УДК 539.43

БАГАТОЦИКЛОВА ВТОМА КОМПОЗИТНИХ ТРИШАРОВИХ ПЛАСТИН ЗІ СТІЛЬНИКОВИМИ ЗАПОВНЮВАЧАМИ, ЯКІ ВИГОТОВЛЕНО АДИТИВНИМИ ТЕХНОЛОГІЯМИ FDM

[1] **Б. В. Успенський**, канд. техн. наук
Uspensky.kubes@gmail.com, ORCID: 0000-0001-6360-7430

[2] **І. І. Деревянко**, канд. техн. наук
dereviankoii2406@gmail.com, ORCID: 0000-0002-1477-3173

[1, 3, 4] **К. В. Аврамов**, д-р техн. наук
kvavramov@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8740-693X

[1] **О. Ф. Поліщук**
PolischukOleg@nas.gov.ua, ORCID: 0000-0003-1266-9847

[5] **О. Ф. Саленко**, д-р техн. наук, ORCID: 0000-0002-5685-6225

[1] Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України, 61046, Україна, м. Харків, вул. Пожарського, 2/10

[2] Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», 49008, Україна, м. Дніпро, вул. Криворізька, 3

[3] Харківський національний університет радіоелектроніки, 61166, Україна, м. Харків, пр. Науки, 14

[4] Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут» ім. М.Є. Жуковського, 61070, м. Харків, вул. Чкалова, 17

[5] Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», 03056, Україна, м. Київ, пр. Перемоги, 37

Розглянуто багатоциклову втому тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем, який виготовлено за допомогою адитивних технологій FDM з полілактиду. Як матеріал для верхніх і нижніх обкладинок обрано вуглепластик на базі препрегу марки SIGRAPREG C U200-0/NF-E310/30%. Аналіз втоми тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем спирається на їх вібраційні випробування. Для дослідження втомних характеристик полілактиду стільникових заповнювачів виготовлено спеціальні зразки. Втомні характеристики заповнювачів досліджено на тришарових зразках із використанням вуглепластикових обшивок Експеримент супроводжувався скінченно-елементним моделюванням втомних випробувань у програмному комплексі ANSYS. Вивчено втомні властивості тришарових пластин.

***Ключові слова**: стільниковий заповнювач, адитивна технологія FDM, тришарові пластини, втомні випробування, діаграма Веллера.*

Вступ

Використання багатошарових тонкостінних конструкцій зі стільниковими заповнювачами набуває поширення завдяки їх жорсткості, міцності й малій вазі. Такі конструктивні елементи застосовуються в супутниках, ракетах, на літаках, кораблях [1, 2]. Стільникові заповнювачі нещодавно почали виготовляти за допомогою адитивних технологій [3–5].

У науковій літературі опубліковано кілька статей, присвячених втомним характеристикам багатошарових зразків. У статті [6] наведено результати експериментального аналізу тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем і штучними дефектами. Втомні характеристики тришарових балок зі стільниковими заповнювачами експериментально досліджено за допомогою чотириточкового тесту на вигин [7], а два типи зразків (початково цілісних і пошкоджених розшаруванням) – у даній статті. Статична і втомна поведінка тришарових пластин із лицьовими сторонами, які армовано арамідними волокнами, й алюмінієвим стільниковим заповнювачем розглянуто у статті [8]. Вплив адгезії між лицьовими шарами і стільниковим заповнювачем на втомну міцність тришарової балки з алюмінієвим стільни-

Статтю ліцензовано на умовах Ліцензії Creative Commons «Attribution» («Атрибуція») 4.0 Міжнародна.
© Б. В. Успенський, І. І. Деревянко, К. В. Аврамов, О. Ф. Поліщук, О. Ф. Саленко, 2022

ковим заповнювачем вивчено в [9]. З експериментів випливає, що зі збільшенням адгезії підвищується міцність втоми. У статті [10] представлені експериментальні дослідження втоми алюмінієвого стільникового заповнювача. Для аналізу втоми використовується блок для випробувань на зсув, а втомної міцності тришарових балок з алюмінієвим стільниковим заповнювачем – чотириточковий тест [11]. Розшарування між шарами балки було ідентифіковано як основний тип руйнування. З експериментальних досліджень випливає, що міцність втоми зменшується зі зростанням температур [12]. Втомні властивості пірамідальних стільникових заповнювачів вивчено в [13], а втомні характеристики багатошарових балок під дією зсувних навантажень експериментально – за допомогою вібраційних тестів у [14].

Модель втомних характеристик ґрунтується на концепції деградації жорсткості у статті [15]. У статті [16] досліджено еволюцію деградації жорсткості багатошарової пластини під впливом втомних навантажень і запропоновано модель для її аналізу. У статті [17] показано, що деградація жорсткості зі збільшенням кількості циклів характеризується трьома різними фазами.

У цій статті розглядається технологія виготовлення тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем, виготовленим адитивними технологіями FDM. Для верифікації математичної моделі деформування тришарової пластини проведено статичні експериментальні дослідження, результати яких порівнюються із розрахунковими даними. Отримана математична модель застосовується при моделюванні втомних випробувань.

Крім того, запропоновано методологію проведення втомних випробувань тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем, виготовленим за допомогою адитивних технологіями FDM. Реалізовано комбінацію втомних випробувань і чисельного моделювання тришарової пластини в програмному комплексі ANSYS. В результаті розрахунків й експериментального аналізу побудовано діаграму Веллера, встановлено, що причиною втомного руйнування є тріщини у стільникових заповнювачах.

1 Методологія втомних випробувань

Метою цієї роботи є дослідження втомних характеристик тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем, виготовленим за допомогою адитивних технологіями FDM із полілактиду (ПЛА). Окремо досліджено втомні властивості зразків із ПЛА, виготовлених за допомогою адитивної технології FDM. Результати вивчення їх втомних характеристик використано при аналізі втомних характеристик тришарових пластин. Зауважимо, що верхній та нижній лицьові шари виготовлено з чотирьох шарів вуглепластику з кутами укладання 0, 90, 0, 90.

Додамо, що в подальшому під терміном «втома» мається на увазі багатоциклова втома.

1.1. Підхід до виготовлення зразків

1.1.1 Зразки з ПЛА

Конструкцію зразка з ПЛА наведено на рис. 1. Усі розміри на рисунку наведено в мм. Товщина всіх зразків – 6,55 мм. Зразки виготовлено за допомогою адитивних технологій FDM. Друк відбувається нитками ПЛА діаметром 0,2 мм. Температура друку складає 215 ºС, а температура столу – 60 ºС. Нитки при друку розташовуються пошарово під кутом ±45° до поздовжньої вісі зразка.

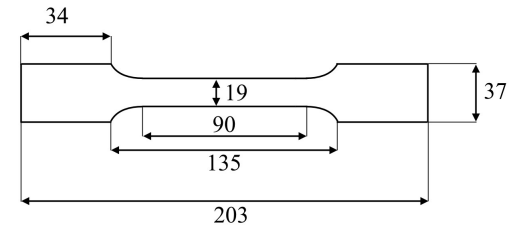


Рис.1. Ескіз зразків (усі розміри наведено в мм)

1.1.2 Виготовлення тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем

Технологія виготовлення тришарових пластин для втомних випробувань складається з наступних етапів:

– виготовлення стільникових заповнювачів із матеріалу ПЛА за допомогою адитивних технологій FDM;

– виготовлення обшивок із вуглепластику;

– склейка тришарової пластини;

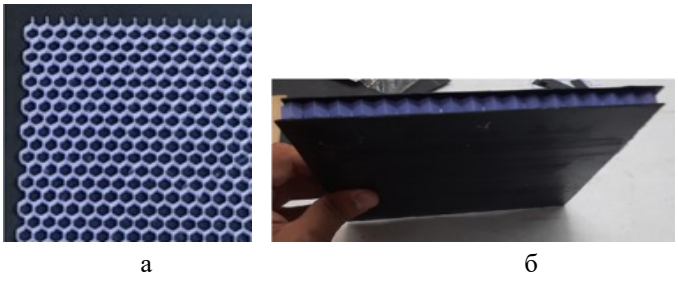
– механічна обробка отриманої тришарової пластини.

Виготовлено заготівлі стільникового заповнювача розмірами 200×180×10 мм.

Для обшивок як матеріал обрано вуглепластик на основі препрегу марки SIGRAPREG C U200-0/NF-E310/30%. Товщина одного шару односпрямованої тканини становить 0,1875 мм. Верхні й нижні обшивки складаються з чотирьох шарів вуглепластику з кутами укладання 0, 90, 0, 90.

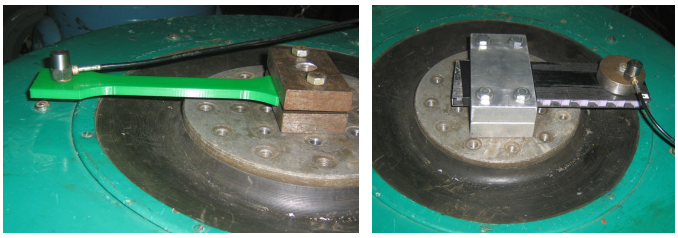
Шари укладаються шляхом пошарової викладки згідно зі схемою в ложемент, який вакуумується під плівкою, встановлюється в піч і проходить полімеризацію. На внутрішню й зовнішню поверхні шару пластини укладається тканина, яка дозволяє виготовляти зовнішню поверхню гладкою, а внутрішню шорсткою. Шорсткість забезпечує підвищене зчеплення при склейці. Виготовлено пластини для обшивок розмірами 1000×1000×0,75 мм. Перед виготовленням тришарових панелей пластину розрізано на заготівлі розмірами 200×200 мм.

Склейку стільникового заповнювача з обшивками виконано епоксидним двокомпонентним клеєм марки 3M™ Scotch-Weld™ DP190B/A. На пластини обшивок наносився клей, витрата якого становить 450 г/м^2. Отримані заготівлі поміщали у вакуумний мішок на тканинну підкладку пластинами з клейовим швом вниз, запобігаючи стіканню клею й забезпечуючи формування жолобників. Складання вакуумувалося із рівномірним притисканням заповнювача при тиску -0,95 атмосфери протягом 22 годин до набору міцності. Стільниковий заповнювач із приклеєною обшивкою наведено на рис. 2, а. Аналогічно верхній обшивці, приклеювалася нижня. Повністю склеєну пластину наведено на рис. 2, б. Механічна обробка здійснювалася із застосуванням відрізного верстата і шліфувального верстата JET JSG-64 для припасовування торців зразків.



а б

Рис. 2. Склейка тришарової панелі:
а – стільниковий заповнювач з однією обшивкою;
б – тришарова панель



а б

Рис. 3. Фото зразків, які закріплено на вібростенді:
а – зразок із ПЛА; b – тришарова пластина

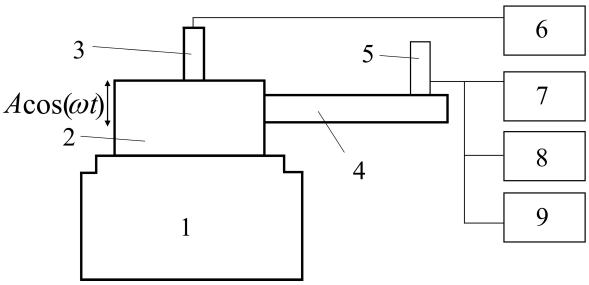


Рис. 4. Принципова схема установки для втомних випробувань

1.2 Методика проведення втомних випробувань

Під час проведення втомних випробувань поставлено дві мети: перша (основна) – дослідити втому сендвіч-пластин із стільниковим заповнювачем, який виготовлено за допомогою FDM технологій з матеріалу ПЛА; друга – вивчити втому зразків з матеріалу ПЛА, які надруковано адитивними технологіями FDM. Підкреслимо, що досягнення другої мети має надзвичайно важливе для досягнення першої.

Втомні випробування тришарових пластин і зразків із ПЛА проводилися з використанням електродинамічних вібростендів (рис. 3).

На рис. 3, а показано зразок із ПЛА, закріплений у вібростенді, на рис. 3, б – тришарова пластина, закріплена у вібростенді. Вібростенд відтворює періодичні гармонійні вертикальні коливання у широкому діапазоні частот й амплітуд збудження. Ці гармонійні рухи вібростенду кінематично збуджують пружні коливання тришарових пластин і зразків із ПЛА. В основі втомних випробувань лежать вимушені резонансні коливання пластини. Як випливає з наведених нижче результатів експериментів, коливання тришарових пластин і зразків є гармонійними.

Фотографії вібростенду для втомних випробувань разом із зразками показано на рис. 3. Зразки є консольними. Платформа вібростенду (рис. 3) відтворює вертикальні гармонійні коливання, збуджуючи згинальні коливання зразків. Зразки затиснено у цій платформі. При проведенні втомних випробувань збуджувалися резонансні коливання зразків за допомогою гармонійних коливань закріплення. На вільному кінці тришарової пластинки закріплювався тягарець (рис. 3) для того, щоб напруження у стільниковому заповнювачі досягали потрібних значень.

Принципову схему установки для втомних випробувань наведено на рис. 4. Основні її елементи пронумеровані. Вібростенд для відтворення вібрацій позначається через 1; платформу для консольного затиснення зразка – 2. Підкреслимо, що ця платформа здійснює гармонійні коливання $A\cos(\omega t)$. Датчик, встановлений на платформі вібратора для вимірювання віброприскорення затиснення, позначається через 3. Зразок, що випробовується, позначено цифрою 4, а датчик, що вимірює віброприскорення кінця зразка, – 5, віброметр, що вимірює коливання платформи, позначається 6, а вільного кінця зразку – 7. Лічильник, який вимірює число циклів до руйнування деталі, позначається 8, частотомір, що вимірює частоту коливань деталі, – 9. На кінці тришарової пластини встановлюється тягарець із віброперетворювачем сумарною масою 257 г. Він, по-перше, реєструє віброприскорення, по-друге, його масу обрано такою, щоб отримати необхідний рівень динамічних напружень у стільниковому заповнювачі.

Випробування зразків проводилися до їх руйнування. Зареєстровано кількість циклів коливань до руйнування зразка. Встановлено, що всі тришарові пластини руйнувалися по стільниковому заповнювачу. Наприклад, на рис. 5 надано фото тришарової пластини з тріщиною у стільниковому заповнювачі, що утворилася в результаті втомних випробувань.

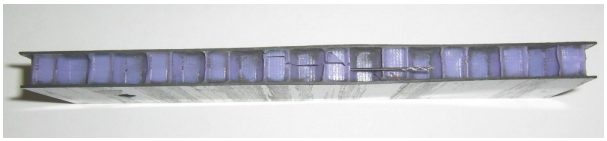


Рис. 5. Зруйнована стільникова пластина з тріщиною у стільниковому заповнювачі

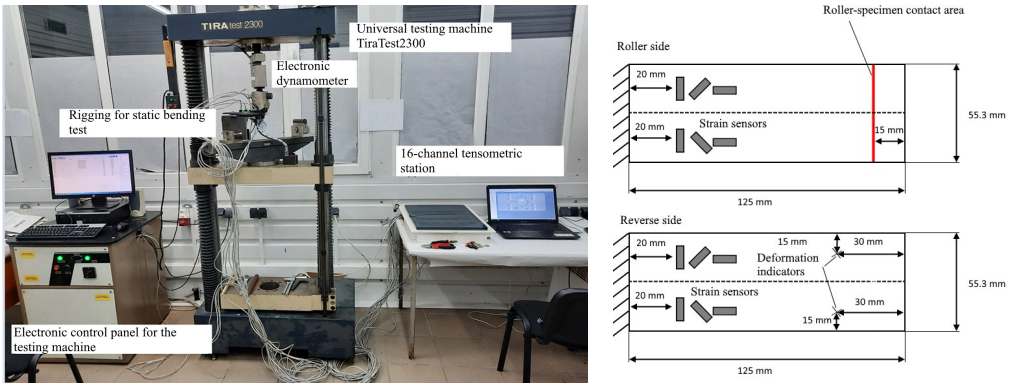
У процесі втомних випробувань тришарової пластини завжди відбувалася зміна власної частоти коливань внаслідок зниження жорсткості тришарової пластини при виникненні втомних пошкоджень [17].

Втомні випробування зразків із ПЛА (рис. 1) проводилися до повного руйнування. При цьому реєструвалися амплітуди коливань тришарових пластин і зразків із ПЛА. Напружено-деформований стан у тришарових пластинах і зразках із ПЛА визначався методом скінченних елементів. Підходи до розрахунку напружено-деформованого стану конструкцій буде розглянуто в наступних розділах статті. За результатами втомних випробувань побудовано діаграми Веллера.

2 Підхід до статичних випробувань

Випробування зразків проводилися до їх руйнування. Зареєстровано кількість циклів коливань до руйнування зразка. Встановлено, що всі тришарові пластини руйнувалися по стільниковому заповнювачу. Наприклад, на рис. 5 надано фото тришарової пластини з тріщиною у стільниковому заповнювачі, що утворилася в результаті втомних випробувань.

Розглянемо підхід до експериментального аналізу статичного деформування тришарових пластин зі стільниковим заповнювачем, виготовленим за допомогою адитивних технологій FDM. Експериментально досліджується деформування консольної пластини з одним затисненим краєм. Отримана завдяки цьому математична модель напружено-деформованого стану використовується при моделюванні втомних випробувань. Результати експериментального аналізу будуть порівняні з результатами чисельного моделювання напружено-деформованого стану конструкції.



а б

Рис. 6. Експериментальний стенд для проведення статичних випробувань на вигин: а – фото установки; б – схема кріплення датчиків деформацій

Для випробувань застосовано розривну машину TiraTest 2300, яка дозволяє проводити випробування на розтяг і стискання із заданою швидкістю руху траверзи. Зображення експериментального стенду наведено на рис. 6, а. Для прикладення навантажень до зразка використовується коліща, яке являє собою циліндр діаметром 30 мм. Місце дотику коліща зсунене від краю зразка на 15 мм. Лінію дотику наведено на рис. 6, б. Крім того, на рис. 6, б показано схему розміщення датчиків деформацій. Для реєстрації деформації застосовано тензодатчики BF200-10AA-A(11)-BX30. На кожен зразок встановлено по 12 датчиків (рис. 6, б).

3 Скінченно-елементне моделювання експериментів

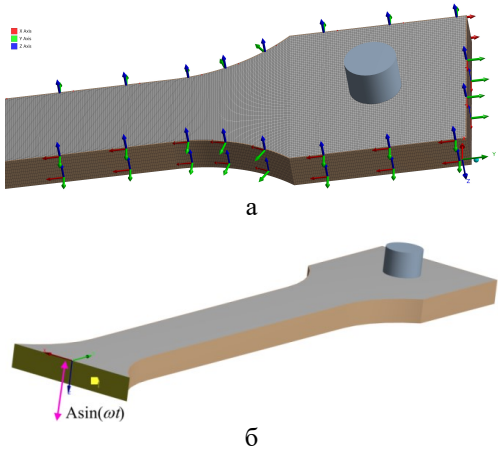
При проведенні випробувань втоми тришарових пластин і зразків із ПЛА здійснювався чисельний аналіз напружено-деформованого стану за допомогою скінченно-елементного моделювання в середовищі ANSYS Workbench. Вихідними даними для такого моделювання були переміщення точок зразків, отримані експериментально.

3.1 Моделювання втомних випробувань зразків із ПЛА

Для оцінки напружено-деформованого стану зразків побудовано динамічну скінченно-елементну модель у середовищі ANSYS Workbench, яка базується на геометричній моделі (рис. 1). У процесі 3D-друку по окрайку зразка укладається обкантовочний шар товщиною в одну нитку (0,2 мм). Решта площі друку пошарово заповнюється нитками під кутами ±45° відносно поздовжньої вісі зразка. Внаслідок цього модель зразка складається з окрайка (граничного шару) й основної частини.

У моделі враховано ортотропні властивості матеріалів. Для моделювання обкантовочного шару задано орієнтації локальних систем координат скінченних елементів. Вісі x локальних систем координат спрямовано вздовж дотичної до окрайку (рис. 7, а), віссю z – ортогонально площині друку, вісь y – ортогонально до поверхні окрайку.

До фізичної моделі зразка входять властивості матеріалів, з яких він складається. Зокрема, окрайок зразка складається з односпрямованого шару матеріалу ПЛА, механічні характеристики якого є наступними: щільність ρ=1122 кг/м^3; модулі Юнга вздовж вісей x, y, z: E_x=3,58 ГПа; E_y=3,0 ГПа; E_z=3,81 ГПа; модулі зсуву G_{xy}=1,07 ГПа; G_{yz}=1,41 ГПа; G_{xz}=1,4 ГПа; коефіцієнт Пуассона ν_{xy}=0,289; ν_{yz}=0,224; ν_{xz}=0,206. Вісь x пластику спрямовано вздовж напрямку друку, вісь y є перпендикулярною вісі x та лежить в площині друку, вісь z є перпендикулярною площині друку.



а

б

Рис. 7. Орієнтація локальних систем координат скінченно-елементної моделі:
а – на окрайку зразка; б – на основній частині

Для оцінки механічних властивостей основної частини зразка застосовано підхід, запропонований у [18]. Друк зразка виконувався пошарово, тому він може розглядатися як 35-шарова композитна конструкція, що складається з ортотропних шарів з орієнтацією вісі 45° в непарних шарах та -45° в парних шарах. Усі шари мають однакову товщину і складаються з односпрямованого матеріалу ПЛА, властивості якого наведено вище.

Розглянемо метод визначення ефективних пружних характеристик зразка з описаного багатошарового матеріалу. Закон Гука має наступну форму:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{C}_{11} & \overline{C}_{12} & \overline{C}_{13} \\ \overline{C}_{12} & \overline{C}_{22} & \overline{C}_{23} \\ \overline{C}_{13} & \overline{C}_{23} & \overline{C}_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \end{bmatrix}; \quad (1)$$

$$\sigma_{yz} = \overline{C}_{44}\varepsilon_{yz}\,;\ \sigma_{xz} = \overline{C}_{55}\varepsilon_{xz}\,;\ \sigma_{xy} = \overline{C}_{66}\varepsilon_{xy}\,,$$

де $\overline{C}$ – матриця пружності матеріалу. Значення елементів матриці $\overline{C}$ для багатошарового зразка з одного матеріалу з орієнтацією шарів ±45° визначаються наступним чином [17]:

$$\bar{c}_{ij} = \sum_{k=1}^{N} V_k c_{ij}^{(k)}; (i,j) = 1,2,3,6; \bar{c}_{pp} = \frac{1}{\Delta} \sum_{k=1}^{N} \frac{V_k}{\Delta_k} c_{pp}^{(k)}; p = 4,5 \quad (2)$$

де N=35 – кількість шарів у композиті; V_k=1/35 – об'ємна частина k-го шару композита; $C_{ij}^{(k)}$ – i,j-й елемент матриці пружності k-го шару;

$$\Delta_k = C_{44}^{(k)} C_{55}^{(k)} - C_{45}^{(k)2};$$

$$\Delta = \left(\sum_{k=1}^{N} \frac{V_k}{\Delta k} C_{44}^{(k)} \right) \cdot \left(\sum_{k=1}^{N} \frac{V_k}{\Delta k} C_{55}^{(k)} \right) - \left(\sum_{k=1}^{N} \frac{V_k}{\Delta k} C_{45}^{(k)} \right)^2.$$

Матриця пружності k-го шару у вісях зразка обчислюється для розглянутого композиту наступним чином [17]:

$$C^{(k)} = (T^{(k)})^{\mathrm{T}} \Upsilon^{(k)} T^{(k)}, \quad (3)$$

де $T^{(k)} = \begin{bmatrix} 0,5 & 0,5 & 0 & 0 & 0 & \pm 0,5 \\ 0,5 & 0,5 & 0 & 0 & 0 & \pm 0,5 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sqrt{0,5} & \pm\sqrt{0,5} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \pm\sqrt{0,5} & \sqrt{0,5} & 0 \\ \pm 1 & \pm 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$;

верхній індекс для k=1, 3, 5, …, а нижній індекс для k=2, 4, 6, …; $\Upsilon^{(k)}$ – матриця пружності шару матеріалу у вісях (x, y, z); вісь x відкладається вздовж напрямку друку; вісь y лежить у площині друку перпендикулярно вісі x; вісь z – перпендикулярно площині друку. Значення компонентів матриць $\Upsilon^{(k)}$ можуть бути розраховані з механічних характеристик матеріалу ПЛА. Механічні характеристики всього надрукованого ортотропного зразка, які входять до рівняння (1), є наступними: ρ=1122 кг/м^3; E_x=E_y=3,016 ГПа; E_z=3,809 ГПа; G_{xy}=1,232 ГПа; G_{yz}=G_{xz}=1,405 ГПа; ν_{xy}=0,384; ν_{yz}=ν_{xz}=0,197.

Змодельовано вимушені коливання зразка під впливом кінематичного збудження закріплення (рис. 7, б). Частота кінематичного збудження дорівнювала резонансній частоті зразка, амплітуда кінематичного збудження – амплітуді коливань платформи вібростенду. При проведенні розрахунків було використано підсистему Harmonic Response середовища ANSYS Workbench. Для отримання коректних значень деформацій зразка в моделі враховано внутрішнє тертя матеріалу. Значення параметру угамування ідентифіковано за відповідністю амплітуди коливань центру тягарця значенням, виміряним експериментально.

У результаті моделювання напружено-деформованого стану при вимушених коливаннях розраховано амплітудні значення еквівалентних напружень за Мізесом у точці зміни кривини зразка, в якій експериментально отримано руйнування. Як випливає з розрахунків, це є найбільш навантажена ділянка зразка. За знайденими амплітудними значеннями еквівалентних напружень й експериментально отриманими значеннями кількості циклів до руйнування будується S-N діаграма зразків із матеріалу ПЛА.

3.2 Розрахунковий аналіз втомних випробувань тришарових пластин

Для чисельного моделювання напружено-деформованого стану сендвіч-пластин зі стільниковим заповнювачем побудовано скінченно-елементну модель, яка дозволяє розрахувати напружено-деформований стан пластини. Як уже наголошувалося, стільниковий заповнювач виготовлено з матеріалу ПЛА за допомогою адитивної технології FDM. Для дослідження втомних властивостей стільникового заповнювача отримано його гомогенізовану модель, для якої визначаються ефективні механічні характеристики [18]. Ця процедура базується на скінченно-елементному аналізі статичного напружено-деформованого стану чверті чарунки стільника. Як наслідок, стільниковий заповнювач може бути замінено щільним шаром з ефективними пружними характеристиками.

Розрахункові схеми сандвіч-пластини з тягарцем наведено на рис. 8. Зокрема, на рис. 8, а показано розрахункову схему, в якій враховано всю конструкцію стільникового заповнювача (без гомогенізації). Ескіз стільникового заповнювача наведено на рис. 8, б. Товщина стінки заповнювача дорівнює подвоєній товщині ниток (0,4 мм), тобто стінка створюється за два проходи екструдера.

Скінченно-елементне моделювання тришарової пластини проводилося у ANSYS Workbench. Скінченно-елементна сітка включає 337505 вузлів і 298961 елементів. Тягарець моделюється абсолютно твердим тілом, тому його скінченно-елементну сітку обмежено поверхнею контакту зі зразком.

Для урахування ортотропних властивостей матеріалів обшивок і стільникового заповнювача задається орієнтація локальних систем координат скінченних елементів. Вісь x спрямовано вздовж стінок стільникового заповнювача; вісь y є перпендикулярною до цієї стінки; вісь z спрямовано перпендикулярно напрямку друку.

Стільниковий заповнювач (рис. 8, б) складається з односпрямованого матеріалу ПЛА. Обшивки складаються з чотиришарового композитного матеріалу SIGRAPREG C U200 з поперемінною орієнтацією шарів 0/90/0/90. Механічні характеристики обшивок наступні: ρ=1400 кг/м^3; E_x=E_y=35 ГПа; E_z=8 ГПа; G_{xy}=6 ГПа; G_{yz}=G_{xz}=30 ГПа; ν_{xy}=0,01; ν_{yz}=ν_{xz}=0,09.

Механічні характеристики гомогенізованого щільного шару стільникового заповнювача отримано за допомогою скінченно-елементного моделювання за методикою, викладеною у [18].

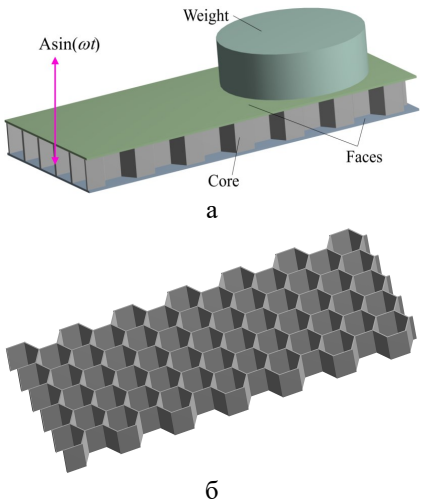


Рис. 8. Ескіз сандвіч-пластини з тягарцем:
а – пластина; б – ескіз стільникового заповнювача

Механічні характеристики гомогенізованого ортотропного шару наступні: ρ=89 кг/м^3; E_x=E_y=2,16 МПа; E_z=272,67 МПа; G_{xy}=0,84 МПа; G_{yz}=G_{xz}=52,28 МПа; ν_{xy}=0,98; ν_{yz}=0,00166; ν_{xz}=0,00184.

Аналіз гармонічного відгуку скінченно-елементної моделі тришарової пластини проводився під впливом кінематичного збудження закріплення (рис. 7, б). Частота збурювального навантаження ω дорівнює власній частоті конструкції 124,59 Гц. Амплітуда A дорівнює амплітуді коливань вібростенду. У скінченно-елементній моделі коливань враховано демпфування матеріалу за моделлю Релея. Значення параметру демпфування ідентифіковано з умови відповідності амплітуд коливань центру тягарця, отриманих розрахунком і в експериментальному дослідженні. У результаті розрахунку лінійних вимушених коливань визначалися амплітуди коливань еквівалентних напружень.

За знайденими з гомогенізованої моделі амплітудними значеннями еквівалентних напружень й експериментально отриманими значеннями кількості циклів до руйнування тришарових пластин побудовано діаграму Веллера.

4 Результати випробувань

Розрахунок статичного деформування тришарових пластин проведено на базі комп'ютерних моделей, описаних у розділі 3.2. До верхньої обшивки пластини застосовано силу, яка описує дію коліща (рис. 6, б). Значення сили F визначається з експериментальних даних.

Проводилося порівняння результатів розрахунку деформацій в точках розміщення тензодатчиків і показань датчиків. На основі цих результатів зроблено висновки про відповідність розрахункової моделі тришарової пластини її статичній поведінці й проаналізовано властивості статичного деформування пластини. У напруженому стані пластини переважають поздовжні деформації ε_{xx}.

На рис. 9 суцільною лінією наведено результати розрахунку статичних деформацій пластини залежно від застосованої поперечної сили F. На цьому ж рисунку крапками наведено експериментальні значення поздовжніх деформацій пластини. В експериментах спостерігалося крихке руйнування зразків. Для розрахунку поздовжніх деформацій, зображених на рис. 9, використано скінченно-елементну модель стільникового заповнювача без гомогенізації. Відразу за останньою точкою з максимальними деформаціями (рис. 9) спостерігається крихке руйнування зразка.

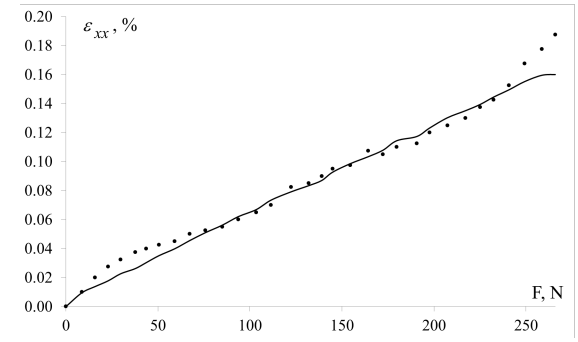


Рис. 9. Поздовжні статичні деформації тришарових пластин

Таким чином, порівняння експериментального статичного відгуку й результатів скінченно-елементного моделювання свідчить, що як модель сендвіч-пластини з точним скінченно-елементним описом стільникового заповнювача, так і гомогенізована модель адекватно описують поведінку зразка.

Для втомних випробувань виготовлено 16 зразків. На рис. 1 наведено ескіз зразка. Втомні випробування відбувались за методикою, яка наведена в розділі 1.2.

Для кожного зразка визначено резонансну частоту за допомогою експериментального отримання частотного відгуку. Для цього змінювалася частота зовнішнього впливу (частота коливань платформи вібростенду) при постійній амплітуді цього впливу. Власні частоти коливань зразків наведено у другому рядку табл. 1 в Гц. У першому рядку цієї таблиці вказано порядковий номер зразка. Як випливає з цієї таблиці, всі власні частоти знаходяться в діапазоні 30–32 Гц. Зразки № 1 та 5 не розглядаються, оскільки в них виявлено дефекти перед початком втомних випробувань.

Під час проведення втомних випробувань реєструвалася кількість циклів до руйнування зразків N. Руйнування спостерігаються в найбільш навантаженому місці на ділянці викружкового переходу. За допомогою скінченно-елементного моделювання визначалося значення амплітуди коливань еквівалентних напружень на цій ділянці. Для цього застосовано підхід, розглянутий в розділі 3.1. Амплітуди еквівалентних напружень у зразку наведені в четвертому рядку табл. 1. У третьому рядку вказано кількість циклів до руйнування зразка. Відзначимо, що третій та восьмий зразки не зруйнувалися (табл. 1) внаслідок того, що значення амплітудних напружень менші за границю витривалості.

Таблиця 1. Параметри руйнування зразків

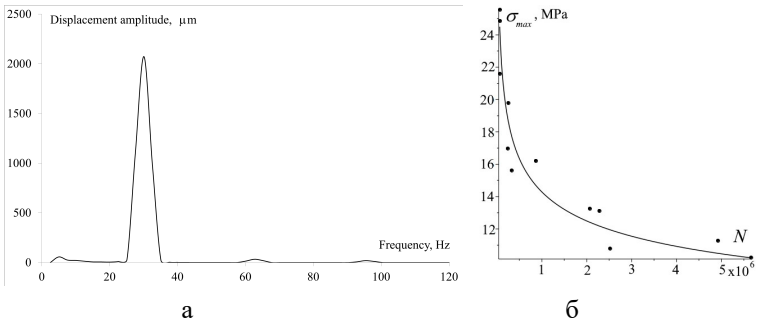
Номер зразка	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Значення власної частоти, Гц	30,0	32,0	31,0	30,0	31,0	31,5	31,9	30,2	31,2	31,0	30,0	30,0	32,0	32,6	31,6	31,8
Кількість циклів до руйнування, $N\cdot10^{-3}$	–	327	>11000	238	–	2283	4930	>11000	62	63	2068	257	865	5670	73	2520
Амплітуда еквівалентного напруження, σ_{max}, МПа	–	15,62	7,52	16,95	–	13,11	11,27	8,47	24,87	25,57	13,26	19,80	16,20	10,21	21,59	10,78

Використання віброметру в експериментальній схемі втомних випробувань (рис. 4) дозволило дослідити спектральні щільності коливань консольного кінця зразків. Характерний вигляд спектрів амплітуди динамічного відгуку зразка наведено на рис. 10, а. Як випливає з цього рисунка, коливання кінця зразків є моногармонійними.

Скористаємося табл. 1 для побудови діаграми Веллера. Результати експериментального аналізу, наведені в табл. 1, показано на рис. 10, б точками. На рисунку наведено залежність амплітуди еквівалентних напружень у найбільш навантаженій ділянці зразка від кількості циклів до руйнування. Отримані точки апроксимовано методом найменших квадратів. Для апроксимації діаграми Веллера використано наступне рівняння:

$$\sigma_{\max}^{m} N = C, \qquad (4)$$

де m та C – параметри кривої втоми. Застосування методу найменших квадратів дозволило знайти параметри m та C: m=5,166; log$C$=42,91. Криву (4) наведено на рис. 10, б суцільною лінією. Експериментально знайдено границю витривалості матеріалу: σ_{-1}=11 МПа.



а б

Рис. 10. Характеристики втомних випробувань:
а – спектральні щільності динамічного відгуку кінця зразка з ПЛА;
б – діаграма Веллера

Втомні випробування сендвіч-пластин проведено на 12 зразках. Геометрію сендвіч-пластин наведено на рис. 8, а. Весь стільниковий заповнювач показано на рис. 8, б.

Досліджено резонансні коливання сендвіч-пластин. Із використанням частотних відгуків знайдено власні частоти згинальних коливань усіх сендвіч-пластин, які наведено в табл. 2; перша власна частота знаходиться в частотному діапазоні 109–138 Гц. Проводився скінченно-елементний розрахунок власних частот розглянутої сендвіч-пластини. Із розрахунку власних частот з урахуванням точної моделі стільникового заповнювача (без гомогенізації) випливає, що перша власна частота дорівнює 124,59 Гц. Із розрахунку сендвіч-пластини з гомогенізованим заповнювачем отримано першу власну частоту 123,89 Гц. Ці власні частоти добре відповідають експериментальним даним (табл. 2).

Таблиця 2. Власні частоти 12 сендвіч-пластин

Номер зразка	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Значення власної частоти, Гц	128	138	136	130	125	122	121.6	120	109	110	129	133
Власна частота після виникнення першого дефекту	126,0	–	134,0	129,0	123,0	119,0	105,0	–	107,0	108,0	126,0	131,0

За допомогою віброметра, який включено до схеми втомних випробувань, досліджено спектральні щільності динамічного відгуку кінця консольної пластини. Наприклад, на рис. 11, а наведено спектральні щільності динамічного відгуку зразка № 9. Таким чином, коливання кінця сендвіч-пластини близькі до моногармонійних.

При проведенні втомних випробувань реєструвалося два значення кількості циклів коливань: кількість циклів коливань до руйнування зразка N_t і кількість циклів до першої зміни власної частоти N_c. Остання пов'язана зі зменшенням жорсткості сендвіч-пластини, що зумовлено виникненням втомних пошкоджень. Значення власних частот після перших їх змін наведені в нижньому рядку табл. 2.

Руйнування сендвіч-пластин відбувалося лише в шарі стільникового заповнювача. Значення напружень у стільниковому заповнювачі оцінювалися за обчислювальною методикою, описаною в розділі 3.2.

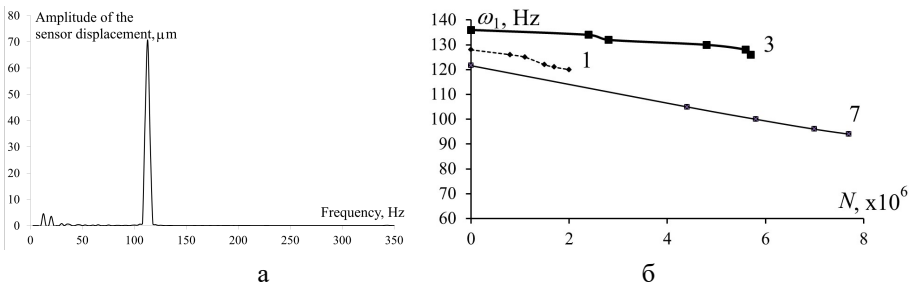


Рис. 11. Характеристики коливань сендвіч-пластин
а – спектральні щільності відгуку зразка;
б – залежність перших власних частот зразків від кількості циклів

Таблиця 3. Результати втомних випробувань зразків сендвіч-пластин

Номер зразка	$N_t \cdot 10^{-3}$	$\overline{\sigma}_{max}$, МПа	$N_c \cdot 10^{-3}$	σ^*_{max}, МПа	Дефекти у зруйнованому зразку
1	2130	0,223	800	6,815	Зразок має тріщину в стільнику
2	>11000	0,155	>11000	2,730	Зразок без дефектів
3	6470	0,148	2400	4,567	Зразок має тріщину у стільнику
4	316	0,288	96	8,937	Зразок має тріщину у стільнику і складання стінки стільника
5	1090	0,236	400	6,318	Зразок має тріщину у стільнику і складання стінки стільника
6	86	0,542	64	13,400	Зразок має тріщину у стільнику
7	8900	0,203	4400	4,920	Зразок має тріщину у стільнику
8	>11000	0,143	>11000	2,410	Зразок без дефектів
9	102	0,449	40	11,504	Зразок має тріщину у стільнику
10	124	0,309	50	8,302	Зразок має тріщину у стільнику
11	3710	0,217	1500	6,605	Зразок має тріщину у стільнику і розшарування вуглепластику
12	8650	0,194	3500	4,713	Зразок має тріщину у стільнику

У табл. 3 наведено результати експериментального аналізу зразків і розрахунку амплітуд еквівалентних напружень у стільниковому заповнювачі. У першому стовпчику таблиці вказано номер зразка, у другому – кількість циклів до руйнування зразка N_t, третьому – амплітуди еквівалентних напружень в стільниковому заповнювачі $\overline{\sigma}_{\max}$, отримані за гомогенізованою моделлю, у четвертому – кількість циклів втомних випробувань до першої зміни власної частоти N_c, у п'ятому – еквівалентні напруження, отримані з точної моделі стільникового заповнювача. Результати скінченно-елементного аналізу свідчать, що навантаженими здебільшого є поздовжні стінки заповнювача. Розподіл еквівалентних напружень надзвичайно нерівномірний. Від зміни власної частоти коливань до руйнування зразка проходить багато циклів. Значення власних частот до і після їх змін наведено в табл. 3. Для більшості зразків власна частота змінюється на 2–3 Гц. Винятком є зразок № 7, в якому спостерігається значна зміна власної частоти.

Відзначимо, що зміна власної частоти зразка при втомних випробуваннях сигналізує про виникнення дефекту в зразку. Як наголошувалося, вона спостерігалася у всіх досліджуваних зразках. На рис. 11, б наведено залежність перших власних частот зразків сендвіч-пластин 1, 3, 7 від кількості циклів. Після першої зміни спостерігається подальше зменшення власних частот, яке супроводжує ріст дефектності зразків.

Розглянемо *S-N* діаграму, в якій уздовж вісі абсцис відкладається кількість циклів до зміни власної частоти N_c. Цю діаграму розрахунково передбачено за допомогою *S-N* діаграми матеріалу ПЛА (рис. 10, б). Після розрахунку максимальних напружень в стільниковому заповнювачі сендвіч-пластини за діаграмою (рис. 10, б) визначається кількість циклів N_c. Результати такого аналізу наведено суцільною лінією на рис. 13, а. Крапками наведено експериментальні результати з табл. 3. Розрахункові та експериментальні результати є близькими.

Розглянемо *S-N* діаграму, в якій вздовж вісі абсцис буде наведено кількість циклів до руйнування зразка. Амплітуди еквівалентних напружень визначаються з гомогенізованої моделі стільникового заповнювача. Методику розрахунку еквівалентних напружень розглянуто в розділі 3.2. *S-N* діаграму стільникових пластин наведено на рис. 13, б. На рисунку суцільною лінією зображено апроксимацію в формі (4) *S-N* діаграми. Цю апроксимацію було отримано методом найменших квадратів. Константи m та C для неї набувають значення: m=9,21; log(C)=55,67.

Після руйнування сендвіч-пластин проаналізовано дефекти. Застосовано ультразвуковий контроль і рентген. За допомогою ультразвукового контролю можуть бути виявлені розшарування між шарами вуглепластику, відсутність склеювання між стільником й обшивками і тріщини у стінках заповнювача, що можливо тільки за умови, що їх характерний розмір більший за 20 мм. Рентгенівський метод є більш чутливим. Він дозволяє виявити внутрішні тріщини у стінках заповнювача й відсутність склеювання значно менших розмірів. Рентген також дає змогу зареєструвати зминання чарунок. При цьому необхідно проводити спеціальний аналіз рентгенівських знімків, які попередньо оцифровано й піддано бінарним перетворенням.

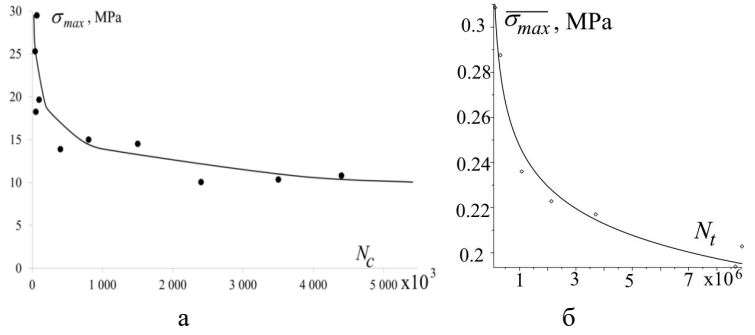


Рис. 13. Діаграми Веллера пластин:
а – вздовж вісі абсцис відкладається кількість циклів до першої зміни власної частоти; б – вздовж вісі абсцис відкладається кількість циклів до руйнування стільникового заповнювача

Результати аналізу дефектів у зразках наведено в останньому стовпчику табл. 3. Слід відзначити, що у зразках, які не були зруйновані, дефектів не виявлено. У більшій частині зразків виявлено лише тріщини у стінках заповнювача. У двох зразках, крім тріщин заповнювача, виявлено зминання чарунок, в одному зразку – як тріщини заповнювача, так і розшарування між шарами вуглепластику.

Висновки

У роботі досліджено втому композитних сендвіч-пластин зі стільниковим заповнювачем із ПЛА, виготовленим за допомогою адитивних технологій FDM. Верхні й нижні шари сендвіч-пластин

виготовлено з чотиришарового композитного матеріалу SIGRAPREG C U200 з поперемінною орієнтацією шарів 0/90/0/90.

Запропоновано підхід до вивчення втоми сендвіч-пластин, що базується на резонансних вібраційних випробуваннях сендвіч-пластин. При проведенні випробування пластина здійснює вимушені лінійні згинальні моногармонійні резонансні коливання. Проаналізовано віброприскорення вільного кінця консольної пластини й визначено кількість циклів до руйнування стільникового заповнювача. Досліджено *S-N* діаграму. Показано, що вона описується типовою степінною залежністю, яка використовується для *S-N* діаграм металів типу сталь, алюміній.

Втомні випробування сендвіч-пластин супроводжуються зміною власних частот унаслідок виникнення дефектів у пластині. Після цього пластина не руйнується й витримує значну кількість циклів до руйнування. При збільшенні кількості циклів спостерігається поступове зниження першої власної частоти сендвіч-пластин унаслідок зниження жорсткості й накопичення дефектності зразків.

Досліджено S-N діаграму сендвіч-пластин до зміни їх власної частоти коливань. Показано, що таку діаграму можна передбачити чисельним розрахунком, який базується на *S-N* діаграмі матеріалу ПЛА.

Фінансування

Дослідження профінансовано Національним фондом досліджень України (грант 128/02.2020).

Література

1. Matthews N. Additive metal technologies for aerospace sustainment. *Aircraft Sustainment and Repair*. 2018. P. 845–862. https://doi.org/10.1016/B978-0-08-100540-8.00015-7.
2. Boparai K. S., Singh R. Advances in fused deposition modeling. *Reference Module in Materials Science and Materials Engineering*. 2017. https://doi.org/10.1016/B978-0-12-803581-8.04166-7.
3. Xu M., Liu D., Wang P., Zhang Z., Jia H., Lei H., Fang D. In-plane compression behavior of hybrid honeycomb metastructures: Theoretical and experimental studies. *Aerospace Science and Technology*. 2020. Vol. 106. Paper ID 106081. https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106081.
4. Chen Y., Li T., Jia Z., Scarpa F., Yao C., Wang L. 3D printed hierarchical honeycombs with shape integrity under large compressive deformations. *Materials and Design*. 2018. Vol. 137. P. 226–234. https://doi.org/10.1016/j.matdes.2017.10.028.
5. Parsons E. M. Lightweight cellular metal composites with zero and tunable thermal expansion enabled by ultrasonic additive manufacturing: Modeling, manufacturing, and testing. *Composite Structures.* 2019. Vol. 223. Paper ID 110656. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.02.031.
6. Abbadi A., Tixier C., Gilgert J., Azari Z. Experimental study on the fatigue behaviour of honeycomb sandwich panels with artificial defects. *Composite Structures*. 2015. Vol. 120. P. 394–405. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.10.020.
7. Belingardi G., Martella P., Peroni L. Fatigue analysis of honeycomb-composite sandwich beams. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2007. Vol. 38. Iss. 4. P. 1183–1191. https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2006.06.007.
8. Belouettar S., Abbadi A., Azari Z., Belouettar R., Freres P. Experimental investigation of static and fatigue behaviour of composites honeycomb materials using four point bending tests. *Composite Structures*. 2009. Vol. 87. Iss. 3. P. 265–273. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2008.01.015.
9. Jen Y.-M., Ko C.-W., Lin H.-B. Effect of the amount of adhesive on the bending fatigue strength of adhesively bonded aluminum honeycomb sandwich beams. *International Journal of Fatigue*. 2009. Vol. 31. Iss. 3. P. 455–462. https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2008.07.008.
10. Bianchi G., Aglietti G. S., Richardson G. Static and fatigue behaviour of hexagonal honeycomb cores under in-plane shear loads. *Applied Composite Materials*. 2012. Vol. 19. P. 97–115. https://doi.org/10.1007/s10443-010-9184-5.
11. Jen Y.-M., Chang L.-Y. Evaluating bending fatigue strength of aluminum honeycomb sandwich beams using local parameters. *International Journal of Fatigue*. 2008. Vol. 30. Iss. 6. P. 1103–1114. https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2007.08.006.
12. Jen Y.-M., Lin H.-B. Temperature-dependent monotonic and fatigue bending strengths of adhesively bonded aluminum honeycomb sandwich beams. *Materials and Design*. 2013. Vol. 45. P. 393–406. https://doi.org/10.1016/j.matdes.2012.09.028.
13. Cote F., Fleck N. A., Deshpande V. S. Fatigue performance of sandwich beams with a pyramidal core. *International Journal of Fatigue*. 2007. Vol. 29. Iss. 8. P. 1402–1412. https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2006.11.013.
14. Burman M., Zenkert D. Fatigue of undamaged and damaged honeycomb sandwich beams. *Journal of Sandwich Structures and Materials*. 2000. Vol. 2. Iss. 1. P. 50–74. https://doi.org/10.1177/109963620000200103.

15. Abbadi A., Azari Z., Belouettar S., Gilgert J., Freres P. Modelling the fatigue behaviour of composites honeycomb materials (aluminium/aramide fibre core) using four-point bending tests. *International Journal of Fatigue*. 2010. Vol. 32. Iss. 11. P. 1739–1747. https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2010.01.005.
16. Whitworth H. A. A stiffness degradation model for composite laminates under fatigue loading. *Composite Structures*. 1998. Vol. 40. Iss. 2. P. 95–101. https://doi.org/10.1016/S0263-8223(97)00142-6.
17. Boukharouba W., Bezazi A., Scarpa F. Identification and prediction of cyclic fatigue behavior in sandwich panels. *Measurement*. 2014. Vol. 53. P. 161–170. https://doi.org/10.1016/j.measurement.2014.03.041.
18. Catapano A., Montemurro M. A multi-scale approach for the optimum design of sandwich plates with honeycomb core. Part I: homogenisation of core properties. *Composite Structures*. 2014. Vol. 118. P. 664–676. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.07.057.

Надійшла до редакції 11.05.2022