дії ФКП. Температура T_s поверхні КПО, матеріал якої має високий коефіцієнт теплового розширення, в основному визначає її напружено-деформований стан. У вакуумі космічного простору наближене значення T_s в стаціонарних умовах визначається відомою залежністю [19], [20]:

$$T_S = \sqrt[4]{\frac{A_S \times S_\Theta \times \sin \lambda}{\varepsilon \times \sigma}} = \sqrt[4]{\frac{A_S \times S_\Theta \times F_M}{\varepsilon \times \sigma \times F_W}}, \quad (7.1)$$

де A_S - коефіцієнт поглинання сонячної радіації; ε - коефіцієнт випромінювання оптичної поверхні КПО; $S_\Theta = 1366 \text{ Вт / м}^2$ - сонячна стала, λ - кут падіння потоку сонячної радіації [град]; σ - постійна Стефана-Больцмана, $\sigma \approx 5,6704 \times 10^{-8} [\text{Вт} \times \text{м}^{-2} \times \text{К}^{-4}]$, F_M - площа міделя [м^2], F_W - площа освітленої оптичної поверхні КПО, [м^2]. Таким чином, величина T_S за інших рівних умов визначається тільки співвідношенням A_S / ε , і можливість впливати на це співвідношення дозволяє в широких межах змінювати деформативність конструкції в умовах орбітального польоту. Відповідно, величини A_S і ε визначаються особливостями поверхні матеріалу оболонки, мають відмінні значення для різних металів та їх сполук і знижуються при зменшенні ступеня шорсткості їх поверхні. Необхідні температури оптичних поверхонь визначають також і інші параметри, діапазон яких обмежений вимогами до конструкцій космічного призначення - наприклад, швидкість осадження летючих речовин, що конденсуються, і тривалість можливого контакту оператора в скафандрі при роботі за межами Міжнародної космічної станції (МКС) (більше 5 сек. при температурах від $-43 \text{ }^\circ\text{C}$ до $+63 \text{ }^\circ\text{C}$) [7], [21]. Присутні у виразі співвідношення площ F_M / F_W для КПО, як нетеплоізованого тіла обертання, також може приймати сприятливі з позицій пасивного терморегулювання значення, так як для оболонок подібних до циліндричної, площі випромінюючих поверхонь принаймні в 2 рази перевищують площі теплосприймаючих поверхонь. При апроксимації поверхні КПО кульовою поверхнею $F_M / F_W = 1/4$. Таким чином, конструкція КПО принципово передбачає позитивне рішення задачі пасивного терморегулювання - обмеження температурного рівня поверхні. Очевидно, що сприйняті теплові потоки від різних джерел постійно змінюються, а термооптичні характеристики поверхні КПО можуть бути отримані тільки з певною точністю і також можуть істотно змінюватися у часі в результаті специфічності процесів сублімації і адгезії в умовах космічного вакууму. Тому, реалізований для КПО принцип пасивного терморегулювання забезпечує діапазон температур поверхні, який

Таблиця 7.1. Зовнішні теплові потоки на поверхні КПО

Характеристика орбіти	$S_{\odot}$, [Вт/м ²]	$Q_{\text{відб}}$, [Вт/м ²]	$Q_{\text{зем}}$, [Вт/м ²]
Сонячна орбіта	1366	210	186

визначається границями змін зазначених незалежних параметрів.

Представлені в Табл.7.1. дані ([19],[20]) дозволяють оцінити значення максимальних і мінімальних температур, які можуть досягатися на оптичних поверхнях КПО на освітленій і тіньовій стороні орбіти. Так, на тіньовій стороні орбіти значення сонячної постійної $S_{\odot}$ у виразі (7.1) замінюється сумою величин $Q_{\text{зем}} + Q_{\text{відб}}$, де $Q_{\text{зем}}$ [Вт / м²] - власне випромінювання Землі; $Q_{\text{відб}}$ [Вт/м²] - сонячна енергія, відбита від Землі. Рис.7.1 ілюструє залежність мінімальних ($T_{\min}$) і максимальних ($T_{\max}$) розрахункових значень температур на поверхні КПО кінцевого типу від співвідношення A_s / ε при експлуатації конструкції на довільній робочій точці зовнішньої поверхні МКС. Виділена зона T_{opt} обмежує зазначений вище оптимальний діапазон температур ($-43^{\circ}\text{C} \div +63^{\circ}\text{C}$), відповідний діапазону співвідношень $A_s / \varepsilon = 0,26 \div 0,54$. Точний вибір діапазону температур і визначення необхідних термооптичних характеристик поверхні можуть проводитися після рішення задачі стійкості конкретної конструкції і визначення оптимального поєднання методів зміцнення і методів обробки оптичних поверхонь, що дозволяють знизити її деформативність [22]. На даному етапі виникає необхідність впровадження ефективних методів контролю, що дозволяють підтвердити коректність розрахунків чисельними методами і гранично скоротити на стадії виготовлення цикл складних і затратних наземних стендових випробувань конструкції.

Нанесений на графіку (Рис.7.1) температурний рівень $T=63^{\circ}\text{C}$ регламентований як граничний для тривалого контакту космонавта з опромінюваними поверхнями в умовах відкритого космосу. З графіка видно, що умова $T \leq 63^{\circ}\text{C}$ може витримуватися при таких поєднаннях термооптичних характеристик КПО: $A_s / \varepsilon \leq 0,82$. Абсолютні значення термооптичних параметрів, відповідні даній умові ($A_s \leq 0,65$ при $\varepsilon = 0,8$; $A_s \leq 0,49$ при $\varepsilon = 0,6$)

можуть бути забезпечені для поверхонь відомих конструкційних матеріалів, не вдаючись до складних технологій спеціальних термозахисних покриттів.

Термооптичні характеристики відомих покриттів, що використовуються в різних поєднаннях для модифікації властивостей поверхонь в умовах радіаційного нагріву, наведені в Табл.7.2.

Поверхня металевої оболонки, яка поглинає променисту енергію Сонця в основному у видимій частині спектру, повинна мати малу поглинальну здатність A_S та високу випромінюючу здатність ϵ в умовах нагріву та,

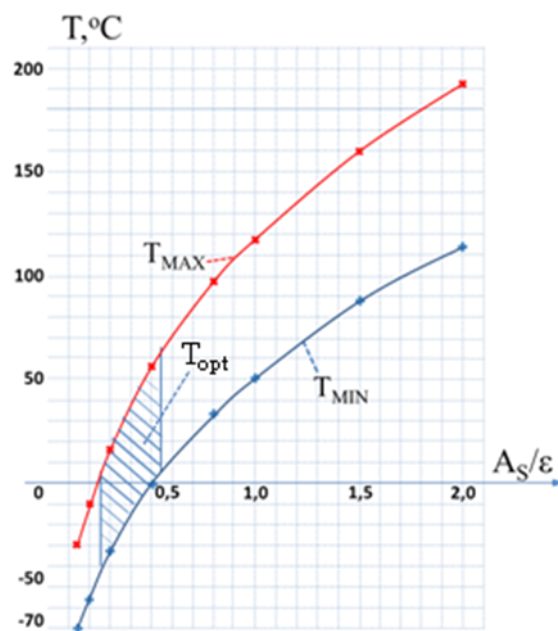


Рис.7.1 Залежність мінімальних (T_{min}) і максимальних (T_{max}) розрахункових значень температур на поверхні КПО кінцевого типу від співвідношення A_S / ϵ . T_{OPT} - оптимальний діапазон температур поверхні

відповідно, високу A_S в інфрачервоній частині спектру. У певному діапазоні коригування зазначених величин досягне при механічній та хімічній обробці поверхні. Так, збільшення шорсткості призводить до одночасного зниження A_S та ϵ , та не дозволяє істотно зменшити максимальні температури на поверхні КПО ані в умовах нагріву потоком Сонячної радіації, ані при тепловіддачі випромінюванням на тіньовій стороні орбіти. З цієї причини, при створенні КПО об'єктом дослідження є коригування співвідношення A_S / ϵ конкретного матеріалу оболонки шляхом нанесення на її поверхню різних комбінацій

Таблиця 7.2. Термооптичні властивості металічних матеріалів

Матеріал	Коефіцієнт поглинання сонячної радіації (A_S)	Коефіцієнт випромінювання оптичної поверхні КПО (ϵ)	A_S/ϵ
Алюміній полірований	0,26	0,038-0,06	4,3-6,8
Алюміній, нанесений осадженням	0,2-0,33	0,3	0,67-1,1
Алюміній після піскоструминної обробки	0,2	0,2	1
Золото поліроване	0,23	0,025	9,2
Срібло осаджене	0,06	0,03-0,24	0,25-2
Срібло поліроване	0,07	0,01-0,03	2,3-7
Сталь AISI 321 полірована	0,37	0,24-0,39	0,95-1,54
Оксид алюмінія Al_2O_3	0,89	0,2	4,5

матеріалів та їх з'єднань, що виконують функції селективно-випромінюючих покриттів; вибір необхідного покриття визначався не тільки його термооптичними властивостями, але й адгезією до поверхні металевої оболонки з урахуванням значних деформацій її поверхні при розкритті, а також різною швидкістю сублімації матеріалів в умовах вакууму космічного простору.

Унікальні функціональні особливості перетворюваних оболонок, здатних змінювати один зі своїх габаритів в 40 й більше разів, не дозволяють використовувати для їх пасивного теплового захисту відомі матеріали із завданими термооптичними властивостями, наприклад, емалі, екранно-вакуумну теплову ізоляцію і т.ін. Підготовка оптичних поверхонь КПО після коригування шорсткості була реалізована за допомогою електронно-променевого напилювання тонких покриттів з металів та їх сполук з необхідними співвідношеннями A_S / ϵ .

На Рис.7.2 представлені результати експерименту з визначення температури поверхні у фрагменті оболонки КПО з різними термооптичними покриттями при радіаційному нагріванні, що імітує умови нагріву на навколоземній орбіті при переході світлотіньової межі. На стадії нагріву досліджувалися поверхні КПО з нержавіючої сталі AISI 321 без покриття після хімічного травлення, тієї ж поверхні після нанесення методом електронно-променевого напилювання покриття з алюмінію з товщиною 480 нм і з напиленням на алюміній шару Al_2O_3 з товщиною 45 нм, що імітує утворення оксидної плівки, істотно

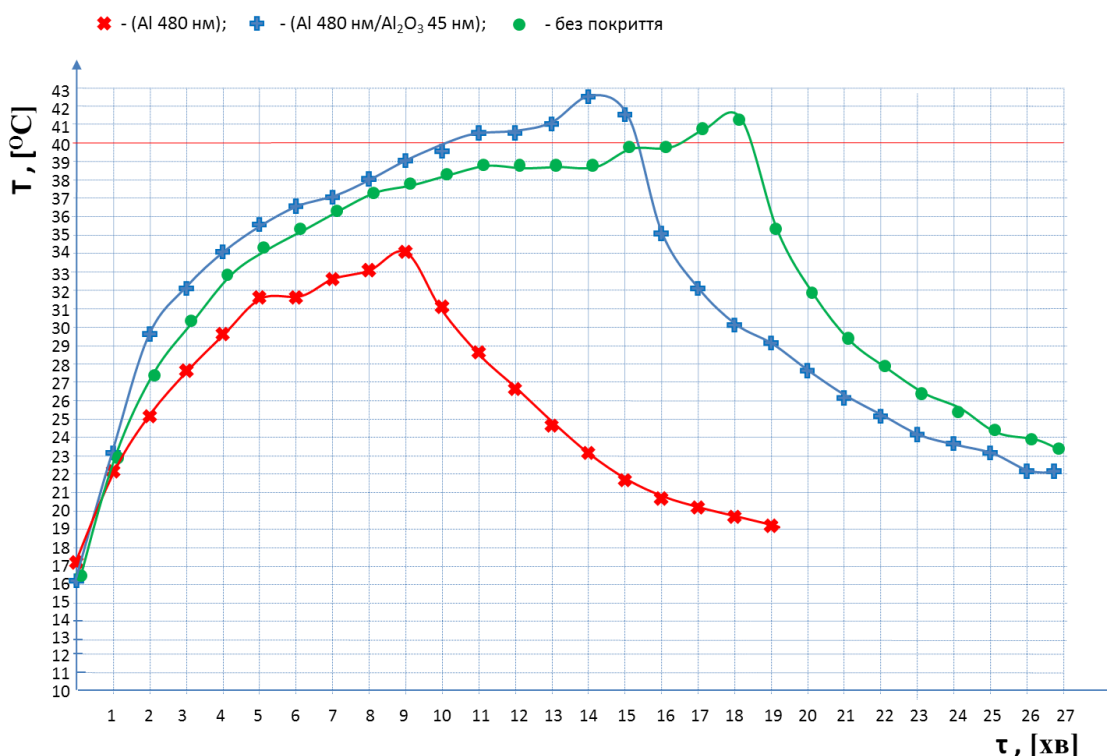


Рис.7.2 Криві нагріву поверхні матеріалу оболонки КПО (сталь AISI 321) із різними термооптичними покриттями; ✖ - Al (480 нм); + - Al (480 нм) + Al_2O_3 (45 нм); ● - без покриття, після хімічного травлення

збільшуючої коефіцієнт поглинання A_s . Слід зазначити, що при використаних товщинах покриттів термооптичні властивості поверхні залежать також і від властивостей базового металу оболонки. Результати нагріву поверхні матеріалу оболонки КПО зі сталі AISI 321 у полірованому стані без хімічного травлення наведено на Рис.7.3.

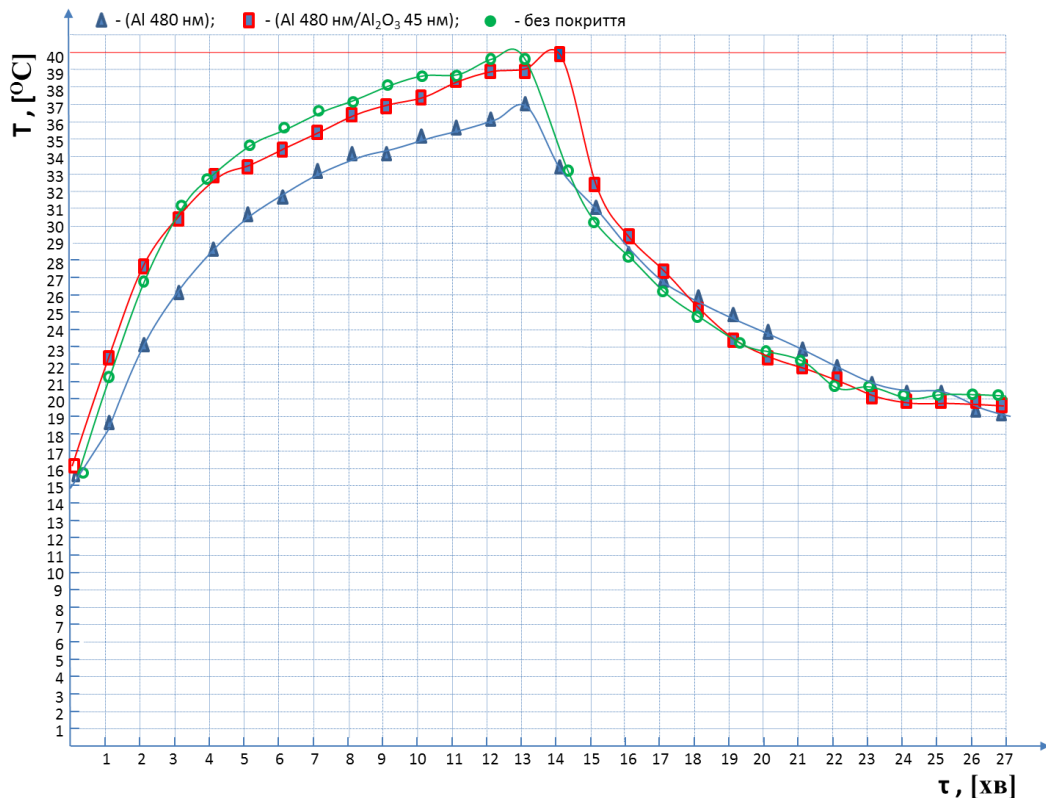


Рис.7.3 Криві нагріву поверхні матеріалу оболонки КПО (сталь AISI 321) із різними термооптичними покриттями; $\blacktriangle$ - Al (480 нм); $\blacksquare$ - Al (480 нм) + Al₂O₃ (45 нм); $\bullet$ - без покриття, без хімічного травлення (полірована поверхня)

Результати дослідження дозволили екстраполювати криві температур, отриманих при нагріві зразків в еквівалентних умовах, на фактичному інтервалі часу, відповідному до умов використання навколоземної орбіти, та зробити висновок про можливість дотримання оптимального діапазону (Рис.7.1) температур поверхні при використанні покриття з алюмінію товщиною 480 нм за умови попереднього хімічного травлення зразка. Нагрів зразків виконувався за допомогою металгалогенної лампи Powerball HCI-TS 150W/942 NOL із електронним баластом Powertronic PTi 150/220-240S.

На заключному етапі дослідження було проведено моделювання напружено-деформованого стану фрагменту довгомірної КПО з метою визначення впливу модифікації поверхні на граничні величини еквівалентних напружень її оболонки (Рис.7.4).

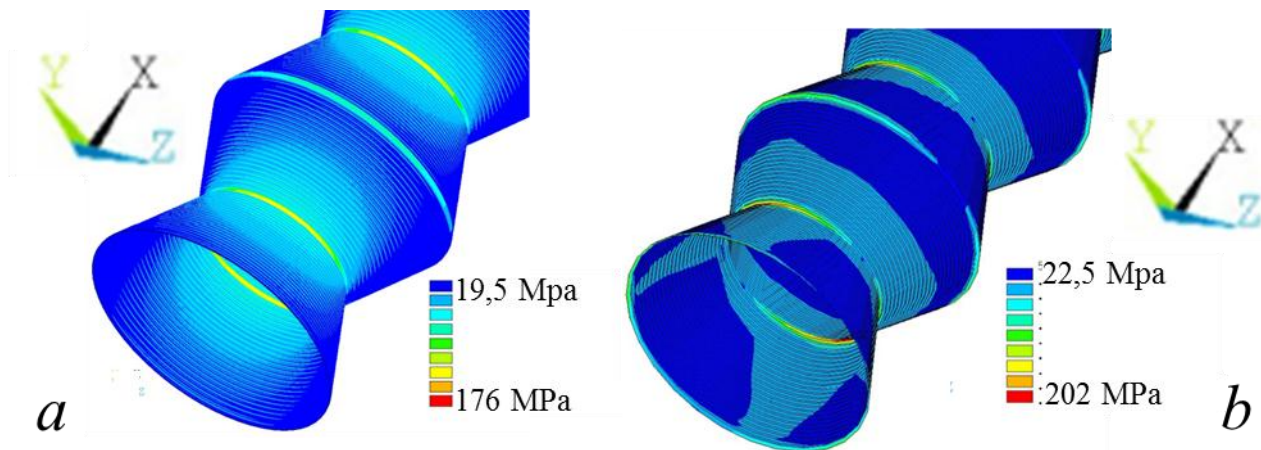


Рис.7.4 Характер розподілу ізополів величин еквівалентних напружень (VonMises) для КПО з алюмінієвим покриттям поверхні (а) та з поверхнею без покриття після хімічного травлення (b)

При моделюванні окрім регламентованих прискорень в якості додаткового впливу до конструкції КПО прикладене температурне навантаження, що моделює нерівномірний нагрів її поверхні. Різниця температур на освітленій і неосвітленій поверхні прийнята рівною - $43^{\circ}\text{C} \div + 63^{\circ}\text{C}$ ((a), поверхня КПО з алюмінієвим покриттям) та $+150^{\circ}\text{C} \div -120^{\circ}\text{C}$ ((b), без покриття, поверхня після хімічного травлення). Температурне навантаження прикладене таким чином, що максимально нагріта ділянка поверхні викликає додаткові відхилення конструкції, отримані в результаті дії зовнішніх прискорень. При створенні КПО використано експериментально-розрахунковий метод, який полягає у верифікації скінченно-елементної моделі температурних деформацій довільного фрагмента оболонки конструкції, реалізованої з використанням універсальних програмних систем скінченно-елементного аналізу, шляхом її порівняння з тривимірною поверхнею функції $\frac{\partial V}{\partial X}$ (V - компонент вектора переміщень, спрямований перпендикулярно до поверхні) досліджуваного фрагмента металевої оболонки з різними термооптичними властивостями поверхні, отриманої за допомогою методу електронної широкографії. Конструкція з поверхнею без покриття після хімічного травлення характеризується виникненням яскраво виражених концентраторів напружень

на ділянках зламу гофрів, і як наслідок, менш рівномірним розподілом напружень по поверхні конструкції. При еквівалентних деформаціях, в опорній частині розглянутих конструкцій виникають різні величини напружень; на ділянці сполучення опорної конічної секції з подальшими елементами максимальні величини еквівалентних напружень незначно (на 9%) перевищують допустимі напруження для використовуваної сталі. Результат розрахунку дозволяє зробити висновок про ефективність використаного методу модифікації поверхні КПО та можливість його застосування для пасивного теплового захисту оболонки, що, між іншим, дає можливість спростити конструкцію з'єднувальних елементів конічних секцій або ж знизити масу перетворюваної оболонки без втрати її функціональних властивостей.

ВИСНОВКИ

1. Визначено оптимальну конструктивну схему оболонкової КПО періодичного профілю, а також особливості використання топологічної моделі її перетворення для матеріалів з різними пружно-пластичними властивостями.

2. Проведено аналіз процесу створення нероз'ємних з'єднань перетворюваної оболонки. Досліджено особливості формування залишкових напружень при варіюванні імпульсних режимів зварювання стикових з'єднань вихідних замкнених оболонок. Спроектовано та виготовлено спеціальне устаткування для мікроплазмового зварювання тонких оболонок КПО з урахуванням обраних критеріїв якості. Досліджено механічні властивості нероз'ємних з'єднань.

3. Розроблено лабораторний стенд із системою нагнітального та вакуумного регулювання для дослідження процесу перетворення багатосекційної оболонкової КПО конічного типу. Експериментально отримано та досліджено циклограми прямого перетворення КПО в умовах зовнішнього атмосферного тиску.

4. Досліджено термооптичні властивості обраних конструкційних матеріалів перетворюваних оболонок. Розроблено методику коригування

термооптичних властивостей поверхні трансформованої оболонки, здатних забезпечити мінімально можливі рівні температурних деформацій КПО конічного типу в умовах дії факторів космічного простору (ФКП). Виконано моделювання та порівняльний аналіз ізополів напружень та деформацій в довгомірній конструкції перетворюваного об'єму за умови використання конструкційних матеріалів її оболонки із різними термооптичними властивостями.

5. Проведений комплекс досліджень забезпечує можливість побудови тонкостінних оболонкових конструкцій перетворюваного об'єму для використання в аерокосмічній галузі в умовах дії факторів космічного простору.

Література

1. Описание проекта PAGEOS. Режим доступа: www.nssdc.gsfc.nasa.gov.
2. Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview / S.J.Hughes, R.A.Dillman, B.R.Starr et al. // AIAA 2005-1636 “18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference” and Seminar (Munich, Germany, May 23-26, 2010). - Munich, 2010. - P.52-58.
3. Cadogan, D. and Scheir, C., Expandable Habitat Technology Demonstration for Lunar and Antarctic Applications, SAE Technical Paper 2008-01-2024, 2008, DOI: 10.4271/2008-01-2024. Режим доступа: http://imageserv5.teamlogic.com/mediaLibrary/93/Expandable_Habitat_Technology_Demo_for_Lunar_and_Antarctic_Applications.pdf
4. Pat. 5579609 JC⁵ B64699/00. Rigidizable inflatable structure / Sallee, Bradley T. - Publ. 12.03.1996.
5. Раскрывающийся спутник PERCS. Режим доступа: www.hoberman.com.
6. Miura, K. and Tachi, T., “Synthesis of rigid foldable cylindrical polyhedra”, J.ISIS – Symmetry, Special Issues for the Festival-Congress, Gmuend, Austria, 2010, pp 204- 213.
7. Инструкция пользователя МКС. ISS RS Guide

8. ТЗ.МКС - КЭ028 – 01. Техническое задание на космический эксперимент «Развертывание и исследование трансформируемой конструкции преобразуемого объема, и использование ее в качестве выдвижной штанги для блока видеокамер».
9. Заключение РКК «Энергия» №27КСМ – 3/028 – 12 о технической реализуемости космического эксперимента «КПО-Штанга»
10. ANSYS® 13.0 Release - 2013/ ANSYS, Inc.
11. Goldak J., Chakravarti A., Bibby M. A new finite element model for welding heat source // Metallurgical Trans. B. – 1984. – 15B. – pp. 299-305.
12. Pavelic V., Tanbakuchi R., Uyehara A., Myers P. S. Experimental and computed temperature histories in gas tungsten arc welding of thin plates // Welding J., Res. Suppl. – 1969. – 48. – pp. 295s-305s.
13. Krutz G. W., Segerlind L. J. Finite element analysis of welded structures // Welding J., Res. Suppl. – 1978. – 57. – pp. 211s-216s.
14. Paley Z., Hibbert P. D. Computation of temperatures in actual weld designs // Welding J., Res. Suppl. – 1975. – 54. – pp. 385s-392s.
15. Рыкалин Н. Н. Расчеты тепловых процессов при сварке. – М: Машгиз, 1951. – 296 с.
16. Патон Б. Е., Гвоздецкий В. С., Дудко Д. А. [и др.] Микроплазменная сварка. - К.: Наукова думка, 1979. — 247 с.
17. L. I. Markashova, V. S. Volkov, O. S. Kushnareva, Structure and Physicomechanical Properties of Welded Joints of AISI 321 Steel, Mater Sci (2016) 52: 194. DOI: 10.1007/s11003-016-9943-z
18. Leonid M Lobanov, Valentin S. Volkov, Alexander V. Yakimkin, Viktor V. Savitsky. Functional characteristics improvement of metal transformable-volume structures for space applications, Journal of Aerospace Technology and Management Vol.8, No 1, pp.55-62, Jan.-Mar., 2016.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5028/jatm.v8i1.529>
19. Фаворский О.Н., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. – М. Высшая школа, 1967. – 248 с., ил.

20. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов.
– М.:Машиностроение, 1980.-232 с., ил.
21. Положение о порядке создания научной аппаратуры для космических исследований от 16 июня 2003 г. (Положение НА-99).
22. Boris E. Paton, Leonid M. Lobanov, Valentin S. Volkov, Metal transformable-volume structures for space engineering, Acta Astronautica,
<http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.01.005>