

УДК 629.735.33

<sup>1</sup>В.В. Астанін, д-р техн. наук<sup>2</sup>А.В. Хоменко<sup>3</sup>О.А. Шевченко, канд. техн. наук**КОМПОЗИЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ В КОНСТРУКЦІЯХ СУЧАСНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**<sup>1,3</sup>Аерокосмічний інститут НАУ, e-mail: oashev@nau.edu.ua<sup>2</sup>Авіаційний науково-технічний комплекс ім. О.К. Антонова

*Досліджено ефективність використання полімерних композиційних матеріалів у конструкціях сучасних літальних апаратів як військового, так і цивільного призначення. На діаграмах подано результати детального аналізу літаків типу Ан. Визначено діапазон зменшення маси конструкції завдяки використанню композиційних матеріалів, який становить 25–27 %.*

**Вступ**

Композиційні матеріали (КМ) з високими експлуатаційними характеристиками, особливо такі, як вуглепластики, на даний час є головними матеріалами, що відповідають жорстким вимогам до матеріалів елементів конструкцій авіаційної та космічної техніки [1].

Підвищення ефективності конструкцій літаків на сучасному етапі пов'язано, в першу чергу, з використанням нових матеріалів типу КМ [2].

У праці [3], яка узагальнює багаторічний досвід конструювання й експлуатації елементів з КМ в Авіаційному науково-технічному комплексі (АНТК) ім. О.К. Антонова, відмічено, що полімерні КМ (ПКМ) у порівнянні з алюмінієвими сплавами мають незаперечні переваги, основними з яких є:

- виключно високі питомі характеристики як міцності, так і жорсткості;
- унікальні показники опору втоми (межа витривалості на розрив наближена до межі міцності);
- керована в широких межах анізотропія властивостей;
- можливість ліквідації так званої надмірної конструктивної маси, неминучої в тонкостінних металевих конструкціях;
- технологічність з погляду створення великогабаритних інтегральних конструкцій складної геометричної форми.

Однак поряд з цим ПКМ відрізняються рядом особливостей, які потребують при їх використанні спеціального підходу. Для них характерна складна фізична картина поведінки під впливом зовнішніх сил, чутливість до різного роду конструктивних нерегулярностей та експлуатаційних пошкоджень.

Характерною особливістю КМ є необхідність конструювання матеріалу під час проектування. Все це стримує широке використання КМ у конструкціях літальних апаратів (ЛА) [3].

Оскільки підвищення ефективності конструкцій літаків може бути забезпечено використанням ПКМ, то їх всебічні дослідження є важливою науково-технічною проблемою.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій**

Дослідження впровадження ПКМ у реальні елементи конструкції і їх подальше використання повинно базуватися на детальному аналізі реалізованих елементів із ПКМ з погляду обсягу й ефективності їх використання у різних конструкціях. У довіднику [1] виконано багатосторонній аналіз ефективності використання КМ (переважно ПКМ) у різних елементах конструкцій аерокосмічної техніки та в інших галузях, розглянуто технічні й економічні аспекти впровадження ПКМ.

Особливості й ефективність використання ПКМ у конструкціях військових літаків розглянуто у працях [4–6]. Дослідженням конструкцій із ПКМ пасажирських, транспортних літаків і літаків загального призначення присвячено праці [7; 8]. Аналіз досвіду експлуатації конструкцій із ПКМ за програмами NASA та фірми “Boeing” наведено в працях [9; 10].

Недоліками зазначених досліджень є те, що в них немає даних щодо впровадження ПКМ у конструкції літаків, які були збудовані у колишньому СРСР. Це пояснюється тим, що інформація про використання ПКМ була закритою. У праці [3] узагальнено досвід упровадження ПКМ в конструкції літаків типу Ан, але ця праця недостатньо відома широкому суспільству.

**Постановка завдання**

Дослідження ПКМ, у свою чергу, повинні спиратися на детальний аналіз обсягу й ефективності їх використання в різних елементах конструкцій аерокосмічної техніки, для визначення напрямів тенденцій впровадження ПКМ.

При дослідженні ефективності використання ПКМ у різних конструкціях сучасних ЛА військового і цивільного призначення особлива увага приділена конструкціям літаків типу Ан і тенденціям змінення співвідношень між ПКМ різного типу.

**Використання композиційних матеріалів**

Аналіз використання КМ у конструкціях ЛА та тенденцій розвитку в цьому напрямку неможливий без розгляду хронології впровадження КМ.

Першим КМ, який широко використовувався в конструкціях ЛА, починаючи з 40-х років, був скловолокнистий КМ (СВКМ). Авіаційні конструкції на основі СВКМ дозволили отримати суттєві переваги в порівнянні зі звичайними металевими [1]:

- задовільне відношення міцності до маси;
- стійкість до дій втоми;
- добра поверхнева обробка;
- свобода аеродинамічних розв'язань і профілювання;
- надзвичайна стабільність розмірів;
- спрощена інженерна розробка та простота виготовлення.

При впровадженні технічних досягнень у промисловість першість завжди належить військовим літакам, особливо високоманевровим, оскільки для них економічне обґрунтування використання нових матеріалів і методів виготовлення конструкцій не є першочерговим [4].

Уперше в 1940 р. СВКМ були використані в ЛА військового призначення для виготовлення обтічників, потім у другорядних конструкціях і далі у внутрішніх деталях. Фюзеляж з використанням СВКМ було сконструйовано і випробувано в м. Райті (США) у 1944 р. Крила з СВКМ були випробувані в 1953 р. З того часу СВКМ почали широко використовуватися для виготовлення захисних куполів радіолокаційних антен, рулів, закрилків та обтічників [5]. Але проблеми надійності, жорсткості і міцності при стисканні цих матеріалів обмежували їх використання в ЛА військового призначення, хоча з СВКМ були виготовлені два легких ЛА "Peeler Cab" та суцільнопластиковий "Eagle 1" фірми "Wingdecker" [4].

До кінця 1960-х рр. практично всі тактичні літаки були виготовлені, переважно, з алюмінієвих сплавів. Але надалі ситуація з впровадженням КМ у конструкції почала змінюватися.

Початок інтенсивного використання КМ у конструкціях ЛА пов'язаний з розробкою у 1960-х рр. борних волокон і виготовленням на їх основі боропластиків з епоксидною матрицею, які в порівнянні зі склопластиками мають майже в шість разів більший модуль пружності та підвищену межу міцності.

За результатами досліджень боропластикових конструкцій руля напрямку літака F-4, стабілізатора літака F-111, обшивки крил літаків F-100, F-15, які підтвердили ефективність використання боропластиків з точки зору міцності, маси та технологічного виконання, в серійне виробництво були впроваджені агрегати хвостового оперення з боропластиковими обшивками літаків F-14, F-15.

Епоксидно-бороволоконна кінцева частина крила літака C-141 фірми "Lockheed" стала першою деталлю з використанням борного волокна,

яка була зареєстрована у федеральному управлінні цивільної авіації США (FAA). Гребінь консолі крила літака A6-A фірми "Grumman" був однією з перших деталей на основі епоксидно-бороволоконного матеріалу [1].

Фірмою "McDonnell Douglas" була виготовлена серія рулей повороту з епоксидно-бороволоконного матеріалу для літака F-4. Зменшення маси горизонтального стабілізатора з КМ для літака F-14A становило 83 кг.

Найбільш широка програма транспорту, яку підтримав уряд США, включала розробку передкрилка для літака C-5A. Ця конструкція має 79 деталей у порівнянні з 800 при використанні алюмінієвих панелей, не рахуючи ребер жорсткості.

З кінця 60-х до початку 70-х років отримали розвиток вуглецеві волокна і різні арамідні волокна типу "Кевлар", які мають велику жорсткість. У конструкціях крил ЛА використовують вуглецеві волокна та гібридні суміші вуглецевих і борних волокон, а в конструкціях вертольотів, у першу чергу, застосовують арамідні волокна та гібридні суміші арамідних та скляних волокон.

Для військової авіації з 1970 по 1976 р. з боропластику за даними довідника [1] були виготовлені такі деталі та вузли літаків:

- стабілізатор літака F-15 (зменшення маси 22 %);
- стабілізатор літака F-111 (25 %), кесон крила;
- ступки ніші шасі літака F-5 (29 %);
- закрилки літака A-4 (32 %);
- кесон крила літака T-39A (37 %), трубчасті стояки (30 %), крило (20 %).

З вуглепластику для льотних випробувань були виготовлені:

- закрилки літака A-4 (зменшення маси 47 %);
- стояк елерона літака VC-10 (43 %);
- секція переднього ребра крила літака F-5 (21 %);
- аеродинамічні гальмівні щитки літака F-15;
- обшивка вертикального стабілізатора і горизонтальний стабілізатор літака F-16.

У конструкції фюзеляжу літака F-111 були використані боропластик, вуглепластик і бороволоконно-алюміній, що зменшило масу на 18 %.

У нових військових літаках, уведених в експлуатацію, ПКМ починають упроваджувати все ширше. Наприклад, у літака F-18, обсяг вуглепластиків становить 10 %, а у літака AV-8B "Harrier II" досягає 26 %. Літак AV-8B "Harrier II" є найбільш показовим прикладом ефективного використання КМ. За рахунок використання КМ маса конструкції вуглепластикового крила (розмах крила 8,54 м) у порівнянні з алюмінієвим крилом зменшилася на 150 кг, переднього відсіку фюзеляжу з вуглепластику (88 деталей) – на 25,5 кг, вуглепластикового стабілізатора – на 21 кг. З вуглепластику був виготовлений також руль на-

пряму. В цілому обсяг використання КМ в літаку AV-8B "Harrier II" перевищує 26 %, за рахунок чого отримано зменшення маси конструкції приблизно на 230 кг [6].

Прикладом широкого використання КМ при виготовленні силових конструкцій є військовий літак F-22 "Raptor" виробництва "Lockheed Martin": 39 % титану, 16 % алюмінію, 6 % сталі, 24 % терморезистивних КМ, 1 % термопластів і 14 % інших матеріалів [7]. Фюзеляж виготовлений з комбінації титану, алюмінію і КМ, середні лонжерони, монолітні обшивки крила й обшивки поверхонь керування крила – з графітопластику, обшивка горизонтального оперення – з КМ системи "графіт/бісмалеїнемід". У конструкції вертикального оперення застосовано обшивку і лонжерони з графітопластиків.

У нових проектах військових літаків КМ знаходить більш широке використання. До таких літаків належать ЕАР фірми "BAe" (Великобританія), багатоцільовий винищувач SAAB "Gripen" (Швеція, обсяг використання КМ близько 30 %), винищувач Lavi фірми "IAI" (Ізраїль, обсяг використання КМ 22 %). У винищувача Rafale (Франція) обсяг КМ на основі борних, вуглецевих і кевларових волокон оцінюється в 25 %.

Композиційні матеріали використовують у передньому та центральному відсіках фюзеляжу, інтегральному паливному баці, нижній частині заднього відсіку фюзеляжу, крилі, передньому горизонтальному оперенні, рулі напрямку та різних експлуатаційних лючках. Уважають, що в проектах майбутніх військових літаків обсяг використання КМ буде досягати 40 %.

Відповідно до результатів проведення на фірмі "McDonnell Douglas" досліджень використання в конструкції літака 38 % КМ (за масою) дозволить зменшити масу пустого спорядженого літака на 40 %, площу крила на 39 % та витрати пального на 33 % [6]. Дані праці [8] про обсяг використання КМ у конструкціях військових літаків дозволяють провести для літаків-винищувачів порівняльний аналіз (рис. 1).

Результатом спільної програми ВПС США та фірми "Grumman" стало виготовлення для літака B-1 горизонтального стабілізатора з КМ, який має площу 22,3 м<sup>2</sup>, кореневу хорду 5,2 м, довжину 9,1 м.

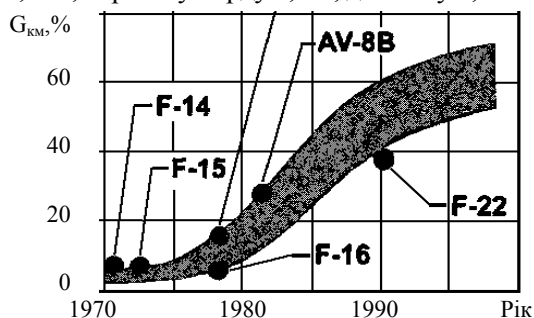


Рис. 1. Застосування КМ у військових літаках

Основна обшивка виготовлена з вуглепластику. У зовнішній шар були введені стрічки з боропластику. Силовий набір кесонного стабілізатора складається з вуглепластикових лонжеронів та нервюр. Реальна маса стабілізатора з КМ на 227 кг нижча, ніж у аналогічній металевій конструкції, що забезпечило сумарне зменшення маси на 15 % [1].

Наприкінці 70-х рр. була розпочата розробка літака Northrop Grumman B-2, який майже цілком виконаний із КМ [3]. Перші льотні випробування пройшли 17 липня 1989 р. Крило виготовлене переважно з епоксидного графітопластику, обшивка і внутрішня конструкція стільникові. Крило має майже такий самий розмір, як і літак B-747, розмах крила 52 м і площа поверхні 478 м<sup>2</sup>. При виготовленні фюзеляжу також широко використовувалася КМ.

Застосування КМ на гвинтокрилих літаках і літаках авіації загального призначення значно підвищило їх льотно-технічні характеристики. Так, у гвинтокрилому літаку з поворотними двигунами V-22 компанії "Bell", окремі відповідальні деталі виготовлені із КМ, обтічники гондoli і стояки пілонів – з графітопластиків, крило, фюзеляж і хвіст V-22 – з епоксидних графітопластиків. В основній кабіні з КМ виконані настили підлоги, а крісла членів екіпажу – з поліетилену, армованого волокнами карбиду бора. Фюзеляж являє собою гібридну конструкцію, що складається з шпангоутів і обшивок із КМ.

Комплексний підхід до проектування компанії "Bell" літака V-22 дозволив зменшити масу конструкції на 13 %, витрат на 22 % і кількості деталей на 35 %. Приблизно 41 % конструкції літака V-22 складається з КМ [7].

Виражений у відсотках від маси конструкції обсяг використання КМ на літаках авіації загального призначення і гвинтокрилих літаках на основі даних праці [7] показаний на рис. 2.

У порівнянні з військовими та великими транспортними літаками застосування КМ на цих ЛА більше.

У літакобудуванні для цивільної авіації КМ в як основні конструкційні елементи втілюються повільніше [1].

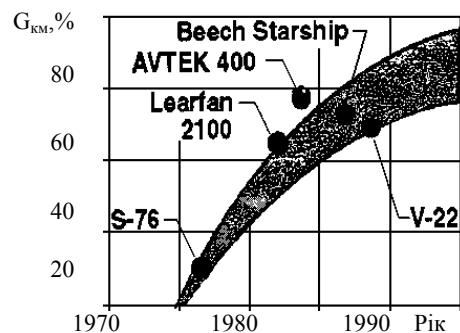


Рис. 2. Застосування КМ у гвинтокрилих літаках і літаках авіації загального призначення

Перші дослідження щодо використання елементів із КМ переважно з вуглепластиків для пасажирських і транспортних літаків пов'язані з програмами NASA, які передбачали поетапне їх впровадження за ступенем підвищення складності та відповідальності конструкцій, а саме: допоміжні несилові агрегати типу поверхней керування, допоміжні силові агрегати типу кіля і стабілізатора та силові конструкції крила і фюзеляжу.

Великий обсяг досліджень ведеться за програмою розробки енергетично ефективних літаків ACEE (Aircraft Energy Efficiency), у рамках якої NASA видало контракти фірмам "McDonnell Douglas", "Boeing" та "Lockheed" (усі США) на розробку із КМ руля напрямку та кіля літака DC-10, руля висоти літака B-727, стабілізатора літака B-737, елерона та кіля літака L-1011.

Основні дані наземних та льотних випробувань цих агрегатів до 1985 р. подані у табл. 1.

Таблиця 1

**Використання КМ за програмою NASA**

Основні дані	Несилові допоміжні агрегати літаків			Силові допоміжні агрегати літаків		
	DC-10	B-727	L-1011	DC-10	B-737	L-1011
	Руль напрямку	Руль висоти	Елерон	Кіль	Стабілізатор	Кіль
Корнева хорда, м	0,95	1,04	1,28	2,07	1,31	2,71
Розмах, м	4,02	5,30	2,35	6,92	5,09	7,62
Маса, кг: металевий варіант конструкції з КМ	41,3 30,4	58,9 44,8	63,5 48,5	455,5 378,4	118,8 92,5	389,2 282,2
Зменшення маси, %	26	25	24	17	22	28
Кількість агрегатів (в експлуатації)	20 (13)	11 (10)	12 (10)	3 (1)	11 (10)	2 (-)
Дата отримання сертифіката FAA	Травень 1976	Січень 1980	Вересень 1981	Березень 1985	Серпень 1982	-

У процесі розробки агрегатів із КМ за програмою ACEE велика увага приділялася проблемі сертифікації відповідно до вимог норм льотної придатності FAA й експлуатаційної оцінки.

Агрегати за характеристиками жорсткості проектувались адекватними металевим варіантам, взаємозамінними з ними, але з меншою на 17-28 % масою.

Кількість виготовлених зразків виявилася достатньою для широкої оцінки їх експлуатаційних характеристик на різних авіалініях та реальної оцінки вартості їх виготовлення [9]. До 1993 р. на 350 перших впроваджених в експлуатацію

компонентів із КМ становило понад 5,3 мільйони льотних годин. Аналіз даних за 15 років експлуатації, техобслуговування і лабораторних випробувань компонентів з КМ показав їх прекрасні характеристики [2].

Отриманий досвід проектування й експлуатації зазначених експериментальних агрегатів був використаний фірмами-розробниками при впровадженні КМ у серійні літаки. Наприклад, фірма "Boeing" у літаках B-757 та B-767 застосовує поверхні керування із КМ, які за конструкцією аналогічні експериментальному рулю висоти літака B-727.

Проведення програми дослідження різних агрегатів із КМ дозволило прийняти фірмі "Boeing" рішення про впровадження КМ у конструкцію літаків наступного покоління. Композиційні матеріали використовують у всіх поверхнях керування, нерухомих панелях обшивок та обтічниках літаків B-757, B-767, B-737-300 [10].

В одному з проектів нових комерційних літаків B-777, які розробляла фірма "Boeing", підвищення ефективності планувалося досягнути, переважно, за рахунок використання нових двигунів та КМ, які будуть застосовані в силових (негерметичний хвостовий відсік фюзеляжу, кіль, горизонтальне оперення, балки підлоги, крило) і несилових конструкціях (поверхні керування). Результатом реалізації цього проекту стало те, що близько 10 % маси конструкції літака B-777 належить КМ [4].

Порівняльну оцінку застосування КМ протягом трьох десятиліть у великих комерційних літаках "Airbus" і B-737, починаючи від малонавантажених несилових конструкцій до поверхонь керування, високонавантажених несучих поверхонь хвостового оперення наведено на рис. 3.

Перешкодами подальшому істотному збільшенню використання КМ у силових конструкціях є більш висока вартість компонентів, виготовлених із КМ, ніж із традиційних алюмінієвих сплавів і недостатня надійність оцінок витрат на розробку і створення конструкцій із КМ.

Компанія "Airbus" першою з виробників почала широко застосовувати КМ при виробництві великих комерційних транспортних літаків.

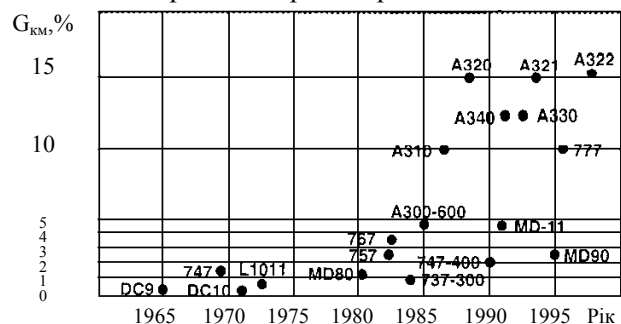


Рис. 3. Застосування КМ у конструкції комерційних літаків

Літак А310 був першим серійним літаком, кесон кіля якого був виготовлений із КМ. Крім того на літаку А310 з КМ виконані нижні та верхні панелі переднього ребра крила, панелі за заднім лонжероном і над відсіком шасі, панелі капота двигуна, зовнішні стулки дефлектора, стулки обтічника шасі, руль напряду, кесони кіля, передні і задні кромки кіля, передні кромки хвостового оперення, обтічники направляючих закрилків, передні і задні обтічники стиків крила з фюзеляжем, обтічники пілонів, обтічники антени носової радіолокаційної станції, глісадної антени і руля напряду, воздухозабірників і системи охолодження.

Літак А320 був першим серійним літаком, хвостове оперення якого було цілком виконане з КМ. Близько 13 % маси крила літака А340 приходить на КМ [7].

У вихідному проекті транспортного літака С-17 фірми "McDonnell Douglas" (у даний момент "Boeing"), застосовано близько 8 % КМ, переважно для несилкових конструкцій і поверхонь керування. У 1994 р. фірма "McDonnell Douglas" запропонувала перепроектувати горизонтальне хвостове оперення з використанням КМ [7]. Перепроектування дозволило на 20 % зменшити масу оперення, на 90 % кількість деталей і на 80 % кріпильних елементів і на 50 % знизити витрати. Дослідний зразок горизонтального хвостового оперення був успішно випробуваний у 1998 р.

У найближчий час почне експлуатуватися літак А340 серій 500–600, у конструкції фюзеляжу якого планується виконувати нові балки з вуглепластику для збільшення жорсткості у центральній частині фюзеляжу, де розташовано шасі. Конструкція балок, які виготовлені повністю з КМ, дозволить зберегти 400 кг від загальної маси у 2000 кг для кожної з двох кільових балок [11]. Літак А380 – перший літак, який буде мати кесон центроплану крила з вуглепластику [7], що в порівнянні з сучасними алюмінієвими сплавами дає економію маси до 0,5 т. Використання вуглепластику у конструкції літака А380 дозволить зберегти більш ніж 1000 кг [12].

Кесон кіля, рулів напряду, висоти і горизонтальне оперення, балки підлоги верхньої палуби і гермошпангоут літака А380 будуть виготовлені з вуглепластиків; носок крила, система несилкових кронштейнів фюзеляжу і, можливо, нервири в носках горизонтального і вертикального оперення – з термопластів.

На основі аналізу використання КМ у літаках компанії "Airbus" можна передбачити, що доля КМ у конструкції літака А380 буде становити близько 15 % від маси планера.

У колишньому СРСР також проводилися роботи з впровадження КМ у конструкції ЛА, але при майже повній відсутності економічних рухів цей процес йшов повільніше ніж на заході. Не-

зважаючи на це на фірмі АНТК ім. О.К. Антонова в 1971–1975 рр. були створені середньонавантажні конструкції з вугле-, боропластиків, які не є критичними з точки зору безпеки польотів (підкріплені балки та підкоси, стулки шасі та люків, трубчасті конструкції з поздовжнім армуванням, панелі підлоги, серворулі, монолітні ребристі панелі з максимальним габаритом до 5 м). При цьому досягнуто зменшення маси на 15–30 % та суттєве підвищення характеристик жорсткості [3].

У грудні 1973 р. на літаку Ан-28 уперше в СНД почалися льотно-експлуатаційні випробування підкосів крила довжиною більше 4 м з вуглепластику. Використання вуглепластиків підвищило жорсткість підкосів у два рази та зменшило їх масу на 15 %. Крім того, у 70-х рр. почалась експлуатація:

– стулок шасі літака Ан-24 з вуглепластику (зменшення маси на 10 %, підвищення жорсткості на 15 %);

– серворулів руля висоти літака Ан-22 із вуглепластику (зменшення маси на 35 %, підвищення ресурсу у два рази);

– панелей підлоги літака Ан-24 з вуглепластику (зменшення маси на 30 %);

– циліндрів підйому-випуску шасі літака Ан-26, підсиленого боропластиком (зменшення маси на 14 %);

– хвостової частини крила і закрилка літака Ан-28 з органопластику (зменшення маси на 14 %);

– панелей інтер'єра літака Ан-28 з органопластику (зменшення маси на 30 %);

– стулок шасі літака Ан-28 з вуглепластиків (зменшення маси на 25 %).

До 1980 р. загальний наліт елементів конструкцій вже становив більше 12 000 год.

У 1976–1977 рр. у співдружності з науководослідним інститутом був виконаний комплекс робіт щодо створення більше ніж 60 вузлів і агрегатів із вугле-, скло-, боропластиків та 70 деталей і вузлів з органопластиків для літака Ан-72:

– задні стулки вантажного літака з вуглепластику розміром 1300×3125 мм (зменшення маси на 50 %);

– великі стулки головного шасі розміром 1600×2620 мм (зменшення маси на 25 %).

При цьому маса елементів конструкцій у середньому зменшилася на 25 %.

У серпні 1977 р. вперше розпочаті льотні експлуатаційні випробування і демонстраційні польоти першого вітчизняного літака Ан-72, виготовленого з широким використанням КМ. Одночасно проводилися роботи щодо використання КМ у конструкції літака Ан-28. Застосування КМ забезпечило зменшення маси літака Ан-28 на

60 кг при загальній масі конструкцій з КМ 180 кг, літака Ан-72 – 350 кг при загальній масі 980 кг [3].

У 1980–1985 рр. був створений транспортний літак Ан-124 надважкого класу, у конструкціях якого використання КМ збільшилося в порівнянні з літаком Ан-72 більше ніж у п'ять разів.

У конструкціях літака Ан-72 з КМ виконано більше 1000 вузлів і агрегатів, а кількість деталей перевищує 4000 одиниць, якщо площа поверхні 1500 м<sup>2</sup>. Загальна маса конструкцій з КМ становить 5000 кг на один літак.

У таких масштабах КМ на транспортному літаку застосовані вперше в світовій практиці. На етапі роботи над літаком Ан-124 було розроблено, освоєно та впроваджено в серійне виробництво багато основних конструкцій, які забезпечили зменшення маси на 25–50 %.

Уперше застосовано високонавантажені балки верхньої палуби і вантажної підлоги, які підкріплені 87 підсилюючими накладками з вуглепластику довжиною до 7 м, вбудованих у силову коробку фюзеляжу.

Унікальні за своїми габаритами та конструктивно-технологічним рішенням є ступки вантажного люка довжиною більше 12,5 м балочно-стілєникової конструкції з вуглепластику. Це найбільший агрегат із КМ, який пройшов випробування і знаходиться в серійному виробництві.

Найбільш показовими конструкціями з вуглепластику на літаку є:

- 34 ступки носового і головного шасі;
- 24 панелі хвостової частини кіля та стабілізатора;
- 58 панелей хвостової частини крила, елерона та закрилкової зони;
- 12 обтічників монорельсів закрилків складної форми.

З інших типів КМ виготовлені такі елементи:

- 16 панелей обтічника шасі з гібридного КМ;
- більше 200 панелей інтер'єра з використанням термопластичних КМ на основі органопластиків;
- великогабаритні середньонавантажені конструкції із склопластиків: повітрязабірники і капоти силових установок, передні і задні залізи крила і фюзеляжу, носок обтічника фюзеляжу, діелектричні вставки кіля та кінцівки крила і оперення із скло- та органопластику [3].

Наробки, отримані в результаті досліджень, дозволили здійснити більш складну програму створення високонавантажених агрегатів із КМ для широкофюзеляжного літака Ан-70.

Обсяг конструкцій зі скло-, вугле-, органоластиків на літаку Ан-70 досяг 20 % від маси планера (рис. 4) [3].

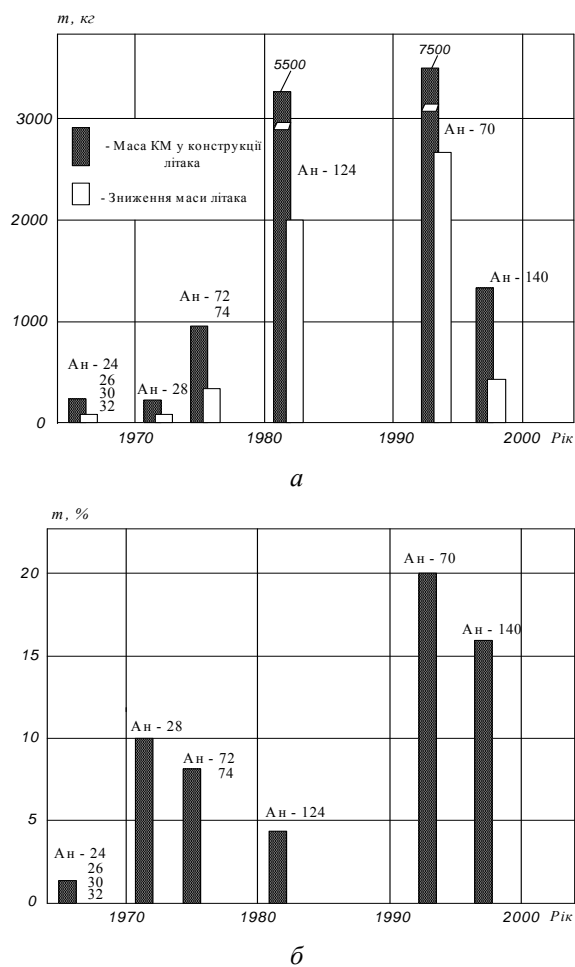


Рис. 4. Ефективність застосування КМ у літаках типу Ан:

а – абсолютна маса КМ і зниження маси літаків;

б – маса конструкції з КМ у відсотках від загальної

В одній з останніх розробок АНТК ім. О.К. Антонова літаку Ан-140 КМ належить 16 % від маси планера. Менший ніж у літака Ан-70 відсоток КМ у конструкції літака Ан-140 пояснюється тим, що літак розроблявся для випуску також в інших країнах.

## Висновки

Досліджено ефективність використання ПКМ у конструкціях сучасних ЛА як військового, так і цивільного призначення.

Результати детального аналізу застосування Км у літаках типу Ан, зображено на діаграмах. Визначено діапазон зменшення маси конструкцій завдяки використанню КМ, який становить 25–27 %, і відмічено, що рівень 20 % маси планера з КМ, який досягнуто на літаку Ан-70, є максимальним серед аналогічних комерційних літаків.

Композиційні матеріали поступово замінюють традиційні конструкційні матеріали, наприклад, алюмінієві сплави із-за меншої густини, та більш високих міцності та жорсткості. Аналіз

отриманих даних показує, що в конструкціях нових військових літаків обсяг використання КМ буде досягати і навіть перевищувати 40 %. Для сучасних транспортних літаків АН-70 рівень використання КМ уже становить 20 %, тому можна чекати подальшого збільшення обсягу за рахунок силових елементів крила та фюзеляжу. Для нових пасажирських літаків обсяг використання КМ буде поступово наблизитися до 20 %. Широке впровадження КМ дозволяє значно підвищити ресурсні характеристики ЛА і істотно знизити їхню масу, що відкриває широкі можливості щодо підвищення ефективності конструкцій, але разом з тим потребує вирішення широкого кола проблем, пов'язаних з їх різноманітними дослідженнями.

Перспективними в даному напрямку є дослідження конструктивних та технологічних рішень для конструкцій із ПКМ та аналіз експлуатаційних пошкоджень, які в них виникають.

### Список літератури

1. *Справочник по композиционным материалам*: В 2-х кн. /Под ред. Дж. Любина; Пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1988. – Кн. 2. – 584 с.
2. *Повышение эффективности конструкции перспективных истребителей /Авиационная и ракетная техника: Техн. информ.* – М.: ЦАГИ, 1982. – № 12. – С. 8–15.
3. *Створення нового класу полегшених авіаційних конструкцій з полімерних композиційних матеріалів, наукових основ їх проектування, ефективних технологій і сучасної промислової бази з впровадженням розробок у виробництво*/ В.Г. Бондар, В.З. Брагилевський, В.Н. Казуров та ін. – К.: АНТК ім. О.К. Антонова. – 1998. – Т. 2, Ч. 1. – 318 с.
4. *Lubin G.* Handbook of fiberglass and advanced plastics composites. Van Nostrand Reinhold. –New York, 1969. – 969 p.
5. *Hadcock R.N.* Joints in Composite Structures. Proc. Conf. Vehicle Design AFFDL-TR-72-13. – 1972. – P. 791–811.
6. *Применение композиционных материалов в конструкциях военных самолетов // Авиастроение.* – М.: ЭИ/ВИНИТИ. 1987. – № 13. – С. 5–8.
7. *Pora J., Hinrichsen J.* Airbus Industrie (F). Material and Technology Developments for the Airbus A380. Making the difference with innovavite materials and processes // Proc. of the 22 nd Intern. sampe Europe Conf. of the Society for the Advancement of Materials and Process Engineering La Défense. – Paris, France. – 2001. – Mar. 27 th – 29 th. G.R. Griffiths, R.F.J. McCarthy / Scientific Committee sampe Europe, 2001. – P. 123–134.
8. *Jane's All The World's Aircraft*, 1998–99 Edition, Paul Jackson, Editor, Jane's Information Group Limited, Coulsdon, Surrey CR5 2YH, UK, 1998. – 790 p.
9. *Исследование конструкций из композиционных материалов для пассажирских и транспортных самолетов по программам NASA // Авиастроение.* – М.: ЭИ/ВИНИТИ. – 1985. – № 7. – С. 1–7.
10. *Опыт эксплуатации конструкций из композиционных материалов на самолетах фирмы "Boeing". Авиастроение.* – М.: ЭИ/ВИНИТИ. – 1987. – № 13. – С. 1–5.
11. *Keel beam design poses many engineering challenges for Airbus // Aerospace engineering: SAE Aerospace publication.* – 2001. – Nov. – Vol. 21, № 10. – P. 19–20.
12. *Stuart Birch.* A380 manufacture begins // Aerospace engineering: SAE Aerospace publication. – 2002. – Jun. – Vol. 22, № 5. – P. 11.

Стаття надійшла до редакції 16.03.04.

В.В. Астанин, А.В. Хоменко, О.А. Шевченко

Композиционные материалы в конструкциях современных летательных аппаратов

Исследована эффективность использования полимерных композиционных материалов в конструкциях современных летательных аппаратов как военного, так и гражданского назначения. На диаграммах представлены результаты детального анализа самолетов типа Ан. Определен диапазон уменьшения массы конструкций благодаря использованию композиционных материалов, составляющий 25–27%.

V.V. Astanin, A.V. Homenko, O.A. Shevchenko

Application of composite materials in structures of modern airplanes

The application efficiency of composite plastic materials in structures of modern civil and military airplanes are investigated. Detailed analysis of Antonov branch airplanes is presented on general diagrams. The 25–27% diaposon of the mass reduction that was achieved due to composite materials application is determined.