

УДК 621.452.3:539.4:519.853

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup2.03

М. О. ПКУЛЬ

Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна

ТОПОЛОГІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З УРАХУВАННЯМ МІЦНІСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВОРЯДНОЇ ЛОПАТКИ

У галузі сучасного машинобудування, зокрема в авіаційному двигунобудуванні, актуальним завданням є розробка конструкцій, здатних працювати в умовах значних механічних, аеродинамічних і вібраційних навантажень. При цьому важливо не лише забезпечити необхідну міцність і жорсткість елементів, а й мінімізувати їхню масу, оскільки це безпосередньо впливає на ефективність, ресурс і експлуатаційні характеристики всієї системи. **Предметом** дослідження є топологічна оптимізація дворядної лопатки вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна. **Об'єктом** дослідження є дворядна лопатка вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна. **Метою** роботи є мінімізація маси лопатки вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна шляхом топологічної оптимізації. **Задачі:** провести топологічну оптимізацію лопатки вентилятора на основі результатів аеродинамічного розрахунку та розрахунку на міцність; розробити тривимірну модель лопатки з урахуванням результатів топологічної оптимізації. Дослідження проводилось **методом** чисельного експерименту в програмному середовищі Ansys Workbench Student. При вирішенні задачі використовувались методи CFD, FEM, Topology optimization. **Результати:** за результатами оптимізації встановлено, що частина внутрішнього об'єму лопатки має нижчу конструктивну значущість і може бути видалена без критичного зниження несучої здатності конструкції. На основі отриманих даних побудовано оптимізовану модель лопатки з внутрішнім вирізом, при цьому зовнішній аеродинамічний контур, коренева частина та основні несучі ділянки були збережені. Маса оптимізованої лопатки зменшилася на 29,36 % порівняно з початковою конструкцією. Аналіз еквівалентних напружень показав перерозподіл напружень після видалення внутрішнього матеріалу, їхній рівень залишився близьким до початкової моделі. Коефіцієнт запасу міцності оптимізованої лопатки перебуває в допустимому діапазоні, що підтверджує збереження працездатності конструкції. За високих швидкостей потоку оптимізована лопатка демонструє міцнісні характеристики, кращі за базову. **Наукова новизна та практична значимість:** отримано нові дані щодо можливості застосування топологічної оптимізації для зниження маси дворядної лопатки вентилятора авіаційного двигуна без критичного погіршення її міцнісних характеристик. Практична значимість роботи полягає в формуванні полегшеної конструкції лопатки з внутрішнім вирізом, яка зберігає зовнішній аеродинамічний профіль і необхідну несучу здатність. Запропоноване конструктивне рішення може бути використане при подальшому проектуванні перспективних вентиляторів газотурбінних двигунів, а також потребує додаткової перевірки щодо втомної міцності, вібраційної стійкості та технологічної можливості виготовлення.

Ключові слова: турбореактивний двоконтурний двигун; вентилятор; лопатка; топологічна оптимізація; чисельний експеримент, CFD, мінімізація маси, RANS

Вступ

Сучасне авіаційне двигунобудування неперервно розвивається в напрямку підвищення паливної ефективності, екологічності та зниження питомої маси авіаційних силових установок. Основним типом рушіїв для цивільної авіації є турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД). Одним із найважливіших і найбільш габаритних вузлів сучасного ТРДД з високим ступенем двоконтурності є вентилятор. Він створює високу частку тяги двигуна, проте його маса водночас становить значну частину загальної маси двигуна, тому вдосконалення та полегшення конструкції вентиляторного ступеня є критично важливим завданням.

У прагненні підвищити аеродинамічну ефективність, збільшити витрату повітря та ступінь підвищення тиску в одному ступені, конструктори все частіше звертаються до інноваційних схем просторового профілювання, зокрема до застосування дворядної лопатки вентилятора.

Під дворядною лопаткою розуміється конструктивна схема, утворена двома окремими лопатками – передньою та задньою, розташованими послідовно за напрямком руху потоку. Обидві лопатки належать одному робочому вінцю та обертаються з однаковою кутовою швидкістю. Між передньою і задньою лопатками існує зазор, унаслідок чого потік після обтікання передньої лопатки надходить на задню. На відміну від традиційної однорядної лопатки, в такій



схемі аеродинамічне навантаження розподіляється між двома елементами [1]. У літературі така конфігурація також розглядається під термінами tandem blade, tandem airfoil та tandem cascade.

Сукупність лопаток, установлених по колу ротора, утворює лопатковий вінець, який є складовою частиною робочого колеса вентилятора. У традиційному однорядному робочому колесі лопатки утворюють один лопатковий вінець. Дворядне робоче колесо конструктивно відрізняється наявністю двох послідовно розташованих за напрямком потоку рядів лопаток — першого та другого. Відповідно, замість одного ряду профілів потік послідовно взаємодіє з профілями першого, а потім другого ряду.

Застосування дворядної схеми дає можливість підвищити аеродинамічну навантаженість і ступінь підвищення тиску робочого колеса, а також розширити діапазон його стійкої роботи. Однак впровадження дворядних лопаток створює серйозні виклики щодо структурної цілісності: складна геометрія лопаток зазнає впливу інтенсивних аеродинамічних навантажень і вібрацій.

У роботі [2] досліджено дворядне робоче колесо вентилятора ТРДД і встановлено особливості його аеродинамічних і частотних характеристик. Зокрема, показано, що застосування дворядної схеми дозволяє підвищити аеродинамічну навантаженість робочого колеса, однак зменшення довжин хорд лопаток першого і другого рядів супроводжується зниженням жорсткості конструкції, що обумовлює необхідність урахування її міцнісних і динамічних характеристик. У даній статті використано форму дворядної лопатки вентилятора, побудованої на основі досліджуваної в цій роботі конструкції.

Традиційні методи проєктування та параметричної оптимізації не завжди здатні повною мірою забезпечити зниження маси для таких складних структур без ризику зниження надійності. Саме тому на перший план виходять сучасні підходи, серед яких використовують топологічну оптимізацію.

Застосування методів топологічної оптимізації дозволяє математично обґрунтовано визначити ідеальний розподіл матеріалу всередині заданого проєктного об'єму лопатки. Цей процес дає змогу вилучити «зайвий» матеріал із зон з низьким рівнем напружень, залишаючи його лише там, де він необхідний для сприйняття робочих навантажень.

У статті [3] досліджено застосування топологічної оптимізації до компонентів турбомашин, зокрема турбінного диска GE Oil & Gas, з метою одночасного покращення статичних і модальних характеристик конструкції. Сучасні роторні машини працюють за високих швидкостей обертання, тому їхні елементи мають бути не лише легшими, а й достатньо жорст-

кими, міцними та віддаленими від небезпечних резонансних режимів. Автори підкреслюють, що топологічна оптимізація відрізняється від параметричної та оптимізації форми тим, що дозволяє змінювати саму структуру деталі: створювати отвори, порожнини та нові шляхи передачі навантаження, тобто не просто “підправляти” геометрію, а фактично формувати нову конструктивну логіку деталі.

Методологічно робота базується на поєднанні скінченно-елементного аналізу, методу псевдощільності SIMP і методу рівневих множин LSM. Скінченно-елементний аналіз застосовується для розрахунку напружено-деформованого стану та модальних характеристик конструкції. Метод SIMP забезпечує визначення оптимального розподілу матеріалу в проєктній області шляхом призначення елементам умовної густини від 0 до 1. Метод LSM використовується для математичного опису та уточнення межі між матеріальною областю та порожнинами, що дає змогу формувати нову топологію конструкції.

В межах SIMP кожному елементу розрахункової сітки надається умовна густина від 0 до 1: значення, близьке до 1, відповідає збереженому матеріалу, тоді як значення, близьке до 0, означає видалення матеріалу. Для уникнення проміжних зон застосовується штрафування жорсткості, що змушує алгоритм тяжіти до чіткого розподілу «матеріал/порожнина». Метод LSM використовується для опису межі оптимізованої форми як нульового рівня спеціальної функції, що дає змогу відстежувати складні зміни топології без прямої параметризації поверхні. Саме тому цей підхід придатний для задач, де форма може суттєво змінюватися під дією оптимізаційного алгоритму.

Отримані результати демонструють практичну ефективність запропонованого підходу. Після оптимізації маса турбінного диска зменшилася з 200 кг до 168 кг, тобто приблизно на 16%, тоді як безпечний діапазон частот зріс із 429 Гц до 700 Гц. Максимальне напруження збільшилося з 788 МПа до 860 МПа, однак залишилося в межах прийнятного рівня для заданих обмежень. Це означає, що автори досягли компромісу між зменшенням маси, збереженням міцності та покращенням динамічної поведінки конструкції.

У статті [4] розглянуто задачу зменшення маси компресорної лопатки за умови збереження її міцнісних і аеродинамічних характеристик. Методика дослідження базується на чисельному експерименті в середовищі Ansys Workbench Student із використанням CFD-моделювання, скінченно-елементного аналізу та модуля топологічної оптимізації. На першому етапі виконано моделювання обтікання лопатки в модулі CFX за стандартних атмосферних умов із заданою осьовою швидкістю повітря 100 м/с. Отримані аеродинамічні навантаження були передані до модуля

Static Structural, де проведено розрахунок напружено-деформованого стану. На основі результатів міцнісного аналізу виконано топологічну оптимізацію, що дозволило визначити зони, в яких матеріал може бути видалений без критичного впливу на несучу здатність конструкції. Практична реалізація результатів оптимізації полягала в побудові оновленої геометричної моделі лопатки. При цьому зовнішній аеродинамічний контур було збережено в базовому вигляді, що забезпечило незмінність аеродинамічних характеристик, тоді як внутрішня структура була модифікована відповідно до результатів топологічної оптимізації. Такий підхід є інженерно доцільним, оскільки дозволяє поєднати зменшення маси з обмеженнями, пов'язаними з аеродинамічною формою лопатки. Основним результатом роботи є зменшення маси лопатки компресора на 31,4% при збереженні необхідного запасу міцності та базових аеродинамічних характеристик. Отримані результати підтверджують перспективність використання топологічної оптимізації для лопаток осьових компресорів, особливо на етапі попереднього проектування нових конструкцій.

У дослідженні [5] запропоновано метод оптимізаційного проектування лопатки з урахуванням технології селективного лазерного плавлення, зокрема обмежень щодо самопідтримуваних нависань і мінімальних розмірів елементів. Для точнішого визначення внутрішніх отворів топологічна структура була перетворена на хмару точок, після чого її реконструювали за допомогою апроксимації кривих і булевих операцій. Результати чисельного моделювання та SLM-друку показали, що після оптимізації жорсткість лопатки зросла, максимальні напруження знизилися до 367,51 МПа, а маса зменшилася на 24,5%. Механічні характеристики виготовленої лопатки, зокрема міцність на розтяг 950 МПа й межа пластичності 780 МПа, перевищують показники традиційного лиття, що підтверджує ефективність топологічної оптимізації в поєднанні з адитивним виробництвом.

У роботі [6] розглянуто аеродинамічну топологічну оптимізацію закінців робочих лопаток турбіни високого тиску. Основну увагу приділено знаходженню такої геометрії кінцевої частини лопатки, яка дозволяє зменшити втрати в зазорі між кінцем лопатки та корпусом і, відповідно, підвищити аеродинамічну ефективність турбінного ступеня. Перед безпосереднім застосуванням топологічної оптимізації автори виконали початкові дослідження окремих варіантів конструкції закінцівки, зокрема winglet tip та squealer tip.

На першому етапі було оптимізовано закінцівку типу winglet, тобто геометрію з виступами на кінці лопатки. Встановлено, що найефективніша конфігурація поєднує малі та максимально можливі виступи,

що дозволило підвищити аеродинамічну ефективність на 1,40% порівняно з базовою конструкцією. На другому етапі автори застосували параметризацію на основі радіальних базисних функцій для створення одиничного squealer rim на кінці лопатки з можливістю його переміщення в окружному напрямку. Такий підхід дав приріст ефективності на 0,46% порівняно з плоскою базовою закінцівкою за однакового кінцевого зазору.

Подальше дослідження було спрямоване на поєднання winglet-геометрії з вільною топологією squealer-стінок. Для цього squealer-елементи формувалися за допомогою відображення поверхні, побудованої на основі радіальних базисних функцій. Такий метод забезпечив гнучкий простір проектування та дозволив отримувати нові нетрадиційні топології закінцівки. Результати показали, що комбінована оптимізація winglet-елементів і squealer-структур може забезпечити кращі аеродинамічні характеристики, ніж використання лише плоскої закінцівки з winglet.

Водночас у роботі підкреслено, що надмірна гнучкість простору проектування ускладнює пошук оптимального рішення, особливо при використанні градієнтних методів оптимізації. Через велику кількість можливих геометричних конфігурацій алгоритм може "застрягати" й не досягати глобально найкращого варіанта. Для подолання цієї проблеми автори звузили область пошуку до найбільш перспективного підпростору проектування. Топологічна оптимізація закінцівки лопаток турбіни є ефективним інструментом для зниження втрат у кінцевому зазорі та підвищення аеродинамічної ефективності турбомашин.

У роботі [7] розглянуто застосування топологічної оптимізації та адитивного виробництва для створення полегшеної внутрішньої структури турбінної лопатки. Замість суцільного внутрішнього об'єму автори пропонують використовувати градієнтні решітчасті структури, які дозволяють зменшити масу деталі та підвищити її стійкість до високих термічних напружень. Для формування внутрішньої мікроструктури застосовано метод топологічної оптимізації решітчастих структур, який визначає оптимальний розподіл густини матеріалу в проєктній області з урахуванням обмежень за напруженнями.

Особливістю підходу є використання TPMS-поверхонь для побудови ефективної внутрішньої геометрії решітки. Чисельне моделювання методом скінченних елементів підтвердило ефективність запропонованої конструкції: порівняно з початковою суцільною моделлю масу лопатки зменшено на 33,41-40,32%, напруження – на 25,52-48,55%, а деформації – на 7,35-19,58%. Отже, дослідження демонструє перспективність градієнтних решітчастих структур для підвищення ефективності та термомеханічної надійності турбінних лопаток.

У статті [8] розглянуто використання топологічної оптимізації для зменшення маси лопаток газових турбін. Сучасні технології адитивного виробництва дають змогу створювати складні внутрішні форми, зокрема порожнисті та тонкостінні конструкції. У дослідженні було проаналізовано дві геометрії турбінних лопаток: лопатку турбіни низького тиску та охолоджувану лопатку турбіни високого тиску. Метою оптимізації було зменшення об'єму матеріалу без втрати конструкційної міцності. Для цього автори порівнювали два методи топологічної оптимізації: комерційний метод, реалізований у модулі Abaqus, та відкритий алгоритм, який працює за принципом поступового вилучення менш навантажених елементів конструкції. Обидва підходи привели до подібного загального результату: оптимізовані лопатки набули порожнистої тонкостінної форми з локальними підсиленнями в найбільш навантажених ділянках. Матеріал переважно залишався біля кореня лопатки, передньої кромки, сторони розрідження та навколо охолоджувальних каналів. Установлено, що комерційний метод формує більш гладку й технологічно придатну геометрію, тоді як відкритий алгоритм дає конструкції з кращою несучою здатністю, але складнішою та менш зручною для виготовлення формою. Загалом дослідження показує, що топологічна оптимізація дозволяє раціонально видаляти зайвий матеріал із турбінної лопатки, залишаючи його саме там, де діють основні силові навантаження.

У дослідженні [9] розглянуто застосування топологічної оптимізації для проектування обертових елементів турбомашин, що працюють в умовах турбулентного закрученого потоку. Актуальність роботи пов'язана з необхідністю зменшення вібрацій, підвищення жорсткості та збільшення ресурсу обертових компонентів. Поставлено задачу підвищення жорсткості конструкції, з урахуванням обмежень за об'ємом матеріалу та власними частотами коливальності. Особливу увагу приділено трьом найнижчим власним частотам, оскільки саме вони є найбільш критичними при виникненні резонансних явищ. Для опису потоку використано рівняння турбулентного руху нестисливої рідини, а для твердої частини – рівняння лінійної пружності в вісесиметричній постановці. Оптимізацію виконано методом бінарного розподілу матеріалу, коли кожна ділянка конструкції визначається або як матеріал, або як порожнина. На прикладах обертової стінки та кількох обертових структур проаналізовано вплив швидкості обертання, внутрішнього тиску, параметрів оптимізації та обмежень за власними частотами на кінцеву форму конструкції. Дослідження є важливим, оскільки поєднує аеродинамічне навантаження, обертання та динамічні обмеження, що наближує топологічну оптимізацію до реальних умов роботи деталей турбомашин.

Отже, актуальність даної роботи зумовлена необхідністю створення новітніх, легких і надійних конструкцій вентиляторів ТРДД. Дослідження топологічної оптимізації дворядної лопатки з обов'язковим урахуванням її жорсткісних і міцнісних характеристик дозволяє знайти оптимальний компроміс між високими аеродинамічними показниками інноваційної лопаткової машини та її структурною надійністю в умовах реальної експлуатації.

Метою роботи є мінімізація маси дворядної лопатки вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна шляхом топологічної оптимізації.

Задачі:

- провести топологічну оптимізацію дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна на основі результатів аеродинамічного розрахунку та розрахунку на міцність;
- розробити тривимірну модель лопатки вентилятора з урахуванням результатів топологічної оптимізації;
- провести розрахунки на міцність оптимізованої лопатки вентилятора при тих самих аеродинамічних навантаженнях;
- провести розрахунок коефіцієнта запасу міцності в обох випадках і зробити висновок щодо ефективності проведеної топологічної оптимізації.

Постановка задачі дослідження

Предметом дослідження є топологічна оптимізація дворядної лопатки вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна.

Об'єктом дослідження є дворядна лопатка вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна.

Базова модель лопатки має суцільне заповнення матеріалом всередині. За основу геометрії досліджуваної дворядної лопатки прийнято модель, наведену в дослідженні [2]. У вихідній конструкції хорда передньої лопатки становить 60 % сумарної хорди профілю, а довжина щілинного каналу між рядами – 10 % сумарної хорди. На рис. 1 представлено її тривимірну модель.

Висота передньої лопатки становить 845 мм, задньої – 790 мм.

При моделюванні була прийнята кутова швидкість 314,16 рад/с. Модель турбулентності – Shear Stress Transport (SST). На вході осьова швидкість повітря задавалася від 70 до 150 м/с.

Дослідження проводилося методом чисельного експерименту в програмному середовищі Ansys Workbench Student. При вирішенні задачі використовувались методи CFD, FEM, Topology optimization.

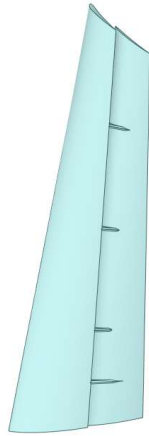


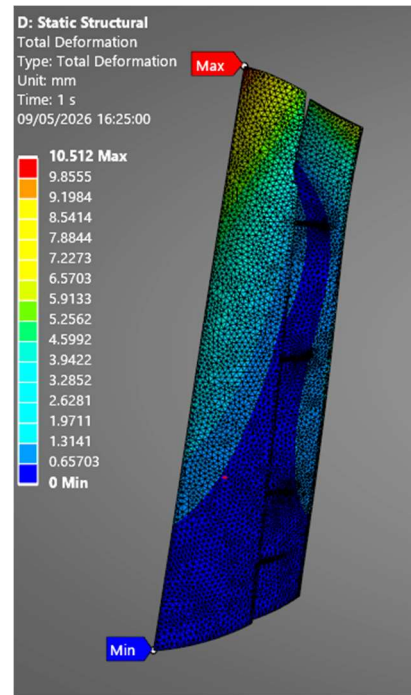
Рис. 1 Тривимірний модель досліджуваної дворядної лопатки вентилятора

Результати та обговорення

Для проведення дослідження в рамках першого етапу було виконано моделювання обтікання в модулі CFX. Моделювання обтікання проводилося в стандартних атмосферних умовах.

Результати обтікання лопатки в модулі CFX передано в модуль Static Structural. Було обрано наступні значення конструкції: матеріал – Ti 6Al-4V, модуль Юнга $E = 114$ ГПа, коефіцієнт Пуассона $\nu = 0,31$, густина $\rho = 4405$ кг/м³, модуль об'ємної пружності $K = 110$ ГПа, модуль зсуву $G = 44$ ГПа, межа пластичності $\sigma_y = 1100$ МПа.

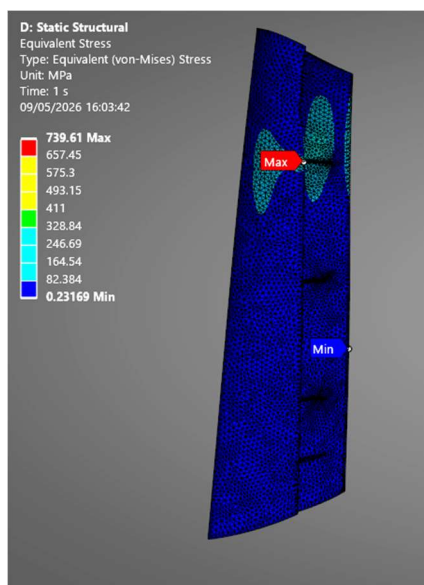
Під час другого етапу виконано розрахунок на міцність. З цією метою в модулі Static Structural було побудовано розрахункову сітку та виконано розрахунок еквівалентних напружень і повної деформації (рис. 2 а, б).



б

Рис. 2. Візуалізація розподілу еквівалентних напружень (а) та загальної деформації (б) досліджуваної лопатки до оптимізації при швидкості на вході 120 м/с

На основі отриманих результатів розрахунку на міцність в модуль Static Structural приєднано розрахунок Structural Optimization. Топологічна оптимізація показала, що значна частина матеріалу лопатки є малонавантаженою та може бути видалена без критичної втрати несучої здатності. Внутрішня частина лопатки має нижчу топологічну щільність і меншою мірою бере участь у передаванні основних механічних навантажень.



а

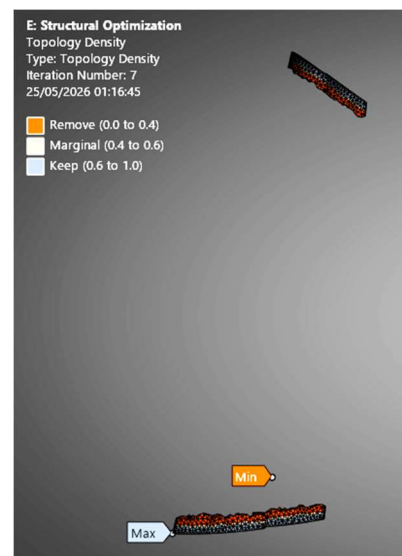


Рис.3. Результат топологічної оптимізації лопатки з виділенням зон видалення та збереження матеріалу

Тому під час перебудови геометрії видалено внутрішню частину матеріалу. Маса оптимізованої лопатки була зменшена на 29,36%. Було збережено кореневу частину лопатки, ділянки в області кріплення, поздовжні несучі зони вздовж тіла лопатки, а також області передньої та задньої кромки, які забезпечують жорсткість профілю (рис. 4).

Саме ці ділянки мають найбільше конструктивне значення, оскільки беруть участь у сприйнятті аеродинамічних, інерційних і згинальних навантажень і передають їх до опорної частини конструкції.

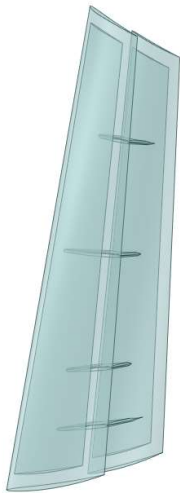
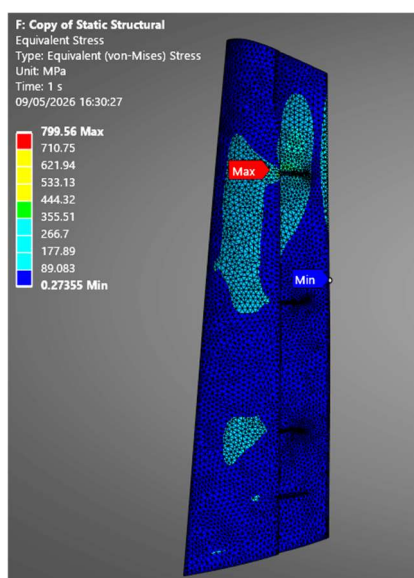
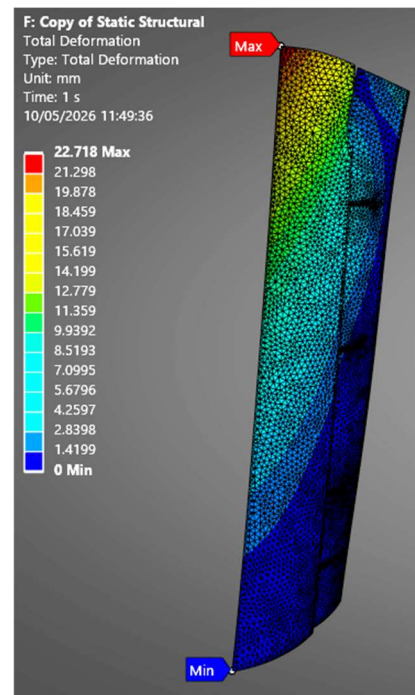


Рис.4. Тривимірний модель досліджуваної дворядної лопатки вентилятора з видаленням матеріалу усередині

На рис. 5 а, б зображено розподіл еквівалентних напружень і загальної деформації оптимізованої лопатки.



а



б

Рис. 5 (а, б). Візуалізація розподілу еквівалентних напружень (а) та загальної деформації (б) досліджуваної лопатки після оптимізації при швидкості на вході 120 м/с

Аналіз впливу зміни швидкості потоку на вході від 70 до 150 м/с дозволив визначити наступне. За результатами міцнісного аналізу дворядної лопатки до та після топологічної оптимізації встановлено, що видалення внутрішнього малонавантаженого матеріалу призвело до перерозподілу напружень у конструкції. У діапазоні малих швидкостей потоку оптимізована модель має дещо вищий рівень еквівалентних напружень порівняно з початковою лопаткою, що є наслідком зменшення несучого об'єму матеріалу. Водночас при збільшенні швидкості потоку різниця між моделями зменшується, а при максимальних швидкостях напруження в оптимізованій конструкції залишаються на рівні, близькому до початкової моделі (рис. 6, 7).

Коефіцієнт запасу міцності для обох моделей знижується зі збільшенням швидкості потоку, що пов'язано зі зростанням навантаження на лопатку. При цьому після топологічної оптимізації коефіцієнт запасу міцності залишається вищим за 1,25 в усьому діапазоні досліджених швидкостей. Це підтверджує, що оптимізована дворядна лопатка зберігає несучу здатність і може працювати в заданих умовах навантаження.

Таким чином, проведена топологічна оптимізація є доцільною, оскільки дозволила зменшити масу лопатки за рахунок видалення внутрішнього матеріалу без критичного погіршення міцнісних характеристик.

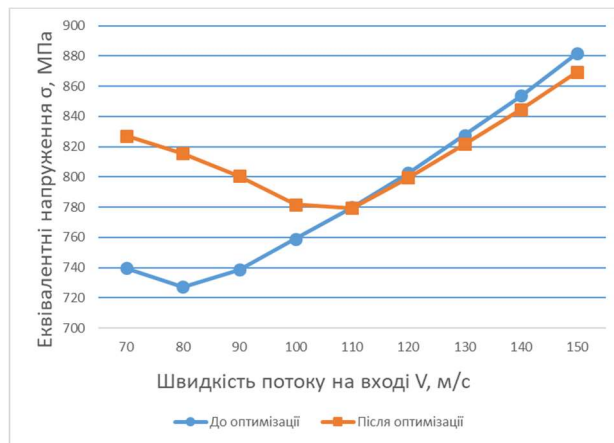


Рис. 6. Залежність еквівалентних напружень від швидкості потоку

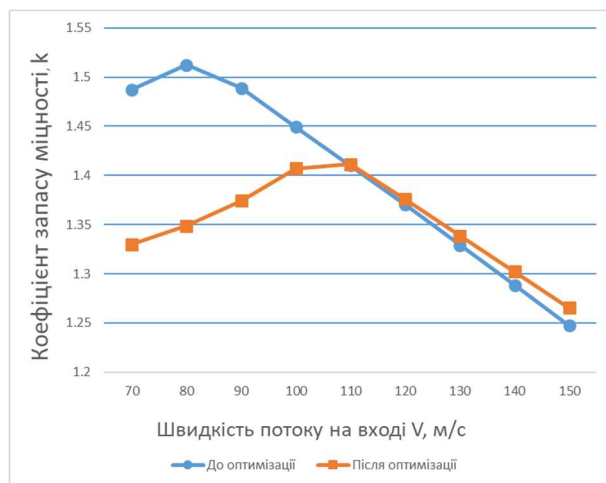


Рис. 7. Залежність коефіцієнта запасу міцності від швидкості потоку

Отримана конструкція потребує подальшої перевірки з урахуванням втомної міцності, вібраційних характеристик і технологічних можливостей виготовлення внутрішньої порожнини.

Висновки

За результатами топологічної оптимізації було встановлено, що частина внутрішнього об'єму лопатки має нижчу конструктивну значущість і може бути вилучена без критичного порушення її несучої здатності. На основі цього було сформовано оптимізовану модель лопатки з внутрішнім вирізом. При цьому зовнішній аеродинамічний контур, коренева частина та основні несучі ділянки конструкції були збережені.

Оптимізована лопатка має зменшену масу на 29,36% порівняно з початковою конструкцією. Видалення внутрішнього матеріалу дозволило отримати полегшену конструкцію без зміни зовнішньої форми

профілю, що є важливим для збереження аеродинамічних характеристик лопатки.

Аналіз еквівалентних напружень показав, що після оптимізації відбувся перерозподіл напружень у тілі лопатки. У частині діапазону швидкостей оптимізована модель демонструє дещо вищі значення напружень, що є очікуваним наслідком зменшення об'єму матеріалу. Водночас за високих швидкостей потоку рівень еквівалентних напружень залишається близьким до початкової моделі, що свідчить про збереження працездатності конструкції.

Коефіцієнт запасу міцності для оптимізованої лопатки залишається в допустимому діапазоні. Це означає, що напруження не перевищують прийняту межу пластичності матеріалу, а конструкція зберігає необхідну несучу здатність після видалення внутрішньої частини.

Отже, проведена топологічна оптимізація є доцільною, оскільки дозволила зменшити масу дворядної лопатки на 29,36% без критичного погіршення її міцнісних характеристик. Оптимізована модель із внутрішнім вирізом може розглядатися як ефективне конструктивне рішення для зниження маси лопатки за умови подальшої перевірки втомної міцності, вібраційної стійкості та технологічних можливостей виготовлення такої геометрії.

Конфлікт інтересів

Авторка заявляє, 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

Авторка використовувала засоби штучного інтелекту в допустимих межах для мовного редагування, структурування тексту та покращення його стилістичного оформлення.

Подяка

Авторка висловлює подяку **Балаласвій Катерині Вікторівні**, докторці техн. наук, доц., професорці кафедри електричної інженерії та енергомашинобудування Національного університету «Київський авіаційний інститут», та **Балаласєву Антону Валерійовичу**, канд. техн. наук, доц., доценту кафе-

дри прикладної механіки та інженерії матеріалів Національного університету «Київський авіаційний інститут».

Авторка прочитала та погодилася з опублікованою версією рукопису.

Література

1. *Numerical Investigation of Tandem Airfoils for Subsonic Axial-Flow Compressor Blade Rows* / J. McGlumphy, W. F. Ng, S. C. Stevens, S. C. Kempf // *Journal of Turbomachinery*. – 2009. – Vol. 131, iss. 2. – 8 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2952366>.
2. Балалаєв, А. В. Характеристики решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна: дис. ... канд. техн. наук : 05.05.03 / Балалаєв Антон Валерійович. – Київ, 2021. – 144 с.
3. *Static and modal topology optimization of turbomachinery components* / A. Rindi, E. Meli, E. Boccini et al. // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2016. – Vol. 138, № 11. – 9 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4033512>.
4. *Topological optimization of the axial compressor blade of aircraft gas turbine engine* / M. Pikul, K. Balalaieva, A. Balalaiev, A. Melchenko // *Aerospace Technic and Technology*. – 2025. – № 4sup1 (205). – P. 125–131. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2025.4sup1.16>.
5. *Topology optimization design of aviation blade structure based on selective laser melting technology* / Z. Wang, X. Jiang, G. Yang et al. // *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. – 2025. – Vol. 141. – P. 2953–2970. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00170-025-16630-4>.
6. *Exploring topology optimization for high pressure turbine blade tips* / L. Vincekovic, A. John, N. Qin, S. Shahpar // *Journal of Turbomachinery*. – 2022. – Vol. 144, iss. 7. – 13 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4053917>.
7. *Design of graded lattice structures in turbine blades using topology optimization* / E. A. A. Alkebsi, H. Ameddah, T. Outtas, A. Almutawakel // *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*. – 2021. – Vol. 34, iss. 4. – P. 370–384. DOI: <https://doi.org/10.1080/0951192X.2021.1872106>.
8. *Antorkas, S. Topology optimisation of gas turbine blades* / S. Antorkas, M. Massini, F. Montomoli // *Proceedings of the Global Power and Propulsion Society*. – 2020. – 9 p. DOI: <https://doi.org/10.33737/gpps20-tc-48>.
9. *Siqueira, L. O. Topology optimization of rotating structures considering turbulent fluid–structure interaction problems and natural frequency constraints* / L. O. Siqueira, A. S. C. Azevêdo, E. C. N. Silva et al. //

Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2025. – Vol. 68. – 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00158-025-04017-8>.

References

1. McGlumphy, J., Ng, W. F., Stevens, S. C., Kempf, S. C. Numerical Investigation of Tandem Airfoils for Subsonic Axial-Flow Compressor Blade Rows. *Journal of Turbomachinery*, 2009, vol. 131, iss. 2. 8 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2952366>.
2. Balalaiev, A. V. Kharakterystyky reshitchastoho dvoryadnoho robochoho kola ventilyatora dvokonturnoho turboreaktyvnoho dyuhuna. Diss...kand. tekhn. nauk [Characteristics of a tandem grid fan impeller of a turbofan engine. Phd thesis]. Kyiv, 2021. 144 p.
3. Rindi, A., Meli, E., Boccini, E., Iurisci, G., Corbò, S., Falomi, S. Static and modal topology optimization of turbomachinery components. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, vol. 138, no. 11. 9 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4033512>.
4. Pikul, M., Balalaieva, K., Balalaiev, A., Melchenko, A. Topological optimization of the axial compressor blade of aircraft gas turbine engine. *Aerospace Technic and Technology*, 2025, no. 4sup1 (205), pp. 125–131. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2025.4sup1.16>.
5. Wang, Z., Jiang, X., Yang, G., Song, B., Xu, X., Liu, W., Liu, D., Zhang, C. Topology optimization design of aviation blade structure based on selective laser melting technology. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2025, vol. 141, pp. 2953–2970. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00170-025-16630-4>.
6. Vincekovic, L., John, A., Qin, N., Shahpar, S. Exploring topology optimization for high pressure turbine blade tips. *Journal of Turbomachinery*, 2022, vol. 144, iss. 7. 13 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4053917>.
7. Alkebsi, E. A. A., Ameddah, H., Outtas, T., Almutawakel, A. Design of graded lattice structures in turbine blades using topology optimization. *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*, 2021, vol. 34, iss. 4, pp. 370–384. DOI: <https://doi.org/10.1080/0951192X.2021.1872106>.
8. Antorkas, S., Massini, M., Montomoli, F. Topology optimisation of gas turbine blades. *Proceedings of the Global Power and Propulsion Society*, 2020, 9 p. DOI: <https://doi.org/10.33737/gpps20-tc-48>.
9. Siqueira, L. O., Azevêdo, A. S. C., Silva, E. C. N. et al. Topology optimization of rotating structures considering turbulent fluid–structure interaction problems and natural frequency constraints. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2025, vol. 68. 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00158-025-04017-8>.

Надійшла до редакції 16.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 06.08.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 04.09.2026

TOPOLOGY OPTIMIZATION OF A TURBOFAN ENGINE FAN CONSIDERING
THE STRENGTH CHARACTERISTICS OF A TWO-ROW BLADE*Maryna Pikul*

In modern mechanical engineering, particularly in aircraft engine design, the development of structures capable of operating under significant mechanical, aerodynamic, and vibration loads is a relevant engineering task. At the same time, it is important not only to ensure the required strength and stiffness of structural elements but also to minimize their mass, since this directly affects the efficiency, service life, and operational characteristics of the entire system. **The subject** of the study is the topology optimization of a two-row fan blade for a turbofan engine. **The object** of the study is a two-row fan blade for a turbofan engine. **The aim** of this work is to minimize the mass of an aircraft engine fan blade using topology optimization. The research tasks include performing topology optimization of the fan blade based on aerodynamic and structural strength analyses, as well as developing a three-dimensional model of the fan blade incorporating the topology optimization results. The study was conducted using a numerical experiment in the Ansys Workbench Student environment. CFD, FEM, and topology optimization methods were used to solve the problem. The optimization results showed that part of the blade's internal volume has low structural significance and can be removed without a critical reduction in the structure's load-bearing capacity. Based on the obtained data, an optimized blade model with an internal cutout was developed, while the external aerodynamic contour, root section, and main load-bearing regions were preserved. The mass of the optimized blade was reduced by 29.36% compared with the initial design. The analysis of equivalent stresses showed a redistribution of stresses after the removal of internal material; however, their level remained close to that of the initial model. The safety factor of the optimized blade remains within the allowable range, confirming that the blade's structural performance is preserved. At high flow velocities, the optimized blade exhibits superior strength characteristics compared to the baseline design. **The scientific novelty and practical significance** of the study lie in obtaining new data on the feasibility of applying topology optimization to reduce the mass of a two-row aircraft engine fan blade without critical deterioration in its strength characteristics. The practical significance of the work lies in the development of a lightweight blade structure with an internal cutout that preserves the external aerodynamic profile and the required load-bearing capacity. The proposed design solution can be used in the further development of advanced turbofan engines. It also requires additional verification in terms of fatigue strength, vibration resistance, and manufacturing feasibility.

Keywords: turbofan engine; fan; blade; topology optimization; numerical experiment; CFD; mass minimization; RANS.

Пікуль Марина Олександрівна – магістр, аспірантка кафедри електричної інженерії та енергомашинобудування, Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Maryna Pikul – Master, Postgraduate Student of the Department of Electrical Engineering and Power Engineering, National University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv, Ukraine, e-mail: pikulmarina9@gmail.com. ORCID: 0000-0001-8201-5801.