

УДК 621.452.322.03-226:620.22-419:621.376.32

doi: 10.32620/aktt.2024.4.06

А. В. БАЛАЛАЄВ, К. В. БАЛАЛАЄВА, М. О. ПІКУЛЬ, Г. Г. ГОЛЕМБІЄВСЬКИЙ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ВЛАСНІ ЧАСТОТИ КОЛИВАНЬ КОМПОЗИТНОЇ РЕШІТЧАСТОЇ ДВОРЯДНОЇ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД

Предметом дослідження є процес власних коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна. **Об'єктом** дослідження є решітчаста дворядна лопатка вентилятора. **Метою** роботи є оцінка впливу матеріалу на власні частоти коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна. В роботі поставлено та вирішено наступні задачі: проведення модального аналізу власних коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора, виготовленої із композитного матеріалу та титанового сплаву; побудова діаграми Кемпбела для решітчастої дворядної лопатки вентилятора, виготовленої із композитного матеріалу та титанового сплаву. Дослідження власних коливань лопатки вентилятора проводилось **методом** чисельного експерименту. Частота власних коливань отримувалась для перших десяти гармонік. **Результати:** Досліджувались лопатки із титанового сплаву Ti-6Al-4V та композитного матеріалу Epoxy Carbon Woven (395 GPa) Prepreg. Проведені дослідження показали, що вибір матеріалу впливає на власні частоти та форми коливання решітчастої дворядної лопатки. Для обох досліджених варіантів решітчастих дворядних лопаток є гармоніки, при яких наявні пересікання першої та другої лопатки. Композитна решітчаста дворядна лопатка вентилятора має менше гармонік із явищем пересікання першої та другої лопатки. Побудовані діаграми Кемпбела для решітчастих дворядних лопаток вентилятора. Решітчаста дворядна лопатка, виготовлена із композитного матеріалу має дві, а із титанового сплаву - чотири резонансні частоти в діапазоні робочих частот обертання ротора від 2000 об/хв. до 3500 об/хв. Вага дослідженої лопатки із композитного матеріалу складає близько 5 кг, при цьому лопатка із титанового сплаву важить 15 кг. Отже, проведені дослідження показали, що композитна решітчаста дворядна лопатка має кращі характеристики, але конструкція такого лопаткового вінця вентилятора потребує доробки. **Наукова новизна та практична значимість** проведених досліджень полягає в тому, що отримані нові дані щодо власних коливань решітчастих дворядних лопаток вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна, виконаних із композитного матеріалу та титанового сплаву. Отримані дані допоможуть у створенні перспективних газотурбінних двигунів з покращеними характеристиками.

Ключові слова: дворядна лопатка; вентилятор; власна частота коливань; чисельний експеримент; решітчаста дворядна лопатка; модальний аналіз; діаграма Кемпбела; композитний матеріал; титановий сплав; газотурбінний двигун.

Вступ

Однією із тенденцій авіаційного двигунобудування є підвищення ефективності, покращення характеристик вентиляторів турбореактивних двоконтурних двигунів із високим та надвисоким ступенем двоконтурності.

Пасивне керування примежовим шаром є дієвим методом покращення характеристик вентилятора [1]. Серед різновидності способів пасивного керування особливої уваги заслуговують дворядні лопаткові вінці робочого колеса та прямого апарату. Застосування дворядного робочого колеса у вентиляторі дозволить підвищити аеродинамічну навантаженість, зменшити вагу, розширити діапазон стійкої роботи вентилятора.

Питання збільшення аеродинамічної навантаженості робочого колеса (РК) дозвукових осьових компресорів розглядається у роботах [1, 2]. Для порівняння характеристик дворядного РК з однорядним, авторами дослідження було спроектовано два високонавантажених ступеня компресора з однорядним та дворядним РК. Результати експериментів показують, що ступінь компресора з дворядним РК має перевагу в запасі газодинамічної стійкості та ефективності при малому коефіцієнті витрати. ККД ступеня з дворядним лопатковим вінцем збільшується на 1%, запас газодинамічної стійкості збільшується з 16,9% до 22,3% [1]. На відміну від результатів, представлених в роботі [1], де розрахунки виконані в 2D, в роботі [2] характеристики дворядних лопаткових вінців досліджуються 3D методом. В роботах [2, 7] авторами виконане дослідження впливу стріловидності в

дворядному РК на запас газодинамічної стійкості. Покращення запасу газодинамічної стійкості спостерігається при конфігурації дворядного лопаткового вінця з прямою стрілоподібністю. Представлені результати щодо запасу газодинамічної стійкості суперечать тим, що були отримані у роботі [3]. Хоча використання дворядного лопаткового вінця РК підтверджує збільшення ККД та ступеня підвищення тиску, запас газодинамічної стійкості становить 9% і є нижчим ніж у однорядного РК компресора. Результати отримані методом фізичного експерименту при стаціонарному та нестационарному режимі обтікання.

Характеристики ступеня з дворядним РК багато в чому залежать від геометричного розташування другого ряду лопаток відносно першого та параметрів щільового зазору [4-6]. Методологія проектування дворядного дозвукового РК компресора представлена в роботі [4]. Запропоновану методологію було апробовано за допомогою фізичного та чисельного експерименту. Авторами показано, що розташування у дворядному РК другого ряду лопаток відносно першого, довжина та ширина щільового каналу значно впливають на характеристики РК компресора. Дослідники відзначають, що всі досліджені дворядні РК мають більший ступінь підвищення тиску, ніж у однорядного РК. Однак, однорядне РК має вищий запас газодинамічної стійкості.

У роботі [5] представлено метод оптимізації геометричних параметрів дворядних лопаткових вінців РК. Автори продемонстрували, що запропонований метод оптимізації дозволяє покращити аеродинамічні характеристики дозвукового дворядного РК – збільшити ККД та ступінь підвищення тиску. Автори наголошують на тому, що ККД дворядного РК менше, ніж однорядного РК, однак ступінь підвищення тиску дворядного РК більше, ніж у однорядного РК.

Аеродинамічна взаємодія між передньою та задньою лопаткою надзвукового дворядного лопаткового вінця РК компресора досліджується в роботі [6]. Автори роблять висновок, що надзвуковий дворядний лопатковий вінець РК має великі втрати. Для зменшення цих втрат та інтенсивності ударних хвиль представлені принципи оптимізації проектування і метод модифікації середньої лінії профілю лопаток першого та другого ряду дворядного РК.

Автори роботи [8] демонструють важливість розробки нової конструкції напрямного апарату (НА) для зменшення негативних явищ при обтіканні в ступені з дворядним РК. Аналіз складного поля течії в міжлопаткових каналах дворядного РК при взаємодії з НА показують, що з одночасним збільшенням кута повороту потоку та дифузортності потоку, наявність аеродинамічних слідів за другим рядом лопаток РК

та кутового вихору у втулковій частині РК призводить до початку раннього відриву потоку на лопатках НА.

В дослідженні [9] акцентується увага на радіальному зазорі дворядного РК компресора. Хоча компресори авіаційних двигунів розробляються з оптимальним значенням радіального зазору, цей параметр змінюється у процесі експлуатації двигуна. У випадку роторів з дворядними РК значення радіального зазору для першого та другого ряду лопаток може відрізнитись, що впливає на втрати, ККД та навантаженість компресора. Авторами показано, що більший зазор негативно впливає на загальний ступінь підвищення тиску і газодинамічну стійкість компресора з дворядним ротором.

З метою підвищення аеродинамічної навантаженості та забезпечення запасу газодинамічної стійкості в роботі [10] запропонований гібридний осьовий компресор, який має як дворядні так і однорядні РК. Авторами приводиться методика проектування запропонованої конструкції гібридного компресора, а також порівняння аеродинамічних характеристик компресора з гібридним ротором, дворядними та однорядними РК. Компресор з дворядними РК має більший ступінь підвищення тиску, але низький запас газодинамічної стійкості, на відміну від компресора з однорядними РК. Проміжне положення щодо значень ступеня підвищення тиску і запасу газодинамічної стійкості займає гібридний компресор.

З огляду на результати, отримані в роботах [1-10] всі дослідники сходяться на тому, що аеродинамічна завантаженість у дворядних лопаткових РК більша, ніж у однорядних. Щодо питання ККД та запасу газодинамічної стійкості – думки розходяться, тобто це питання потребує подальших досліджень.

Хорди дворядної лопатки є значно менші, ніж однорядної і це є суттєвим недоліком, який впливає на рівень міцності РК. Важливим для забезпечення надійності компресора є дослідження міцнісних характеристик дворядних РК та застосування заходів щодо підвищення рівня міцності. Питання міцності дворядних РК розглядаються в роботах [6, 11, 12]. З огляду на обмеження за міцністю в роботі [6] обирались геометричні параметри профілів дворядного лопаткового вінця. Автори роботи [11] роблять висновок, що газодинамічна стійкість буде втрачено, якщо власні частоти коливань першого і другого рядів лопаток будуть близькі один до одного за значенням. В роботі [12] за допомогою чисельного експерименту отримано спектри власних частот і власних форм коливань однорядної і еквівалентної дворядної лопатки РК. Отримані дані показують, що спектр власних частот коливань однорядної і еквівалентної дворядної лопаток суттєво відрізняється.

Дворядні лопаткові вінці осьового компресора і вентилятора мають високі аеродинамічні характеристики, але існує проблема щодо забезпечення необхідного рівня міцності дворядних лопаткових вінців. Одним із шляхів підвищення міцності дворядних лопаткових вінців є застосування решітчастих дворядних лопаткових вінців, однак, міцнісні характеристики решітчастих дворядних лопаткових вінців до кінця не досліджені. Отже, дослідження міцнісних характеристик решітчастих дворядних лопаткових вінців вентиляторів та компресорів є актуальним.

Метою роботи є оцінка впливу матеріалу на власні частоти коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна.

В роботі поставлено та вирішено наступні задачі:

- проведення модального аналізу власних частот коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора, виготовленої із композитного матеріалу та титанового сплаву;
- побудова діаграми Кемпбела для решітчастої дворядної лопатки вентилятора, виготовленої із композитного матеріалу та титанового сплаву.

Матеріали та методи дослідження

Предметом дослідження є власні частоти коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна.

Об'єктом дослідження є решітчаста дворядна лопатка вентилятора. Висота лопатки складає 84 см.

Відомо, що решітчасті крила – це поліпланні несучі системи - варіант аеродинамічної поверхні, виконаний у формі плоскої решітки, які знайшли широке застосування у ракетобудуванні. Перевагою таких конструкцій є можливість працювати при великих кутах атаки, мають високий рівень жорсткості та міцності, малу вагу.

По аналогії з решітчастими крилами решітчаста дворядна лопатка вентилятора представляє собою дворядну лопатку, з'єднану спеціально спрофільованими перетинками (рис. 1). Саме решітчасті дворядні лопаткові вінці доцільно використовувати у вентиляторах для авіаційних двигунів з високим та надвисоким ступенем двоконтурності, вентилятори яких мають досить великі розміри.

З метою оцінки впливу матеріалу на власні частоти коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна було проведено моделювання у модулі Modalпрограми середовища Ansys Workbench. При дослідженні було обрано два матеріали із бібліотеки Ansys Workbench: титановий сплав Ti-6Al-4V та композитний матеріал Epoxy Carbon Woven (395 GPa) Prepreg.

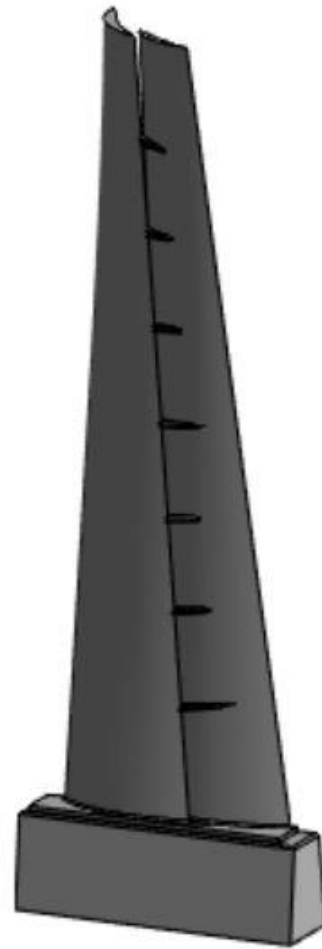


Рис.1. Тривимірна модель решітчастої дворядної лопатки вентилятора

Титановий сплав Ti-6Al-4V широко застосовується в авіаційній та космічній промисловості як конструкційний матеріал завдяки високим значенням питомої міцності та корозійної стійкості [13]. В двигунах з високим та надвисоким ступенем двоконтурності розглядається можливість використовувати Ti-6Al-4V для виготовлення лопаток вентилятора [14, 15].

Зважаючи на те, що у авіаційних двигунах зниження маси є одним із важливих пріоритетів, застосування композиційних матеріалів в елементах двигуна є перспективним. Перспективи та можливості виготовлення лопаток вентилятора турбореактивних двоконтурних двигунів з високим та надвисоким ступенем двоконтурності із композитних матеріалів представлено в роботах [16-18].

Згенерована розрахункова сітка для твердотільної моделі досліджуваної лопатки вентилятора складалась із 100 тис. комірок, тип сітки - неструктурована. На рис.2 представлено фрагмент розрахункової сітки лопатки вентилятора.

При моделюванні задавався розрахунок перших 10 гармонік.

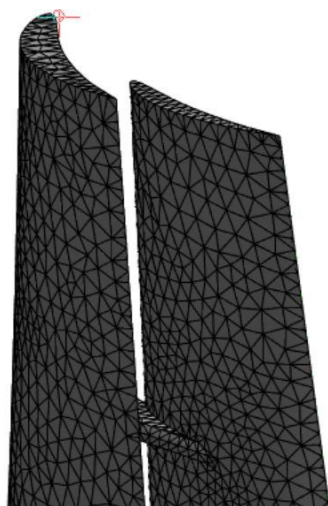


Рис. 2. Фрагмент розрахункової сітки для модального аналізу

Результати та обговорення

Першою частиною даного дослідження було проведення модального аналізу власних коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора, виготовленої із композитного матеріалу та титанового сплаву. Моделювання виконано для перших десяти гармонік. На рис. 3 та рис. 4 представлено спектр власних частот коливань досліджуваної решітчастої дворядної лопатки вентилятора.

Аналіз отриманих спектрів власних форм коливань дає можливість оцінити характер коливань для різних гармонік. На відміну від однорядних лопаток для дворядних лопаток може спостерігатись негативне явище пересікання лопаток першого та другого ряду, яке призведе до пошкодження дворядної лопатки. Для обох досліджених варіантів решітчастих дворядних лопаток є гармоніки, при яких наявні пересікання першої та другої лопатки. При виготовленні решітчастої дворядної лопатки вентилятора із титанового сплаву Ti-6Al-4V таке явище спостерігається для першої, третьої, шостої, сьомої, восьмої та дев'ятої гармоніки. Композитна решічаста дворядна лопатка вентилятора має менше гармонік із явищем пересікання першої та другої лопатки: третя, п'ята, шоста та восьма гармоніки. На рис. 5 представлено фрагмент візуалізації явища пересікання в решічастій дворядній лопатці вентилятора для восьмої гармоніки.

Негативне явище пересікання лопаток в решічастій дворядній лопатці, яке призводить до пошкодження лопатки, можна подолати модифікувавши конструкцію решітчастої дворядної лопатки вентилятора. Наприклад, підбір кількості перетинків з дослідженням власних частот коливань – одне із рішень даної проблеми.

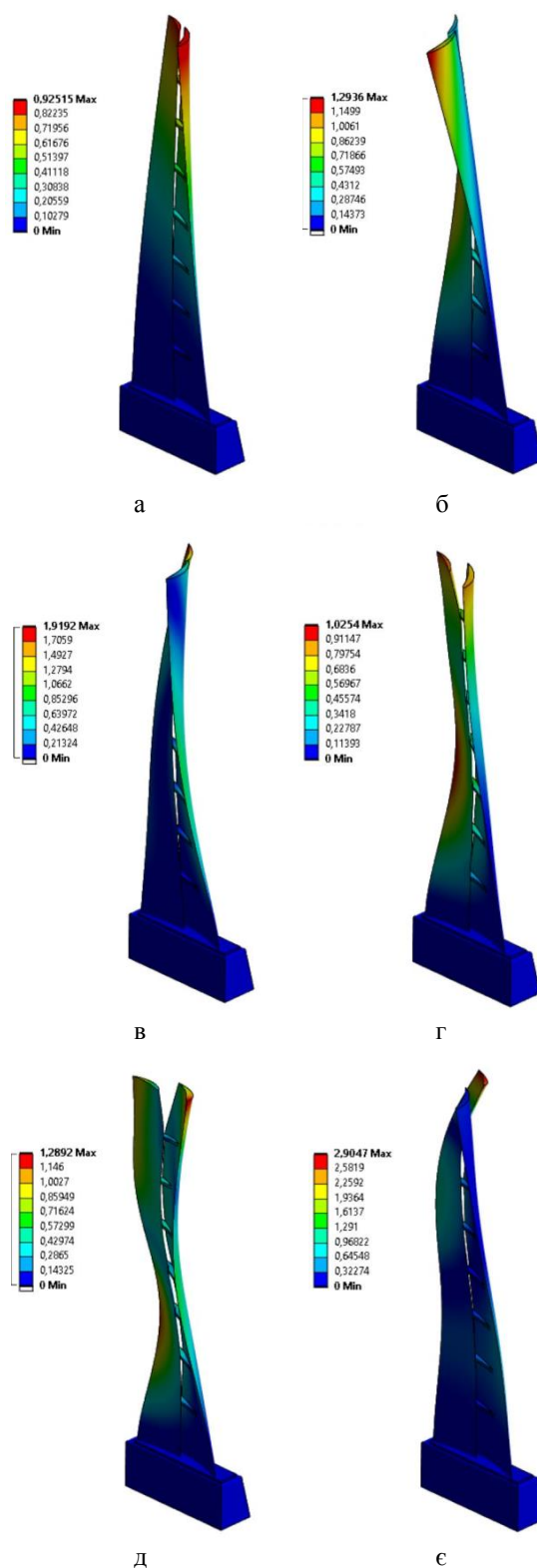


Рис. 3. Спектр власних форм коливань для перших шести гармонік лопатки із титанового сплаву Ti-6Al-4V:
а – перша гармоніка; б – друга гармоніка;
в – третя гармоніка; г – четверта гармоніка;
д – п'ята гармоніка; є – шоста гармоніка

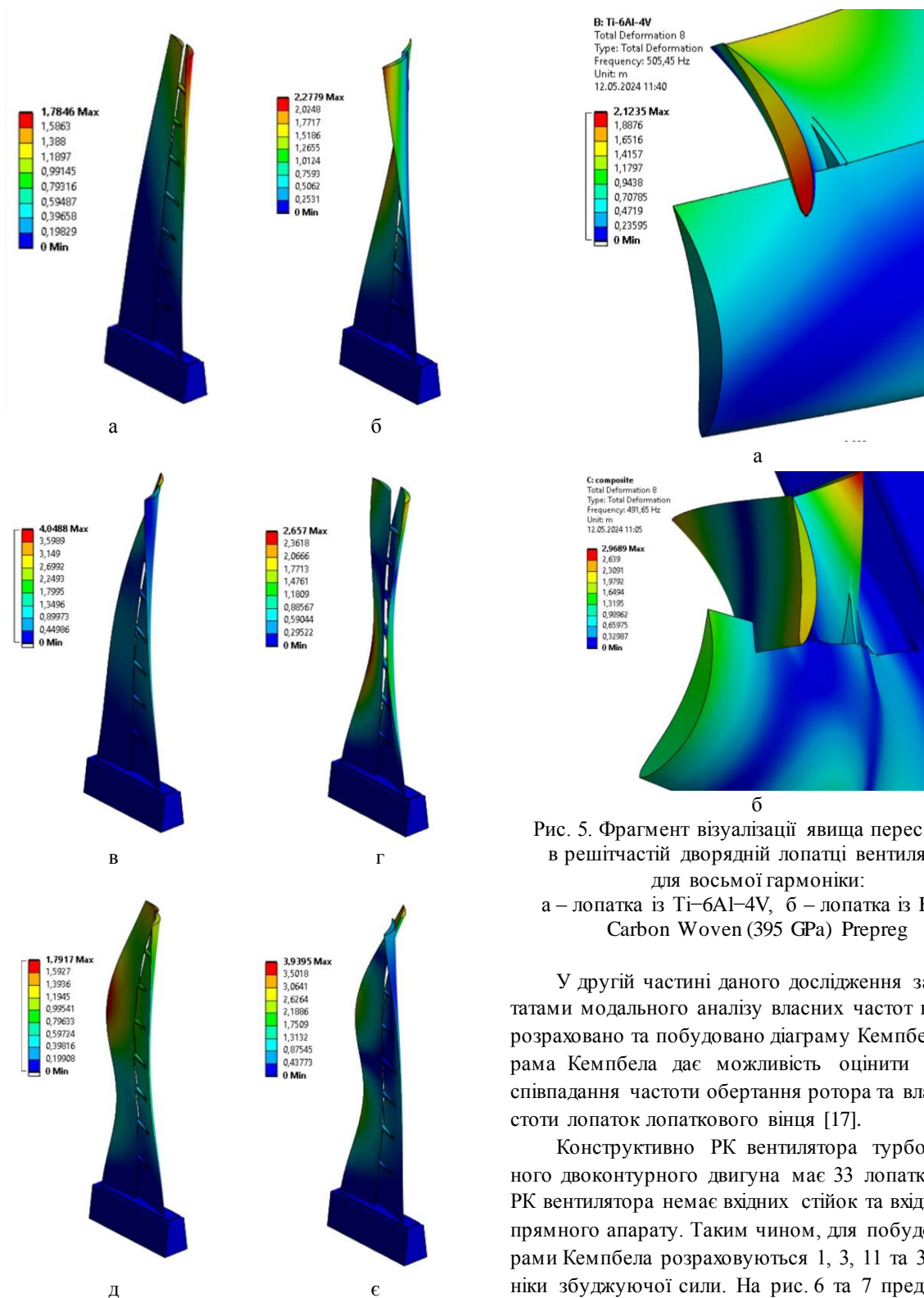


Рис. 4. Спектр власних форм коливань для перших шести гармонік лопатки із композитного матеріалу

Ероху Carbon Woven (395 GPa) Prepreg:
а – перша гармоніка; б – друга гармоніка;
в – третя гармоніка; г – четверта гармоніка;
д – п'ята гармоніка; е – шоста гармоніка

Рис. 5. Фрагмент візуалізації явища пересікання в решітчастій дворядній лопатці вентилятора для восьмої гармоніки:

а – лопатка із Ti-6Al-4V, б – лопатка із Ероху Carbon Woven (395 GPa) Prepreg

У другій частині даного дослідження за результатами модального аналізу власних частот коливань розраховано та побудовано діаграму Кемпбела. Діаграма Кемпбела дає можливість оцінити діапазон співпадання частоти обертання ротора та власної частоти лопаток лопаткового вінця [17].

Конструктивно РК вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна має 33 лопатки, перед РК вентилятора немає вхідних стійок та вхідного прямого апарату. Таким чином, для побудови діаграми Кемпбела розраховуються 1, 3, 11 та 33 гармоніки збуджуючої сили. На рис. 6 та 7 представлено отримані діаграми Кемпбела. Суцільними лініями позначено частоти власних коливань, штриховою лінією позначено гармоніки збуджуючої сили.

В діапазоні робочих частот обертання ротора від 2000 об/хв. до 3500 об/хв. для решітчастої дворядної лопатки із композитного матеріалу за діаграмою Кемпбела виявлено наступні дві резонансні

частоти $n=2272$ об/хв. та $n=3355$ об/хв.; для решітчастої дворядної лопатки із титанового сплаву виявлено чотири резонансні частоти $n=2149$; 2402; 2757; 3155 об/хв.

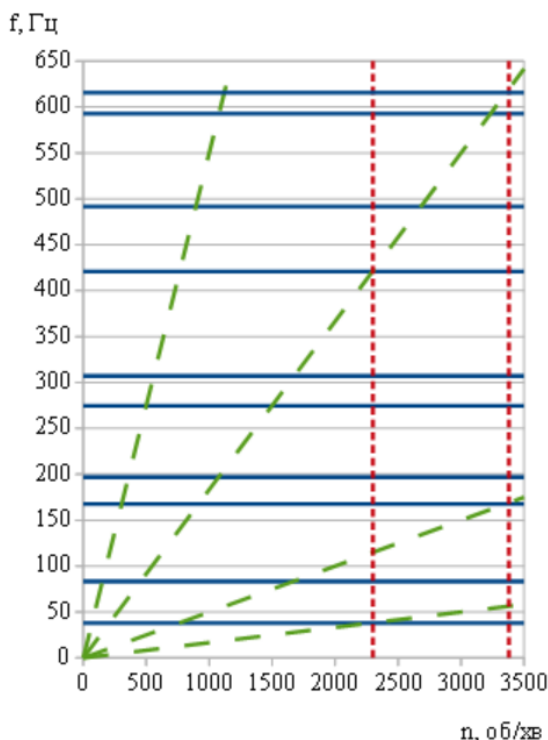


Рис. 6. Діаграма Кемпбела для лопатки із композитного матеріалу

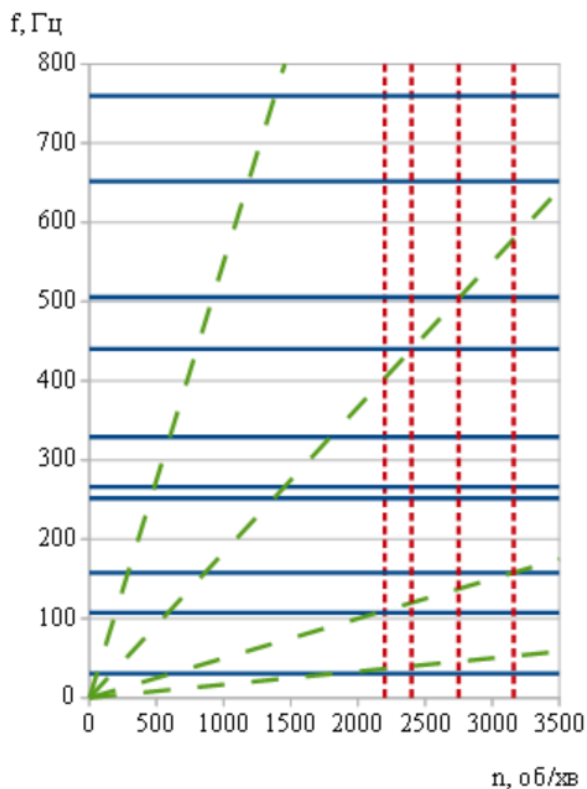


Рис. 7 Діаграма Кемпбела для лопатки із титанового сплаву

Таким чином, решітчаста дворядна лопатка, виготовлена із композитного матеріалу має менше значень резонансних частот в діапазоні робочих частот обертання ротора від 2000 об/хв. до 3500 об/хв.

Отже, проведені дослідження показали, що конструкція решітчастої дворядної лопатки потребує доробки. Однак, композитна лопатка має кращі характеристики як при наявності пересікання лопаток першого та другого ряду так і наявності меншої кількості резонансних частот за діаграмою Кемпбела. Також, треба відзначити, що вага дослідженої лопатки із композитного матеріалу складає близько 5 кг, при цьому лопатка із титанового сплаву важить 15 кг.

Висновки

В роботі представлено оцінку впливу матеріалу на власні частоти коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна. Досліджувались лопатки із титанового сплаву Ti-6Al-4V та композитного матеріалу Ероху Carbon Woven (395 GPa) Prepreg.

Проведені дослідження показали, що вибір матеріалу впливає на власні частоти та форми коливання дворядних решітчастих лопаток. Для обох досліджених варіантів решітчастих дворядних лопаток є гармоніки, при яких наявні пересікання першої та другої лопатки. Композитна решітчаста дворядна лопатка вентилятора має менше гармонік із явищем пересікання першої та другої лопатки.

Решітчаста дворядна лопатка, виготовлена із композитного матеріалу має дві, а із титанового сплаву - чотири резонансні частоти в діапазоні робочих частот обертання ротора від 2000 об/хв. до 3500 об/хв.

Отже, проведені дослідження показали, що конструкція решітчастої дворядної лопатки потребує доробки.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Антон Балаласєв, Катерина Балаласєва; огляд та аналіз інформаційних джерел – Марина Пікуль; постановка задачі – Антон Балаласєв, Григорій Голембієвський; побудова моделі та проведення моделювання – Антон Балаласєв; оцінка результатів – Антон Балаласєв, Катерина Балаласєва, Марина Пікуль, Григорій Голембієвський; формулювання висновків – Антон Балаласєв.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання засобів штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Using tandem blades to break loading limit of highly loaded axial compressors [Text] / L. Baojie, C. Zhang, A. Guangfeng [et al] // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2022. – Vol. 35, iss. 4. – P. 165-175. DOI: 10.1016/j.cja.2021.07.031.
2. Understanding the Effect of Three-Dimensional Design in Tandem Blade [Text] / A. Kumar, H. Chhugani, S. More, A. M. Pradeep // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. – 2023. – Vol. 87080. – V13AT29A028. DOI: 10.1115/gt2023-102605.
3. Kumar, A. Experimental investigation of tandem rotor under clean and radially distorted inflows [Text] / A. Kumar, A. M. Pradeep // *Propulsion and Power Research*. – 2021. – Vol. 10, iss. 3. – P. 247-261. DOI: 10.1016/j.jprr.2021.05.004.
4. Kumar, A. Design methodology of a highly loaded tandem rotor and its performance analysis under clean and distorted inflows [Text] / A. Kumar, A. M. Pradeep // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. – 2021. – Vol. 235, iss. 23. – P. 6798-6821. DOI: 10.1177/09544062211016021.
5. Tao, Y. A New Method for Rapid Optimization Design of a Subsonic Tandem Blade [Text] / Y. Tao, X. Yu, B. Liu // *Applied Sciences* – 2022. – Vol. 10, iss. 24. – Article No. 8802. DOI: 10.3390/app10248802.
6. Analysis of Flow Characteristic of Transonic Tandem Rotor Airfoil and Its Optimization [Text] / Y. Tao, Y. Wu, X. Yu, B. Liu // *Applied Sciences* – 2020. – Vol. 10, iss. 16. – Article No. 5569. DOI: 10.3390/app10165569.
7. Aerodynamics of Sweep in a Tandem-Bladed Subsonic Axial Compressor Rotor [Text] / A. Kumar, J. T. John, H. Chhugani [et al] // *Journal of Fluids Engineering* – 2022. – Vol. 144, iss. 12. – Article No. 121203. DOI: 10.1115/1.4055054.
8. Babu, S. Transient nature of secondary vortices in an axial compressor stage with a tandem rotor [Text] / S. Babu, P. Chatterjee, A. M. Pradeep // *Physics of Fluids* – 2022. – Vol. 34, iss. 6. – Article No. 065125. DOI: 10.1063/5.0092226.
9. Effect of differential tip clearance on the performance of a tandem rotor [Text] / A. Kumar, H. Chhugani, S. More, A. M. Pradeep // *Journal of Turbomachinery* – 2022. – Vol. 144, iss. 8. – Article No. 081007. DOI: 10.1115/1.4053597.
10. More, S. Numerical Simulations on Performance of a Hybrid and a Tandem Rotor [Text] / S. More, A. Kumar, A. M. Pradeep // *Proceedings of the National Aerospace Propulsion Conference: Select Proceedings of NAPC 2020, Singapore: Springer Nature Singapore*. – 2022. – P. 15-33. DOI: 10.1007/978-981-19-2378-4_2.
11. Flutter Analysis Of Tandem Cascades Based On A Fluid-Structure Coupling Method [Text] / W. Zhang, Y. Xu, D. Su, Y. Gao // *Journal of Aerospace Engineering* – 2019. – Vol. 32, iss. 2. – Article No. 04018147. DOI: 10.1061/(asce)as.1943-5525.0000975.
12. Балалаєв, А. В. Чисельне дослідження власних коливань дворядної робочої лопатки ступеня осевого компресора [Текст] / А. В. Балалаєв, К. В. Дорошенко // *Problems of Friction and Wear* – 2020. – Vol. 3, iss. 88. – P. 109-116. DOI: 10.18372/0370-2197.3(88).14924.
13. A review on additive manufacturing of titanium alloys for aerospace applications: directed energy deposition and beyond Ti-6Al-4V [Text] / Z. Liu, B. He, T. Lyu, Y. Zou // *Jom*. – 2021. – Vol. 73. – P. 1804-1818. DOI: 10.1007/s11837-021-04670-6.
14. Tüfekci, M. Performance evaluation analysis of Ti-6Al-4V foam fan blades in aircraft engines: A numerical study [Text] / M. Tüfekci // *Composites Part C: Open Access* – 2023. – Vol. 12. – Article No. 100414. DOI: 10.1016/j.jcomc.2023.100414.
15. Jayaraman, N. Improved damage tolerance of Ti-6Al-4V aero engine blades and vanes using residual compression by design [Text] / N. Jayaraman, P. S. Prevey, R. Ravindranath // *Final Report*. – Cincinnati: Lambda Research Inc. – 2005. – P. 3-7.
16. Materials, manufacturing, and test development of a composite fan blade leading edge subcomponent for improved impact resistance [Text] / S. G. Miller, K. Handschuh, M. J. Sinnott [et al]. NASA. – 2015. – P. 1-26.

17. Rafiee, M. Dynamics, vibration and control of rotating composite beams and blades: A critical review [Text] / M. Rafiee, F. Nitzsche, M. Labrosse // *Thin-Walled Structures* – 2017. – Vol. 119. – P. 795-819. DOI: 10.1016/j.tws.2017.06.018.

18. Rao, J. S. Concept optimal design of composite fan blades [Text] / J. S. Rao, K. Sheelavant, B. Bombale // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. – 2011. – Vol. 54662. – P. 811-820. DOI: 10.1115/gt2011-45994.

19. Boyce, M. P. Gas turbine engineering handbook. 4th Edition [Text] / M. Boyce // Elsevier, 2011. – 816 p.

References

1. Baojie, L. I. U., Zhang, C., Guangfeng, A. N., Du, F. U., & Xianjun, Y. U. Using tandem blades to break loading limit of highly loaded axial compressors. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, vol. 35, iss. 4, pp. 165-175. DOI: 10.1016/j.cja.2021.07.031.

2. Kumar, A., Kumar, A., Chhugani, H., More, S., & Pradeep, A. M. Understanding the Effect of Three-Dimensional Design in Tandem Blade. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2023, vol. 87080, V13AT29A028. American Society of Mechanical Engineers. DOI: 10.1115/gt2023-102605.

3. Kumar, A., & Pradeep, A. M. Experimental investigation of tandem rotor under clean and radially distorted inflows. *Propulsion and Power Research*, 2021, vol. 10, iss. 3, pp. 247-261. DOI: 10.1016/j.jprr.2021.05.004.

4. Kumar, A., & Pradeep, A. M. Design methodology of a highly loaded tandem rotor and its performance analysis under clean and distorted inflows. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2021, vol. 235, iss. 23, pp. 6798-6821. DOI: 10.1177/09544062211016021.

5. Tao, Y., Yu, X., Liu, B. A New Method for Rapid Optimization Design of a Subsonic Tandem Blade. *Applied Sciences*, 2020, vol. 10, iss. 24, article no. 8802. DOI: 10.3390/app10248802.

6. Tao, Y., Wu, Y., Yu, X., & Liu, B. Analysis of Flow Characteristic of Transonic Tandem Rotor Airfoil and Its Optimization. *Applied Sciences*, 2020, vol. 10, iss. 16, article no. 5569. DOI: 10.3390/app10165569.

7. Kumar, A., John, J. T., Chhugani, H., Kumar, A., & Pradeep, A. M. Aerodynamics of Sweep in a Tandem-Bladed Subsonic Axial Compressor Rotor. *Journal of Fluids Engineering*, 2022, vol. 144, iss. 12, article no. 121203. DOI: 10.1115/1.4055054.

8. Babu, S., Chatterjee, P., & Pradeep, A. M. Transient nature of secondary vortices in an axial compressor stage with a tandem rotor. *Physics of Fluids*, 2022, vol. 34, iss. 6, article no. 065125. DOI: 10.1063/5.0092226.

9. Kumar, A., Chhugani, H., More, S., & Pradeep, A. M. Effect of differential tip clearance on the performance of a tandem rotor. *Journal of Turbomachinery*, 2022, vol. 144, iss. 8, article no. 081007. DOI: 10.1115/1.4053597.

10. More, S., Kumar, A., & Pradeep, A. M. Numerical Simulations on Performance of a Hybrid and a Tandem Rotor. *Proceedings of the National Aerospace Propulsion Conference: Select Proceedings of NAPS 2020*. Singapore: Springer Nature Singapore, 2022, pp. 15-33. DOI: 10.1007/978-981-19-2378-4_2.

11. Zhang, W., Xu, Y., Su, D., & Gao, Y. Flutter Analysis Of Tandem Cascades Based On A Fluid-Structure Coupling Method. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, vol. 32, iss. 2, article no. 04018147. DOI: 10.1061/(asce)as.1943-5525.0000975.

12. Balalaiev, A. V., & Doroshenko, K. V. Chysel'ne doslidzhennya vlasnykh kolyvan' dvoryadnoyi robochoyi lopatky stupenya os'ovoho kompresora [Numerical research of natural vibrations of tandem rotor blade of axial compressor stage]. *Problems of Friction and Wear*, 2020, vol. 3, iss. 88, pp. 109-116. DOI: 10.18372/0370-2197.3(88).14924. (In Ukrainian).

13. Liu, Z., He, B., Lyu, T., & Zou, Y. A review on additive manufacturing of titanium alloys for aerospace applications: directed energy deposition and beyond Ti-6Al-4V. *Jom*, 2021, vol. 73, pp. 1804-1818. DOI: 10.1007/s11837-021-04670-6.

14. Tüfekci, M. Performance evaluation analysis of Ti-6Al-4V foam fan blades in aircraft engines: A numerical study. *Composites Part C: Open Access*, 2023, vol. 12, article no. 100414. DOI: 10.1016/j.jcomc.2023.100414.

15. Jayaraman, N., Prevey, P. S., & Ravindranath, R. Improved damage tolerance of Ti-6Al-4V aero engine blades and vanes using residual compression by design. Final report. *Cincinnati: Lambda Research Inc*, 2005, pp. 3-7.

16. Miller, S. G., Handschuh, K., Sinnott, M. J., Kohlman, L. W., Roberts, G. D., Martin, R. E., & Pereira, J. M. Materials, manufacturing, and test development of a composite fan blade leading edge subcomponent for improved impact resistance. NASA, 2015, pp. 1-26.

17. Rafiee, M., Nitzsche, F., & Labrosse, M. Dynamics, vibration and control of rotating composite beams and blades: A critical review. *Thin-Walled Structures*, 2017, vol. 119, pp. 795-819. DOI: 10.1016/j.tws.2017.06.018.

18. Rao, J. S., Sheelavant, K., & Bombale, B. Concept optimal design of composite fan blades. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2011, vol. 54662, pp. 811-820. DOI: 10.1115/gt2011-45994.

19. Boyce, M. P. Gas turbine engineering handbook. Elsevier, 2011. 816 p.

Надійшла до редакції 15.04.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

NATURAL FREQUENCIES OF OSCILLATIONS OF THE COMPOSITE GRID TANDEM FAN BLADE OF A TURBOFAN ENGINE

*Anton Balalaiev, Kateryna Balalaieva, Maryna Pikul,
Grygoriy Golembievskyy*

The subject of this study is the natural oscillations of a grid tandem fan blade of a turbofan engine. **The object** of this study was a tandem grid fan blade. **The purpose** of this work was to assess the influence of the material on the natural frequencies of the oscillations of a grid tandem fan blade of a turbofan engine. The following **tasks** were set and solved in the work: conducting a modal analysis of the natural oscillations of a grid tandem fan blade made of a composite material and titanium alloy; construction of a Campbell diagram for a grid tandem fan blade made of a composite material and titanium alloy. The study of the natural oscillations of a fan blade was carried out using a numerical experiment. The natural frequency was obtained for the first ten harmonics. **Results:** Blades made of Ti-6Al-4V titanium alloy and Epoxy Carbon Woven (395 GPa) Prepreg composite material were studied. Studies have shown that the material selection affects the frequency and mode of the oscillations. For both investigated variants of the grid tandem blades, harmonics exist at which intersections between the first and second blades. The composite grid tandem fan blade has fewer harmonics with the phenomenon of crossing the first and second blade. Campbell diagrams were constructed for the grid tandem fan blades. A grid tandem blade made of a composite material has two, and from a titanium alloy, four resonant frequencies in the range of rotor operating speeds from 2000 rpm. up to 3500 rpm. The weight of the studied composite blade was approximately 5 kg, while the blade made of titanium alloy weighed 15 kg. These studies have shown that a composite grid tandem blade has better characteristics, but the design of such a fan blade row requires improvement. **The scientific novelty and practical significance** of the conducted research lies in the fact that new data were obtained on the natural oscillations of the grid tandem fan blades of a turbofan engine made of a composite material and a titanium alloy. The obtained data will help to create promising gas turbine engines with improved characteristics.

Keywords: tandem blade; fan; natural frequency of oscillations; numerical experience; grid tandem blade; modal analysis; Campbell diagram; composite material; titanium alloy; gas turbine engine.

Балаласв Антон Валерійович – канд. техн. наук, старш. викл. каф. прикладної механіки та інженерії матеріалів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Балаласва Катерина Вікторівна – д-р техн. наук, доц., проф. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Пікуль Марина Олександрівна – магістр, асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Голембієвський Григорій Григорійович – старш. викл. каф. прикладної механіки та інженерії матеріалів Аерокосмічного факультету, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Anton Balalaiev – Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer at the Applied Mechanics and Materials Engineering Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: avbalalaiev@ukr.net, ORCID: 0000-0003-3603-4512, Scopus AuthorID: 56955689800.

Kateryna Balalaieva – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor at the Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: kiki_ua@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6495-3263.

Maryna Pikul – Master, PhD Student at the Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: pikulmarina9@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8201-5801.

Grygoriy Golembievskyy – Senior Lecturer, Aerospace faculty, Department of Applied Mechanics and Materials Engineering, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: golembievsky.g@gmail.com, hryhorii.holembievskyyi@npp.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0003-2092-9637.