Перепад Δ збільшується при збільшенні параметрів d_c, b, d_0, C_1, D і зменшується при збільшенні a, C_2, d_1, $d_{др}$.

Крім того, графіки дозволяють визначити поле допуску для Δ у такий спосіб:

а) проводимо ординату з точки Δ, що відповідає номінальному значенню Δ, до перетинання з усіма кривими на кожному з наведених окремо графіків, де точки перетинання дають ординати, що відповідають номінальним значенням параметрів;

б) у зазначених точках даємо параметрам прирости, що відповідають виробничим допуском, і знаходимо приріст $\delta_i\Delta$ величини перепада тиску Δ для кожного параметра;

в) підсумовуємо всі позитивні прирости $\delta_i\Delta$ і одержуємо результуючий позитивний приріст величини перепада тиску Δ.

Сума всіх негативних приростів $\delta_i\Delta$ дає результуючий негативний приріст величини перепада тиску Δ.

Таким чином, побудовані графіки дозволяють визначити необхідні конструктивні параметри проектованого насоса змінної подачі типу сопло-заслінка і оцінити вплив зміни якого-небудь параметра на величину перепада тиску Δ, не порушуючи закладених на етапі проектування вимог.

Список літератури

1. *Бутько В.С., Сябрюк Є.М.* Дослідження характеристик насоса регульованої подачі // Вест. Нац. техн. ун-та "Харьк. политехн. ин-т". – 2001. – Вып. 129. Ч. 1. Технологии в машиностроении. – С. 64–68.

Стаття надійшла до редакції 08.11.01.

УДК 629.735.33.015.4-97:620.22-419

П.І. Горобець, канд. техн. наук, **А.В. Хоменко**

КЛІМАТИЧНО-МІЦНІСНІ ВИПРОБУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Розглянуто причини зниження міцності та жорсткості в конструкціях з полімерних композиційних матеріалів під дією факторів навколишнього середовища. Наведено основні методи кліматично-міцнісних випробувань конструкцій з полімерних композиційних матеріалів, відзначено їхні основні достоїнства та недоліки.

Сучасний транспортний літак – це високомеханізований технічний комплекс, в якому поєднуються суперечливі вимоги, обумовлені технічним завданням замовника і регламентуючою нормативною документацією. Прагнення задовольняти в якнайповнішому обсязі жорсткі вимоги до маси планера, пов'язані з необхідністю реалізації заданих льотно-технічних характеристик літака, призводить до збільшення рівня напружень в авіаконструкціях.

Одним із шляхів підвищення міцності та ресурсу конструкцій при зменшенні маси є застосування полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) на основі термопластичних або термореактивних матриць, армованих вуглецевими, органічними чи скловолокнами, що мають високу питому міцність і твердість, стійкість до утворення і розвитку тріщин під час дії перемінних навантажень.

Аналіз досвіду експериментальних досліджень і експлуатації авіаконструкцій з ПКМ показує, що на відміну від металів істотне зниження потенційно високих міцнісних і ресурсних характеристик відбувається внаслідок впливу факторів навколишнього середовища, а також механічних ударів. Для оцінки зниження міцності і працездатності конструкцій з ПКМ під впливом експлуатаційних кліматичних факторів необхідно проводити як лабораторні, так і натурні випробування конструктивних зразків, елементів конструкцій та агрегатів, що вимагає створення і відпрацьовування нових методів розрахунково-експериментального дослідження.

Основними факторами навколишнього середовища, що впливають на конструкцію з ПКМ в

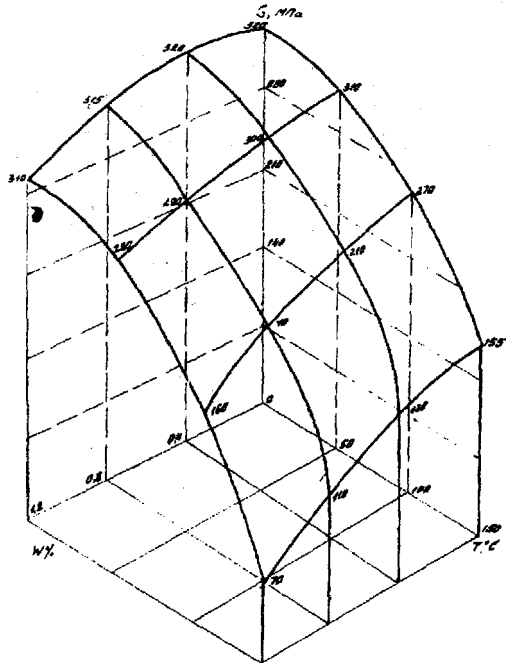

Рис.1. Зміна міцності вуглепластика КМУ-4Э при одночасній дії термовологісних факторів

експлуатації, є вологість і перепади температур. Зараз уже доведено, що несуча здатність конструкції з ПКМ при підвищенні вологовмісту знижується, і при вологонасиченні 1,2 % ця втрата складає приблизно 20 % від несучої здатності «сухої» конструкції (з нульовою вологістю) [1]. Зниження жорсткості при зазначеному вологонасиченні становить 10–15 %. Зміна міцнісних властивостей залежно від температури та вологості показана на рис. 1.

Отже, для застосовуваних епоксидних матриць проблема зводиться до визначення реального вмісту в ПКМ вологи і температури в найбільш несприятливій ситуації. Якщо максимальну температуру визначити неважко протягом короткого періоду часу (для несучих поверхонь транспортного літака вона орієнтовно становить 70–80^{0}С [2]), то передбачити вологовміст наприкінці життєвого циклу літака набагато складніше, оскільки він [illegible] самого матеріалу. Залежно від хімічного складу органічні матриці є більшою чи меншою мірою вологовбирними і стандартизувати для будь-якої системи матриць вологовміст неможливо.

Закордонні дослідники [2] пропонують два методи вирішення проблеми визначення вологовмісту: аналіз за допомогою дифузійної моделі і вимірювання в стабільних умовах, еквівалентних натурним.

Проведення аналізу впливу історії гігротермічної дії на ПКМ за допомогою дифузійної моделі має обмежені можливості, обумовлені необхідністю забезпечення жорсткої залежності параметрів матеріалу моделі від температури, відносної вологості, фізичного старіння, послідовності викладення та товщини ламінатів і т.ін. Дані обмеження, в свою чергу, не дозволяють зробити надійний розрахунок на тривалий період експозиції.

Визначенню стабільних умов середовища, еквівалентних за вологонасиченням, змінним гігротермічним умовам, підлягає тільки відносна вологість. Температура лише визначає інтервал часу, потрібний для досягнення рівноважного вологонасичення.

З огляду на те, що термін служби агрегату транспортного літака становить приблизно 25–30 рр., кліматична експозиція агрегату з ПКМ у реальному масштабі часу навряд чи може бути корисною, особливо на етапі проектування літака. Тому єдиним шляхом дослідження деградації властивостей є використання прискорених методів випробувань.

Згідно з працею [3] швидкість протікання процесів, від яких залежить деградація міцнісних властивостей при заданих умовах кліматичних впливів, визначається співвідношенням

$$V = A\exp\left(-\frac{C}{T\varphi}\right).$$

Враховуючи, що швидкість процесів зворотно пропорційна часу їх протікання, одержали формулу для перерахування часу експозиції

$$\frac{\tau_2}{\tau_1} = \frac{\exp\left(-\frac{C}{T_1\varphi_1}\right)}{\exp\left(-\frac{C}{T_2\varphi_2}\right)},$$

де *С*– коефіцієнт, визначений експериментально; *Т* – температура конструкції, °С; φ – вологість навколишнього середовища; індекс «1» реальний параметр; індекс «2» – значення параметрів під час прискорених випробувань.

На рис. 2 показані можливості скорочення термінів випробувань за рахунок переходу на більш високу вологість і температуру навколишнього середовища.

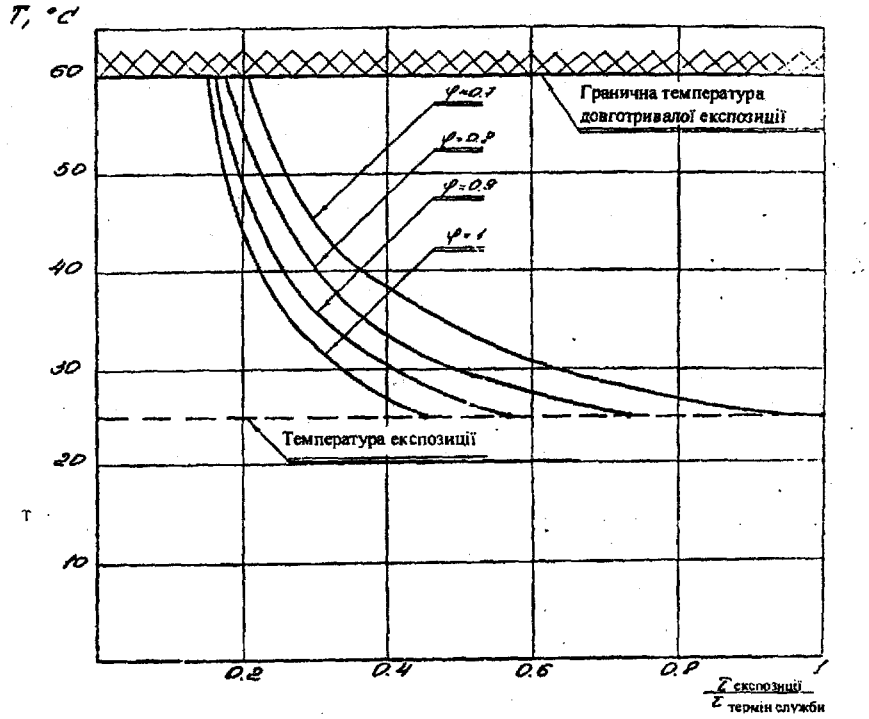

Рис. 2. Скорочення тривалості експозиції за рахунок підвищення вологості і температури навколишнього середовища

Незважаючи на те, що методики прискорених кліматично-міцнісних випробувань як у СРСР, так і за кордоном були розроблені досить давно (ще у 70–80-і рр.), створення великогабаритних агрегатів із ПКМ (крило, оперення) ставить перед дослідниками досить складні і часом суперечливі задачі.

Однією з таких проблем є кліматично-міцнісні випробування стикових вузлів силових агрегатів із ПКМ з металевими частинами конструкції. Вплив змінних параметрів навколишнього середовища в стику ПКМ із металом призводить до двох основних особливостей їх поведінки:

– корозія в металі пов'язана з утворенням гальванічної пари композит-метал;

– різні коефіцієнти термічного розширення матеріалів, що утворюють стик, при низьких температурах (до –50°С) призводить до виникнення додаткових розтяжних напружень у металевих частинах конструкції.

Перша особливість може бути частково врахована адекватною ізоляцією стикового вузла (наприклад, використанням ізолюючих накладок), однак у механічних з'єднаннях у зв'язку з неможливістю практичної реалізації ізоляції пари «болт-ПКМ» необхідно зважати на дану особливість при проведенні випробувань.

Урахування другої особливості вимагає від дослідників нових методичних підходів та певних зусиль щодо їх технічної реалізації. Для безпечної експлуатації агрегатів, що містять силові деталі з ПКМ, з'єднані з металевими деталями, необхідна розробка нових методик кліматично-міцнісних випробувань, що могли б моделювати швидкий перехід конструкції від високих (70...80°С) до низьких (-30...-50°С) температур, або еквівалентних випробувань, в яких моделювання термічної усадки металу буде виконане за рахунок форсування механічних навантажень.

На теперішній час реалізація програм проведення кліматично-міцнісних випробувань не тільки великогабаритних агрегатів із ПКМ, але і зразків-«свідків» є досить складною з технічної точки зору через відсутність необхідного випробувального устаткування і вимірювальних приладів у науково-технічних центрах галузі.

Отже, необхідно розробити нові методи проведення сертифікаційних прискорених кліматично-міцнісних випробувань агрегатів і вузлів із ПКМ з урахуванням їх взаємодії з металевими деталями.

Технології проведення кліматично-міцностних випробувань потребують подальшого вдосконалення з метою зниження енергоємності проведення випробувань, а також надійних розрахункових методик, які стали б надалі еквівалентом натурних кліматично-міцнісних випробувань агрегатів із ПКМ. Впровадження розрахункових методів оцінки довговічності конструкцій, що перебувають під впливом інтенсивних кліматичних факторів, дало б змогу істотно знизити витрати на розробку нових зразків авіаційної техніки.

Список літератури

1. *Исследование* прочности авиационных конструкций из композиционных материалов при воздействии климатических факторов; Отчет / ЦАГИ; В.Ф. Кутьинов, Ю.Ф. Крашаков. – №03–5639. – 1988 г.

2. *Jean Rouchon.* Certification of large airplane comhosite structures. Recet progress and new trends in compliance philosophy, icas proceedings. – 1990. – Vol. 2. – P. 1439-1447.

3. *Сертификация* агрегатов пассажирских самолетов из композиционных материалов; Отчет ЦАГИ; В.Ф. Кутьинов, В.И. Кирюк. – №03–6213. – 1991. – 110 с.

Стаття надійшла до редакції 31.10.01.

УДК 621.515-226.2

Ю.М.Терещенко, д-р техн. наук,
В.М.Дихановський, канд. техн. наук, старш. науч. співроб.,
Л.Г.Волянська, О.В.Юрченко

КВАЗІПРОСТОРОВА МЕТОДИКА ПОШУКУ ОПТИМАЛЬНИХ КОНСТРУКТИВНИХ КУТІВ ВХОДУ ТА ВИХОДУ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Викладено основні положення квазіпросторової методики пошуку оптимальних конструктивних кутів входу та виходу лопаткових вінців осьового компресора, яка враховує різницю між формами робочих лопаток ступеню у стані спокою та при роботі на розрахунковому режимі і перерозподіл втрат кінетичної енергії за висотою лопатки. Обчисленно параметри газового потоку в проточній частині ступеня здійснюється розв'язком повної системи рівнянь Нав'є-Стокса.

Забезпечення низького рівня загальних втрат кінетичної енергії в проточній частині компресора на розрахунковому режимі роботи двигуна – одна з найважливіших задач, над розв'язком якої працюють конструктори при проектуванні осьових компресорів газотурбінних двигунів. Низький рівень втрат дозволяє спроектувати високоефективний компактний компресор з малою питомою вагою і помірною ціною.

Можливість побудови осьового компресора з низьким рівнем втрат закладається на етапі аеродинамічного проектування ступенів компресора. При цьому бажано використовувати просторові моделі течії в'язкого стисливого газу. Це дозволяє з високою точністю моделювати реальні фізичні процеси, які відбуваються в проточній частині компресора. Але перед тим, як перейти до вирішення задач просторового проектування лопаток осьового компресора, необхідно задатися деяким її початковим наближенням, від якості якого значною мірою залежить кінцевий результат та час усього процесу проектування. Тут незамінними залишаються двовимірні моделі течії нев'язкого нестисливого газу, які