

ТОНКОСТІННІ ЗВАРНІ КОНСТРУКЦІЇ ПЕРЕТВОРЮВАНОВОГО ОБ'ЄМУ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

Л. М. ЛОБАНОВ, В. С. ВОЛКОВ

ІЕЗ ім. Є. О. Патона НАН України. 03150, м. Київ, вул. Казимира Малевича, 11. E-mail: office@paton.kiev.ua

Досліджено раціональні методи побудови металевих перетворюваних оболонок з метою створення конструкцій космічного призначення. Виконано математичне моделювання руху нейтральної поверхні оболонки конструкції перетворюваного об'єму (КПО), результат якого використаний для завдання еталонної поверхні при кінематичному моделюванні її напружено-деформованих станів в процесі компактного складання. Визначено параметри процесу зварювання тонких оболонок з нержавіючої сталі, що дозволяють забезпечити максимальне наближення фізико-механічних властивостей зварних з'єднань до аналогічних властивостей основного металу із забезпеченням їх вакуумної щільності. Розроблено способи модифікації поверхні тонкостінних металевих оболонок з нержавіючої сталі, що дозволяють підвищити запас стійкості КПО космічного призначення без зміни їх маси і компактності. Експериментально підтверджена можливість і сформульовані умови стійкості повної зворотньої трансформації багатосекційної КПО конічного типу. Бібліогр. 7, рис. 12.

Ключові слова: розкривні конструкції, тонкі оболонки, мікроплазмове зварювання, мікроструктура і метал шва, інженерія поверхні

Актуальність робіт по створенню конструкцій перетворюваного об'єму (КПО) обумовлена протиріччям 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 вирішення подібних завдань може служити доставка на навколосезну орбіту елементів аерокосмічної техніки, основою яких є конструкції оболонкового типу. У той же час розвиток техніки визначає потребу в оболонках все більшого об'єму, діапазон застосування яких обмежений, в першу чергу, відсутністю відповідних засобів транспортування.

Розкривні оболонкові конструкції дозволяють спростити доставку корисного вантажу на навколосезну орбіту та є одним із напрямків космічних технологій, що активно розвивається. Вони розподіляються на три основні класи: несучі м'які; побудовані на основі перетворюваного каркаса; жорсткі. У світовій практиці першими з КПО знайшли промислове застосування трансформовані несучі м'які оболонки, які використовувалися в будівництві, при створенні літальних і космічних апаратів. В останнє десятиліття були зроблені спроби випробувань поза земною атмосферою прототипів населених трансформованих конструкцій оболонкового типу. На сьогоднішній день втілено проект НАСА і «Bigelow Aerospace» «BEAM» (Bigelow expandable activity module), в якому реалізована задача створення сегменту Міжнародної космічної станції (МКС) з м'якою

оболонкою. У 2016 р. модуль «BEAM» був доставлений на орбіту в негерметичному вантажному контейнері космічного корабля «Dragon»; після стикування капсули з МКС модуль був розкритий внутрішнім тиском станції до проектних розмірів — довжини 4 м і діаметра 3,2 м, при цьому вихідна довжина збільшилася в 1,86 рази [1].

Сучасні матеріали з новими властивостями дозволяють створювати космічні розкривні конструкції [2], коефіцієнт лінійної трансформації K_T яких може досягати 10; однак завдання сполучуваності цих параметрів з достатньою міцністю, герметичністю і довговічністю оболонок залишається невирішеною. Очевидно, що технологічно прийнятні характеристики при одночасній герметичності досяжні лише в жорстких несучих оболонках, перетворення поверхні яких до більш компактною форми вимагає неординарних рішень в області технологій холодного об'ємного деформування.

В ІЕЗ ім. Є. О. Патона була теоретично обґрунтована можливість перетворення об'єму замкнених суцільнозварних металевих оболонок, які отримали назву КПО, і емпіричним шляхом знайдені технологічні рішення для її реалізації ([3, 4]). Застосування наявних доробок на сучасному етапі потребувало вибору типу несучої КПО, прийнятної для використання в космічній техніці, відпрацювання нових конструктивно-технологічних рішень несучих КПО і створення універсальної розрахункової моделі, що дозволяє визначати геометричні та технологічні параметри при проектуванні і виготовленні широкого спектру КПО з використанням різних конструкційних матеріалів стосовно до екстремальних умов експлуатації у

відкритому космосі. Отже, загальна мета зазначених робіт полягала в розвитку наукових положень теорії побудови розкривних оболонкових структур космічного призначення. Їх практичним втіленням є прикладна розробка та подальші дослідження суцільнозварних тонкостінних несучих КПО, що оптимізовані для застосування в умовах відкритого космосу та можуть бути використані при виконанні існуючих і перспективних проектів аерокосмічної галузі.

Виконання поставленого завдання потребувало визначення:

- типу перетворюваної поверхні, оптимального для проектування і створення металевої довгомірної КПО космічного призначення, а також конструктивної схеми КПО, яка вимагає створення розрахункової методики, що визначає взаємозв'язок між її геометричними, технологічними параметрами і зовнішніми факторами (ФКП), під дією яких конструкція знаходиться в процесі експлуатації;

- універсального алгоритму перетворення поверхні обраного типу до компактної форми, що дозволяє виконати розкриття конструкції без втрати її функціональних властивостей, і технології об'ємного деформування, в якій вказаний алгоритм повинен бути реалізований для реальних матеріалів оболонки.

Найбільший інтерес при створенні перетворюваних оболонок являє собою клас поверхонь, теоретично здатних розгортатися в площину, якими є лінійчаті поверхні нульової гаусової кривини — циліндричні, конічні і торсові поверхні. Два перших класи можуть бути основою для побудови оболонкових конструкцій і широко використовуються в техніці. Проте, ізометричне перетворення циліндра методом дзеркального відображення

не може бути реалізовано через рівності будь-яких його горизонтальних перетинів, а перетворення рухом у всіх випадках зводиться до розбиття циліндричної поверхні на множину суміжних плоских багатокутників аналогічно схемам перетворення «origami folding» [2]. Рух до площини циліндричної оболонки з реальних листових матеріалів в подібному випадку являє собою згинання з ненульовими радіусами по лініях їх сполучення, що призводить до утворення концентраторів напружень, найбільш виражених в вузлах формівних ребер, і значного зниження компактності перетворюваної оболонки. Зокрема, найбільш простий принцип перетворення КПО циліндричного типу з використанням так званої гіперболоїдної складки (рис. 1, а, б) дозволяє досягати коефіцієнтів трансформції K_T , тобто відношення довжин конструкції у розкритому та компактному стані, що не перевищують значень $K_T = 4,0 \dots 4,5$.

Використання тонколистових металів в якості матеріалу оболонок і застосування розглянутих методів їх перетворення накладає обмеження на співвідношення їх висоти і діаметрів основ, що, в кінцевому підсумку, вимагає секціонування довгомірної оболонки конструкції. Так, профілі основ секцій циліндричної КПО (рис. 1, а) в будь-який момент деформування не є плоскими кривими, тому суміжні секції не можуть бути об'єднані між собою без жорсткого закріплення на плоскому кільцевому контурі. Вплив крайового ефекту біля границі жорсткого контуру оболонки призводить до характерного спотворення прямолінійних складок оболонки по лініях твірних (рис. 1, б, Е), що є основною причиною низької компактності перетворюваних оболонок циліндричного типу.

КПО конічного типу (рис. 1, д) характеризується більшою деформативністю, однак, здатна

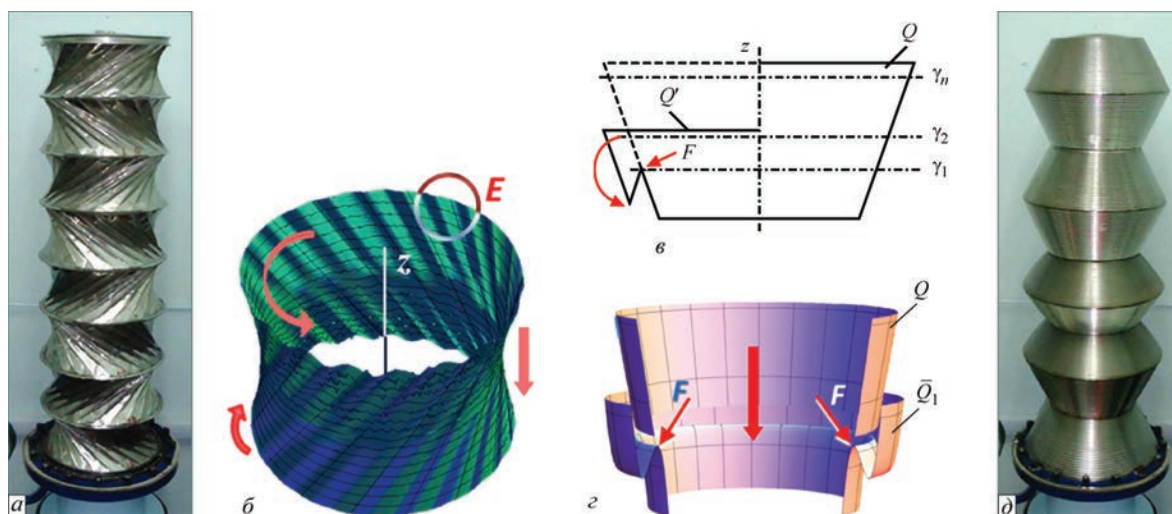


Рис. 1. Циліндрична КПО (а) та топологічна модель перетворення нейтральної поверхні циліндричної оболонки в гіперболоїдні складки (б); перетворення нейтральної поверхні конічної оболонки в кільцеві складки: теоретична модель ізометричного перетворення (в) та графічна інтерпретація математичної моделі руху при формуванні складки F з ненульовими радіусами згинання (з); конічна КПО (д)

компенсувати без втрати стійкості більш високі значення навантаження. Окрім високих значень коефіцієнта лінійної трансформації, що може досягати величини $K_T = 150$, конічна оболонка є єдиною з лінійчатих поверхонь, компактне перетворення якої може бути реалізовано практично без розтягнень і стиснень (рис. 1, з), і, отже, з практичним наближенням до теоретичної моделі ізометричного перетворення поверхонь $Q \rightarrow Q'$ шляхом послідовного дзеркального відображення відносно січних площин $\gamma_1 \dots \gamma_n$ (рис. 1, в). Сукупність наведених переваг дозволяє стверджувати про раціональність використання КПО конічного типу при вирішенні задачі створення довгомірної КПО.

Розглянута задача створення довгомірної несучої перетворюваної конструкції була орієнтована на вирішення актуальної проблеми відведення корисного навантаження (КН) — наукової апаратури вагою 40 кН за межі власної зовнішньої атмосфери МКС, негативний вплив якої на працездатність приборів КН виявляється на відстані до 5 м від зовнішньої поверхні космічної станції. Деякі з базових геометричних параметрів КПО зумовлені характеристиками транспортного відсіку ракети-носія (максимальний діаметр оболонки конструкції, її розмір у транспортному стані та внутрішній об'єм після розкриття). Крім того, КПО зазначеної довжини в умовах дії регламентованих інерційних та температурних навантажень повинна мати подвійний запас міцності та забезпечувати відсутність відхилень вільного торця з КН більш ніж на 150 мм.

Для побудови розрахункової моделі багатосекційної конічної оболонки були визначені співвідношення основних геометричних параметрів довгомірної багатоконусної КПО. Так, завданням використання конструкції зумовлено її загальну довжину $L = 5$ м та максимальний діаметр $D = 400$ мм, що дозволяє задати радіус більшої основи конічних секцій. Компактність багатосекційної конструкції регламентовано значенням її висоти в компактному стані ($h_{\text{ПАК}}$) та внутрішнім об'ємом у стані розкриття ($V_{\text{КПО}}$). Було визначено прийнятні кути конусності оболонки α , при яких можливо її згинання з дотриманням допустимих значень відносних кільцевих деформацій в конструкційному матеріалі. Для широко застосовуваних у аерокосмічній галузі металічних матеріалів із запасом пластичності у межах $\sigma_T/\sigma_B = 0,3 \dots 0,8$, допустимим для реалізації задачі об'ємного деформування досліджуваних оболонок, значення відносних деформацій не повинні перевищувати значень $\epsilon_{\text{кд}} \leq 2,0 \dots 2,5$ %. При відповідній до рис. 1, з схемі деформування тонкої металевої оболонки отримані значення відносних кільцевих деформацій відповідають значенням кута конусності $\alpha = 25 \dots 27^\circ$.

Далі, введено допоміжний параметр — коефіцієнт об'ємної трансформації $K_V = V_1/V_2$, де V_1 — об'єм усіченої конічної оболонки; V_2 — об'єм оболонки в компактному стані. При заданих значеннях кута конусності α і довжини L , а також відомих значеннях R , K_V , $h_{\text{ПАК}}$ і $V_{\text{КПО}}$, визначення основних геометричних характеристик КПО зводиться до знаходження радіуса меншої основи r ; висоти конічної секції в компактному стані h , яка приймається рівною глибині формованого гофра a ; необхідної у відповідності до заданих характеристик компактності кількості складок (гофрів) n_1 і, відповідно, кількості секцій КПО n (рис. 2).

Виразивши коефіцієнт об'ємної трансформації K_V через основні геометричні параметри перетворюваної конічної секції

$$K_V = \frac{(R-r)\text{ctg}\alpha}{3h} \left(1 + \frac{r}{R} + \frac{r^2}{R^2} \right), \quad (1)$$

запишемо вираз для r :

$$r = -\frac{R}{2} + \sqrt{\frac{3V_{\text{КПО}}}{\pi L} - \frac{3}{4}R^2}. \quad (2)$$

Далі, можливо визначити параметри:

$$n = \frac{L}{\text{ctg}\alpha(R-r)}; h = \frac{h_{\text{ПАК}}}{n}; n_1 = \frac{L}{2hn}. \quad (3)$$

Таким чином, після визначення товщини матеріалу оболонки в межах діапазону $\delta = 0,1 \dots 0,2$ мм, обумовленому прагненням до граничного зменшення маси конструкції при одночасному забезпеченні цілісності зварних з'єднань після екстремального деформування, завдання побудови повної розрахункової схеми багатоконусної КПО обмежене

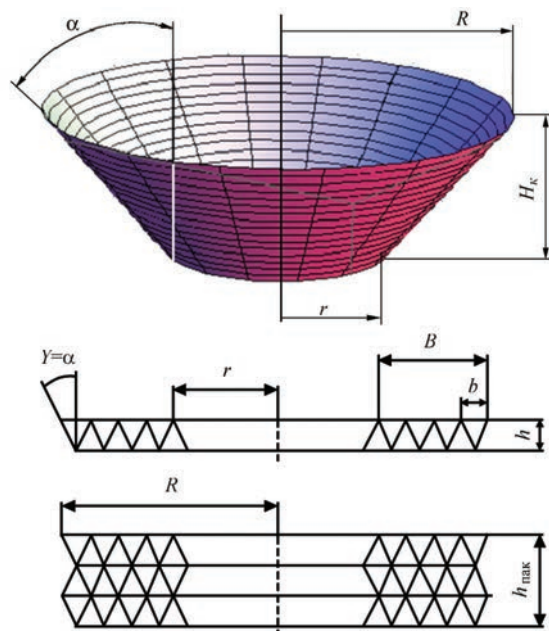


Рис. 2. Розрахункова схема багатосекційної конічної оболонки

тільки визначенням оптимальної ширини або кроку складки (гофра) b .

Принциповою відмінністю схеми перетворення для реальних матеріалів (рис. 1, *з*) від схеми ізометричного перетворення на рис. 1, *в* є введення ненульових радіусів вигину r_r складки F , що визначаються, в першу чергу, товщиною оболонки КПО. Для визначення геометричних параметрів гофра кінцевої оболонки з металевих матеріалів заданої товщини була проведена адаптація її кінцевого профілю до відомих вимог неперевіщення мінімального радіусу вигину для тонких пластин і оболонок. Визначення мінімальних радіусів вигину складки (4) здійснювалося по допустимій величині стоншення у вершинах гофрів, що формуються:

$$\Delta\delta = \frac{\delta^3}{4(2r_c + \delta)^2}, \quad (4)$$

де $\Delta\delta$ — величина стоншення; δ — товщина заготовки; r_c — радіус кривини серединної поверхні, $r_c = r_r + \delta/2$.

З формули (4) витікає, що максимальне зменшення товщини (при $r_c = 0$) становить приблизно $\delta/4$, а при $r_c \geq 5\delta$ товщина при згинанні залишається практично незмінною (рис. 3, *а*).

Відносний радіус закруглення опорних ребер r_r може бути знайдений графоаналітичним методом в середовищі Wolfram Mathematica® як радіус кола, максимально наближений до профілю пологої вершини гофра (рис. 3, *б*), і відповідає співвідношенню:

$$r_r = 0,15b, \quad (5)$$

де b — крок гофрів.

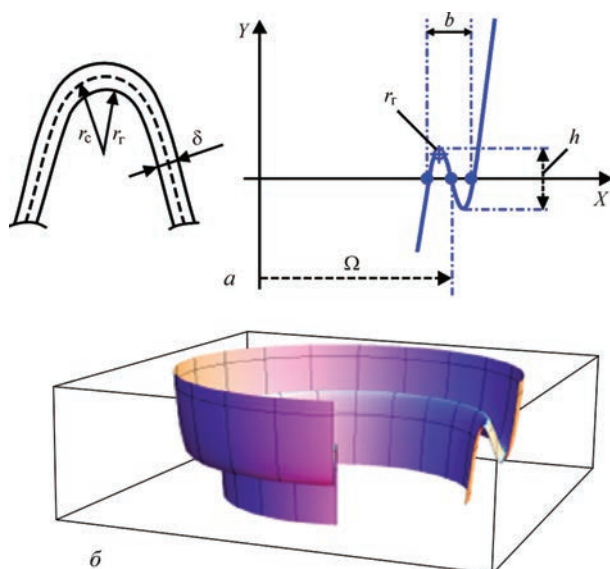


Рис. 3. Визначення мінімальних радіусів вигину складки по допустимій величині стоншення у вершинах гофрів (*а*) та графічна інтерпретація математичної моделі формоперетворення усіченої кінцевої поверхні з утворенням кільцевої складки (*б*)

Обравши для попередніх розрахунків середнє значення товщини матеріалу $\delta = 0,15$ мм із заданого діапазону, відповідно до (5) і співвідношення $r_r/\delta = 5$ можливо визначити значення $r_r = 0,75$ мм, що відповідає кроку гофра $b = 5$ мм. Очевидно, що отримані геометричні співвідношення гофра металевої оболонки відповідні до її найбільшої компактності, тобто найменшого радіуса закруглення в вершинах складки.

Для кількісної оцінки напружено-деформованих станів (НДС) в процесі утворення гофрів використовувалося чисельне моделювання методом скінченних елементів, реалізованим за допомогою універсальних програмних систем скінченно-елементного аналізу. Для узагальнення отриманих результатів було застосовано 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. В якості критерія міцності при розрахунках перетворюваної оболонки прийнято досягнення еквівалентними напруженнями в її матеріалі значень межі текучості, тобто $\sigma_e < \sigma_{0,2}$.

Порівняння кінематичної скінченно-елементної моделі формування складок кінцевої оболонки з теоретичною (рис. 3, *б*) моделлю згинання нейтральної поверхні при використанні різних листових матеріалів — сталі, титану та алюмінію, а також побудова полів розподілу напружень (рис. 4) в складках, що формуються, дозволило в кожному випадку визначити відповідність матеріалу оболонки прийнятому критерію міцності. Таким чином, було визначено вплив фізико-механічних властивостей різних конструкційних матеріалів оболонки на геометричні параметри кільцевих складок і на технологічний процес компактування кінцевої поверхні. Як зазначалося вище, в якості матеріалів оболонки для розрахунків обрані метали з характерним співвідношенням межі текучості σ_T до межі міцності σ_B , які широко використовуються в процесах холодного об'ємного деформування і можуть теоретично забезпечувати необхідні характеристики міцності конструкції.

Деформування оболонки супроводжується виникненням в ній напружень, величини і характер розподілу яких суттєво змінюються в процесі навантаження. У всіх варіантах розрахунків найбільші напруження охоплюють незначні геометричні області і різко знижують свої значення в міру віддалення від локальних концентраторів напружень — ліній перегинів оболонки. Найбільші величини еквівалентних напружень σ_e на лицьовій поверхні складок відзначені на оболонці зі сталі AISI 321 (171 МПа), для оболонки з титану ВТ1-0 та з алюмінію АМг-5 вони складають 125 та 55 МПа,

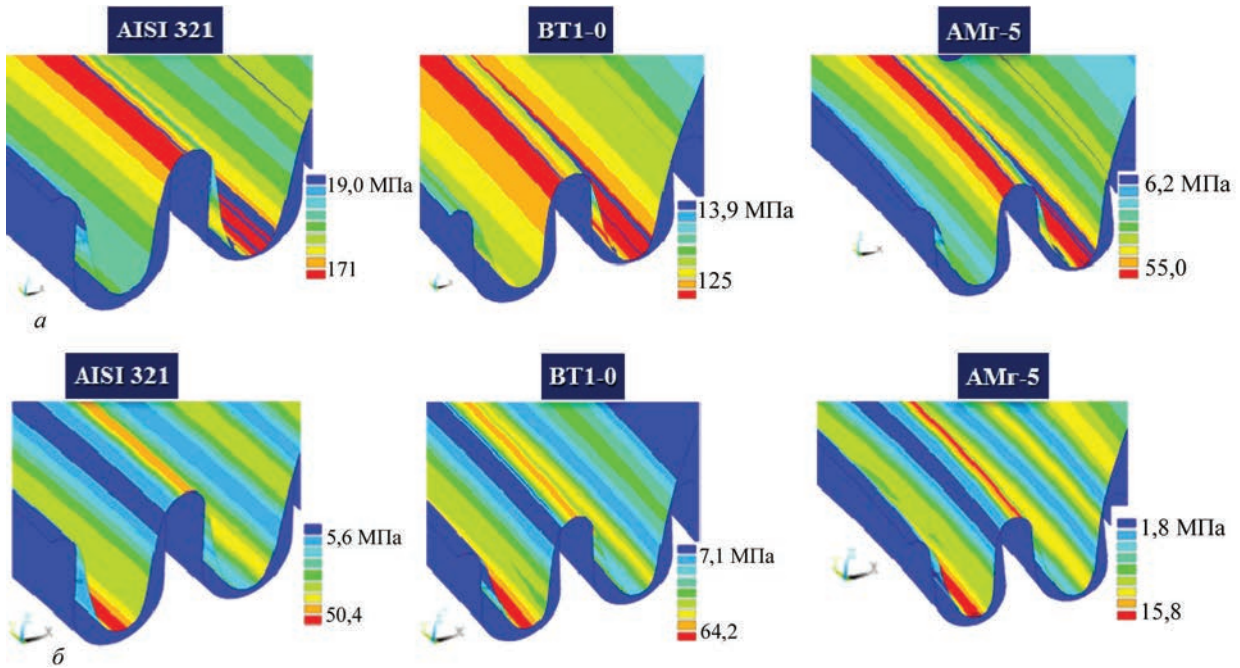


Рис. 4. Еквівалентні напруження на верхній лицьовій поверхні складок конічної оболонки КПО з різних матеріалів, що формуються (а), та еквівалентні напруження на нейтральній поверхні сформованих складок (б)

відповідно, що ілюструє відповідність прийнятому критерію міцності кожної з деформованих оболонок із обраними співвідношеннями геометричних параметрів гофрів. Найбільші величини залишкових еквівалентних напружень σ_e на нейтральній поверхні відзначені в оболонці з титану VT1-0 (64,2 МПа). Відповідні величини σ_e для оболонки зі сталі AISI 321 складають 50,4 МПа і мають найменші значення в оболонці з алюмінію АМг-5 (15,8 МПа). Наведений результат свідчить про наявність менших, порівняно з титаном, розтягнень нейтральної поверхні сталеві оболонки при утворенні гофрів, тобто, її більшого наближення до бажаного ізометричного перетворення. Далі, знижені в порівнянні зі сталлю значення модуля пружності для титану і, особливо, алюмінію, визначають високу деформативність конструкцій із цих матеріалів в умовах експлуатації під дією ФКП. Додатковим аргументом на користь вибору в якості матеріалу сталі AISI32 є краща технологічність процесу її зварювання та повторюваність якості з'єднань, відсутність необхідності спеціальної підготовки заготівель та повного захисту зони зварювання в середовищі інертних газів.

В процесі формоутворення кожного наступного гофру глибиною h висота конічної оболонки H_k зменшується на величину, рівну $2h$. Отже, коефіцієнт лінійної трансформації оболонки K_T дорівнює $2n_1$, де n_1 — кількість гофрів; за інших рівних умов конструкція, виготовлена з дисків із більшою кількістю гофрів, в транспортному стані матиме менші габарити. При відомому значенні $K_T = L/h_{\text{ПДАК}} = 30$ та $D = 400$ мм довжина перетвореної ділянки конічної оболонки дорівнює

$B = (K_T/2)b = 75$ мм. Таким чином, радіус малої основи конічної оболонки КПО складає $r = 125$ мм, висота конічної секції при $\alpha = 25^\circ$ становить $H_k \approx 160$ мм, відповідно, загальна кількість оболонок при максимальній досліджуваній довжині КПО $L = 5000$ мм становить $n_1 = 31$. Конструктивна схема багатоконусної КПО, геометричні параметри якої можуть бути уточнені за результатами комплексу розрахунків конструкції на міцність і стійкість в умовах дії специфічних факторів космічного простору, наведена на рис. 5.

В цілому, оптимізація геометричних характеристик конічної КПО при проектуванні зводиться до пошуку найбільш вигідного поєднання стійкості оболонки і її компактності, або коефіцієнта трансформації K_T , при мінімально можливій масі. Зменшення кута конусності і наближення секцій конструкції до конфігурації циліндра, найбільш вигідної з точки зору стійкості до дії невісесиметричних навантажень, призводить до зниження коефіцієнта трансформації КПО. Протилежний підхід (збільшення α) істотно

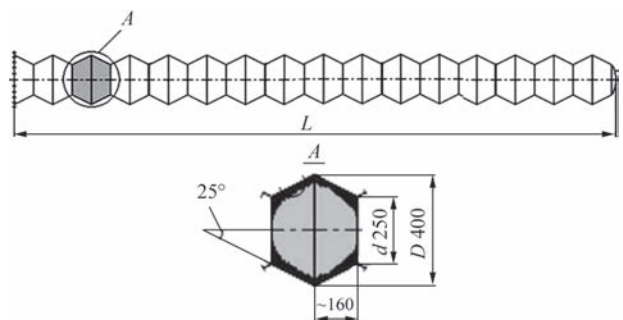


Рис. 5. Конструктивна схема багатоконусної несучої КПО космічного призначення

знижує просторову жорсткість конструкції, але дозволяє підвищити K_T і спростити процес компактного складання.

Очевидно, що зварювання є практично єдиним методом побудови металевих герметичних оболонкових конструкцій. Однією з основних проблем при створенні оболонок КПО є досягнення поєднання високих фізико-механічних характеристик при одночасній вакуумній щільності прямолінійних зварних швів, які зазнають комплекс впливів механічних навантажень і специфічних агресивних зовнішніх факторів (ФКП). Схема ізометричного перетворення оболонки потребує ізотропності конструкційного матеріалу; отже, зварний шов повинен мати практично еквівалентні з основним металом конструкції фізико-механічні властивості. При виборі способу зварювання стикових з'єднань з нержавіючої сталі з товщиною $\delta = 0,1 \dots 0,2$ мм перевага була віддана 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 відбортування зварюваних крайок. При зварюванні заготовок з нержавіючої сталі було застосовано відбортування крайок на величину, рівну двом товщинам зварюваного матеріалу. Крім того, мікроплазмовий метод дозволив забезпечити практично повну повторюваність зафіксованого результату зварювання.

При експериментальному зварюванні зразків зі сталі марки AISI 321H з товщиною $\delta = 0,175$ мм в імпульсному режимі при величині $I_{зв} = 6$ А, $U_{зв} = 12$ В і швидкості зварювання $V_{зв} = 3,1$ мм/с якісне формування зварних з'єднань досягалося при значенні погонної енергії $Q_{п} = 17,59$ Дж/мм. В технологічно прийнятному діапазоні частот імпульсного току наведене значення $Q_{п}$ відповідає комбінаціям параметрів $\tau_i = 4$ мс; $\tau_p = 1$ мс при частоті

імпульсного струму зварювання $f_{зв} = 200$ Гц та $\tau_i = 30$ мс; $\tau_p = 10$ мс при частоті $f_{зв} = 25$ Гц, де τ_i — тривалість імпульсу струму, мс; τ_p — тривалість паузи, мс. Разом з тим, зміна $f_{зв}$, отже, характеру динамічного впливу плазмового стовпа на ділянку розплавленої ванни, що знаходиться в стані кристалізації, також сприяє поліпшенню її структури, зменшенню розміру зерен (кристалітів), розбиваючи осередки (ядра) їх утворення [5]. Отже, завданням дослідження було визначення певного діапазону поєднань частоти і шпаруватості імпульсного току зварювання, відповідних до оптимальної макро- і мікроструктури вакуумно-щільного зварного з'єднання.

Результати металографічних досліджень характерних зразків із серії зварних з'єднань, отриманих при різних комбінаціях параметрів зварювального процесу, представлені на рис. 6. Визначався характер неоднорідностей металу шва, навколошовної зони і основного металу оболонки КПО. Мікроструктура зразків, виконаних при частоті $f_{зв} = 200$ Гц (рис. 6, а), виміряна за Вікерсом на мікротвердомірі Лесо М-400, характеризується значно більш високою однорідністю та співвісністю комірок при одночасному зменшенні коливань мікротвердості по горизонтальній і вертикальній вісі шва. Розмір рівновісних комірок відповідає діапазону $5 \dots 7$ мкм у всьому перерізі шва, відхилення виміряної величини мікротвердості в будь-якому з напрямків перетину не перевищує 5 % від її значення для основного металу.

При порівнянні представлених результатів з результатами випробувань серії аналогічних зразків на статичний розтяг і випробувань на вигин, що моделює реальні умови експлуатації, відзначено наближення пружнопластичних властивостей для основного металу і зварних з'єднань при збільшенні частоти імпульсного струму. Так, для характерного зразка стрічки AISI 321 товщиною 0,175 мм зі зварним швом, виконаним при імпуль-

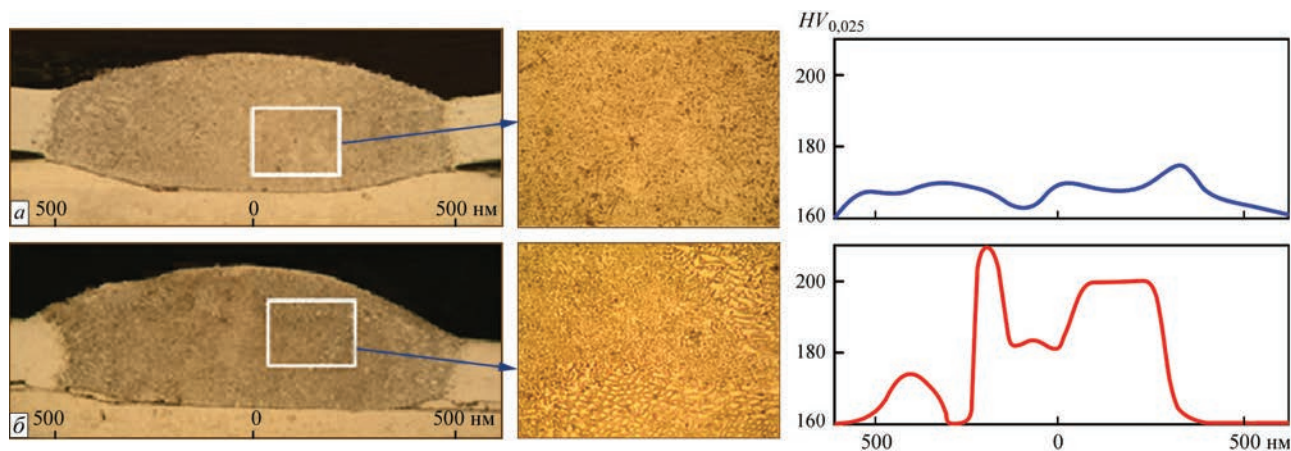


Рис. 6. Результати металографічних досліджень серії зразків зварних з'єднань фольги товщиною 0,175 мм зі сталі AISI 321, виконаних при рівних значеннях погонної енергії методом мікроплазмового зварювання на імпульсному струмі частотою 200 (а) і 25 Гц (б)

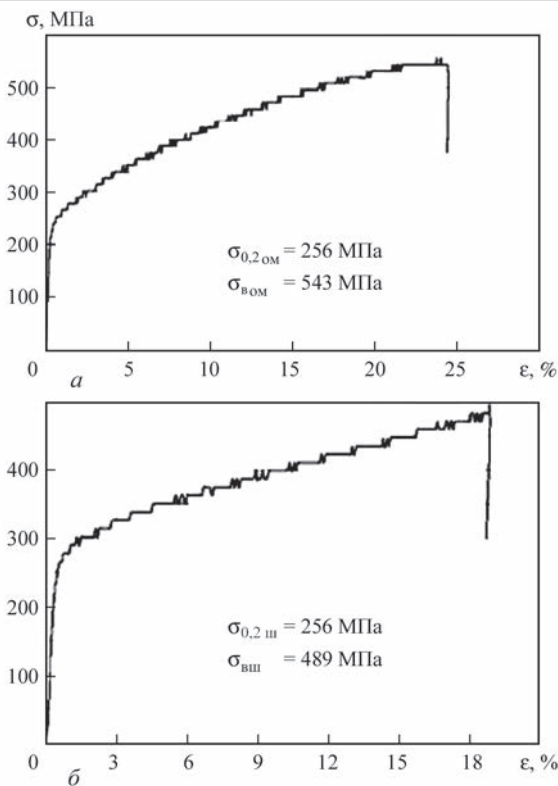


Рис. 7. Діаграми розтягу основного металу (а) та зварного з'єднання, виконаного при частоті імпульсного струму 200 Гц (б)

сному струмі $f_{зв} = 200$ Гц, тимчасовий опір розриву $\sigma_{вш} = 489$ МПа, що становить 90 % $\sigma_{во.м.}$, умовна межа текучості $\sigma_{0,2ш} = 256$ МПа (рис. 7, б). Для аналогічного зразка основного металу $\sigma_{в.ом.} = 543$ МПа, $\sigma_{0,2ом.} = 256$ МПа (рис. 7, а).

Визначення характеру перетворення середньої поверхні усіченої конічної оболонки дозволило позначити критерії наближення до ізометричності в процесі її руху та, відповідно, забезпечити відсутність локальної втрати стійкості у стані розкриття. Проте, точній оцінці підлягають величини напружень і переміщень деформованої оболонки. Побудова полів розподілу зазначених величин дозволяє зробити висновок про можливість реалізації розрахункових параметрів процесу ізометричного перетворення без локальної втрати стійкості оболонки КПО та підтвердити достовірність обраної розрахункової схеми. При виконанні роботи були проведені чисельні розрахунки напружено-деформованого стану КПО із жорстким закріпленням по контуру основи, відповідної до рис. 5, при впливі на неї характерних факторів космічного простору і при їх поєднаннях.

Скінченно-елементна модель багатосекційної конструкції виконана в тривимірній постановці з використанням оболонкових скінченних елементів загального положення. В якості розрахункових приймалися величини навантажень, впливу яких конструкція може бути піддана в розкритому положенні, при експозиції на зовнішній поверхні базового космічного апарату (МКС). Харак-

терні впливи на етапі транспортування на орбіту (вібрації, перепади тиску, акустичні впливи) були виключені з розгляду, оскільки конструкція в транспортному положенні характеризується значним запасом міцності і оснащується пристосуванням для фіксації переміщень.

Для прийнятої конструктивної схеми КПО моделювалися температурні навантаження для діапазонів, наведених нижче. Була розглянута статична задача променистого теплообміну з Сонцем, при якій на протилежних твірних оболонки конструкції одночасно досягаються максимальна і мінімальна температура відповідного діапазону. У всіх розглянутих варіантах формозміна КПО характеризувалася відхиленням вільного торця оболонки в сторону з найменшими значеннями прикладеної температури.

Залежність максимальних переміщень вільного торця КПО (см) від ΔT , °С

$\Delta T_1 = 100 \dots -125$	6,2
$\Delta T_2 = 150 \dots 1125$	7,6
$\Delta T_3 = 200 \dots -125$	9,0

Ділянки з найбільшими значеннями напружень розташовані на поверхні, дуже обмеженій по площі, їх значення різко зменшуються в міру віддалення від зони закріплення. Результати моделювання дозволяють зробити висновок про відповідність максимальних переміщень допустимим величинам відхилення вільного торця, які прийняті для даного типу конструкції (до 150 мм). Схематичне зображення КПО з КН, жорстко закріпленої на універсальному робочому місці на зовнішній поверхні службового модуля МКС, представлено на рис. 8.

При спільному обчисленні впливу прискорень при наявності КН — блоку наукової апаратури вагою 40 кН, жорстко закріпленого на вільному торці КПО по шести ступеням свободи, а також термоциклічності, в залежності від власної частоти (ω) конструкції прийняті наступні значення діючих прискорень. За результатами розрахунку частота власних коливань конструкції склала $\omega = 22,43$ Гц, врахування зосередженого навантаження від маси КН, що зазнає дій лінійних і кутових прискорень і закріплена на торці КПО, призводить до зниження частоти власних коливань конструкції до $\omega = 20,45$ Гц. Для значень $\omega \geq 20$ Гц: $a_x = \pm 4,5$ м/с²; $a_y = a_z = \pm 6,0$ м/с²; $\epsilon_x = \pm 0,2$ рад/с²; $\epsilon_y = \epsilon_z = \pm 0,7$ рад/с²; напрямки прискорень задані в правій системі координат $OXYZ$, де вісь Z збігається з поздовжньою віссю (віссю симетрії) КПО, вісі Y і X перпендикулярні до неї. Відповідно, a_x є прискоренням в напрямку вісі X , a_y і a_z — прискорення в будь-якій поперечній площині, паралельній площині OYZ , ϵ_x — кутове прискорення навколо вісі X , а ϵ_y і ϵ_z — кутові прискорення навколо будь-якої



Рис. 8. Схема розміщення КПО (1) з корисним навантаженням (2) на універсальному робочому місці (3) службового модуля МКС

поперечної вісі, що лежить в площині, паралельній площині OYZ та проходить через вісь X .

Спільний вплив прискорень і температурних навантажень призводить до підвищення значень еквівалентних напружень, максимальна величина яких досягає $\sigma_e = 226$ МПа. Слід зауважити, що незначний вплив інерційних навантажень на загальну картину розподілу напружень в оболонці КПО пов'язаний із особливістю взаємної орієнтації векторів прискорень та температурних градієнтів, що майже виключає їх суперпозицію. На ділянці сполучення опорної кінцевої секції з подальшими елементами максимальні величини еквівалентних напружень не перевищують допустимі напруження для використовуваної сталі (межа текучості $\sigma_{0,2} = 250 \dots 260$ МПа) і не викликають необхідності коригування прийнятої конструктивної схеми. Максимальні сумарні величини лінійних переміщень вільного торця конструкції при спільній дії прискорень і температур досягають значень $U_{a+t} = 0,1499$ (м). Поля розподілу еквівалентних напружень, а також мак-

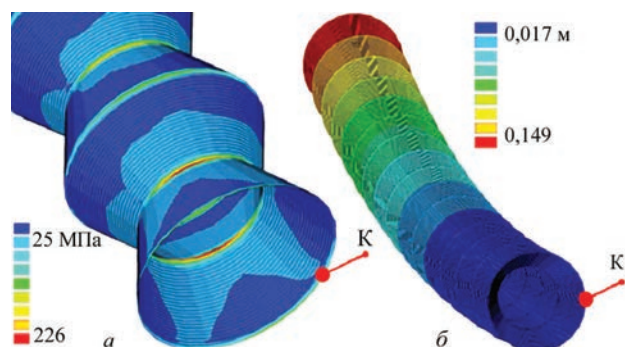


Рис. 9. Поля розподілу еквівалентних напружень σ_e , (МПа) (а) та сумарні величини лінійних переміщень U_{a+r} , (м) при спільній дії прискорень і температур (б) на нейтральних поверхнях КПО в умовах дії ФКП; K — контур жорсткого закріплення КПО (відповідно до рис. 5)

симальних сумарних величин лінійних переміщень в оболонці конструкції наведені на рис. 9. Отриманий результат призводить до необхідності точного дотримання теплового режиму конструкції, при якому критичні значення температур визначаються на стадії вибору термооптичних характеристик поверхні. Оскільки найбільший внесок у загальну деформовану схему конструкції вносять компоненти лінійних переміщень, обумовлені циклічним радіаційним нагрівом її оболонки, актуальним є пошук методів ін-

женерії поверхні КПО для зміни її термооптичних властивостей, найбільшою мірою визначають деформативність конструкції в умовах орбітального польоту. Відповідно, було розроблено способи модифікації поверхні тонкостінних оболонок з нержавіючої сталі, що дозволяють знизити деформативність КПО космічного призначення без зміни їх маси і компактності. Показано, що модифікація термооптичних властивостей поверхні шляхом нанесення багат шарових покриттів методом електронно-променевого осадження дозволяє знизити температурне навантаження до регламентованих умовами космічного експерименту діапазону $-43 \dots 63$ °С, що призводить до зниження деформативності розглянутої в роботі багатосекційної КПО в 1,45 рази при зниженні максимальних еквівалентних напружень в 1,17 рази [6].

Рис. 10 ілюструє залежність мінімальних (T_{\min}) і максимальних (T_{\max}) розрахункових значень температур на поверхні КПО кінцевого типу від співвідношення A_S/ϵ , де A_S — коефіцієнт поглинання сонячної радіації; ϵ — коефіцієнт випромінювання оптичної поверхні КПО, при експлуатації конструкції на довільній робочій точці зовнішньої поверхні МКС. Виділена зона T_{opt} обмежує вказаний вище оптимальний діапазон температур ($-43 \dots 63$ °С), що дозволяє здійснювати необхідні операції при зовнішньо корабельній діяльності, і відповідає діапазону співвідношень $A_S/\epsilon = 0,26 \dots 0,54$. Об'єктом дослідження було коригування співвідношення A_S/ϵ конкретного матеріалу оболонки шляхом нанесення на її поверхню різних комбінацій матеріалів і їх з'єднань, що виконують функції селективно-випромінюючих покриттів. Слід зазначити, що відомі в космічній техніці покриття подібного призначення не від-

повідують умовам екстремального деформування досліджуваної конструкції або через відсутність гнучкості (емалі), або достатньої міцності і компактності (екранно-вакуумна теплова ізоляція). При цьому, вибір необхідного покриття визначається не тільки його термооптичними властивостями, але і адгезією до поверхні металевої оболонки з урахуванням значних деформацій її поверхні при розкритті, а також різною швидкістю сублимації матеріалів в умовах вакууму космічного простору. Підготовка оптичних поверхонь КПО після коригування шорсткості може бути реалізована за допомогою електронно-променевого наплення тонких покриттів з металів і їх з'єднань з необхідними співвідношеннями A_S/ϵ ; даний метод дозволяє забезпечити достатню адгезійну міцність покриттів і ефективно контролювати їх товщину. Необхідний результат було отримано при нанесенні на поверхню оболонки зі сталі AISI321 товщиною 0,175 мм покриття з алюмінію з товщиною 480 нм з подальшим напленням на алюміній шару Al_2O_3 з товщиною 45 нм, що імітує утворення оксидної плівки, що істотно збільшує коефіцієнт поглинання A_S . Вимірювання інтегральних напівсферичних терморадіаційних характеристик зазначених покриттів, проведені із використанням калориметричних методів досліджень, підтвердили їх відповідність наведеному вище розрахунковому діапазону співвідношень A_S/ϵ .

Перспективні завдання використання багатокопусних КПО в якості висувних систем і корпусних конструкцій орбітальних космічних модулів пов'язані з необхідністю їх подальшої утилізації, що вимагає відпрацювання механізму зворотньої трансформації зі збереженням вихідної геометрії. Здатність жорстких оболонок перетворюваного об'єму до багаторазової відтворюваності стабільних геометричних параметрів узгоджується з основами методу регулярного ізометричного перетворення. Однак натурна металева оболонка після першого повторного циклу перетворення набуває хвилеподібні деформації в міжгофрових проміжках, які свідчать про місцеву втрату стійкості. Аналіз математичної моделі руху і результати проведених експериментів з перетворення елементів КПО дозволили зробити висновок про причини втрати стійкості конічних оболонок, що піддаються зворотній трансформації шляхом створення вакууму у внутрішньому просторі. Отже, пряма трансформація оболонки відбувається поступово, починаючи з кільцевого гофру найбільшого діаметра, що зазнає найбільше навантаження при умові сталості тиску перетворення в ході всього процесу. Навпаки, при зворотній трансформації будь-який з елементів поверхні розкритої оболонки

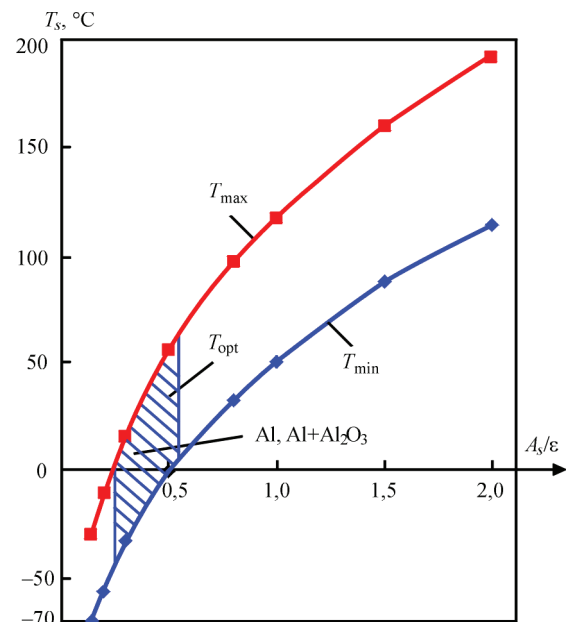


Рис. 10. Залежність мінімальних (T_{min}) та максимальних (T_{max}) розрахункових значень температур на поверхні КПО конічного типу від співвідношення A_S/ϵ

ки КПО зазнає навантаження, що приблизно дорівнює нормальному атмосферному 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 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 скінченно-елементним моделюванням напружень і деформацій в процесі об'ємного деформування. Так, еквівалентні напруження на лицьових поверхнях знаходяться в прикордонній зоні пружності-пластичності, а на нейтральній поверхні гофра їх величини не перевищують 10...20 МПа. На підставі наведених міркувань можна припустити, що одним з можливих варіантів зміни технології перетворення для реалізації багаторазової формозміни оболонки може бути зменшення радіуса закруглення в вершинах ребер матриці. При цьому зони максимальних пружнопластичних 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 (див. рис. 1, в).

Для експериментального дослідження поведінки оболонки КПО з діаметрами $D = 400$ мм, $d = 250$ мм, кутом конусності $\alpha = 25^\circ$ та товщиною оболонки зі сталі AISI321 $\delta = 0,175$ мм при зворотньому перетворенні був виготовлений дослід-

ний зразок конструкції з довжиною $L = 1190$ мм з 7 секцій зі співвідношенням $r_1/\delta = 3,0$. При цьому, базовий критерій наближення до ізометричного перетворення, що полягає в рівності довжини вихідної та перетвореної ділянки меридіану конічної оболонки, а також співвідношення товщини її матеріалу δ до розміру шагу b , не зазнали змін.

Процес прямого, а також зворотнього перетворення, реалізованого при створенні вакууму у внутрішньому об'ємі експериментальної конструкції, представлений на рис. 11, крива тиску для стадій (I–X) — на рис. 12. Експеримент підтвердив можливість повторного співвісного складання багатосекційної КПО до стану, що дозволяє провести її необхідний демонтаж та утилізацію після закінчення терміну експозиції на навколоземній орбіті. Разом з тим відзначено, що підви-

шена кільцева жорсткість гофрів більшого радіусу в районі контуру жорсткого закріплення призводить до виникнення ефекту «зляскування» оболонки (див. стадію розкриття «III» і відповідній стадія складання «VIII», рис. 11, б), при якому зворотнє перетворення відбувається не обов'язково послідовно, починаючи зі складки більшого радіусу, а з деякого довільного гофру з найменшою кільцевою жорсткістю, яка може бути обумовлена початковими геометричними недоскональностями вихідної конічної заготовки або девіаціями технологічного процесу гофрування. В результаті фрагмент оболонки між найбільшим і першим «складеним» гофром залишається неперетвореним, що вносить деякий негативний вплив на кінцеву компактність КПО (див. рис. 11, стадії «I» і «X»). Уникнути виникнення подібного ефек-

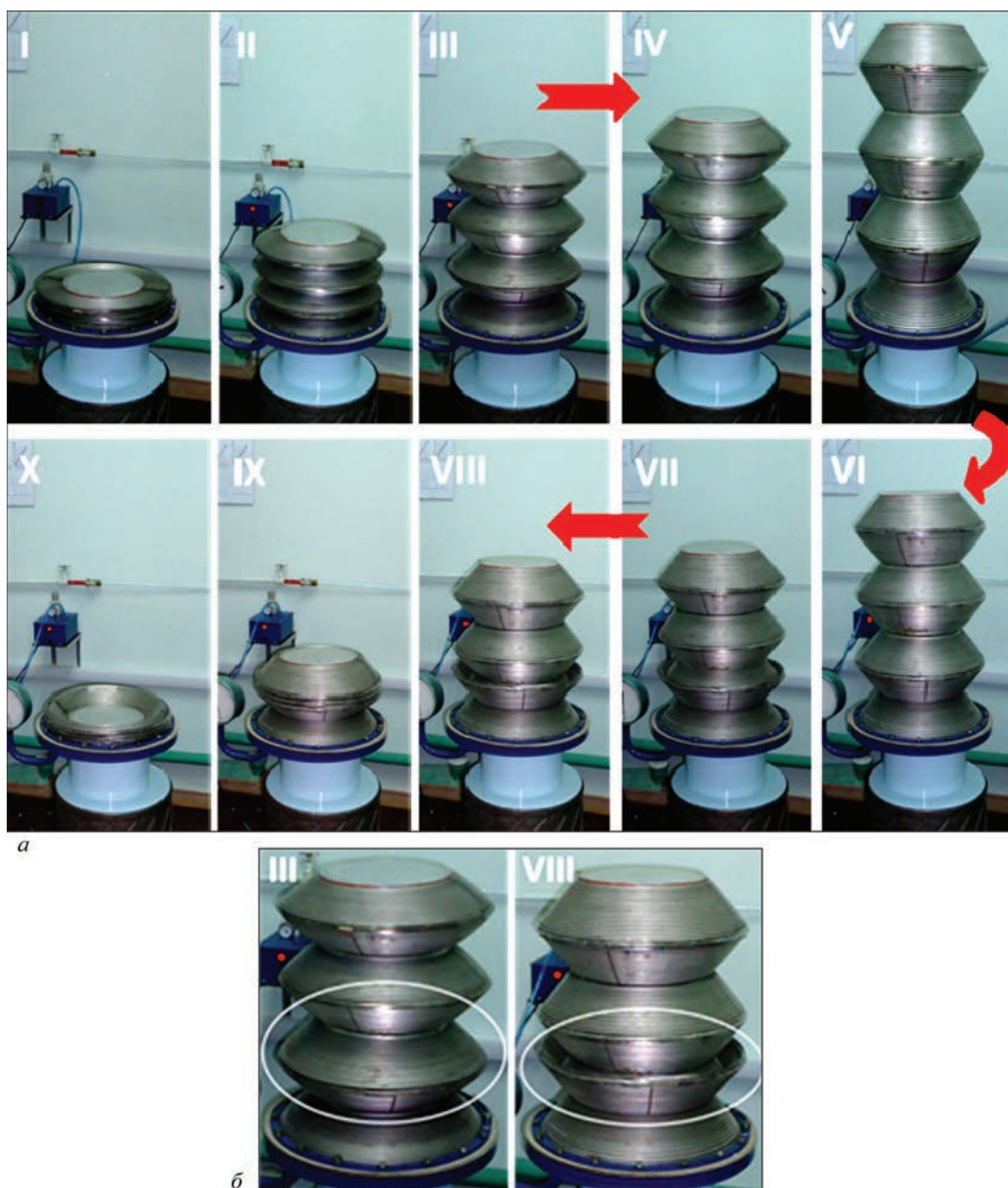


Рис. 11. Експеримент з прямої та зворотньої трансформації КПО довжиною $L = 1190$ мм та діаметром $D = 400$ мм (а) та збільшені стадії III та VIII (б)

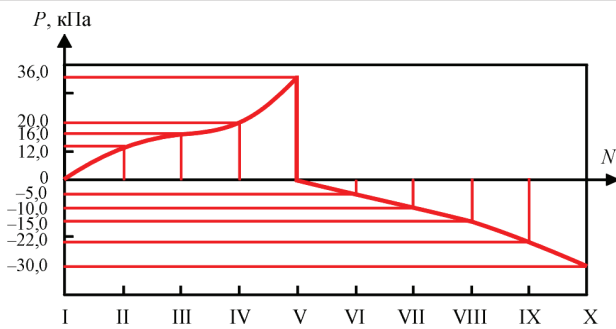


Рис. 12. Крива тиску для стадій N (I–X) (по рис. 11)

ту можливо, послідовно змінюючи в незначних межах радіус твірної гофрів в міру зменшення їх загального радіусу. Визначення взаємозв'язків геометричних, міцнісних та жорсткісних характеристик КПО, що виникають при цьому, може являти собою предмет перспективних досліджень.

Для визначення критичних величин зовнішніх навантажень одиничних оболонок, зокрема, при дії осьової стискаючої сили, є відомі аналітичні рішення. Проте, для задач стійкості конічних оболонок зі складною формою твірної в складі багаторівневих систем при довільному напрямку прикладання навантажень такі рішення відсутні. У сучасних роботах, що розглядають проблеми нелінійної механіки багатоскладчастих конструкцій, для розв'язання задач стійкості (визначення точок біфуркації, критичних навантажень і форм втрати стійкості, що супроводжуються так званим проклацуванням (snap-through buckling) [7], застосовуються чисельні методи розрахунку, що базуються на принципі мінімуму потенційної енергії системи. По аналогії, стійкість рівноваги КПО може визначатися як $J \equiv (\partial^2 \Pi) / (\partial [D]^2)$, де J — визначник матриці Якобі (якобіан), Π — загальна потенційна енергія моделі, $[D]$ — матриця вузлових переміщень [6]. За умови $J > 0$ конструкція знаходиться в стійкій рівновазі, а при $J = 0$ — в нестійкій. В останньому випадку критичне навантаження призводить до появи точки біфуркації, тобто до можливості утворення декількох форм втрати стійкості. Стосовно до досліджуваної КПО, при повторному згинанні кусково-ламаного профілю можливість утворення нових форм втрати стійкості значно нижче, ніж в оболонці з синусоїдальним профілем. Це пояснюється тим, що поява локальної втрати стійкості при складанні відбувається в зонах стоншування матеріалу оболонки в вершинах гофрів, що мають більш локальний характер при меншому радіусі згинання.

Наведені результати розробки ілюструють можливість створення металевих несучих оболонкових конструкцій, які можуть бути доставлені на навколосезну орбіту в компактному стані і з мінімальними витратами енергії перетворені до проектних розмірів. Використання описаних

конструкцій в космічній техніці дозволяє перейти на новий якісний рівень при проведенні наукових експериментів, пов'язаних з зовнішньокорабельною діяльністю, при виготовленні корпусних конструкцій орбітальних станцій, і в перспективі може мати місце при створенні довготривалих споруд на місячній поверхні.

Висновки

1. Представлено алгоритм розрахунку конструктивної схеми зварної багатосекційної КПО космічного призначення, що дозволяє визначити її геометричні параметри. Проведена розрахунково-аналітична оцінка взаємозв'язку фізико-механічних характеристик матеріалу КПО з параметрами гофрування і отриманий висновок про перевагу застосування нержавіючої сталі AISI321.

2. Визначено параметри процесу імпульсного мікроплазмового зварювання конічних оболонок з нержавіючої сталі (погонна енергія $Q_p = 17,5$ Дж/мм, частота імпульсного струму $f_{pc} = 200$ Гц і відношення часу імпульсу струму до тривалості циклу 0,75), що дозволяють забезпечити міцність зварних швів на рівні 0,9 міцності основного металу із забезпеченням їх вакуумної щільності.

3. Показано, що модифікація поверхні тонкостінних оболонок з нержавіючої сталі дозволяє підвищити стійкість КПО космічного призначення без зміни їх маси і компактності. Модифікація термооптичних властивостей поверхні шляхом нанесення багатослоєвих покриттів Al/Al_2O_3 з сумарною товщиною 525 нм методом електронно-променевого осадження дозволяє знизити деформативність багатосекційної КПО від радіаційного нагріву в 1,45 рази.

4. Підтверджено можливість повної зворотньої трансформації багатосекційної КПО без локальної втрати стійкості.

5. Розроблені технології можуть бути використані при створенні несучих стрижневих і оболонкових конструкцій космічного призначення.

Список літератури

1. (2017) Bigelow Aerospace. *The Bigelow Expandable Activity Module (BEAM)*. Available at: <https://bigelowaerospace.com/pages/beam/> [Accessed 27 Dec. 2017].
2. Viquerat, A., Schenk, M., Sanders, B., Lappas, V. J. (2014) Inflatable Rigidisable Mast for End-of-Life Deorbiting System. *European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing (SSMET) 2014, April 1–4, Braunschweig, Germany*.
3. Патон Б. Е., Самілов В. Н., Гончар О. Ю. и др. (1999) Преобразуемые цельносварные металлические конструкции. *Автоматическая сварка*, **10**, 81–85.
4. Патон Б. Е., Лобанов Л. М., Самілов В. Н. и др. (2006) Расчет и особенности технологии изготовления крупногабаритной сварной конструкции преобразуемого объема. *Там же*, **7**, 3–12.
5. Лобанов Л. М., Волков В. С. (2015) Особенности изготовления тонкостенных сварных конструкций преобразуемого объема космического назначения. *Там же*, **1**, 33–39.

6. Lobanov, L.M., Volkov, V.S., Yakimkin, A.V., Savitsky, V.V. (2016) Functional characteristics improvement of metal transformable-volume structures for space applications. *Journal of Aerospace Technology and Management*, **8**, 55–62. doi:10.5028/jatm.v8i1.529
7. Ario, I., Watson, A. (2009) Structural stability of multi-folding structures with contact problem. *Journal of Sound and Vibration*, **1-2**, 263–282. doi:10.1016/j.jsv.2009.01.057
3. Paton, B.E., Samilov, V.N., Gonchar, O.Yu. et al. (1999) Transformable all-welded metal structures. *Avtomatich. Svarka*, **10**, 81-85 [in Russian].
4. Paton, B.E., Lobanov, L.M., Samilov, V.N. et al. (2006) Design and features of fabrication technology of a large-sized transformable shell structure. *The Paton Welding J.*, **7**, 2-10.
5. Lobanov, L.M., Volkov, V.S. (2015) Peculiarities in manufacture of thin-walled welded transformable-volume structures for space application. *Ibid.*, **1**, 29-34.
6. Lobanov, L.M., Volkov, V.S., Yakimkin, A.V., Savitsky, V.V. (2016) Functional characteristics improvement of metal transformable-volume structures for space applications. *J. of Aerospace Technol. and Management*, **8**, 55-62. doi:10.5028/jatm.v8i1.529
7. Ario, I., Watson, A. (2009) Structural stability of multi-folding structures with contact problem. *J. of Sound and Vibration*, **1-2**, 263-282. doi:10.1016/j.jsv.2009.01.057

References

1. (2017) Bigelow Aerospace. *The Bigelow Expandable Activity Module* (BEAM). <https://bigelowaerospace.com/pages/beam/>
2. Viquerat, A., Schenk, M., Sanders, B., Lappas, V.J. (2014) Inflatable rigidisable mast for end-of-life deorbiting system. In: *Proc. of Europ. Conf. on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing (SSMET) 2014 (April 1-4, 2014, Braunschweig, Germany)*.

ТОНКОСТЕННЫЕ СВАРНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ПРЕОБРАЗУЕМОГО ОБЪЕМА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Л. М. ЛОБАНОВ, В. С. ВОЛКОВ

ІЭС ім. Е. О. Патона НАН України. 03150, г. Київ, ул. Казимира Малевича, 11.

E-mail: office@paton.kiev.ua

Исследованы рациональные методы построения металлических преобразуемых оболочек с целью создания конструкций космического назначения. Выполнено математическое моделирование движения нейтральной поверхности оболочки конструкции преобразуемого объема (КПО), результат которого использован для задания эталонной поверхности при кинематическом моделировании ее напряженно-деформированных состояний в процессе компактного складывания. Определены параметры процесса сварки тонких оболочек из нержавеющей стали, позволяющие обеспечить максимальное приближение физико-механических свойств сварных соединений к аналогичным свойствам основного металла с обеспечением их вакуумной плотности. Разработаны способы модификации поверхности тонкостенных металлических оболочек из нержавеющей стали, позволяющие повысить запас устойчивости КПО космического назначения без изменения их массы и компактности. Экспериментально подтверждена возможность и сформулированы условия устойчивости полной обратной трансформации многосекционной КПО конического типа. Библиогр. 7, рис. 12.

Ключевые слова: разворачиваемые конструкции, тонкие оболочки, микроплазменная сварка, микроструктура и металл шва, инженерия поверхности

THIN-WALLED WELDED TRANSFORMABLE-VOLUME STRUCTURES OF SPACE PURPOSE

L.M. LOBANOV, V.S. VOLKOV

E.O. Paton Electric Welding Institute of the NAS of Ukraine. 11 Kazimir Malevich Str., 03150, Kyiv, Ukraine.

E-mail: office@paton.kiev.ua

The rational methods of construction of metal transformable shells with the aim of creation of the space-purpose structures were investigated. The mathematical modeling of the neutral shell surface of the transformable-volume structure (TVS) was performed, the result of which was used to set the reference surface at the kinematic modeling of its stress-strain states during a compact folding. The parameters of the process of welding thin shells of stainless steel were determined, guaranteeing the maximum approaching of physico-mechanical properties of welded joints to similar properties of the base metal, thus providing their vacuum density. The methods of modification of surface of thin metal shells of stainless steel, which allow improving the safety margin of TVS of space purpose without changing their mass and compactness were developed. The possibility was experimentally confirmed and the conditions of stability of complete reverse transformation of a multisectional conical-type TVS were formulated. 7 Ref., 12 Fig.

Keywords: unfolding structures, thin shells, microplasma welding, microstructure and weld metal, surface engineering

Надійшла до редакції 22.03.2018