

Вплив технології виготовлення на характеристики міцності склопластиків та базальтопластиків для авіаційних конструкцій

Досліджено вплив різних технологій виготовлення склопластиків та базальтопластиків на їх характеристики міцності при розтягу, стиску та згинанні з метою вибору матеріалу з найкращими характеристиками для оптимального проектування та виробництва конструкцій реального літального апарату.

Вступ.

Найбільший прогрес в авіації за останні десятиліття пов'язаний з широким впровадженням полімерних композиційних матеріалів (ПКМ), використання яких в конструкції різноманітних літальних апаратів (ЛА) пілотованих та безпілотових дозволяє суттєво знизити масу планера, підвищити ресурс конструкції, корозійну стійкість, покращити теплоізоляцію та звукопоглинання.

За минулі 50 років було створено багато повністю композиційних конструкцій літаків, які на 20-40% легші, ніж аналогічні металеві. Наприклад, у сучасному Boeing 787 маса ПКМ досягла 50%, а А350 – 53%. Незважаючи на те, що вартість сировини для виробництва деталей з ПКМ вища, але виграш у масі робить їх доцільними. Також варто враховувати, що в авіації застосовують дуже складні технології виготовлення металевих конструкцій, а конструкції з ПКМ стають конкурентними через відносно просту технологію виготовлення і значне зниження кількості деталей і кріплень [1].

При сучасному проектуванні конструкцій ЛА з ПКМ використовують метод скінчених елементів. Для адекватних розрахунків необхідно знати точні характеристики матеріалів, насамперед границі міцності на розтяг і стиск, модулі пружності та коефіцієнти Пуассона. Саме тому необхідно проводити ґрунтовні випробування зразків.

У попередній роботі одного з авторів були проаналізовані різні методи випробувань на стискання композитів, був вибраний найоптимальніший, для реалізації якого було розроблено та виготовлено спеціальне пристосування. З його допомогою проведені дослідження характеристик міцності при стисканні зразків 4 різних виконань з базальтопластику та склопластику [2]. Дослідження впливу технології виготовлення склопластиків термо-вакуумною формовкою та вакуумною інфузією на їх характеристики міцності шляхом випробувань на розтяг і стиск зразків, вирізаних вздовж основи та кутка з склопластикових пластин, надані у статті [3]. Дослідження пружно-пластичної поведінки та несучої здатності односпрямованих вуглепластиків при статичному навантаженні при кімнатній і криогенній (до 77 К) температурах представлені у [4]. Порівняння механічних характеристик двох ПКМ, які відрізняються один від одного за типом матриці (PEEK і BENZOXAZINE) і за

виробничим процесом, (пресове формування і формування з переносом смоли) для аерокосмічної галузі надано у [5].

Зразки, випробування та їх результати.

Метою даних досліджень є порівняльний аналіз комплексу характеристик міцності 4-х виконань ПКМ, виготовлених за різними технологіями: двох з базальтопластику і двох зі склопластику, для вибору оптимального матеріалу з кращими характеристиками, який виготовлений за відповідною технологією, щоб вибраний матеріал у подальшому використати при проектуванні та виробництві різних конструктивних елементів реального літального апарату. Дослідження проводились спеціалістами кафедри механіки НАУ та фірми «НТК Горизонт», на якій було виготовлено 7 партій зразків для випробувань, але в даній роботі представлені характеристики міцності при розтягу, стиску та згинанні чотирьох кращих виконань з подальшим вибором оптимального.

Усі 4 матеріали були виготовлені з тканин на основі скляних або базальтових волокон та епоксидних матриць гарячого затвердіння. Матеріал виконання 1 виготовлений технологією плівкової інфузії (RFI) з базальтової тканини полотняного плетіння BAS 220.1270.P (12 шарів) виробництва компанії Basaltex, і плівкового епоксидного сполучного гарячого затвердіння LFX060 виробництва компанії 5M. Матеріал виконання 2 виготовлений технологією гарячого вакуумного формування з препрега на основі базальтової тканини BAS 220.1270.P (12 шарів) та епоксидного сполучного Sicomin Si Preg. Препрег виготовлявся методом ручного просочення шпателем, ламінувався поліетиленовою плівкою з двох сторін. Матеріал виконання 3 виготовлений технологією плівкової інфузії (RFI) зі склотканини T-10(II)-80 та плівкового епоксидного сполучного LFX056 виробництва компанії 5M. Матеріал виконання 4 виготовлений технологією гарячого вакуумного формування з препрега на основі склотканини T-10(II)-80 і епоксидного сполучного Sicomin Si Preg, аналогічно матеріалу виконання 2. Під час формування всіх експериментальних матеріалів підтримувався вакуум на рівні 10 мбар абсолютного тиску, а для забезпечення заданого температурного режиму була використана термошафа з примусовою конвекцією. Далі для матеріалів кожного з виконань був визначений об'ємний вміст волокон (fibre volume fraction - FVF) (табл. 1).

Таблиця 1

Технологічні дані та об'ємний вміст волокон ПКМ різних виконань

№ виконання ПКМ	Волокно	Матриця	Об'ємний вміст волокон (FVF), %
1	Базальтова тканина BAS 220.1270.P	Епоксидна Letoxit LFX060	40
2	Базальтова тканина BAS 220.1270.P	Епоксидна Sicomin Si Preg	43,5
3	Склотканина T-10(II)-80	Епоксидна Letoxit LFX056	42
4	Склотканина	Епоксидна	40

	T-10(П)-80	Sicomин Si Preg	
--	------------	-----------------	--

Після виготовлення пластин з ПКМ різних виконань вони були порізані на зразки за допомогою гідроабразивного різання з ЧПК. Після розкрою, зразки були просушені в термошафі. Далі були приклеєні накладки зі склопластику відповідно до стандартів ASTM D 3039 і ASTM D 6641 на розтяг і стиск. Після цього зразки нормалізували протягом 1 тижня в умовах лабораторії.

Дослідження зразків проводились у лабораторії кафедри механіки НАУ на розтяг і стиск на випробувальній машині Р-10 (фото на рис. 1а) у діапазоні 0-50 кН. Випробування на розтяг проводилися за стандартом ASTM D 3039 по 4-5 зразків на кожне з 4 виконань шляхом розтягання зразків до руйнування, а границя міцності при розтягу $\sigma_{tu i}$ i -го зразка визначалася за руйнівним навантаженням $P_{max i}$ та середньою площею перерізу A_i за формулою:

$$\sigma_{tu i} = P_{max i} / A_i$$

Усі зразки для випробувань на розтяг розміром 230×25×2 мм мали накладку і типовий вигляд зразка до та після випробувань надано на рис. 1.

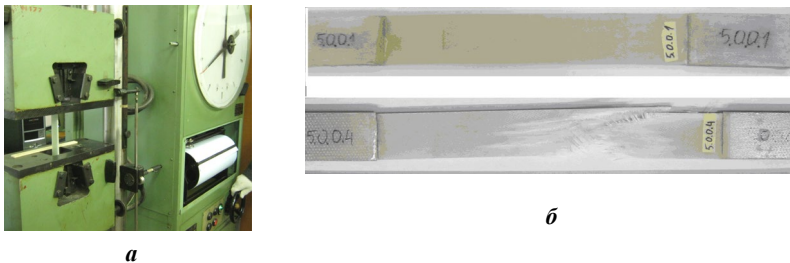


Рис. 1. Випробувальна машина Р – 10 (а) та типові зразки для випробувань на розтяг до і після випробувань (б).

Середнє (mean) значення границі міцності при розтягу (tension) для серії зразків відповідного виконання $\sigma_{tu m}$ знаходилось за формулою

$$\sigma_{tu m} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \sigma_{tu i}, \quad (1)$$

де $\sigma_{tu i}$ – границя міцності при розтягу, яка відповідає руйнуванню i -го зразка, а n – кількість зразків даного виконання, яка у дослідженнях становила 4 або 5.

За результатами обробки даних випробувань на розтяг були отримані для зразків усіх 4 виконань наступні середні значення границь міцності: виконання 1 – $\sigma_{tu m} = 438,0$ МПа; виконання 2 – $\sigma_{tu m} = 428,4$ МПа; виконання 3 – $\sigma_{tu m} = 499,8$ МПа; виконання 4 – $\sigma_{tu m} = 523,8$ МПа.

Для випробувань на стиск було обрано стандарт ASTM D 6641, як найбільш сучасний та апробований на практиці, оскільки він узагальнив досвід використання попередніх стандартів, наприклад таких як ASTM D 695 та ASTM D 3410. Зразки з накладками мали розміри 155×25×2 мм та роботу

частину 12 мм. Для реалізації випробувань було спроектовано та виготовлено пристосування, креслення та фото якого представлено на (рис. 2а і 2б).

Результати випробувань на стиск у вигляді середніх значень границь міцності при стиску $\sigma_{стм}$ для зразків різних виконань представлені у табл. 2.

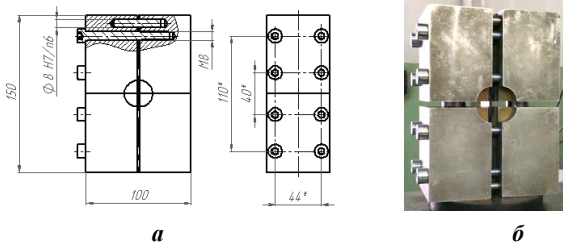


Рис. 2. Креслення (а) та фото пристосування для випробувань на стиск (б).

Випробування на 4-и точкове згинання проводилися згідно зі стандартом ISO 14125 на випробувальній машині FP-10. Зразки розміром 60×25×2 мм були випробувані у пристосуванні зі спеціально виготовленим штовхачем (рис. 3а). Далі визначалась границя міцності при згинанні $\sigma_{вм}$. Зразки зі склопластику після випробувань представлені на фото (рис. 3, б).



Рис. 3. Вигляд пристосування для випробувань на 4-и точкове згинання (а) та зразків зі склопластику після випробувань (б).

Значення середніх границь міцності при згинанні $\sigma_{вм}$ для серій зразків різних виконань, визначених за стандартом ISO 14125, представлені у табл. 2 разом із значеннями границь міцності при розтягу та стиску, а також типами волокна або базальтова тканина BAS 220.1270.P, або склотканина T-10(П)-80 та маркою епоксидної матриці.

Таблиця 2

Значення середніх границь міцності при розтягу, стиску та згинанні

№ виконання	Волокно тканини + марка епоксидної матриці	Розтяг $\sigma_{стм}$, МПа	Стиск $\sigma_{стм}$, МПа	Згинання $\sigma_{вм}$, МПа
1	Базальтове + Letoxit LFX060*	438,0	424,1	545,6
2	Базальтове + Sicomin Si Preg**	428,4	405,4	508,4
3	Скляне + Letoxit LFX056*	499,8	420,0	620,4
4	Скляне + Sicomin Si Preg**	523,8	437,5	626,7

* Плівкове епоксидне сполучне гарячого затвердіння Letoxit LFX060 (LFX056)

** Епоксидне сполучне Sicomin Si Preg.

Порівняльні результати випробувань у вигляді гістограм границь міцності представлені на рис. 4.

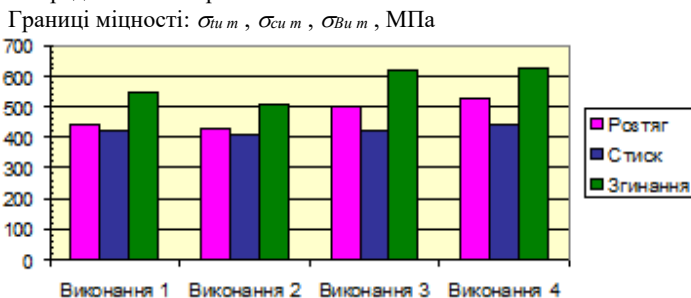


Рис. 4. Гістограми границь міцності при розтягу, стиску та згинанні

Висновки. Аналіз результатів випробувань, представлених у табл. 2 та гістограмах на рис. 4, дозволяє зробити висновок, що технологія виготовлення суттєво впливає на характеристики міцності отриманих матеріалів. Найміцнішим виявився матеріал виконання 4, для якого середнє значення границь міцності при стиску дорівнює 437,5 МПа, при розтягу 523,8 МПа і 626,7 МПа при згинанні. Слід відмітити, що матеріал даного виконання показав найвищу міцність при усіх типах деформацій і він був вибраний для використання у конструкції реального літального апарату. Кожен з матеріалів чотирьох виконань був на 3 ÷ 25% міцніше при розтягу, ніж при стиску та на 25 ÷ 48% міцніше при згині, ніж при стиску.

Список літератури

1. Астанін В.В., Хоменко А.В., Шевченко О.А. Композиційні матеріали у конструкціях сучасних літальних апаратів.–К.–Вісник НАУ, №3, 2004.–С.46-52.

2. Астанін В.В., Шевченко О.А., Кривенко К.В. Міцність полімерних композиційних матеріалів при стисканні // XII Міжнародній науково-технічній конференції «АВІА-2015»: матеріали 28-29 квітня 2015 р: тези доп. – К.: НАУ, 2015. – С. 18.32 - 18.35.

3. Astanin V.V., Shevchenko O.A., Balalaev A.V., Bondar N.V. Influence of production technology of fiberglass on the strength characteristics // Proceedings of The Eighth World Congress “Aviation in the XXI-st Century” “Safety in Aviation and Space Technologies”. Kyiv, Ukraine, October 10-12, 2018: – Kyiv, NAU; 2018. – P. 1.3.9 -1.3.13.

4. Kucher N.K, Zemtsov M.P, Zarazovskii M.N. Deformation behavior and strength of unidirectional carbon fiber laminates. Mech. Compos. Mater. 2006, 42(5). - P. 407-418.

5. Barile C., Casavola C., De Cillis F. Mechanical comparison of new composite materials for aerospace applications. Composites Part B: Engineering, 2019, 162. - P. 122-128.