

РОЗВИТОК ОПТИКО-ЦИФРОВИХ МЕТОДІВ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ ТОНКОСТІННИХ ОБОЛОНКОВИХ КОНСТРУКЦІЙ АВІАКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ (Огляд)

Л.І. Муравський

Фізико-механічний інститут ім. Г.В. Карпенка НАН України. 79060, м. Львів, вул. Наукова, 5.
E-mail: muravskyleon@gmail.com

Описано низку досліджень із діагностики та неруйнівного контролю напружено-деформованого стану тонкостінних циліндричних оболонкових конструкцій авіакосмічної техніки оптико-цифровими методами, зокрема методами тривимірної (3D) цифрової кореляції зображень (ЦКЗ) та лазерної фотограмметрії, які виконувались і постійно вдосконалювались протягом останніх десятиліть. Розглянуто результати експериментальних досліджень композитних і металевих оболонкових структур методами 3D ЦКЗ. Проаналізовано переваги методів 3D ЦКЗ під час синхронних вимірювань полів переміщень і деформацій поверхні за допомогою декількох цифрових кореляторів зображень, розташованих навкруги оболонкової конструкції, над тими методами 3D або 2D ЦКЗ, які забезпечують одночасну реєстрацію лише ділянки досліджуваної поверхні за допомогою одного корелятора. Показано ефективність цих методів для неруйнівного контролю динаміки зміни процесів деформування та руйнування поверхні за осьових і радіальних навантажень, а також для оцінювання коефіцієнта втрати стійкості оболонкової конструкції. Бібліогр. 44, рис. 3.

Ключові слова: оболонкова конструкція, 3D цифрова кореляція зображень, цифровий корелятор зображень, композитна циліндрична оболонка, металева циліндрична оболонка, коефіцієнт втрати стійкості, осьові навантаження, радіальні навантаження

Вступ. Діагностика та неруйнівний контроль напружено-деформованого стану циліндричних оболонкових конструкцій є важливою ланкою усього процесу побудови літальних апаратів авіакосмічної техніки. Одна з основних ідей цих досліджень полягає в оцінюванні коефіцієнта втрати стійкості (КВС) оболонки, який визначають як відношення критичного навантаження реального циліндра, яке призводить до втрати його стійкості під час поздовжнього вигину, до критичного навантаження ідеального циліндра, а також у виборі оптимальних шляхів підвищення КВС.

Експериментальні дослідження механічних характеристик тонкостінних оболонок паливних баків космічних літальних апаратів під дією динамічних і статичних осьових навантажень виконувались в рамках космічних проектів НАСА починаючи з 50-х років 20-го століття. Зокрема, були розроблені методичні рекомендації NASA SP-8007 для попереднього проектування тонких і помірно товстих циліндричних оболонок під дією осьових стискальних навантажень [1]. У рекомендаціях було запропоновано оцінювати стійкість реального циліндра за допомогою КВС.

Вказані рекомендації ініціювали низку експериментів із композитними та металевими циліндричними оболонками, під час яких використовували оптико-цифрові методи для оцінювання геометричних параметрів оболонок за дії на них осьових та інших типів навантажень. Зокрема,

автори [2] вивчали тонкостінні армовані вуглецевим волокном полімерні шаруваті циліндричні оболонки за комбінованого та торсійного навантаження. Шаруваті композитні циліндри серії Z заввишки 510 мм, радіусом 250 мм і завтовшки 1,25 мм (товщина кожного шару становила 0,125 мм, орієнтація волокон кожного шару відрізнялась від орієнтації волокон сусідніх шарів) було виготовлено в Інституті композитних структур і адаптивних систем (ІКСАС) Німецького аерокосмічного центру [3, 4]. Для оцінювання геометричних параметрів дев'яти композитних циліндрів (Z18, Z23, Z25, Z28–Z33) виконували їх фотограмметричні вимірювання до прикладання навантажень, а під час прикладання осьових навантажень здійснювали неруйнівний контроль поперечних відхилень циліндричних стінок, викликаних поздовжнім згином, за допомогою методу проектування муарових смуг [2]. Проведені експерименти показали, що ексцентриситет у розподілу міцності оболонки має великий вплив на величину осьового згинального навантаження, а при комбінованих навантаженнях цей ефект послаблюється.

На початку 21-го століття методичні рекомендації NASA SP-8007 вже не враховували потенційні можливості нових матеріалів, зокрема їхні механічні та фізичні характеристики. Отримані відмінності між теоретичними і експериментально отриманими КВС були досить значними [5–9]. Численні дослідження в результаті давали великий розкид КВС, що пояснювалось багатьма факторами, зокрема недосконаlostями реаль-

них оболонкових конструкцій (локальних дефектів, вигинів, ямок, пошкоджень шарів у композиті тощо) [6, 9]. При цьому основну увагу звертали на осьові навантаження, у той час як радіальні (поперечні) практично не враховували [10]. Крім того, існуючі методи та засоби були неспроможні контролювати весь процес зміни напружено-деформованого стану поверхні оболонкових конструкцій від початку прикладання до них навантажень і аж до їх повного руйнування. Пошуки нових швидкісних підходів до досліджень полів переміщень і деформацій поверхні оболонкових конструкцій по всьому полю одночасно призвели до запровадження в практику експериментальних досліджень гібридних оптико-цифрових методів реєстрації, обробки та аналізу великих дво- і тривимірних інформаційних масивів, зокрема методів цифрової кореляції зображень (ЦКЗ).

Використання ЦКЗ для неруйнівного контролю оболонкових конструкцій. В останні роки дослідники звертають особливу увагу на покращення технічних характеристик оболонкових структур, зменшення їх ваги та вартості, що зрештою веде до підвищення КВС. Одним із ключових факторів досягнення високих значень КВС стало використання оптико-цифрових методів і систем неруйнівного контролю тестових і реальних оболонкових конструкцій ракетно-космічної техніки. Серед них особливо важливу роль почали відігравати методи тривимірної (3D) ЦКЗ, оскільки за їх допомогою можна відтворювати повну картину переміщень і деформацій поверхні одночасно по всій оболонці під час її навантаження. Водночас експерименти, які виконували такими методами, поєднували з комп'ютерним моделюванням, зокрема з методами скінченних елементів (МСЕ), які враховують різноманітні недосконалості оболонок. Результати таких комплексних досліджень дали змогу обчислювати КВС для різних типів оболонкових конструкцій.

Ефективність використання ЦКЗ під час навантажень оболонкових конструкцій зумовлена, у першу чергу, можливістю реєстрації великих площ поверхні об'єкта дослідження в реальному часі та спроможністю забезпечити високу точність побудови полів нормальних і тангенціальних поверхневих переміщень і деформацій. Завдяки використанню високопродуктивних алгоритмів обробки зображень поверхні можна досягти такої похибки обчислення відтвореного поля переміщень, яка сумірна з 0,01 пікселя у матричному відеосенсорі цифрової камери [11]. ЦКЗ базується на кореляційному порівнянні розподілів інтенсивностей спекл-зображень оптично шорстких поверхонь, дифузних середовищ або зображень гладких поверхонь із випадково розміщеними плямами, на-

несеними розпиленням барвника або отриманими іншими методами. У ЦКЗ лише інтенсивність світлового поля є носієм інформації, а втрата фазової інформації компенсується ширшим діапазоном вимірювання переміщень і деформацій поверхні порівняно з цифровою спекл-інтерферометрією, ширографією та цифровою голографією. Формування полів переміщень або деформацій за допомогою ЦКЗ виконується шляхом кореляційного порівняння (m, n) -го фрагмента зображення деформованої поверхні з відповідним (m, n) -м фрагментом зображення цієї ж поверхні, що перебуває у попередньому або початковому стані. З цією метою два зображення реєструють цифровою камерою, після чого в комп'ютері їх розбивають на $M \times N$ квадратних або прямокутних фрагментів, що містять непарну або парну кількість пікселів, наприклад 15×15 ; 16×16 ; 31×31 ; 64×64 тощо. Розрізняють двовимірну (2D) ЦКЗ, у якій визначають поля тангенціальних (площинних) переміщень і деформацій, та 3D ЦКЗ, у якій визначають тривимірні поля переміщень і деформацій, тобто одночасно як тангенціальних, так і нормальних. Методам 2D і 3D ЦКЗ та їх використанню в різних прикладних дослідженнях присвячено тисячі наукових праць. Для поглибленого вивчення цих методів можна звернутись, наприклад, до [11–18].

Існує декілька підходів до формування 3D полів переміщень і деформацій об'єктів досліджень методами ЦКЗ. Серед них найпоширеніший належить групі М. Саттона [14, 19], згідно з яким ту саму ділянку поверхні реєструють двома цифровими камерами з двох точок простору і, використовуючи стереоскопічний ефект, вимірюють усі три ортогональні компоненти переміщень. Ними ж розроблено метод кутових переміщень [19], де оптичні осі двох камер перетинаються на об'єкті дослідження. Метод є досить гнучким і його реалізують за допомогою простої оптичної системи. Проте тут більша частина об'єкта дослідження знаходиться за межами глибини різкості проектувальних об'єктивів, що призводить до спотворення зображення його поверхні через розфокусування частини цього зображення. Щоб позбутися такого розфокусування, використовують умову Шаймпфлуга [20], яка покращує зображення, хоча не усуває повністю геометричні спотворення. Праці групи М. Саттона стали основою для створення оптико-цифрових систем (ОЦС) 2D і 3D ЦКЗ, тобто цифрових кореляторів зображень, включаючи і відповідне програмне забезпечення. Серед них можна виокремити безконтактні системи 3D цифрової кореляції зображень ARAMIS (виробник Trilion Quality Systems) [21], які у поєднанні з програмним забезпеченням VIC-3D [22] дають змогу відтворювати поля динамічних пе-

реміщень і деформацій поверхні різноманітних об'єктів під час їх навантаження.

Методи ЦКЗ дають змогу також здійснювати вимірювання деформацій 360°-ї площі поверхні циліндричних оболонкових конструкцій, що мають відносно велику кривизну. Розрізняють два основних підходи до дистанційного моніторингу таких конструкцій:

1. синхронні вимірювання полів переміщень і деформацій поверхні за допомогою декількох 3D цифрових кореляторів зображень, розташованих навкруги оболонки або на ділянці, де руйнування оболонки найімовірніше;

2. вимірювання поверхневих полів переміщень і деформацій лише одним 3D або 2D цифровим корелятором зображень, який реєструє або серію спекл-зображень циліндричної поверхні під час її обертання, або частину поверхні, яку вона охоплює.

Перший підхід застосовували у більшості праць, присвячених даній тематиці, оскільки він дає можливість синхронно реєструвати переміщення і деформації поверхні по 360°-ій площі оболонки і є швидкісним, причому швидкість кадрів можна змінювати у широкому діапазоні в залежності від умов експерименту. Другий підхід вимагає набагато менших матеріальних затрат, проте він менш ефективний, оскільки дає можливість охопити одночасно лише частину усєї поверхні оболонкової конструкції [23–27]. Іноді його застосовують, поєднуючи із першим підходом і використовуючи при цьому декілька цифрових кореляторів для точнішого аналізу вибраної ділянки поверхні, що містить локальні недосконалості та дефекти [5, 6].

Неруйнівний контроль композитних оболонок структур авіакосмічної техніки. Найімовірніше вперше для дослідження навантажень на оболонкові структури ракетно-космічного призначення 3D ЦКЗ було використано у [5], а отримані результати доповнено в [6]. Основна мета полягала у встановленні реалістичнішої нижньої граничної спадної експоненціальної залежності KDF від відношення радіуса R циліндричної оболонки до її товщини t , тобто від R/t , яка би перевищувала такі ж традиційні залежності [25, 28, 29] або залежності KDF від параметра Батдорфа [7–9]. Для проведення експериментів використовували шість полімерних армованих вуглепластиковими волокнами шаруватих циліндричних оболонок Z07–Z12 заввишки 510 мм і радіусом 250 мм, які виготовили в ІКСАС [30]. Циліндри містили чотири шари завтовшки 0,125 мм з різною орієнтацією волокон; загальна товщина циліндрів становила 0,5 мм. Для оцінювання якості виготовлених внутрішньої і зовнішньої поверхонь цилін-

дрів до прикладання навантажень, у тому числі для виявлення технологічних локальних пошкоджень, недосконалостей і дефектів, здійснювали їх неруйнівний контроль ультразвуковим ехо-імпульсним та фотограмметричним методами. При цьому розшарування виявляли ехо-імпульсним методом, а неоднорідності поверхні – фотограмметричним за допомогою вимірювальної системи ATOS [31]. До циліндричних зразків приклали осьові стискальні навантаження за допомогою гідравлічної машини, призначеної для осьового стиску зразків [32]. Вимірювання 3D полів деформацій під час статичних і динамічних навантажень оболонок здійснювали за допомогою чотирьох 3D цифрових кореляційних систем ARAMIS [21]. Кожна система містить дві швидкісні цифрові камери розмірністю 1280×1024 пікселів і максимальною частотою кадрів 920 Гц, які реєструють приблизно 100° сегменту поверхні оболонки, а чотири системи охоплюють усі 360° поверхні (рис. 1). Деформації оболонок визначали за переміщеннями їхніх поверхонь відносно початкового стану до прикладання навантажень. Для досягнення швидкої реєстрації локальних динамічних полів переміщень поверхні під час її деформування усі чотири системи ARAMIS розташовували у вибраній ділянці циліндра Z07, де його руйнування найімовірніше, охоплюючи при цьому висоту 450 мм і кут поля зору ~40° (рис. 2), та реєстрували цю ділянку зі швидкістю 3680 Гц. Показано, що деформації поверхні за динамічного навантаження починаються від місця розташування точкового вигину в центрі ділянки, супроводжуються змінними картинами поля переміщень під час поздовжнього згину і закінчуються стабільною картиною поля переміщень після втрати стійкості ділянки циліндра. Тут також розглянуто процедури неруйнівного контролю поверхні та внутрішніх шарів циліндрів до прикладання навантажень з метою виявлення технологічних локальних пошкоджень, недосконалостей і дефектів. Контроль здійснювали ехо-імпульсним методом, а також фотограмметричним методом за допомогою ОЦС ATOS [31].

Дві послідовності розподілів переміщень для цього ж циліндра у ненавантаженому і навантаженому станах отримані авторами [30] за допомогою чотирьох систем ARAMIS по всій площі оболонки. Подібні дослідження зі зразками чотиришарових композитних циліндричних оболонок Z15U500, Z17U500, Z18U500, Z20U500 і Z22U500 (висота 500 мм, радіус 250 мм, товщина 0,5 мм, орієнтація шарів [+24°/-24°/+41°/-41°] описано в [33].

Логічним продовженням неруйнівних випробувань виготовлених в ІКСАС тестових цилін-

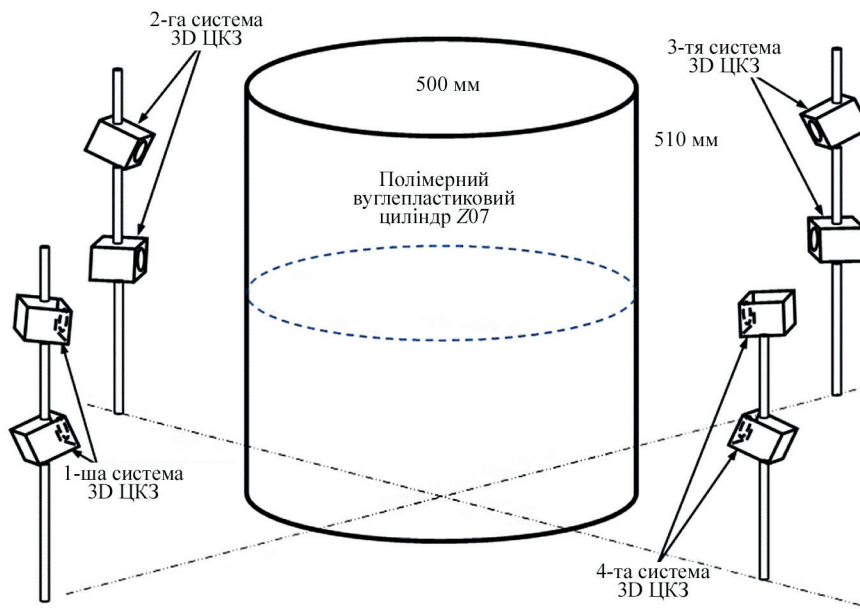


Рис. 1. Одночасна реєстрація 3D полів деформацій усієї зовнішньої поверхні циліндра під час його статичних і динамічних навантажень за допомогою чотирьох систем 3D ЦКЗ ARAMIS

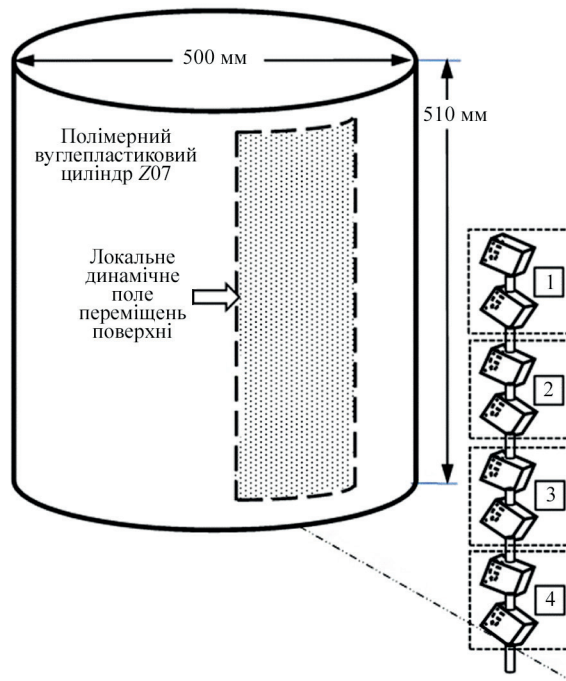


Рис. 2. Одночасна швидкісна реєстрація локального поля переміщень поверхні (кут поля зору $\sim 40^\circ$) під час статичних і динамічних навантажень циліндра за допомогою чотирьох систем 3D ЦКЗ ARAMIS: 1 – перша система; 2 – друга система; 3 – третя система; 4 – четверта система

дричних оболонок із використанням ОЦС стала робота [10]. Досліджували два тестові циліндричні зразки Z36 і Z37, виготовлені з шаруватого вуглепластикового композиту, армованого вуглецевим волокном (последовність укладки шарів [34/-34/0/0/53/-53]), заввишки 800 мм, радіусом 400 мм і завтовшки 0,75 мм, діючи на них осьовим стискальним та поперечним (радіальним) навантаженнями. Осьовий стиск виконували за допомогою спеціально виготовленого обладнання для випробувань, а поперечні навантаження – за допомогою пристрою, що містить магніти, які ді-

ють у радіальному напрямі. Спочатку прикладали постійне поперечне навантаження, а потім – монотонно зростаюче стискальне. Поперечні навантаження 0...20 Н прикладали у трьох радіальних напрямках під кутами 30° , 150° і 210° для зразка Z36 та під кутом 30° для зразка Z37. За допомогою сканувальної фотограмметричної системи ATOS виділяли в тестових циліндрах початкові геометричні недосконалості, у тому числі поверхневі та внутрішні дефекти і пошкодження, застосовуючи для цього процедуру оптимальної підгонки (оптимального наближення) для усунення

руху твердого тіла з результатів вимірювань [34]. Поля просторових деформацій поверхні циліндрів визначали за допомогою тензодавачів. Крім тензодавачів використовували також 3D кореляційну систему ARAMIS Adjustable 12M [35] для дослідження просторових деформацій поверхні. З цією метою на поверхню циліндра наносили плями-структуру, щоб імітувати спекл-зображення на вході двох цифрових камер системи. Отримані поля переміщень дали змогу виявляти поверхневі виймки, опуклості, ямки та інші відхилення від ідеальної циліндричності під час стискання тестових циліндрів як до, так і після появи поздовжнього згину зразків. Паралельно з експериментами використовували МСЕ, який базувався на програмному продукті Abaqus Standard 6.14 (Implicit). За допомогою МСЕ встановлювали залежності між осьовим навантаженням поздовжнього згину та поперечним збурювальним навантаженням для ідеальної моделі циліндра та моделі циліндра із внутрішніми недосконаlostями, зокрема місця з відхиленнями товщини шару та зі змінами об'ємної частки вуглецевих волокон. Показано, що результати розрахунку просторового розподілу переміщень поверхні моделі циліндра із внесеними недосконаlostями досить добре корелюють з результатами експериментів зі зразком Z36, які здійснювали за допомогою сканера ATOS та ультразвукового широкосмугового сканера.

У зв'язку з необхідністю зменшення ваги конструкційних елементів авіакосмічної техніки проблема виготовлення адаптерів корисного навантаження та проміжних ступенів ракети-носія із композитних матеріалів є досить актуальною. Для її вирішення в [36] запропоновано використати методологію застосування МСЕ, щоб передбачити поведінку оболонкової структури під час її поздовжнього вигину та порівняти результати моделювання з експериментальними даними, які отримували за допомогою 3D цифрових кореляційних систем і тензометрів, розташованих на поверхні циліндрів. Для імітації реальних розмірів циліндричних оболонок авіакосмічної техніки було запропоновано нову методологію аналітичного масштабування. Методологію використали для проектування композитного циліндра зменшеного розміру, який має такі ж характеристики під час втрати стійкості, що і повнорозмірний багатошаровий композитний циліндр. Таке проектування включало насамперед зіставлення безрозмірних параметрів масштабованої конструкції з повномасштабною [37]. За результатами проектування було виготовлено тестовий циліндр NDL-1 із шарів вуглецевого волокна, з'єднаних епоксидним матеріалом діаметром 800 мм, заввишки 1200 мм та з послідовністю укладки ша-

рів композиту [23/0/-23]. Конструкція NDL-1 була зменшеною версією багатошарового композитного циліндра СТА8.1 діаметром 2,4 м, який був розроблений та випробуваний як частина проекту НАСА «SBKF» («Shell Buckling Knockdown Factor») [38]. Неруйнівний контроль тестового циліндра NDL-1 здійснювали методами та засобами фотограмметрії та 3D ЦКЗ. Для оцінювання наявних недосконаlostей і відхилень від циліндричності до прикладання до тестового зразка NDL-1 осьових навантажень виконували оптичне сканування внутрішньої і зовнішньої поверхонь фотограмметричним методом. Під час експериментів у Дослідницького центру НАСА в Ленглі (Хемптон, Вірджинія), переміщення і деформації поверхні вимірювали системою прикріплених до циліндра тензодатчиків і 3D цифровими кореляторами зображень. Щоб зареєструвати штучні спекл-зображення методом 3D ЦКЗ, на світлу поверхню циліндра наносили випадково розташовані чорні овали і круги розмірами 4,5...6,0 мм. Осьові стискальні навантаження до 3000 кН виконували за допомогою спеціально розробленої тестової навантажувальної установки. На початковому етапі експерименту використовували чотири системи 3D ЦКЗ з повільною швидкістю реєстрації спекл-зображень, що дорівнює 1 кадр/с. Камери розташовували під кутами 90° одна відносно одної. Зі збільшенням стискального осьового навантаження під час розвитку процесу поздовжнього згину і до втрати стійкості циліндра використовували чотири швидкісні системи 3D ЦКЗ, швидкість реєстрації спекл-зображень у яких становила 20 000 кадрів/с. Порівняльний аналіз деформацій поверхні циліндра під час навантажень, отриманих з одного боку системами 3D ЦКЗ, а з другого – за допомогою МСЕ з використанням програмного продукту Abaqus 2017, засвідчив задовільну збіжність даних експерименту та моделювання. Зокрема, на початковій стадії аксіальні навантаження, обчислені за допомогою МСЕ, відрізняються від експериментальних на 0,04 %, а передбачуваний коефіцієнт жорсткості – на 1 % від виміряного експериментально. Проте відмінність між цими даними збільшилася під час поздовжнього вигину матеріалу циліндра. Поведінка поверхні після втрати стійкості під час експерименту була схожа на її поведінку, передбачену МСЕ. Проте пошкодження під час поздовжнього вигину та після втрати стійкості, які були зареєстровані експериментально, не враховувались у МСЕ, що і призвело до відмінностей між даними моделювання та експериментальними даними. Отримані результати засвідчили можливість використання запропонованого авторами

підходу до дослідження повномасштабних циліндричних оболонкових структур.

Неруйнівний контроль металевих оболонкових структур авіакосмічної техніки. Паралельно з композитними оболонковими структурами досліджували також металеві, виготовлені з алюмінієвих сплавів. Починаючи з 2011 р. в НАСА в рамках проектування та створення надважкої ракети-носія Space Launch System (система космічних запусків (СКЗ)) для пілотованого космічного корабля виконувалась програма досліджень з метою вдосконалення процедур оцінювання КВС повномасштабних зразків металевих оболонкових конструкцій, виготовлених із алюмінієвих сплавів [39]. Зокрема, корпорація Correlated Solutions, Inc. на своєму веб-сайті подала інформацію про успішне випробування повномасштабного циліндричного тестового зразка діаметром 27,5 футів (8,38 м) і завдовжки 242 дюймів (6,15 м), виготовленого з Al-Li сплаву 2195, у березні 2011 р. в Центрі космічних польотів (ЦКП) НАСА ім. Маршалла [40]. Зразок імітував паливний бак СКЗ і був аналогом зовнішнього паливного бака космічного корабля Space Shuttle. Побудову полів переміщень і деформацій усієї поверхні під час прикладання осьових, радіальних та інших типів навантажень здійснювали за допомогою 3D цифрових кореляторів зображень разом із програмним забезпеченням VIC-3D, розроблених і виготовлених у Correlated Solutions, Inc. На зовнішню білу поверхню зразка наносили випадково розподілені чорні овали і круги заданих розмірів, що імітували спекл-структуру. В експерименті використали сім 3D цифрових кореляторів зображень, які охоплювали усю поверхню від 0 до 360° і контролювали її практично неперервно. Зразок поступово навантажували до більш ніж 800000 фунтів, а цифрові камери систем 3D ЦКЗ реєстрували поля переміщень поверхні зі швидкістю 3000 кадрів/с аж до моменту повного руйнування циліндра.

Вичерпнішу інформацію про результати подальших досліджень із повномасштабними циліндричними зразками та зі зразками меншого масштабу у ЦКП НАСА ім. Маршалла відображено в [41, 42]. Дані про створення двох металевих повномасштабних 27,5-футових тестових циліндричних оболонок і глибоке дослідження їх поведінки під час прикладання осьових стискальних навантажень, комбінованих навантажень та внутрішнього тиску порядку 1 psi (6895 Па) наведено в роботі [41]. Тут автори повідомляють про розроблення і створення восьми маломасштабних циліндрів діаметром 8 футів (2,44 м) і заввишки 6,5 футів (1,98 м), а також двох повномасштабних циліндрів ЕТТА1 і ЕТТА2. Усі вони були виготовлені з Al-Li сплаву 2195. Циліндри ЕТТА1 і ЕТТА2

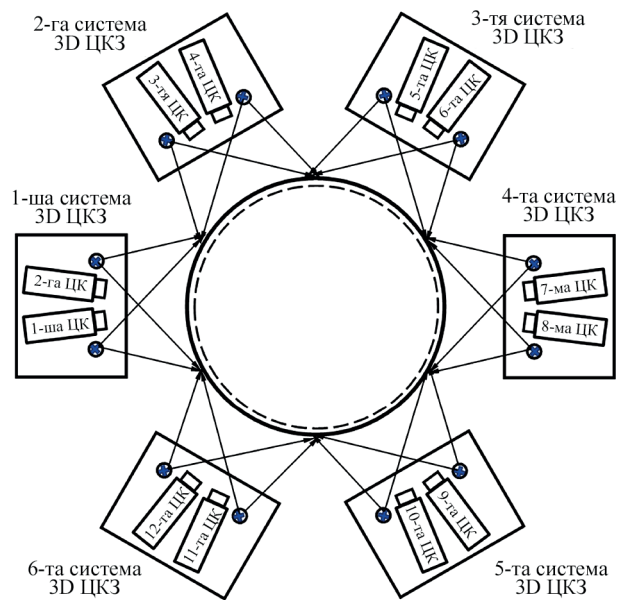


Рис. 3. Схема експериментального обладнання для випробувань металевих повномасштабних циліндрів, що містить шість систем 3D ЦКЗ, кожна з яких містить дві цифрові камери (ЦК) і два джерела освітлення ділянки поверхні, яку реєструють

складались із восьми панелей, зварених між собою вздовж осьового напрямку методом тертя з перемішуванням. Панелі містили підсилені ребристі ділянки, зони зварних швів і перехідні ділянки між зонами зварних швів і підсиленими ділянками. ЕТТА1 був призначений для оцінювання процесу втрати стійкості під дією осьового рівномірного стиску і тому панелі в ньому мали мале підсилення. ЕТТА2 був призначений для оцінювання цього ж процесу за комбінованого навантаження на стиск і згин. Тому він містив як панелі, присутні в ЕТТА1, та і значно жорсткіші панелі.

Під час випробувань повномасштабних циліндрів використовували датчики лінійних переміщень, тензодатчики, датчики тиску, фото/відеосистеми та системи 3D ЦКЗ. До ЕТТА1 прикріплювали 842 тензодатчики, до ЕТТА1 – 1168 тензодатчиків. Тривимірні поля переміщень і деформацій зовнішньої поверхні вимірювали за допомогою шести швидкісних систем 3D ЦКЗ, розташованих по колу навколо циліндрів (рис. 3). Системи здійснювали моніторинг перехідних процесів поздовжнього згину поверхні та втрати стійкості циліндрів під час їх навантажень. Для просторової прив'язки цих систем на поверхні циліндрів наносили маркери у вигляді літери L, яку формували за допомогою множини випадково розподілених чорних квадратів, що мали приблизно такі ж розміри, що й чорні круги та овали на білій поверхні зразків. Системи 3D ЦКЗ вимірювали також локальні переміщення та деформації між парами маркерів. Результати вимірювань за допомогою цих систем дали можливість оці-

нити вплив локального вигину елементів зовнішньої обшивки циліндра та зварних швів на процес втрати стійкості циліндрів ЕТТА1 і ЕТТА2. Зокрема показано, що вигин і жолоблення обшивки, що прилягає до осьових зварних швів у зразках, призводить до нелінійної реакції навантаження на осьову деформацію при нижчих рівнях навантаження, ніж передбачалося.

У [42] наведено результати досліджень двох маломасштабних 8-футових тестових циліндричних оболонок ТА07 та ІТА02, виготовлених із Al-Li сплаву 2195. Кожен такий циліндр містив три 120°-ні дугові сегменти, зварені між собою тертям із перемішуванням. Конфігурації елементів жорсткості вибирали на основі конструкції циліндра ракети-носія НАСА з розгінного блока Агес 1. Для багатоканального контролю даних переміщень і деформацій поверхні навантажень використовували датчики лінійного переміщення та тензодатчики. Проте основну увагу звертали на відтворення тривимірних полів переміщень і деформацій поверхні, вимірювання яких виконували за допомогою чотирьох двокамерних 3D ЦКЗ. Ця система містила вісім камер і вісім джерел світлового випромінювання, розташованих навкруги циліндричних оболонок. Цифрові камери з розмірністю матричних відеосенсорів 2448×2048 пікселів були розташовані під кутами 45° одна відносно одної, що давало можливість охоплювати поверхню циліндра по всьому колу. Для імітації спекл-зображень на білу поверхню циліндрів наносили хаотично розташовані чорні овальні плями розмірами 0,45...0,70 дюймів (1,14...1,78 см), обчислені з урахуванням просторової роздільної здатності камер. Частота реєстрації зображень становила 0,2 Гц. Отримані зображення обробляли за допомогою програмного забезпечення VIC-3D, розробленого в Correlated Solutions, Inc. Найбільші похибки вимірюваних переміщень поверхні циліндрів спостерігали біля їх країв, а найменші – вздовж центральної лінії по колу кожного циліндра, де кореляція між встановленими 3D ЦКЗ була максимальною. Результати вимірювань 3D переміщень поверхні двох 8-футових циліндрів дали можливість модернізувати процес моделювання навантажень циліндрів за допомогою МСЕ і тим самим покращити прогнозування явищ втрати їх стійкості.

Подібні дослідження з металевими оболонками менших розмірів виконували у Дослідницькому центрі НАСА в Ленглі (Хемптон, Вірджинія) [43, 44]. У [43] використовували 3D ЦКЗ для визначення полів переміщень і деформацій поверхонь металевих циліндричних оболонок структур. Круглі циліндри завдовжки 31 дюйм (0,7874 м), радіусом 9 дюймів (0,2286 м) і завтов-

шки 0,04 дюймів (0,102 см) виготовляли з алюмінієвого сплаву 2024. Випробування виконували під осьовим стискальним навантаженням та бічним збурювальним навантаженням, які прикладали у радіальному напрямку посередині довжини циліндрів. Для захоплення повної картини поля переміщень по всій площі циліндричної оболонки під час навантажень використовували три 3D ЦКЗ. Щоб оцінювати тестові цифрові моделі поверхні циліндрів за початкового ненавантаженого стану та під час осьових і радіальних поперечних навантажень, виконували аналіз за допомогою МСЕ та програмних продуктів Abaqus Standard і Abaqus Explicit. Результати моделювання та експериментальні дані, отримані методом 3D ЦКЗ, виконані під час осьових і поперечних навантажень, показали деяку узгодженість між відтвореними полями осьових і радіальних переміщень, хоча обчислення передбачуваних локальних і глобальних критичних навантажень, які викликали втрату стійкості за поздовжнього вигину, виконаних за допомогою МСЕ, перевищували навантаження, виміряні експериментально.

У Дослідницького центру НАСА в Ленглі провели також серію експериментів зі згаданим вище тестовим циліндром ТА07 діаметром 8 футів (2,44 м) і завдовжки 6,5 футів (1,98 м), виготовленим із Al-Li сплаву 2195 [44]. Отримано низку нових результатів і, зокрема, показано, що передбачуване за допомогою МСЕ навантаження циліндра було на 14,4 % меншим за виміряне методом 3D ЦКЗ. Чотири 3D ЦКЗ забезпечували як повільну реєстрацію поля переміщень усієї зовнішньої поверхні циліндра від 0° до 360° з частотою 0,2 Гц, так і швидко її реєстрацію з частотою 5 кГц.

У [24] для оцінювання КВС виготовили циліндричну оболонку діаметром 1 м, заввишки 0,6 м і завтовшки 1,5 мм з алюмінієвого сплаву 2A14. Для оцінювання деформацій поверхні під дією осьових навантажень використовували 36 тензодатчиків, систему лазерного сканування HandySCAN 3D для панорамних оптичних вимірювань поверхні під час осьових навантажень, а також 3D ЦКЗ з програмним забезпеченням VIC-3D. За допомогою системи HandySCAN 3D виконували лазерне сканування поверхні циліндра до прикладання осьових навантажень, щоб виявити поверхневі неоднорідності. 3D корелятор застосовували для виявлення модової структури zdeформованого циліндра лише після втрати стійкості циліндра під дією стискального осьового навантаження. При цьому його шість разів пересували навкруги циліндра для вимірювання форми всієї поверхні. У наступній праці практично того ж авторського колективу [25] для досліджень виготовили ще чотири циліндри таких же розмірів

і з того ж алюмінієвого сплаву 2A14. Тут основну увагу звертали на оцінювання дефектів та їх неоднорідностей, яке здійснювали у тому числі і за допомогою 3D ЦКЗ. Водночас вартує зауважити, що використання лише одного 3D ЦКЗ не сприяло достовірному відтворенню поля переміщень по всьому полю поверхні циліндрів і він практично виконував допоміжні функції під час експерименту.

Висновки

Різнопланові експериментальні дослідження, проведені низкою вчених у наукових лабораторіях та, зокрема, у ЦКП НАСА ім. Маршалла, Дослідницькому центрі НАСА в Ленглі, а також в ІКСАС Німецького аерокосмічного центру, засвідчили високу ефективність процедур побудови та вимірювання полів поверхневих переміщень і деформацій та виявлення недосконалостей в оболонкових структурах авіакосмічної техніки за допомогою неруйнівних дистанційних оптико-цифрових методів, зокрема методів 3D ЦКЗ. Показано доцільність їх використання як для композитних, так і для металевих оболонок. Системи 3D ЦКЗ все інтенсивніше використовують для отримання експериментальних даних про поля деформацій оболонкових циліндричних структур за осевих стискальних і радіальних навантажень. Причому спостерігається тенденція до збільшення кількості таких систем під час синхронізованої реєстрації поверхні циліндра з метою підвищення достовірності відтворення усіх етапів прикладання таких навантажень аж до втрати стійкості та руйнування оболонки. Традиційним також стало використання фотограмметричних систем неруйнівного контролю циліндричності поверхні оболонкових структур у ненавантаженому стані з метою виявлення різноманітних недосконалостей на внутрішній поверхні циліндричних оболонок. Обов'язковою умовою успішних випробувань тестових оболонкових структур є поєднання методу МСЕ з методами оптико-цифрового неруйнівного контролю, зокрема з методом 3D ЦКЗ, і встановлення відповідності між результатами моделювання за даними експерименту.

Список літератури/References

- Weingarten, V.I., Seide, P., Peterson, J.P. (1968) *Buckling of thin-walled circular cylinders* (No. NASA SP-8007), NASA.
- Meyer-Piening, H.R., Farshad, M., Geier, B., Zimmermann, R. (2001) Buckling loads of CFRP composite cylinders under combined axial and torsion loading—experiments and computations. *Composite Structures*, **53**(4), 427–435. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0263-8223\(01\)00053-8](https://doi.org/10.1016/S0263-8223(01)00053-8)
- Geier, B., Klein, H., Zimmermann, R. (1991) Buckling tests with axially compressed unstiffened cylindrical shells made from CFRP. In: *Buckling of Shell Structures, on Land, in the Sea and in the Air. Proc. of Int. Colloq. (Lyon, France)*, 498–507.
- Geier, B., Singh, G. (1997) Some simple solutions for buckling loads of thin and moderate thick cylindrical shells and panels made of laminated composite material. *Aerospace Sci. and Technol.*, **1**(1), 47–63. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(97\)90023-7](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(97)90023-7)
- Hühne, C., Rolfes, R., Tessler, J. (2005) A new approach for robust design of composite cylindrical shells under axial compression. In: *Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing*, **581**, 1–8.
- Hühne, C., Rolfes, R., Breitbach, E., Tessler, J. (2008) Robust design of composite cylindrical shells under axial compression – simulation and validation. *Thin-Walled Structures*, **46**(7–9), 947–962. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2008.01.043>
- Wagner, H.N.R., Hühne, C., Niemann, S., Khakimova, R. (2017) Robust design criterion for axially loaded cylindrical shells – Simulation and Validation. *Thin-Walled Structures*, **115**, 154–162. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2016.12.017>
- Wagner, H.N.R., Hühne, C. (2018) Robust knockdown factors for the design of cylindrical shells under axial compression: Potentials, practical application and reliability analysis. *Int. J. of Mechanical Sci.*, **135**, 410–430. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2017.11.020>
- Wagner, H.N.R., Hühne, C., Janssen, M. (2020) Buckling of cylindrical shells under axial compression with loading imperfections: An experimental and numerical campaign on low knockdown factors. *Thin-Walled Structures*, **151**, 106764. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2020.106764>
- Khakimova, R., Castro, S.G., Wilckens, D. et al. (2017) Buckling of axially compressed CFRP cylinders with and without additional lateral load: Experimental and numerical investigation. *Thin-Walled Structures*, **119**, 178–189. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2017.06.002>
- Pan, B., Qian, K., Xie, H., Asundi, A. (2009) Two-dimensional digital image correlation for in-plane displacement and strain measurement: A review. *Measurement Sci. and Technol.*, **20**(6), 062001. DOI: <https://doi.org/10.1088/0957-0233/20/6/062001>
- Sutton, M.A., Wolters, W.J., Peters, W.H. et al. (1983) Determination of displacements using an improved digital correlation method. *Image and Vision Computing*, **1**(3), 133–139. DOI: [https://doi.org/10.1016/0262-8856\(83\)90064-1](https://doi.org/10.1016/0262-8856(83)90064-1)
- Sjö Dahl, M. (1998) Some recent advances in electronic speckle photography. *Optics and Lasers in Engineering*, **29**(2–3), 125–144. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0143-8166\(97\)00081-X](https://doi.org/10.1016/S0143-8166(97)00081-X)
- Sutton, M.A., McNeill, S.R., Helm, J.D., Chao Y.J. (2000) Advances in two-dimensional and three-dimensional computer vision. In: *Photomechanics, Berlin, Heidelberg*, 323–372.
- Sutton, M.A., Orteu, J.J., Schreier, H. (2009) *Image correlation for shape, motion and deformation measurements: Basic concepts, theory and applications*. Springer Science & Business Media.
- Муравський, Л.І. (2010) *Методи спекл-кореляції для дослідження механічних властивостей конструкційних матеріалів*. Київ, Наукова думка.
Muravskiy, L.I. (2010) *Methods of speckle-correlation for study of mechanical properties of structural materials*. Kyiv, Naukova Dumka [in Ukrainian].
- Dufour, J.-E., Hild, F., Roux, S. (2015) Shape, displacement and mechanical properties from isogeometric multiview stereocorrelation. *The J. of Strain Analysis for Engineering Design*, **50** (7), 470–487. DOI: <https://doi.org/10.1177/0309324715592530>
- Лобанов, Л.М., Муравський, Л.І., Півторак, В.А., Вороняк, Т.І. (2017) *Моніторинг напруженого стану елементів конструкцій з використанням електромагнітних хвиль оптичного діапазону. Т. 3: Технічна діагностика матеріалів і конструкцій: У довідн. пос. у 8-ми т. (З.Т. Назарчук, ред.)*, Львів, Простір-М.
Lobanov, L.M., Muravskiy, L.I., Pivtorak, V.A., Voronyak, T.I. (2017) *Monitoring of stressed state of structure elements using electromagnetic waves of optical range. Vol. 3: Technical diagnostics of materials and structures: Refer. Book, In: 8 Vol., Ed. By Z.T. Nazarchuk*. Lviv, Prostir-M [in Ukrainian].

19. Luo, P.F., Chao, Y.J., Sutton, M.A., Peters, W.H. (1993) Accurate measurement of three-dimensional deformations in deformable and rigid bodies using computer vision. *Experimental Mechanics*, **33**(2), 123–132. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF02322488>
20. Prasad A.K., Jensen K (1995) Scheimpflug stereocamera for particle image velocimetry in liquid flows. *Applied Optics*, **34**(30), 7092–7099. DOI: <https://opg.optica.org/ao/abstract.cfm?URI=ao-34-30-7092>
21. *Trilion Quality Systems*. <https://www.trilion.com/aramis>
22. *Correlated Solutions, Inc. VIC-3D*. <https://www.correlated-solutions.com/vic-3d>
23. Zhao, C., Matsuda, H., Lou, S. et al. (2013) Visualization of buckling on thin-walled cylindrical shell by digital image correlation method. *Applied Mathematics and Information Sciences*, **7**(3), 999–1004. DOI: <https://digitalcommons.aaru.edu.jo/amis/vol07/iss3/18>
24. Wang, B., Zhu, S., Hao, P. et al. (2018) Buckling of quasi-perfect cylindrical shell under axial compression: a combined experimental and numerical investigation. *Int. J. of Solids and Structures*, **130–131**, 232–247. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2017.09.029>
25. Wang B., Du, K., Hao, P. et al. (2019) Experimental validation of cylindrical shells under axial compression for improved knockdown factors. *Int. J. of Solids and Structures*, **164**, 37–51. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2019.01.001>
26. Labans, E., Bisagni, C. (2019) Buckling and free vibration study of variable and constant-stiffness cylindrical shells. *Composite Structures*, **210**, 446–457. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.11.061>
27. Castro, S. G., Almeida Jr, J.H.S., St-Pierre, L., Wang, Z. (2021) Measuring geometric imperfections of variable – angle filament-wound cylinders with a simple digital image correlation setup. *Composite Structures*, **276**, 114497. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114497>
28. Peterson, J.P., Seide, P., Weingarten, V.I. (1968) *Buckling of thin-walled circular cylinders. NASA SP-8007* (Technical Report).
29. Arbocz, J, Starnes Jr., J.H. (2002) Future directions and challenges in shell stability analysis. *Thin-Walled Structures*, **40**(9), 729–754. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0263-8231\(02\)00024-1](https://doi.org/10.1016/S0263-8231(02)00024-1)
30. Degenhardt, R., Kling, A., Klein, H. et al. (2007) Experiments on buckling and postbuckling of thin-walled CFRP Structures using advanced measurement systems. *Int. J. of Structural Stability and Dynamics*, **7**(2), 337–358. DOI: <https://doi.org/10.1142/S0219455407002253>
31. *ATOS Compact Scan. Mobile 3D scanner for a wide range of applications*. https://www.gom.com/en/products/3d-scanning/atos-compact-scan?keyword=atos%20compact%20scan&device=c&network=g&gclid=Cj0KCQjw1OmoBh-DXARIsAAAYGSFwdUnAc-Y5Q4QmagrJ-khc0hV-e-Dx_jQMVB1QsaQp71M8fQuoMcaAq5AEALw_wcB
32. Hühne C., Zimmermann R., Rolfes R., Geier B. (2002) *Sensitivities to geometrical and loading imperfections on buckling of composite cylindrical shells. In: Proceedings of the European conference on spacecraft structures, materials and mechanical testing*. CNES, Toulouse, France.
33. Degenhardt, R., Kling, A., Bethge, A. et al. (2010) Investigations on imperfection sensitivity and deduction of improved knock-down factors for unstiffened CFRP cylindrical shells. *Composite Structures*, **92**(8), 1939–1946. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2009.12.014>
34. Khakimova, R., Wilckens, D., Reichardt, J. et al. (2016) Buckling of axially compressed CFRP truncated cones: Experimental and numerical investigation. *Composite Structures*, **146**, 232–247. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.02.023>
35. *ARAMIS Adjustable*. <https://www.gom.com/en/products/3d-testing/aramis-adjustable>
36. Rudd, M.T., Eberlein, D.J., Waters, W.A. et al. (2023) Analysis and validation of a scaled, launch-vehicle-like composite cylinder under axial compression. *Composite Structures*, **304**(1), 116393. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2022.116393>
37. Uriol Balbin, I., Bisagni, C., Schultz, M.R., Hilburger, M.W. (2020) Scaling methodology applied to buckling of sandwich composite cylindrical shells. *AIAA J.*, **58**(8), 3680–3689. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J058999>
38. Schultz, M.R., Sleight, D.W., Gardner, N.W. et al. (2018) Test and analysis of a buckling-critical large-scale sandwich composite cylinder. In: *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 1693.
39. «Focus on Marshall» Highlights 10 Years of Space Station Support and World's Largest «Can Crusher». YouTube, May, 20, 2013. <https://www.youtube.com/watch?v=NLkzSchXXzE>
40. *NASA Buckling Test with Real Time Module (Correlated Solutions, Inc., 2023)*. <https://www.correlatedsolutions.com/application/nasa-buckling-test-real-time>
41. Lovejoy, A.E., Hilburger, M.W., Gardner, N.W. (2018) Test and analysis of full-scale 27.5-foot-diameter stiffened metallic launch vehicle cylinders. In: *2018 AIAA/ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Confer.*, 1989.
42. Gardner, N.W., Hilburger, M.W., Haynie, W.T. et al. (2018) Digital image correlation data processing and analysis techniques to enhance test data assessment and improve structural simulations. In: *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Confer.*, 1698.
43. Haynie W., Hilburger M., Bogge M. et al. (2012) Validation of lower-bound estimates for compression-loaded cylindrical shells. In: *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Confer. 14th AIAA*, 1689.
44. Hilburger M.W., Lindell M.C., Waters W.A., Gardner N.W. (2018) Test and analysis of buckling-critical stiffened metallic launch vehicle cylinders. In: *2018 AIAA/ASCE/ AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials Confer.*, 1697.

DEVELOPMENT OF OPTICAL-DIGITAL METHODS FOR NON-DESTRUCTIVE TESTING OF AEROSPACE THIN-WALLED SHELL STRUCTURES (REVIEW)

L.I. Muravsky

G.V. Karpenko Physico-Mechanical Institute of NASU. 5 Naukova str., 79060, Lviv, Ukraine. E-mail: muravskyleon@gmail.com

A series of studies on diagnostics and non-destructive control of the stress-strain state of thin-walled cylindrical shell structures of aerospace engineering by optical-digital methods, in particular, three-dimensional (3D) digital image correlation (DIC) and laser photogrammetry methods, are described. The effectiveness and continuous improvement of these methods over the past decades have been noted. The results of experimental studies of composite and metal shell structures using the methods of 3D DIC are considered. The advantages of 3D DIC methods for simultaneous measurements of surface displacement and deformation fields using several digital image correlators located around the shell structure, over those 3D or 2D CCD methods that provide simultaneous registration of only a local area of the investigated surface using one correlator, were analyzed. The effectiveness of these methods for non-destructive testing of the dynamics of changes in the processes of the surface deformation and destruction under axial and radial loads, as well as for evaluating the knockdown factor of the thin-walled shell structure, is shown. 44 Ref., 3 Fig.

Keywords: shell structure, 3D digital image correlation, digital image correlator, composite cylindrical shell, metal cylindrical shell, knockdown factor, axial loads, radial loads

Надійшла до редакції 06.10.2023