

УДК 621.452.5

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.16

М. О. ПІКУЛЬ, К. В. БАЛАЛАЄВА, А. В. БАЛАЛАЄВ, А. О. МЕЛЬЧЕНКО

Державне некомерційне підприємство «Державний університет
«Київський авіаційний інститут», Київ, Україна

ТОПОЛОГІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ ЛОПАТКИ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

У сучасному машинобудуванні постійно зростають вимоги до ефективності, надійності та екологічності технічних систем. Важливим завданням при розробці нових інженерних конструкцій є досягнення високих механічних і функціональних характеристик за умов мінімальної маси. **Предметом** дослідження є топологічна оптимізація лопатки осьового компресора авіаційного двигуна. **Об'єктом** дослідження є лопатка осьового компресора авіаційного газотурбінного двигуна. При дослідженні було прийнято припущення щодо спрощення форми лопатки, кути установки лопатки, хорда, аеродинамічний профіль та товщина лопатки по всій висоті не змінювались. **Метою** роботи є мінімізація маси лопатки осьового компресора авіаційного двигуна шляхом топологічної оптимізації. **Задачі:** провести топологічну оптимізацію лопатки компресора на основі результатів аеродинамічного розрахунку та розрахунку на міцність; розробити тривимірну модель лопатки компресора з урахуванням результатів топологічної оптимізації. Дослідження проводилось **методом** чисельного експерименту у програмному середовищі Ansys Workbench Student. При вирішенні задачі використовувались методи CFD, FEM, Topology optimization. **Результати:** Для проведення дослідження в рамках першого етапу проведено моделювання обтікання, під час другого етапу виконано розрахунок на міцність. На основі отриманих результатів на міцність виконано топологічну оптимізацію. На основі результатів топологічної оптимізації побудовано оновлену модель лопатки компресора. В роботі проведено оцінку щодо мінімізації маси лопатки осьового компресора авіаційного двигуна шляхом топологічної оптимізації. Застосування методу топологічної оптимізації дозволило зменшити масу лопатки компресора на 31,4%, при цьому отримана лопатка компресора має необхідний запас міцності, та ті ж самі аеродинамічні характеристики, як у базового варіанта лопатки компресора. **Наукова новизна та практична значимість:** отримано нові дані щодо можливості застосування топологічної оптимізації для лопаток осьового компресора. Отримані результати дослідження можна використовувати при подальшому дослідженні перспективних компресорів та вентиляторів газотурбінних двигунів.

Ключові слова: газотурбінний двигун; осьовий компресор; лопатка; топологічна оптимізація; чисельний експеримент; CFD; мінімізація маси; RANS.

Вступ

У сучасному машинобудуванні постійно зростають вимоги до ефективності, надійності та екологічності технічних систем. Важливим завданням при розробці нових інженерних конструкцій є досягнення високих механічних і функціональних характеристик за умов мінімальної маси. Особливо це актуально в авіаційній галузі, де зниження ваги кожного компонента конструкції впливає на витрату пального, дальність польоту, вантажопідйомність і загальну ефективність літального апарата. Водночас, ці елементи повинні витримувати значні експлуатаційні навантаження, включаючи відцентрові, термічні, аеродинамічні та вібраційні дії.

У цьому контексті топологічна оптимізація набуває дедалі більшого значення як перспективний напрямок комп'ютерного інженерного проектування. Вона дозволяє визначити найбільш ефективне розмі-

щення матеріалу в межах заданої геометрії з урахуванням прикладених навантажень, граничних умов, технологічних та конструктивних обмежень. На відміну від класичних методів проектування, топологічна оптимізація не просто удосконалює наявні форми, а створює нові конфігурації, які є принципово кращими з точки зору функціональності. Широке впровадження чисельних методів (зокрема, методу скінчених елементів — FEM) та розвиток обчислювальних потужностей значно розширили можливості використання цієї методики в промисловості.

Елементи лопаткових вінців газотурбінних двигунів працюють в умовах високих швидкостей обертання, змінних навантажень та температур, і їхня форма багато в чому визначає аеродинамічну ефективність двигуна. Водночас, традиційні підходи до проектування часто базуються на компромісі між міцністю та масою, що обмежує потенціал покращення характеристик системи. Застосування топологічної оп-



тимізації дозволить створювати лопаткові вінці компресорів, вентиляторів і турбін авіаційних газотурбінних двигунів, які мають кращу жорсткість, знижений ризик резонансних явищ (флаттеру), та покращену розподілену міцність при меншій вазі. Додатковим поштовхом до використання топологічної оптимізації стало стрімке поширення адитивних технологій виробництва (3D-друку), які здатні відтворювати складні внутрішні структури, неможливі при традиційних методах обробки. Це дозволяє реалізовувати оптимізовані моделі без суттєвих обмежень на геометричні форми. Крім того, поєднання топологічної оптимізації з методами CFD-аналізу, аеропружного моделювання та мультидисциплінарної оптимізації відкриває можливість інтегрального підходу до проєктування лопаткових машин, де враховується як міцність, так і аеродинаміка та інші характеристики. Таким чином, дослідження можливостей топологічної оптимізації в контексті проєктування лопаткових вінців компресорів і вентиляторів газотурбінних двигунів є актуальним завданням. Воно поєднує в собі передові наукові підходи, новітні інженерні інструменти та реальні потреби авіаційної промисловості.

Дослідженню щодо впровадження методів топологічної оптимізації у проєктування елементів авіаційних двигунів присвячено багато наукових робіт [1-11].

У статті [1] проаналізовано процес проєктування та оптимізації конструкції лопатки вентилятора з композитних матеріалів, що може бути використана у перспективних авіаційних двигунах. Основна мета дослідження — зменшення маси компонента при забезпеченні високих міцнісних характеристик та стійкості до динамічних навантажень, зокрема відцентрових сил. Авторами запропоновано конструкцію сендвіч-типу, що складається з вуглепластикових шарів (з армованими волокнами) та внутрішньої алюмінієвої стільникової основи. У дослідженні використано числове моделювання методом скінчених елементів (FEM) для аналізу напружено-деформованого стану конструкції, а також реалізовано топологічну оптимізацію внутрішнього заповнення лопаті з урахуванням напрямків волокон та зон зосередженого навантаження. Результати оптимізації показали можливість зменшення маси лопаті більш ніж на 72% без зниження її характеристик жорсткості. Було визначено оптимальні схеми армування композиту, що забезпечують ефективний розподіл механічних напружень. Також встановлено, що застосування внутрішніх порожнин із стільниковою структурою дозволяє значно знизити локальні деформації при збереженні форми аеродинамічного профілю.

У роботі [2] представлено підхід до мультидисциплінарної оптимізації осьового вентилятора з

використанням методу вільної деформації форми (Free-Form Deformation — FFD). Метою дослідження є одночасне покращення аеродинамічної ефективності вентилятора та зниження рівня механічних напружень у лопатях, що є критично важливим для тривалої надійної експлуатації. Оптимізація здійснювалася із залученням методу планування експерименту (Design of Experiments — DOE) для виявлення найбільш впливових геометричних параметрів, що визначають характеристики вентилятора. Аеродинамічний аналіз проводився з використанням моделювання RANS (Reynolds-Averaged Navier–Stokes), а напружено-деформований стан оцінювався методом скінчених елементів. Метод FFD дає змогу змінювати форму лопатей у довільних напрямках без зміни топології сітки, що істотно спрощує і пришвидшує оптимізаційний процес. Результати дослідження показали, що завдяки використанню FFD та правильно підібраній множині параметрів, вдалося підвищити ефективність вентилятора на 3,5% і водночас знизити пікові напруження в критичних зонах лопатей. Крім того, було встановлено, що деформація профілю з незначним скручуванням дозволяє покращити розподіл потоку і зменшити втрати від аеродинамічних слідів. Представлений підхід є прикладом ефективного застосування мультидисциплінарної оптимізації для одночасного покращення декількох експлуатаційних характеристик, що особливо важливо при створенні вентиляторів для авіаційних газотурбінних двигунів нового покоління.

У статті [3] запропоновано методологію топологічної оптимізації порожнистої лопатки турбомашини з урахуванням забезпечення аеропружності. Основна увага приділена взаємодії вигинально-крутильних деформацій, які виникають під дією аеродинамічних та інерційних навантажень. Такий підхід є особливо актуальним при проєктуванні лопатей із порожнистою структурою, які мають знижену жорсткість і підвищену чутливість до флаттеру. У межах дослідження розроблено інтегрований підхід, який об'єднує аеродинамічний аналіз (CFD), структурне моделювання (FEM) та топологічну оптимізацію. Метою оптимізації є одночасне зниження маси лопаті та забезпечення аеропружності в діапазоні експлуатаційних режимів роботи. Як критерій оптимізації використано мінімізацію деформацій при заданому рівні аеродинамічного навантаження та підтримання допустимого рівня власних частот. За результатами дослідження, запропонована конфігурація порожнистої вигнуто-крутильної лопаті забезпечила зменшення маси на 28% у порівнянні з початковим суцільним варіантом. При цьому було досягнуто збільшення жорсткості в напрямках, критичних для уникнення флаттеру. Також виявлено, що правильно сформована внутрішня топологія дозволяє зменшити

вплив зосереджених напружень у зонах закріплення. Отримані результати можуть бути використані для вдосконалення конструкцій лопатей турбомашин у випадках, коли необхідна мінімізація маси без втрати газодинамічної стійкості та динамічної надійності.

У роботі [4] розглянуто процес топологічної оптимізації конструкції широкохордної порожнистої лопатки вентилятора для двоконтурного турбореактивного двигуна з високим ступенем двоконтурності. Основним завданням дослідження є зменшення маси вентилятора при забезпеченні високої міцності та жорсткості конструкції, яка піддається впливу значних відцентрових та аеродинамічних навантажень. У дослідженні застосовано метод SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) для оптимізації розподілу матеріалу всередині об'єму лопатки. Цей підхід дозволяє створювати градієнтну топологію внутрішньої структури шляхом зміни розподілення матеріалу в межах моделі. В рамках моделювання проведено чисельний аналіз із використанням методу скінчених елементів, а також реалізовано обмеження за максимальними напруженнями та деформаціями. Враховуючи характерні особливості широкохордних вентиляторів, в формі лопатки враховано асиметрію навантажень та гнучкість в осьовому напрямку. В роботі проведено серію ітераційних розрахунків для виявлення оптимального розташування внутрішніх порожнин. За результатами дослідження вдалося зменшити масу лопатки приблизно на 25%, водночас покращивши розподіл напружень та знизивши ризик втомного руйнування. Оптимізована геометрія лопаткового вінця широкохордного вентилятора має більш ефективне розподілення матеріалу в зонах з максимальними навантаженнями та зменшення локальної концентрації напружень. Результати дослідження можуть бути застосовані при проектуванні лопатей нового покоління, які потребують поєднання легкості та високої надійності при роботі в умовах підвищених навантажень.

Підвищення ступеня двоконтурності газотурбінного двигуна призводить до зростання рівня шуму вентилятора. Це загострює значущість розробки не лише аеродинамічно, але й акустично ефективних вентиляторів. У статті [5] представлено дослідження з мультидисциплінарної оптимізації конструкції (Multidisciplinary Design Optimization) для зменшення шуму вентилятора авіадвигуна зі ступенем двоконтурності 19, одночасно з оптимізацією аеродинамічної ефективності. Аеродинамічні характеристики різних варіантів конструкцій вентилятора в процесі оптимізації оцінюються за допомогою моделювання течії вирішенням системи рівнянь Нав'є-Стокса (RANS), осередненого за Рейнольдсом. Результати отриманих розрахунків при стаціонарній

постановці задачі також використовуються для ідентифікації джерел аеродинамічного збудження з метою аналітичного прогнозування шуму вентилятора. Гібридний підхід, що поєднує чисельне розв'язання задач обтікання лопаткового вінця вентилятора і аналітичний аналіз джерел шуму, дав змогу детальніше зрозуміти механізми зменшення шуму. Зокрема, досліджено вплив навантаження на лопатки ротора на аеродинамічну ефективність і джерела шуму. Також проведено оцінку кількості лопаток вхідного напрямного апарату. Акустичний розрахунок для обраних варіантів конструкції вентилятора підтверджуються за допомогою нестационарного моделювання RANS.

В авіації елементи літальних апаратів та силових установок працюють на межі своїх технічних можливостей, щоб відповідати все більш суворим вимогам до продуктивності. У цьому контексті топологічна оптимізація є перспективною технологією, оскільки вона дозволяє значно покращити міцнісні характеристики при суттєвому зменшенні маси. Завдяки розвитку адитивного виробництва стало можливим виготовлення деталей з оптимізованими геометричними формами, що робить цю технологію ще більш привабливою. Метою роботи [6] є дослідження потенціалу застосування топологічної оптимізації лопаткового вінця для покращення його динамічних характеристик з урахуванням маси, напружень та вібрацій. Характеристики розробленої 3D моделі лопаткового вінця за допомогою топологічної оптимізації перевірялись подальшим проведенням фізичного експерименту. При проведенні топологічної оптимізації авторами додавалась додаткова статична сила на кінцях лопаток, що дозволило покращити розподіл матеріалу в цій області і збільшити жорсткість лопаті. Для мінімізації вібрацій розроблено чисельну стратегію, яка базується на ітераційному моделюванні топологічної оптимізації для визначення правильного набору частотних обмежень. Остаточні результати показали, що масу лопатки вдалося зменшити на 32%, а кількість частотних збігів зменшилась з 11 до 4.

У роботі [7] представлено результати проведення топологічної оптимізації закінцівок лопаток робочого колеса турбіни високого тиску з метою аеродинамічного вдосконалення конструкції. Оптимізовано лопатку турбіни в периферійній зоні, і виявлено, що оптимальна конструкція поєднує малі та великі аеродинамічні виступи, що дозволяє збільшити аеродинамічну ефективність на 1,4% порівняно з базовою конструкцією.

У статті [8] авторами запропонований метод топологічної оптимізації з урахуванням частотних характеристик вентилятора газотурбінного двигуна.

Отже, проведений огляд наукових робіт присвя-

чених топологічній оптимізації елементів газотурбінних двигунів показав, що використання методу топологічної оптимізації при проектуванні лопаткових вінків компресорів, вентиляторів і турбін авіаційних газотурбінних двигунів дозволить покращити їх характеристики. Однак, ці питання потребують подальших досліджень.

Метою роботи є мінімізація маси лопатки осевого компресора авіаційного двигуна шляхом топологічної оптимізації.

Задачі:

- провести топологічну оптимізацію лопатки компресора на основі результатів аеродинамічного розрахунку та розрахунку на міцність;
- розробити тривимірну модель лопатки компресора з урахуванням результатів топологічної оптимізації.

Постановка задачі дослідження

Предметом дослідження є топологічна оптимізація лопатки осевого компресора авіаційного двигуна.

Об'єктом дослідження є лопатка осевого компресора авіаційного газотурбінного двигуна.

На рис.1 представлено її тривимірну модель. Базова модель лопатки має суцільне заповнення матеріалом всередині.

При дослідженні було прийнято припущення щодо спрощення форми лопатки - кути установки лопатки, хорда, аеродинамічний профіль та товщина лопатки по всій висоті не змінювались. Висота лопатки складає 300 мм, хорда – 100 мм, максимальна товщина профілю – 9 мм.



Рис.1 Тривимірна модель досліджуваної лопатки компресора

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

Результати та обговорення

Для проведення дослідження в рамках першого етапу проведено моделювання обтікання в модулі CFX. Моделювання обтікання проводилось при стандартних атмосферних умовах, на вході задавалась осеова швидкість повітря 100 м/с.

Результати обтікання лопатки в модулі CFX передано до модулю Static Structural. В модулі Static Structural було обрано наступні значення конструкції: матеріал – Structural Steel, модуль Юнга $E = 200$ ГПа, коефіцієнт Пуассона $\nu = 0,3$, густина $\rho = 7850$ кг/м³, модуль об'ємної пружності $K = 166,7$ ГПа, модуль зсуву $G = 76,9$ ГПа.

Під час другого етапу виконано розрахунок на міцність. З цієї метою в модулі Structural Steel побудовано розрахункову сітку (рис. 2) і виконано розрахунок на статичну міцність (рис. 3).

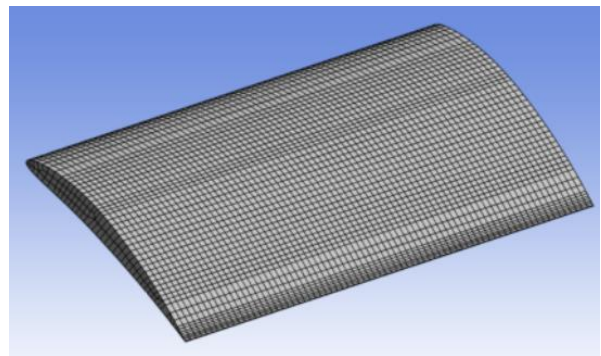


Рис. 2. Розрахункова сітка досліджуваної лопатки

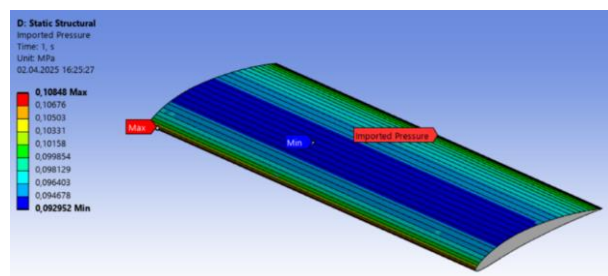


Рис.3. Візуалізація розподілення поля тиску для досліджуваної лопатки

На основі отриманих результатів на міцність в модуль Static Structural приєднано розрахунок Structural Optimization.

На рис. 4 зображено отриманий результат топологічної оптимізації лопатки компресора в модулі Static Structural. Параметр Retained Threshold (поріг збереження матеріалу) змінюється в залежності від рівня навантаження конструкції. В топологічній оптимізації кожному елементу розрахункової сітки деталі присвоюється значення щільності від 0 до 1, що

представляє наявність (1) або відсутність (0) матеріалу. Области деталі з низькими показниками рівня навантаження, алгоритм оптимізації яким присвоїв значення щільності від 0,0-0,4 можуть бути видалені, щоб зменшити вагу без втрати міцності. Области з пороговими значеннями 0,4-0,6 потребують подальшого аналізу, оскільки видалення матеріалу з цієї області може вплинути на характеристики міцності. Области зі значеннями 0,6-1 є критично важливими для забезпечення міцності деталі, тому ці частини досліджуваної конструкції мають залишатись без змін. Інструмент Topology Density Tracker дозволяє відстежити розподіл ділянок з різними значеннями навантаження по всій конструкції.

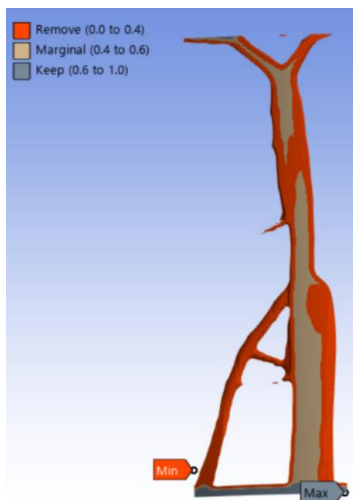


Рис. 4. Результат топологічної оптимізації лопатки компресора в модулі Static Structural

Однак отриманий результат є тільки основою для переробки моделі лопатки компресора. Наступним етапом роботи є розробка оновленої оптимізованої геометричної моделі лопатки компресора в модулі Geometry.

На основі отриманих результатів топологічної оптимізації побудовано внутрішню частину лопатки, зовнішня частина, яка важлива для аеродинамічних характеристик залишено в базовому вигляді, товщина зовнішньої частини складає 2мм (рис. 5).

Наступним етапом наукової роботи є оцінка зміни маси оптимізованої моделі лопатки компресора. З цією метою інструментами, які закладено в модулі Geometry, розраховано масу базового варіанту лопатки і оптимізованого. Застосування топологічної оптимізації дозволило зменшити масу лопатки компресора на 31,4%, при цьому отримана лопатка компресора має необхідний запас міцності, та ті ж самі аеродинамічні характеристики, як у базового варіанта лопатки компресора.

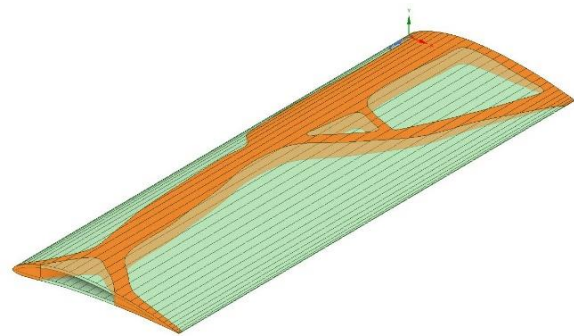


Рис.5. Розроблена форма лопатки компресора з урахуванням топологічної оптимізації

Висновки

В роботі проведено оцінку щодо мінімізації маси лопатки осьового компресора авіаційного двигуна шляхом топологічної оптимізації. Застосування методу топологічної оптимізації дозволило зменшити масу лопатки компресора на 31,4%, при цьому отримана лопатка компресора має необхідний запас міцності, та ті ж самі аеродинамічні характеристики, як у базового варіанта лопатки компресора.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **Антон Балалаєв, Катерина Балалаєва**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **Андрій Мельченко, Марина Пікуль**; постановка задачі – **Антон Балалаєв, Катерина Балалаєва**; побудова моделі та проведення моделювання – **Марина Пікуль, Антон Балалаєв, Андрій Мельченко**; оцінка результатів – **Марина Пікуль, Катерина Балалаєва**; формулювання висновків – **Марина Пікуль, Андрій Мельченко**.

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. Coroneos, R. M. *Structural analysis and optimization of a composite fan blade for future aircraft engine* [Text] / R. M. Coroneos, & R. S. R. Gorla // *Int. J. Turbo Jet-Engines*. – 2012. – Vol. 29, iss. 3. – P. 131-164. doi: 10.1515/tjj-2012-0024.
2. *Multidisciplinary design optimization for performance improvement of an axial flow fan using free-form deformation* [Text] / R. A. Adjei, C. Fan, W. Wang, & Y. Liu // *Journal of Turbomachinery*. – 2021. – Vol. 143, iss. 1. – 25 p. doi: 10.1115/1.4048793.
3. *Intercoupling aeroelastic stability topology optimization for the design of bend-twisted hollow blade in a turbomachinery cascade* [Text] / Y. Wang, S. Xu, Y. Zhou, & et al. // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. – 2023. – Vol. 66. – Article no. 212. doi: 10.1007/s00158-023-03660-3.
4. *Topology optimization method research on hollow wide-chord fan blade of a high-bypass turbofan engine* [Text] / J. Meng, L. F. Liao, D. Li, & et al. // *Procedia Engineering*. – 2015. – Vol. 99. – P. 1228-1233. doi: 10.1016/j.proeng.2014.12.652.
5. *Multidisciplinary design optimization of a low-noise and efficient next-generation aero-engine fan* [Text] / R. Jaron, A. Moreau, S. Guérin [et al.] // *Journal of Turbomachinery*. – 2022. – Vol. 144, iss. 1. – 11 p. doi: 10.1115/1.4051935.
6. *Barreau, V. Topological optimisation and 3D printing of a Bladed disc* [Text] / V. Barreau, E. Denimal, & L. Salles // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. – 2022. – Vol. 86069. – 12 p. doi: 10.1115/GT2022-78141.
7. *Exploring topology optimization for high pressure turbine blade tips* [Text] / L. Vincekovic, A. John, N. Qin, & S. Shahpar // *Journal of Turbomachinery*. – 2022. – Vol. 144, iss. 7. – 13 p. doi: 10.1115/1.4053917.
8. *Frequency topology optimization for fan blades considering stress stiffness and spin softening* [Text] / S. Xu, M. Wang, L. Mu, & Y. Zhou // *Proc. of ASME Turbo Expo*. – 2024. – 12 p. doi: 10.1115/GT2024-128970.

References

1. Coroneos, R. M., & Gorla, R. S. R. Structural analysis and optimization of a composite fan blade for future aircraft engine. *Int. J. Turbo Jet-Engines*, 2012, vol. 29, no. 3, pp.131-164. doi: 10.1515/tjj-2012-0024
2. Adjei, R. A., Fan, C., Wang, W., & Liu, Y. Multidisciplinary design optimization for performance improvement of an axial flow fan using free-form deformation. *Journal of Turbomachinery*, 2021, vol. 143, no. 1. 25 p. doi: 10.1115/1.4048793.
3. 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, article no. 212. doi: 10.1007/s00158-023-03660-3.
4. Meng, J., Liao, L. F., Li, D., Cao, Y., Yang, L. Y., & Chen, Y. Y. Topology optimization method research on hollow wide-chord fan blade of a high-bypass turbofan engine. *Procedia Engineering*, 2015, vol. 99, pp. 1228-1233. doi: 10.1016/j.proeng.2014.12.652.
5. Jaron, R., Moreau, A., Guérin, S., Enghardt, L., Lengyel-Kampmann, T., Otten, T., & Nicke, E.. Multidisciplinary design optimization of a low-noise and efficient next-generation aero-engine fan. *Journal of Turbomachinery*, 2022, vol. 144, no. 1. 11 p. doi: 10.1115/1.4051935.
6. Barreau, V., Denimal, E., & Salles, L. Topological optimisation and 3D printing of a Bladed disc. *In Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2022, vol. 86069. 12 p. doi: 10.1115/GT2022-78141.
7. Vincekovic, L., John, A., Qin, N., & Shahpar, S. Exploring topology optimization for high pressure turbine blade tips. *Journal of Turbomachinery*, 2022, vol. 144, no. 7. 13 p. doi: 10.1115/1.4053917.
8. Xu, S., Wang, M., Mu, L., & Zhou, Y. Frequency topology optimization for fan blades considering stress stiffness and spin softening. *Proc. of ASME Turbo Expo*, 2024. 12 p. doi: 10.1115/GT2024-128970.

Надійшла до редакції 16.06.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

TOPOLOGICAL OPTIMIZATION OF THE AXIAL COMPRESSOR BLADE OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE

Maryna Pikul, Kateryna Balalaieva, Anton Balalaiev,
Andrii Melchenko

The requirements for the efficiency, reliability, and environmental friendliness of technical systems in modern mechanical engineering are constantly increasing. The achievement of high mechanical and functional characteristics with minimal weight is an important task in the development of new engineering designs. **The subject of this study** is the topological optimization of an aircraft engine's axial compressor blade. **The study focuses on** the axial compressor blade of an aircraft gas turbine engine. The study assumed that the blade shape should be simplified, and the blade installation angles, chord, aerodynamic profile, and blade thickness along the entire height did not change. **This**

study aims to minimize the mass of the axial compressor blade of an aircraft engine by topological optimization. **Tasks:** to perform topological optimization of the compressor blade based on the results of aerodynamic calculations and strength; create a three-dimensional model of the compressor blade considering the results of topological optimization. The study was conducted using a numerical experiment in the Ansys Workbench Student software. When solving the problem, the CFD, FEM, Topology Optimization **methods** were used. **Results:** To conduct the study, we simulated streamlining within the first stage and performed strength calculations during the second stage. Topological optimization was performed based on the obtained strength results. Based on the topological optimization results, an updated compressor blade model was built. This study assesses the minimization of the axial compressor blade mass of an aircraft engine by topological optimization. The use of the topological optimization method made it possible to reduce the mass of the compressor blade by 31.4%, while the resulting compressor blade has the required safety margin and the same aerodynamic characteristics as the basic version of the compressor blade. **Scientific novelty and practical significance:** new data on the possibility of using topological optimization for axial compressor blades. The obtained research results can be used in further research on promising gas turbine engine compressors and fans.

Keywords: gas turbine engine; axial compressor; blade; topological optimization; numerical experiment; CFD; mass minimization; RANS.

Пікуль Марина Олександрівна – магістр, асп. каф. авіаційних двигунів, Державне некомерційне підприємство «Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Балалаєва Катерина Вікторівна – д-р техн. наук, проф., проф. каф. авіаційних двигунів, Державне некомерційне підприємство «Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Балалаєв Антон Валерійович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. прикладної механіки та інженерії матеріалів, Державне некомерційне підприємство «Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Мельченко Андрій Олегович – асп, каф. авіаційних двигунів, Державне некомерційне підприємство «Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Maryna Pikul – Master, PhD Student of the Department of Aviation Engines, State Non-Profit Enterprise “State University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv, Ukraine,
e-mail: pikulmarina9@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8201-5801.

Kateryna Balalaieva – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor at the Department of Aviation Engine, State Non-Profit Enterprise “State University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv, Ukraine,
e-mail: kiki_ua@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6495-3263.

Anton Balalaiev – PhD, Associate Professor, Associate Professor at the Department of Applied Mechanics and Materials Engineering, State Non-Profit Enterprise “State University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv, Ukraine,
e-mail: avbalalaiev@ukr.net, ORCID: 0000-0003-3603-4512.

Andrii Melchenko – PhD Student of the Department of Aircraft Engines, State Non-Profit Enterprise “State University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv, Ukraine,
e-mail: 3960950@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0009-0005-2639-5615.