

М. О. ПІКУЛЬ

Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна

МЕТОДИКА ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ВЕНТИЛЯТОРА
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА

У статті розглянуто методику топологічної оптимізації вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна на прикладі дворядної лопатки. Актуальність роботи зумовлена необхідністю зменшення маси елементів авіаційних газотурбінних двигунів при збереженні їхньої міцності, жорсткості та працездатності в умовах дії аеродинамічних і механічних навантажень. Робочі лопатки вентилятора сприймають навантаження від потоку повітря, відцентрові сили, згинальні та крутні впливи, тому будь-яке конструктивне полегшення повинно виконуватися з урахуванням напружено-деформованого стану. **Об'єктом** дослідження є дворядна лопатка вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна. **Предметом** дослідження є методика топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора з урахуванням аеродинамічного навантаження, напружено-деформованого стану та обмежень міцності. **Метою** роботи є розробка послідовної методики топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора, що дозволяє зменшити масу конструкції без критичного погіршення її міцнісних характеристик. **Задачі:** побудова геометричної моделі дворядної лопатки та розрахункової області для моделювання обтікання, проведення CFD-розрахунків для визначення характеру обтікання, розподілу тиску та аеродинамічних навантажень на поверхні лопатки. Отримані навантаження передаються до модуля Static Structural для статичного міцнісного аналізу, в якому враховуються властивості матеріалу, умови закріплення лопатки, характер передавання силових навантажень і крутного моменту через кореневу частину. Основними параметрами оцінювання є еквівалентні напруження за критерієм фон Мізеса, повна деформація, яка розглядається як результуюче переміщення вузлів скінченно-елементної моделі, маса конструкції та коефіцієнт запасу міцності. На основі отриманих результатів визначаються ділянки лопатки з меншою конструктивною значущістю, які можуть бути видалені без критичного порушення несучої здатності. Дослідження проводилось **методом** чисельного експерименту в програмному середовищі Ansys Workbench Student. При розв'язанні задачі використовувалися методи CFD, FEM, Topology optimization. **Результати:** сформовано методику топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора, яка поєднує визначення аеродинамічних навантажень, побудову скінченно-елементної моделі, топологічну оптимізацію та подальшу перевірку міцності отриманої конструкції. Розроблена методика дозволяє визначати раціональний розподіл матеріалу в об'ємі лопатки зі збереженням зовнішнього аеродинамічного контуру, кореневої частини, кромки та інших функціонально важливих елементів. Її застосування забезпечує зменшення маси конструкції за умови збереження допустимого рівня напружень і необхідного запасу міцності, що підтверджує можливість використання методики для проєктування та вдосконалення лопаток авіаційних газотурбінних двигунів. **Наукова новизна та практична значимість:** формування методики топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора з урахуванням аеродинамічного навантаження та напружено-деформованого стану. Практична значимість полягає в отриманні полегшеної конструкції лопатки з внутрішнім вирізом, яка зберігає основний аеродинамічний контур і необхідну несучу здатність. Запропонована методика може бути використана на етапі попереднього проєктування перспективних вентиляторів авіаційних газотурбінних двигунів. Подальші дослідження доцільно спрямувати на аналіз власних частот і форм коливань, втомної міцності, аеропружної стійкості та технологічної можливості виготовлення оптимізованої внутрішньої порожнини лопатки.

Ключові слова: двоконтурний турбореактивний двигун; вентилятор; дворядна лопатка; топологічна оптимізація; CFD; FEM; Static Structural; еквівалентні напруження; повна деформація; зменшення маси.

Вступ

Підвищення ефективності авіаційних двигунів є одним із важливих напрямів розвитку сучасного авіадвигунобудування. Для турбореактивних двоконтурних двигунів особливе значення має вентилятор, оскільки саме він забезпечує значну частину тяги та

істотно впливає на загальні енергетичні, масові й експлуатаційні характеристики двигуна. У зв'язку з цим удосконалення конструкції вентилятора, зокрема його робочих лопаток, є актуальною інженерною задачею.

Одним із напрямів удосконалення вентилятора є застосування дворядної лопатки. Лопатки, розташовані по колу ротора, формують лопатковий вінець,



який є складовою частиною робочого колеса вентилятора. У однорядному робочому колесі лопатки утворюють один ряд, тоді як дворядне робоче колесо містить два послідовно розташовані за напрямком потоку ряди – передній і задній. Між ними формується канал, через який потік після обтікання передньої лопатки надходить до задньої. На відміну від однорядної схеми, аеродинамічне навантаження розподіляється між двома послідовно розташованими елементами [1].

Подальше вдосконалення конструкції дворядної лопатки потребує пошуку рішень, що забезпечують зменшення її маси без втрати необхідної міцності та жорсткості. Зниження маси елементів вентилятора сприяє зменшенню інерційних навантажень, навантажень на диск і вузли кріплення, а також підвищенню конструктивної ефективності двигуна. Водночас лопатки вентилятора працюють у складних умовах навантаження, сприймаючи аеродинамічні сили від потоку, відцентрові сили, а також згинальні та крутні впливи. Тому зміна геометрії лопатки має супроводжуватися оцінюванням її напружено-деформованого стану.

Дворядні лопатки вентилятора мають складнішу геометричну форму порівняно з традиційними однорядними лопатками. Така конструкція може забезпечувати ефективніше керування потоком, однак водночас ускладнює розподіл навантажень між елементами профілю. Через це для аналізу дворядної лопатки необхідно застосовувати комплексний розрахунковий підхід, який поєднує аеродинамічне моделювання, міцнісний аналіз і подальшу оптимізацію конструкції.

Топологічна оптимізація є методом структурної оптимізації, за якого в межах заданої проєктної області визначається раціональний розподіл матеріалу відповідно до цільової функції та встановлених обмежень. У межах цієї роботи цільовою функцією є зменшення маси конструкції, а обмеженнями – допустимі значення напружень і деформацій.

Топологічна оптимізація є ефективним інструментом для визначення ділянок конструкції, на яких матеріал має меншу силову значущість і може бути вилучений без критичного погіршення міцнісних характеристик. Для лопатки вентилятора це особливо важливо, оскільки необхідно зберегти зовнішню аеродинамічну форму, кореневу частину, кромки та інші конструктивно важливі зони.

У даній роботі розглядається методика топологічної оптимізації вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна на прикладі дворядної лопатки. Запропонований підхід передбачає побудову геометричної моделі лопатки, визначення аеродинамічного навантаження за результатами CFD-моделювання,

передачу отриманих навантажень до міцнісного розрахунку, оцінку напружено-деформованого стану початкової конструкції та подальше виконання топологічної оптимізації. Після формування оптимізованої геометрії виконується повторний статичний розрахунок для оцінювання міцності оптимізованої конструкції за заданих умов навантаження.

Запропоновану методику перевірено на моделі дворядної лопатки вентилятора, геометрію якої побудовано на основі дослідження [2]. На основі цієї моделі послідовно реалізовано етапи аеродинамічного розрахунку, оцінювання напружено-деформованого стану та топологічної оптимізації.



Рис. 1. Решітчаста дворядна лопатка вентилятора [2]

Особливістю даної дворядної лопатки є наявність перетинки між передньою та задньою лопатками, унаслідок чого конструкція є решітчастою. Застосування перетинки обумовлене необхідністю підвищення жорсткості дворядної конструкції, оскільки зменшення хорд лопаток переднього і заднього рядів порівняно з однорядною схемою призводить до зниження її жорсткісних характеристик. Перетинки конструктивно зв'язують обидві лопатки, змінюють характер їхніх власних коливань і забезпечують спільну роботу елементів дворядної лопатки.

У дослідженні [3] розглянуто застосування топологічної оптимізації до конструктивних елементів вітрових турбін. Автори систематизують основні методичні підходи до топологічної оптимізації, аналізують приклади її використання для різних компонентів турбін, а також оцінюють рівень експерименталь-

ного підтвердження отриманих результатів. Зазначено, що топологічна оптимізація має значний потенціал для зменшення маси конструкцій, підвищення їхньої міцнісної ефективності та зниження вартості виготовлення, особливо в поєднанні з сучасними виробничими технологіями, зокрема адитивним виробництвом. Водночас у дослідженні підкреслено наявність низки обмежень, пов'язаних із технологічністю виготовлення оптимізованих форм, високою обчислювальною складністю великомасштабних задач і необхідністю врахування багатофізичних процесів. Окрему увагу приділено перспективним напрямом подальшого розвитку, зокрема використанню штучного інтелекту та нових матеріалів для підвищення ефективності топологічної оптимізації.

У статті [4] досліджено можливість зменшення маси компресорної лопатки зі збереженням її міцнісних і аеродинамічних характеристик. Методика поєднувала CFD-моделювання в CFX, міцнісний аналіз у Static Structural і подальшу топологічну оптимізацію. Отримані аеродинамічні навантаження використовувалися для оцінювання напружено-деформованого стану, після чого були визначені менш навантажені ділянки конструкції, придатні для видалення матеріалу. При цьому зовнішній аеродинамічний контур лопатки було збережено, а зміни внесено переважно у внутрішню структуру. Результатом стало зменшення маси лопатки на 31,4% без критичного зниження запасу міцності.

У роботі [5] топологічна оптимізація розглядається як практичний інструмент удосконалення конструкцій. Автори пояснюють теоретичні основи методів топологічної оптимізації та надають рекомендації щодо їх практичного застосування. Окрему увагу приділено прикладам із реального інженерного проектування, які демонструють можливість підвищення якості, ефективності та функціональності виробів за рахунок раціонального перерозподілу матеріалу. Наведені приклади підтверджують практичну значущість топологічної оптимізації та її ефективність для покращення конструктивних характеристик різних технічних об'єктів.

У дослідженні [6] визначено особливості топологічної оптимізації лопаток вентилятора з урахуванням їхньої роботи в умовах динамічних навантажень. Пошкодження лопаток можуть негативно впливати на стабільність роботи авіаційного двигуна, тому оптимізація їхньої конструкції є важливою інженерною задачею. Порівняно з параметричною та формовою оптимізацією, топологічна оптимізація забезпечує ширший простір проектних рішень і більші можливості для керування частотними характеристиками конструкції. Водночас конструкція лопаток обмежується аеродинамічними та міцнісними вимогами,

тому часто виконується у вигляді порожнистої структури із заданим основним шляхом передавання навантаження. Запропоновано метод частотної топологічної оптимізації лопаток вентилятора, який враховує залежність жорсткості від напруженого стану та ефект зниження жорсткості при обертанні, а також локальний підхід на основі початкового шляху передавання навантаження, що дозволяє змінювати частотні характеристики без істотної зміни базової конструкції лопатки. Ефективність запропонованого методу підтверджено на прикладі пластини та порожнистої лопатки вентилятора.

У статті [7] розглянуто задачу забезпечення аеропружної стійкості порожнистих лопаток вентилятора авіаційного двигуна. Автори зазначають, що внутрішня порожнина лопатки не лише сприяє зменшенню її маси, а й впливає на аеропружну поведінку конструкції, зокрема на схильність до флатера. Для одночасного забезпечення малої маси та необхідної аеропружної стійкості запропоновано метод топологічної оптимізації порожнистої лопатки з урахуванням взаємозв'язку між згинально-крутильною деформацією та аеропружними характеристиками.

Підвищення аеродинамічної ефективності тривимірної лопатки вентилятора цивільного турбовентиляторного двигуна за допомогою чисельного моделювання та оптимізаційних алгоритмів також досліджено в роботі [8]. Особливістю підходу є одночасна зміна нахилу лопатки, стрілоподібності та розподілу хорди за висотою, що дозволяє цілеспрямовано впливати на характеристики вентилятора. Для перевірки розрахункової методики було виконано чисельне моделювання лопатки JT9D-7 і проведено порівняння з експериментальними даними, яке показало достатню узгодженість результатів. У дослідженні розглядалися наступні параметри оптимізації: ступінь підвищення повного тиску, ізоентропічний ККД і масова витрата. Для аналізу впливу геометричних параметрів використано метод Тагучі, а подальша оптимізація виконувалася із застосуванням генетичного алгоритму та нейромережевої апроксимаційної моделі. У статті метод Тагучі використано для побудови плану чисельного експерименту та визначення чутливості аеродинамічних характеристик до зміни нахилу лопатки, стрілоподібності та розподілу хорди. На основі отриманої бази CFD-розрахунків були навчені нейромережеві моделі, які прогнозували ступінь підвищення повного тиску, ізоентропічний ККД і масову витрату. Далі ці моделі були поєднані з генетичним алгоритмом, який підбирав раціональні значення геометричних параметрів для одноцільової та багатоцільової оптимізації. Отримані оптимальні варіанти додатково

перевірялися шляхом CFD-моделювання, що дозволило уточнювати базу даних і підвищувати точність оптимізаційної процедури.

Отримані результати показали покращення основних аеродинамічних показників вентилятора та позитивний вплив оптимізованої лопатки на параметри термодинамічного циклу двигуна, зокрема на тягу та питому витрату палива.

Проведений огляд показує, що вибір виду оптимізації пера лопатки залежить від того, які елементи її геометрії допускається змінювати. Параметрична та формова оптимізація передбачають зміну заданих геометричних параметрів або зовнішньої форми пера, зокрема нахилу, стрілоподібності та розподілу хорди, і застосовуються переважно для цілеспрямованого впливу на аеродинамічні характеристики лопатки [8]. Топологічна оптимізація, натомість, дає змогу змінювати розподіл матеріалу всередині заданої проєктної області, зберігаючи незмінним зовнішній аеродинамічний контур [4–7]. Для пера лопатки такий підхід є обґрунтованим у задачі зменшення маси, оскільки в прийнятій постановці оптимізації підлягає розподіл матеріалу у внутрішній проєктній області пера, тоді як зовнішній аеродинамічний контур зберігається незмінним. У результаті оптимізації визначається раціональний розподіл матеріалу у внутрішньому об'ємі пера: матеріал вилучається з ділянок із меншою конструктивною значущістю та зберігається в областях, що забезпечують передавання основних навантажень до кореневої частини лопатки.

Таким чином, актуальність роботи полягає в необхідності розробки послідовної розрахункової методики, яка дозволяє зменшити масу дворядної лопатки вентилятора без втрати її основних міцнісних характеристик. Такий підхід дає змогу не лише отримати полегшену конструкцію, а й обґрунтувати її працездатність на основі результатів аеродинамічного та статичного міцнісного аналізу.

Метою роботи є розробка методики топологічної оптимізації вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна на прикладі дворядної лопатки, що дозволяє зменшити масу конструкції при збереженні її міцнісних характеристик.

Для досягнення поставленої мети передбачається побудова геометричної моделі дворядної лопатки, визначення аеродинамічних навантажень, проведення статичного міцнісного аналізу, виконання топологічної оптимізації та порівняння початкової й оптимізованої конструкцій за основними параметрами: масою, еквівалентними напруженнями та деформаціями.

Постановка задачі дослідження

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

Предметом дослідження є методика топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора з урахуванням її аеродинамічного навантаження та напружено-деформованого стану.

У межах дослідження розглядається задача побудови розрахункової методики, яка поєднує геометричне моделювання, аеродинамічний розрахунок, статичний міцнісний аналіз і топологічну оптимізацію. Проєктною областю топологічної оптимізації є об'єм пера дворядної лопатки. Зовнішній аеродинамічний контур, вхідна та вихідна кромки, коренева частина й інші функціонально важливі ділянки задаються як незмінювані області. Оптимізації підлягає розподіл матеріалу в проєктній області: матеріал зберігається в ділянках, необхідних для сприйняття та передавання навантажень, і вилучається з ділянок меншої конструктивної значущості. Це дає змогу зменшити масу пера за встановлених обмежень щодо напружень і деформацій без зміни його зовнішнього аеродинамічного профілю.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі задачі:

- побудувати геометричну модель дворядної лопатки вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна;
- підготувати розрахункову область для проведення чисельного моделювання обтікання лопатки;
- виконати CFD-розрахунок для визначення розподілу тиску та аеродинамічних навантажень на поверхні лопатки;
- передати отримані аеродинамічні навантаження до модуля статичного міцнісного аналізу;
- визначити напружено-деформований стан початкової конструкції лопатки, зокрема еквівалентні напруження, повні деформації та масу моделі;
- задати область топологічної оптимізації з урахуванням необхідності збереження зовнішньої аеродинамічної форми, кромки, кореневої частини та інших конструктивно важливих зон;
- виконати топологічну оптимізацію з ціллювою функцією зменшення маси конструкції при збереженні допустимого рівня напружень і деформацій;
- побудувати оптимізовану геометрію дворядної лопатки та провести її повторний статичний розрахунок;
- порівняти початкову та оптимізовану моделі за масою, максимальними еквівалентними напруженнями та повною деформацією;

– оцінити ефективність запропонованої методики топологічної оптимізації для дворядної лопатки вентилятора.

Таким чином, задача дослідження полягає у розробленні послідовного підходу до топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора, що поєднує аеродинамічний розрахунок, оцінку її міцнісного стану та визначення можливих зон видалення матеріалу для зменшення маси конструкції. Для реалізації та перевірки запропонованого підходу використано дворядну лопатку вентилятора, геометрію якої побудовано на основі моделі, наведеної в роботі [2].

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

Результати та обговорення

Задля побудови методики топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора першочергово слід визначити аеродинамічне навантаження, що діє на поверхню лопатки під час обтікання її потоком повітря. З цією метою спочатку формується розрахункова область, задаються граничні умови та параметри потоку. До основних вхідних параметрів аеродинамічного розрахунку належать: швидкість потоку, тиск, температура, густина робочого середовища, а також умови на вході, виході та стінках розрахункової області.

У процесі CFD-моделювання визначаються: характер обтікання лопатки, розподіл тиску по її поверхні та зони підвищеного аеродинамічного навантаження. Розподіл тиску використовується як навантаження для міцнісного аналізу. Таким чином, CFD-розрахунок дозволяє не лише оцінити поведінку потоку навколо лопатки, а й сформувати вихідні дані для подальшої оцінки напружено-деформованого стану конструкції.

Після визначення аеродинамічного навантаження результати розрахунку передаються до модуля статичного міцнісного аналізу (Static Structural). На цьому етапі задаються характеристики матеріалу. До параметрів матеріалу, що беруться до уваги під час розрахунку, належать: модуль Юнга, коефіцієнт Пуассона, густина, модуль зсуву, модуль об'ємної пружності та межа плинності. Ці характеристики визначають жорсткість, здатність матеріалу чинити опір деформаціям, а також допустимий рівень напружень у конструкції.

Урахування властивостей матеріалу є важливим, оскільки одна й та сама геометрія лопатки може мати різну міцнісну поведінку залежно від обраного

матеріалу. Для матеріалу з більшою жорсткістю характерні менші деформації. Межа плинності використовується для оцінки допустимого рівня еквівалентних напружень і запасу міцності. Тому вибір матеріалу безпосередньо впливає на результати статичного аналізу та можливості подальшої топологічної оптимізації.

Повна деформація в модулі Static Structural була розглянута як результуюче значення переміщення вузла скінченно-елементної моделі. У зв'язку з тим, що в тривимірній постановці переміщення описуються компонентами u , v , w уздовж координатних осей x , y , z , результуюче переміщення визначалось наступним чином [9]:

$$u_{\text{tot}} = \sqrt{u_x^2 + v_y^2 + w_z^2},$$

де u_{tot} – повна деформація;

u_x , u_y , u_z – складові переміщення вздовж відповідної осі координат.

Для проведення міцнісного розрахунку також необхідно задати умови закріплення лопатки, які визначаються з урахуванням передавання через кореневу частину лопатки силових навантажень і крутного моменту.

За результатами статичного аналізу визначаються еквівалентні напруження, повні деформації та коефіцієнт запасу міцності. Ці параметри дозволяють оцінити, чи здатна початкова конструкція витримувати задані аеродинамічні навантаження.

Еквівалентні напруження характеризують загальний рівень навантаженості матеріалу, деформації показують зміну форми конструкції під дією навантаження, а коефіцієнт запасу міцності дозволяє встановити, наскільки конструкція віддалена від граничного стану.

У тривимірному напруженому стані еквівалентне напруження визначається як

$$\sigma_{\text{vm}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2},$$

де σ_{vm} – еквівалентне напруження;

σ_1 , σ_2 , σ_3 – головні напруження.

Після оцінки початкової конструкції вирішується задача топологічної оптимізації. Як обмеження враховуються допустимі значення напружень, деформацій і запасу міцності. Такий підхід дозволяє не просто видалити частину матеріалу, а визначити саме ті ділянки, які мають меншу конструктивну значущість і не беруть активної участі в сприйнятті основного навантаження.

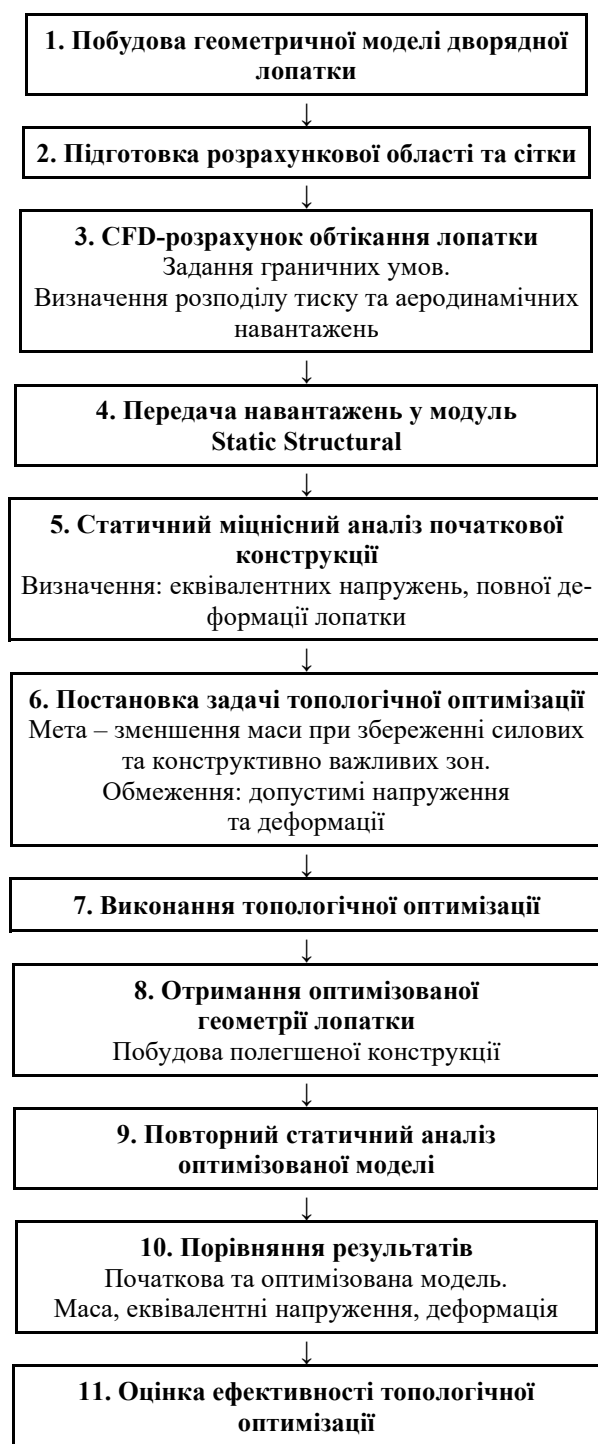


Рис. 2. Схема методики топологічної оптимізації дворядної лопатки

Отримана після оптимізації геометрія потребує обов'язкової повторної перевірки. Для цього виконується повторний статичний аналіз оптимізованої моделі з урахуванням тих самих умов навантаження та властивостей матеріалу. Порівняння початкової й оптимізованої конструкцій проводиться за основними параметрами: масою, еквівалентними напруженнями, повними деформаціями та коефіцієнтом запасу міцності.

У результаті застосування запропонованої методики можна оцінити ефективність топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора. Якщо після видалення частини матеріалу конструкція зберігає допустимий рівень напружень, деформацій і запасу міцності, оптимізація вважається доцільною. При цьому зменшення маси досягається не за рахунок випадкового спрощення геометрії, а шляхом контрольованого перерозподілу матеріалу відповідно до характеру навантаження.

У запропонованому розрахунковому підході результати CFD-моделювання використовувалися як вихідні дані для статичного міцнісного аналізу. На основі визначеного напружено-деформованого стану виконано топологічну оптимізацію лопатки. Застосування такого підходу дало змогу отримати полегшену конструкцію дворядної лопатки та оцінити збереження її статичної міцності за заданих умов навантаження. Водночас отриманих результатів недостатньо для висновку про повну працездатність лопатки, оскільки в межах дослідження не розглядалися її частотні, вібраційні, втомні та аеропружні характеристики.

Подальший розвиток методики передбачає її доповнення аналізом власних частот і форм коливань, втомної міцності та аеропружної стійкості, а також оцінюванням технологічності виготовлення оптимізованої конструкції лопатки.

Висновки

У роботі розроблено методику топологічної оптимізації дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна, яка поєднує аеродинамічне моделювання, статичний міцнісний аналіз і оптимізацію конструкції. Запропонована послідовність розрахунку дозволяє враховувати аеродинамічні навантаження, властивості матеріалу, умови закріплення та напружено-деформований стан лопатки.

За результатами топологічної оптимізації отримано раціональніший розподіл матеріалу в межах проєктної області пера дворядної лопатки. Матеріал вилучено з ділянок меншої конструктивної значущості та збережено в областях, що забезпечують сприйняття і передавання навантажень. При цьому зовнішній аеродинамічний контур, коренева частина та інші задані незмінювані ділянки конструкції залишилися без змін.

Проведена топологічна оптимізація дозволила зменшити масу лопатки на 29,36 % порівняно з початковою конструкцією. Аналіз напружено-деформованого стану показав, що після видалення частини матеріалу відбувається перерозподіл еквівалентних напружень, однак їхній рівень залишається близьким

до початкової моделі. Коефіцієнт запасу міцності оптимізованої конструкції перебуває в допустимому діапазоні, що підтверджує збереження її статичної міцності за заданих умов навантаження.

Таким чином, запропонована методика є доцільною для проектування полегшених лопаток вентилятора. Вона дозволяє зменшити масу конструкції без критичного погіршення її міцнісних характеристик і може бути використана при вдосконаленні вентиляторів авіаційних газотурбінних двигунів. Подальший розвиток методики передбачає її доповнення аналізом власних частот і форм коливань, втомної міцності та аеропружної стійкості, а також оцінюванням технологічності виготовлення оптимізованої конструкції лопатки.

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.

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. *Comprehensive Review of Topology Optimization for Wind Turbine Structural Components: Methods, Applications, and Experimental Validations* / S. Vetal, D. Washimkar, V. Deulgaonkar et al. // *Next*

Research. – 2025. – Vol. 2, iss. 4. – 25 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.nexres.2025.100967>.

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. – № 4 sup 1 (205). – P. 125-131. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.16>.

5. *Kladovasilakis, N. Innovations in Topology Optimization: With Applications in Materials, Product Design, and Manufacturing* / N. Kladovasilakis, K. Tsongas, D. Tzetzis // *Springer*. – 2025. – 118 p.

6. *Frequency Topology Optimization of Fan Blade Considering Stress Stiffening and Spin Softening* / S. Xu, M. Wang, L. Mu, Y. Zhou // *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 24–28, 2024, London, United Kingdom*. – 12 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2024-128970>.

7. *Intercoupling aeroelastic stability topology optimization for the design of bend-twisted hollow blade in a turbomachinery cascade* / Y. Wang, S. Xu, Y. Zhou et al. // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2023. – Vol. 66, iss. 9. – 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00158-023-03660-3>.

8. *Sarabchi, A. Performance optimization of a high-aspect-ratio fan blade using lean, sweep, and chord techniques* / A. Sarabchi, M. H. Shahri, A. Madadi // *Propulsion and Power Research*. 2025. – Vol. 14, iss. 4. – P. 635-667 DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2025.12.007>.

9. *Logan, D. L. A first course in the finite element method: Enhanced edition* / D. L. Logan // *Cengage Learning*. – 2022. – SI version (6th ed.). – 976 p.

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 dyvuhuna*. Diss...kand. tekhn. nauk [Characteristics of a tandem grid fan impeller of a turbofan engine. Phd thesis]. Kyiv, 2021. 144 p.
3. Vetal, S., Washimkar, D., Deulgaonkar, V., Gadekar, T., Mahadik, S. A Comprehensive Review of Topology Optimization for Wind Turbine Structural Components: Methods, Applications, and Experimental Validations. *Next Research*, 2025, vol. 2, iss. 4. 25 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.nexres.2025.100967>.
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. 4 sup 1 (205), pp. 125–131. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.16>.

5. Kladovasilakis, N., Tsongas, K., Tzetzis, D. Innovations in Topology Optimization. Springer. – 2025. – 118 p.

6. Xu, S., Wang, M., Mu, L., Zhou, Y. Frequency Topology Optimization of Fan Blade Considering Stress Stiffening and Spin Softening. ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 24–28, 2024, London, United Kingdom. – 12 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2024-128970>.

7. Wang Y., Xu S., Zhou Y., Zhou C., Wan S., Yang J., Wang B. Intercoupling aeroelastic stability topology optimization for the design of bend-twisted hollow blade

in a turbomachinery cascade. Structural and Multidisciplinary Optimization. 2023, vol. 66, iss. 9. 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00158-023-03660-3>.

8. Sarabchi, A., Shahri, M. H., Madadi, A. Performance optimization of a high-aspect-ratio fan blade using lean, sweep, and chord techniques. *Propulsion and Power Research*, 2025, vol. 14, iss. 4, pp. 635-667 DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2025.12.007>.

9. Logan, D. L. A first course in the finite element method: Enhanced edition, SI version. Cengage Learning, 2022, SI version (6th ed.). 976 p.

Надійшла до редакції 16.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 02.08.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026

METHODOLOGY FOR TOPOLOGY OPTIMIZATION OF A TURBOFAN ENGINE FAN

Maryna Pikul

The article presents a methodology for the topology optimization of a turbofan engine fan using a two-row fan blade as an example. The relevance of the study is determined by the need to reduce the mass of aircraft gas turbine engine components while maintaining their strength, stiffness, and operational capability under aerodynamic and mechanical loads. Fan rotor blades are subjected to airflow loads, centrifugal forces, bending moments, and torsional effects; therefore, any structural weight reduction must account for the complex stress-strain state. **The object** of the study is a two-row fan blade of a turbofan engine. **The subject** of the study is the methodology for the topology optimization of a two-row fan blade, considering aerodynamic loads, the stress-strain state, and strength constraints. **The aim** of the work is to develop a sequential topology optimization methodology for a two-row fan blade to reduce structural mass without critical deterioration in its strength characteristics. **The research tasks include** developing a geometric model of the two-row blade and the computational domain for flow simulation, and performing CFD calculations to determine the flow pattern, pressure distribution, and aerodynamic loads on the blade surface. The obtained loads are transferred to the Static Structural module for static strength analysis. In the structural analysis setup, material properties, blade fixation conditions, load-transfer characteristics, and torque transmission through the root section are considered. The main evaluation parameters were equivalent von Mises stress criterion, total deformation, defined as the resultant displacement of the finite element model nodes, the structural mass, and the safety factor. Based on the results obtained, the blade regions of lower structural significance were identified. These regions can be removed without significantly impairing the structure's load-bearing capacity. The study was conducted via numerical experiment in the Ansys Workbench Student software environment. The problem was solved using CFD, FEM, and topology optimization methods. **As a result**, a topology optimization methodology for a two-row fan blade was developed. It combines the determination of aerodynamic loads, construction of a finite element model, topology optimization, and subsequent strength verification of the obtained structure. The developed methodology enables the determination of a rational material distribution within the blade volume while preserving the external aerodynamic contour, the root section, the leading and trailing edges, and other functionally important elements. The application of the proposed methodology reduces structural mass while maintaining acceptable stress levels and the required safety factor. This confirms the feasibility of using the methodology to design and improve gas turbine engine fan blades for aircraft. **The scientific novelty and practical significance** of the study lie in the development of a computational methodology for the topology optimization of a two-row fan blade that accounts for aerodynamic loading and the stress-strain state. The practical significance lies in achieving a lightweight blade structure with an internal cutout that preserves the main aerodynamic contour while maintaining the required load-bearing capacity. The proposed methodology can be used at the preliminary design stage of advanced aircraft gas turbine engine fans. Further research should focus on analyzing natural frequencies and mode shapes, fatigue strength, aeroelastic stability, and the technological feasibility of manufacturing the optimized internal cavity of the blade.

Keywords: gas turbine engine; turbofan engine; fan; two-row blade; topology optimization; CFD; FEM; Static Structural; equivalent stress; total deformation; mass reduction.

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.