

УДК 629.735.45

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup2.08

Б. А. ОВЧАРОВ

Національний аерокосмічний університет

"Харківський авіаційний інститут", Харків, Україна

МЕТОД ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ ФЕРМЕНОЇ КОМПОЗИТНОЇ ХВОСТОВОЇ БАЛКИ ФЮЗЕЛЯЖУ БАГАТОЦІЛЬОВОГО ЛЕГКОГО ВЕРТОЛЬОТА

Об'єктом дослідження є ферменна композитна хвостова балка фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота. **Предметом** дослідження виступає інтеграція методів CAD/CAM/CAE/PLM при проєктуванні ферменної композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота. **Метою роботи** є наукове обґрунтування методу інтегрованого проєктування ферменної композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота. **Завдання:** розробити метод інтегрованого проєктування ферменної композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота; сформулювати задачу топологічної оптимізації композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота. У роботі запропоновано **метод** інтегрованого проєктування ферменної композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота та представлено його наукове обґрунтування. Запропонований метод інтегрованого проєктування ферменної хвостової балки легкого вертольота базується на застосуванні інтегрованого інформаційного середовища CAD/CAE/CAM/PLM для проєктування та підтримки життєвого циклу вертольотів. Це середовище об'єднує різноманітні програмні засоби, які забезпечують повний цикл розробки, виробництва, експлуатації та обслуговування вертольотів. Такий підхід дозволяє значно підвищити ефективність роботи, зменшити витрати та забезпечити високу якість кінцевого продукту. Основою запропонованого методу є використання топологічної оптимізації та створення параметричної майстер-геометрії хвостової балки ферменної конструкції, проєктування композитного матеріалу та дослідження міцнісних і масових характеристик хвостової балки методами CAD/CAE. Метою топологічної оптимізації хвостової балки ферменної конструкції є мінімізація маси хвостової балки при застосуванні обмежень за міцністю. Напрямом подальших досліджень є апробація запропонованого методу інтегрованого проєктування ферменної композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота. **Наукова новизна та практична значимість отриманих результатів:** уперше запропоновано метод інтегрованого проєктування ферменної композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольота, який базується на застосуванні топологічної оптимізації та створення параметричної майстер-геометрії хвостової балки ферменної конструкції.

Ключові слова: метод; композит; ферма; хвостова балка; вертоліт; CAD/CAM/CAE/PLM; інтеграція; математичне моделювання.

Вступ

Однією з головних цілей світового вертольотобудування є створення конкурентної продукції широкого вибору з високою якістю. При цьому важливу роль відіграє застосування інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM, що дозволяють інтегрувати процеси проєктування, інженерного аналізу, підготовки виробництва та підтримання життєвого циклу вертольота.

У разі використання модулів CAD/CAE/CAM дослідники стикаються з проблемами передачі даних від модулів CAD до CAE /CAM. Можливі вирішення цих проблем розглянуто авторами у роботі [1]. У роботі [2] також розглядаються проблеми інтеграції

CAD/CAE. Автори пропонують метод глобальної інтерполяції на основі моделювання CAD. Результати розрахунків показують, що запропонований метод має низку переваг у порівнянні з методом кінцевих елементів. Взаємодія модулів CAD/CAE та CAE/CAD розглянуто в роботі [3]. Автори пропонують метод, який дозволяє змінювати геометричну модель CAD на основі аналізу в CAE, використовуючи метод кінцевих елементів.

В даний час моделювання характеристик елементів та деталей з композитних матеріалів приділяється багато уваги. У цьому питанні особлива увага приділяється інтеграції методів CAD/CAE/CAM. Так, наприклад, у роботі [4] автори пропонують метод інтеграції, який дозволяє на основі



[Creative Commons Attribution
NonCommercial 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/)

параметризації оптимізувати властивості та характеристики досліджуваної моделі.

Особливу роль інтеграція методів CAD/CAE/CAM має при проектуванні повітряного транспорту [5-8]. Наприклад, в роботі [5] авторами наведено особливості інтегрованого проектування конкурентоспроможних регіональних пасажирських літаків для внутрішніх і міжнародних авіаліній з можливістю експлуатації на аеродромах зі штучним покриттям і підготовлених ґрунтових злітно-посадкових смугах за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM. Інтеграція методів CAD/CAE використовується авторами роботи [6] для створення концепту гелікоптера, який би мав високі показники екологічності, при заданих параметрах зльотної смуги та параметрів міцності, надійності та ваги. Питання інтеграції методів моделювання для взаємодії систем гелікоптер – силова установка розглянуто в статті [7].

Оптимізація топології хвостових балок вертольотів має важливе значення для покращення структурних характеристик та зниження ваги. Дослідження [8] зосереджено на хвостовій балці гелікоптера Aérospatiale SA 315B Lama (рис. 1). Основна мета - досягти мінімальної податливості при різних навантаженнях при мінімізації ваги з використанням програмного забезпечення Inspire компанії Altair для моделювання. Представлені результати показують ефективність оптимізації топології у покращенні конструкції хвостової балки, балансуванні структурної цілісності та вагової ефективності.



Рис. 1. Гелікоптер Aérospatiale SA 315B Lama

Отже, питання інтеграції методів CAD/CAE/CAM при проектуванні повітряного транспорту є актуальною задачею. Однак, до теперішнього часу залишається не до кінця вивченим питання щодо створення методу інтегрованого проектування легких вертольотів, багато елементів яких виготовлено із композитних матеріалів.

Саме тому **метою роботи** є наукове обґрунтування методу інтегрованого проектування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту.

В рамках поставленої мети було вирішено наступні задачі:

- розробити метод інтегрованого проектування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту;
- сформулювати задачу топологічної оптимізації композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є ферменна композитна хвостова балка фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту.

Методологія проектування вертольотів ґрунтується на методі оптимального проектування з урахуванням інтегральних критеріїв якості вертольота та його вузлів. Вартість перевезень та забезпечення безпеки польотів – загально визнаним кількісним критерієм оцінки якості цивільних вертольотів.

З метою досягнення заданих значень критеріїв оцінки якості при проектуванні вертольота та його вузлів, каркаса планера виконуються такі вимоги:

- максимально можливе зменшення маси гелікоптера. Зниження маси – основний чинник, який впливає на можливість збільшити платне навантаження вертольота;
- максимально можливе збільшення терміну служби вертольота та його ресурсу за умови забезпечення надійності та безпеки польотів. Це дасть змогу знизити витрати на амортизацію, обслуговування та ремонт.

Таким чином, при проектуванні вертоліт повинен мати мінімальну масу, високий рівень надійності, конструкцію, що безпечно ушкоджується, із заданим ресурсом та з можливістю виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів, і збереженням достатньої залишкової міцності конструкції.

Результати

В роботі розроблено метод інтегрованого проектування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту. На рис. 2. представлена блок-схема розробленого методу інтегрованого проектування ферменої хвостової балки легкого вертольоту.

Запропонований метод інтегрованого проектування ферменої хвостової балки легкого вертольоту базується на застосуванні інтегрованого інформаційного середовища CAD/CAE/CAM/PLM для проектування та підтримки життєвого циклу вертольотів. Це середовище об'єднує різноманітні програмні засоби,



Рис. 2. Блок-схема методу інтегрованого проєктування ферменої хвостової балки легкого вертольоту

які забезпечують повний цикл розробки, виробництва, експлуатації та обслуговування вертольотів. Такий підхід дозволяє значно підвищити ефективність роботи, зменшити витрати та забезпечити високу якість кінцевого продукту.

Основними компонентами цього середовища є CAD/CAE/CAM/PLM системи. CAD-системи (Computer-Aided Design) забезпечують проєктування деталей, вузлів та конструкцій вертольоту, дозволя-

ють створювати тривимірні моделі, проводити перевірку їхньої сумісності та оптимізувати конструкцію для зменшення ваги та підвищення міцності.

CAE-системи (Computer-Aided Engineering) використовуються для інженерного аналізу та допомагають моделювати аеродинамічні характеристики, оцінювати міцність матеріалів та прогнозувати поведінку вертольоту в різних умовах експлуатації.

CAM-системи (Computer-Aided Manufacturing) відповідають за підготовку до виробництва, допомагають автоматизувати процеси створення технологічних карт, програмувати верстати з числовим програмним управлінням (ЧПУ) та контролювати якість вироблених деталей.

PLM-системи (Product Lifecycle Management) забезпечують управління всіма даними, пов'язаними з життєвим циклом продукту, об'єднують інформацію з CAD, CAE та CAM-систем, а також забезпечують зручний доступ до неї для всіх учасників проекту.

Інтеграція цих компонентів дозволяє створити єдине інформаційне середовище, яке забезпечує прозорість процесів (усі етапи розробки та виробництва відслідковуються в реальному часі), швидкість ухвалення рішень (доступ до актуальних даних дає змогу швидко вносити зміни та коригувати проект), високу якість продукції.

Крім того, таке середовище сприяє покращенню комунікації між інженерами, дизайнерами, виробниками та експлуатаційним персоналом. Це особливо важливо для проектів, що включають команди з різних регіонів та країн, часів військового стану, відключення електроенергії (можливість працювати у зручний час), пандемії (можливість працювати дистанційно).

Використання інтегрованого інформаційного середовища в авіаційній галузі стає не лише конкурентною перевагою, але й необхідністю для забезпечення ефективності та сталого розвитку. Завдяки впровадженню CAD/CAE/CAM/PLM-систем можна досягти високого рівня автоматизації, знизити кількість помилок та забезпечити адаптивність до змінних вимог ринку.

Представлений метод інтегрованого проектування ферменої хвостової балки легкого вертольоту передбачає моделювання ферменої конструкції хвостової балки вертольоту із композитних матеріалів, яке проводиться в блоці алгоритму «Розробка параметричної майстер-геометрії хвостової балки» і включає декілька етапів:

- Вибір концепції топології ферменої структури композиційної ХБ;
- Проектування композиційного матеріалу;
- Вибір параметрів стрижнів ферменої композиційної ХБ;
- Вибір параметрів та типу вузлів кріплення ферми.

Хвостова балка (ХБ) – одна з найбільш складних частин в розробці вертольоту. Розробка параметричної майстер-геометрії хвостової балки дозволить будувати безліч моделей майстер-геометрії хвостової балки легкого вертольоту із заданими вхідними

даними. Застосування параметризації під час розробки майстер-геометрії хвостової балки дозволить за короткий час змінювати розміри, форму та інші характеристики хвостової балки для досягнення заданих умов міцності та мінімізації ваги конструкції.

Запропонований метод проектування ХБ легкого вертольоту передбачає певний перелік параметрів, які варіюються. Параметри закладаються під час поетапного створення параметричної моделі.

На першому етапі розробки моделі хвостової балки вертольоту «Вибір концепції топології структури ферми композиційної ХБ» необхідно визначитися зі схемою конструкції ферми. Фермові конструкції руйнуються зазвичай з двох причин: напруження в стрижні перевищують максимально допустимі значення; стиснений стрижень втрачає стійкість.

Наступним етапом розробки параметричної майстер-геометрії хвостової балки легкого вертольоту є проектування композиційного матеріалу.

Програмне середовище Ansys Workbench Material Designer дозволяє спроектувати матеріал для проведення подальших досліджень конструкції.

Чисельне моделювання композитних структур є складним через відмінності у задіяних масштабах довжини. Наприклад, діаметр волокна композитного матеріалу ферменої хвостової балки легкого вертольоту становить кілька мікрометрів, тоді як довжина балки становить 5 метрів. Різниця в масштабі становить приблизно шість порядків. Для важких транспортних літаків різниця масштабу збільшується.

Хоча метод кінцевих елементів можна використовувати для моделювання структурної механіки цієї системи (моделюючи всі масштаби довжини), це непрактично. Кількість необхідних елементів буде астрономічно великою, і обчислення рішення методом кінцевих елементів буде досить складним.

Стандартний підхід для усунення проблеми масштабу в кінцево-елементному аналізі для композитних матеріалів — це метод гомогенізації. Властивості матеріалу для композитного матеріалу усереднюються, а не моделюються складна мікроструктура. При гомогенізованих даних матеріалу структури потрібно моделювати лише в макроскопічному масштабі, що робить композитне моделювання значно менш витратним в обчислювальному відношенні [9].

Найпростіший спосіб виконати гомогенізацію – використовувати аналітичний підхід: правила змішування чи гомогенізацію середнього поля [10]. Модуль Ansys Material Designer дозволяє виконувати аналітичну гомогенізацію для коротких волокон або використовувати точніший підхід – кінцево-елементний аналіз мікромасштабної структури матеріалу, який є підходом, реалізованим у Material Designer у всіх інших випадках.

Також слід зазначити, що існує зворотний процес, який називається неоднорідністю або локалізацією (рис. 3).



Рис. 3. Зв'язок гомогенізації та дегомогенізації [9]

Щоб дослідити, чому структура руйнується у певному місці, аналіз зміщується з макроскопічного на мікроскопічний масштаб. На тоншому рівні визначається причина руйнування.

Якщо обидві шкали довжини пов'язані у чисельному моделюванні, це називається багатомасштабним моделюванням.

Найпоширеніший підхід часто називають FE2, оскільки для кожної точки інтеграції макроскопічного кінцево-елементного моделювання існує окреме мікроскопічне кінцево-елементне моделювання [11]. У цілому нині, багатомасштабне моделювання дуже затратно в обчислювальному відношенні і його слід уникати (якщо це можливо). Натомість Material Designer дозволяє виконати один обчислювально-затратний крок попередньої обробки, який призводить до змінних, що характеризують гомогенізацію матеріалу і дозволяє виконати макроскопічне моделювання, яке значно менш витратне з точки зору обчислень.

Дотримуючись цього підходу, у модулі Material Designer можна обчислювати гомогенізовані лінійні пружні та теплові властивості матеріалу. Як бета-функція Material Designer також може обчислювати криві напруження-деформація для мікроструктур з нелінійними складовими матеріалами. У всіх описаних підходах до моделювання є припущення про розподіл масштабів. Мікромасштабні структури повинні бути значно меншими за макромасштабні [12].

Наступним етапом розробки параметричної майстер-геометрії хвостової балки легкого вертольоту є вибір параметрів стрижнів ферменої композиційної ХБ. У якості таких параметрів передбачається форма перерізу стрижня, товщина стінки стрижня, довжина та діаметр стрижня. Всі ці параметри можуть змінюватися під час дослідження моделі хвостової балки.

Наступним етапом є вибір параметрів та типу вузлів кріплення ферми.

Розробка моделі вузлів кріплення ферми передбачає два етапи розрахунку. На першому етапі вузли кріплення приймаються ідеально сферичними шарнірами за принципом побудови ферменої конструкції (ідеалізоване місце кріплення).

Після аналізу силової конструкції та топологічної оптимізації ХБ відбувається другий етап розробки вузлів кріплення. На цьому етапі вузли кріплення повністю моделюються у вигляді тривимірних моделей у відповідності до конструктивного рішення реальних шарнірів.

Після визначення топології ферми, параметрів для стрижнів та вузлів кріплення, майстер-геометрія хвостової балки створюється в модулі Geometry Ansys або в іншому CAD середовищі, після чого імпортується в Ansys Workbench, автоматично створюючи модуль Geometry з всіма даними геометрії, наступним кроком є створення параметризації в модулі Geometry. Для цього більш підходить підмодуль SpaceClaim.

Отже, за результатом виконання блоку маємо параметричну майстер-геометрію ХБ з наступними параметрами, значення яких можна змінювати:

- довжина повздовжнього елемента ферменої конструкції;
 - кількість повздовжніх елементів ферменої конструкції;
 - кількість поперечних елементів;
 - діаметр ланки;
 - товщина стінки ланки (кількість шарів матеріалу);
 - тип матеріалу матриці;
 - тип матеріалу заповнювача;
 - товщина тканини;
 - кут викладки тканини;
 - діаметр волокна;
 - об'ємна частка волокон до загального об'єму матеріалу;
 - об'ємна частка пряжі до загального об'єму матеріалу;
 - відступ між пряжею (основи та утка);
- Варіювання значеннями параметрами міцності розрахованого КМ:

- густина;
- модулі пружності першого роду за осями ортотропії КМ;
- модулі пружності другого роду за осями ортотропії КМ;
- коефіцієнти Пуансона за осями ортотропії КМ.

Для подальшого розрахунку характеристик ферменої композитної хвостової балки вертольоту необхідно виконати розробку скінченно-елементної моделі хвостової балки, яка реалізована в блоці «Розробка скінченно-елементної моделі хвостової балки».

Взагалі, в залежності від поставленої мети дослідження, скінченно-елементна модель хвостової балки може будуватися в різних модулях Ansys Workbench або в інших спеціалізованих програмних

середовищах. Запропонований метод включає в себе розрахунок та аналіз міцнісних характеристик. Для розрахунку міцнісних характеристик в Ansys Workbench застосовують модуль Static Structural. Тому, скінченно-елементна модель хвостової балки будується у модулі Ansys Static Structural. З цією метою дані розробленої параметричної майстер-геометрії (дані з модуля Geometry, Material Designer та ACP (Pre)) передаються до модуля Ansys Static Structural (рис. 4).

Дані тривимірних моделей вузлів кріплення, які розробляються в окремому модулі Mechanical model, також передаються для подальшого дослідження суцільної конструкції ХБ в модулі Static Structural.

Блок «Розрахунок та аналіз міцнісних характеристик ХБ» включає в себе вибір розрахункової схеми навантажень ХБ та розрахунок та аналіз загального напружено-деформованого стану (НДС) моделі ХБ.

Забезпечення вимог міцності є надзвичайно важливим завданням, тому воно регламентується обов'язковими нормами льотної придатності, які слугують нормами міцності для вертольотів. Ці норми встановлюють основні вимоги до розрахункових та експериментальних робіт із забезпечення міцності, визначають обсяги необхідних робіт, умови навантаження, а також містять рекомендації щодо визначення величин навантажень.

Ферменна композитна хвостова балка є одним із важливих вузлів конструкції вертольота, що забезпечує стійкість, керованість та загальну аеродинамічну

ефективність апарата. Її оптимізація є багатокритеріальною задачею, яка передбачає баланс між вагою та міцністю. Ці параметри впливають на льотні характеристики, експлуатаційні витрати та безпеку вертольота.

В запропонованому алгоритмі методу інтегрованого проєктування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту наступним є блок «Розрахунок маси ХБ ферменої конструкції».

Початок аналізу ґрунтується на оцінці відносної маси ХБ відомих аналогів. На основі цієї оцінки розраховується початкова маса ХБ проєктованого вертольота.

Мінімізація маси хвостової балки вертольота є важливою через низку причин, які впливають на ефективність, безпеку та економічність експлуатації легкого вертольота. Зменшення маси хвостової балки знижує загальну масу вертольота, що підвищує його маневреність, полегшує керованість і збільшує дальність польоту, дозволить зменшити витрату палива, збільшити корисне навантаження вертольота. Також мінімізація маси хвостової балки вертольота дозволить зменшити навантаження на інші елементи вертольота, знизити інерційні сили та динамічні навантаження, що сприяє зменшенню рівня вібрацій і покращує комфорт під час польоту.

Мінімізацію маси хвостової балки вертольота можна досягнути за рахунок вибору раціональних параметрів ферменої конструкції та застосуванню композитних матеріалів.

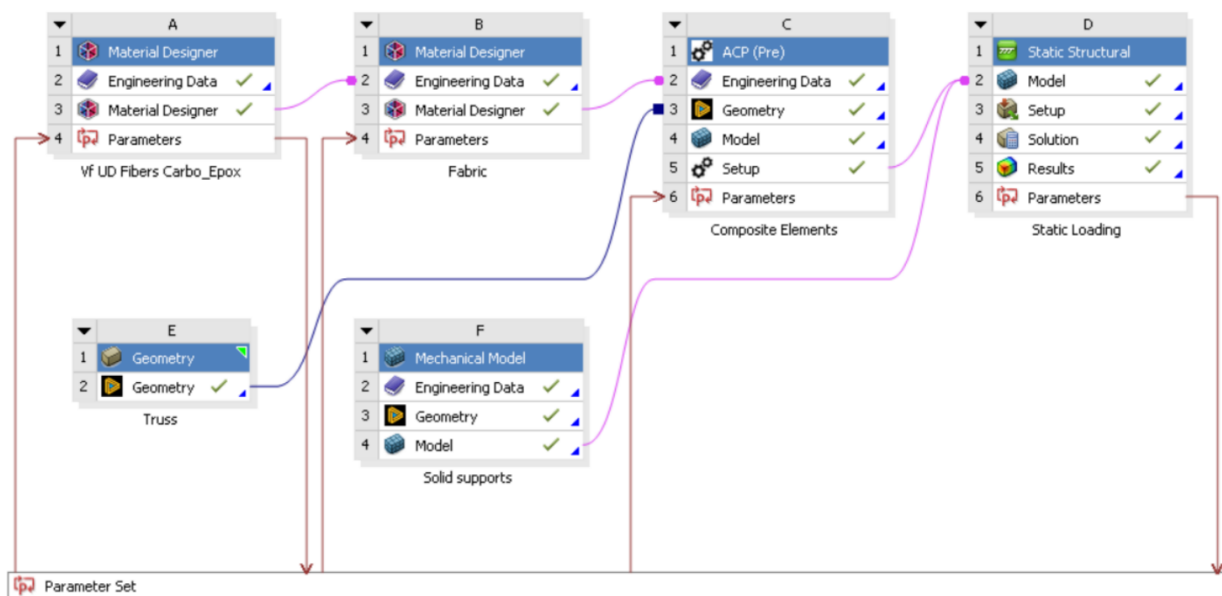


Рис. 4. Архітектура проєкту в Ansys Workbench для дослідження міцнісних характеристик ферменої композиційної балки

З метою мінімізації конструкції ферменої композитної балки в запропонованому методі пропонується використання топологічної оптимізації, яка реалізована як окремий модуль в Ansys Workbench – Structural optimization.

Топологічна оптимізація - це метод, який дозволяє визначити найкраще розподілення матеріалу всередині заданого проєктного простору для досягнення певної мети при застосуванні певних обмежень [13-14].

Процес топологічної оптимізації реалізується в Ansys Workbench, за схемою проєкту як показано на рис. 5.

Для проведення топологічної оптимізації початкова геометрична модель хвостової балки представляється як об'єм простору, яку займає конструкція ХБ у вигляді суцільної твердотільної моделі у модулі Geometry. Далі модель ХБ навантажується зосередженими та розподіленими зовнішніми силовими факторами в модулі Static Structural. Подальшим кроком є додавання модулю Structural Optimization, де накладаються умови щодо топологічної оптимізації. Параметри оптимізованої геометричної моделі ХБ передаються до нового модуля Static Structural з метою перевірного розрахунку на міцність.

В даному випадку метою є мінімізація маси хвостової балки при застосуванні обмежень по міцності. В якості обмежень за міцністю задається максимально допустимий відсоток зменшення маси, запас міцності при заданому максимально допустимому напруженні.

Математична постановка задачі топологічної оптимізації запишеться в наступному вигляді:

Після урахування всіх обмежень, задача топологічної оптимізації композитної хвостової балки легкого вертольота запишеться наступним чином:

$$\begin{aligned} \min_{\rho(x,y,z)} m &= \rho_0 \int_V \rho(x,y,z) dV = \\ &= \rho_0 \int_{x_0}^{x_1} \int_{y_0}^{y_1} \int_{z_0}^{z_1} \rho(x,y,z) dx dy dz. \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \text{При обмеженнях: } K(\rho)u &= F, \\ E(x,y,z) &= E_0 \rho(x,y,z)^P, \\ 0 &\leq \rho(x,y,z) \leq 1, \\ \sigma_{\max} &\leq \sigma_{\text{доп.}}, \\ f &\geq 1,5, \end{aligned} \quad (2)$$

де m - маса ферменої композиційної хвостової балки легкого вертольота; ρ_0 - густина композиційного матеріалу; $\rho(x,y,z)$ - відносна густина матеріалу в точці (x,y,z) ; V - об'єм конструкції хвостової балки, який піддається топологічній оптимізації, границі конструкції хвостової балки $x_0 \leq x \leq x_1$, $y_0 \leq y \leq y_1$, $z_0 \leq z \leq z_1$; $K(\rho)$ - глобальна матриця жорсткості, яка залежить від розподілення густини матеріалу ρ ; u - вектор переміщення вузлів; F - вектор зовнішніх сил; $E(x,y,z)$ - модуль пружності матеріалу в точці (x,y,z) ; E_0 - модуль пружності матеріалу при повній густині; $\sigma_{\max}$ - максимальне значення нормального напруження; $\sigma_{\text{доп.}}$ - допустиме значення нормального напруження; P - штрафний коефіцієнт (зазвичай $P=3$); f - коефіцієнт безпеки.

Блок «Чи задовольняє конструкція умовам міцності при забезпеченні умови мінімізації маси?» має на меті визначити, чи відповідає розроблена конструкція заданим критеріям міцності, одночасно забезпечуючи оптимальне співвідношення між її міцністю та мінімально можливою масою. Необхідно провести аналіз отриманих результатів і визначити чи виконуються наступні умови:

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{розра}} &\leq [\sigma_{\text{доп}}]; \\ \epsilon_{\text{розра}} &\leq [\epsilon_{\text{доп}}]; \\ \Delta l_{\text{розра}} &\approx [\Delta l_{\text{доп}}]; \\ m_{\text{розра}} &< m_{\text{поч.}}, \\ f &\geq 1,5, \end{aligned} \quad (3)$$

де $\sigma_{\text{розра}}$ - розрахункове значення нормального напруження; $\sigma_{\text{доп.}}$ - допустиме значення нормального напруження; $\epsilon_{\text{розра}}$ - розрахункове значення відносної деформації; $\epsilon_{\text{доп.}}$ - допустиме значення відносної деформації; $\Delta l_{\text{розра}}$ - розрахункове значення лінійного подов-

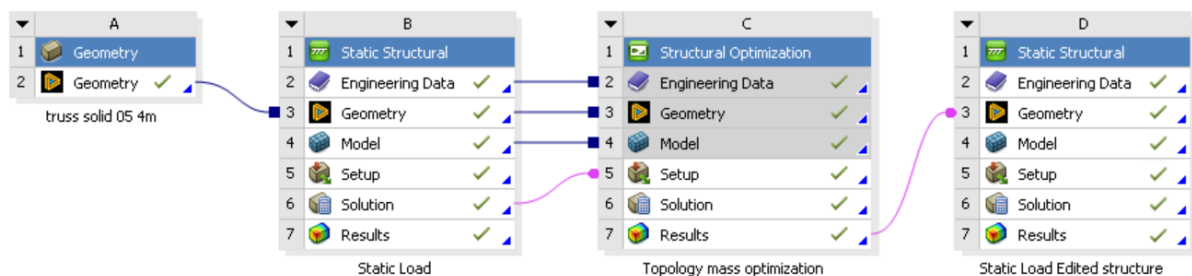


Рис. 5. Архітектура проєкту в Ansys Workbench для топологічної оптимізації ферменої композиційної балки

ження конструкції хвостової балки; $\Delta l_{\text{доп}}$ – гранично допустиме значення лінійного подовження конструкції хвостової балки; $m_{\text{розр}}$ – розрахункова маса хвостової балки вертольота; $m_{\text{поч}}$ – початкова маса хвостової балки вертольота, яка розрахована на основі даних прототипів.

Висновки

В роботі запропоновано метод інтегрованого проектування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту та представлено його наукове обґрунтування.

Запропонований метод інтегрованого проектування ферменої хвостової балки легкого вертольоту базується на застосуванні інтегрованого інформаційного середовища CAD/CAE/CAM/PLM для проектування та підтримки життєвого циклу вертольотів. Це середовище об'єднує різноманітні програмні засоби, які забезпечують повний цикл розробки, виробництва, експлуатації та обслуговування вертольотів. Такий підхід дозволяє значно підвищити ефективність роботи, зменшити витрати та забезпечити високу якість кінцевого продукту.

Основою запропонованого методу є використання топологічної оптимізації та створення параметричної майстер-геометрії хвостової балки ферменої конструкції, проектування композитного матеріалу та дослідження міцнісних та масових характеристик хвостової балки методами CAD/CAE. Метою топологічної оптимізації хвостової балки ферменої конструкції є мінімізація маси хвостової балки при застосуванні обмежень по міцності.

Напрямом подальших досліджень є апробація запропонованого методу інтегрованого проектування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжу багатоцільового легкого вертольоту.

Конфлікт інтересів

Автор 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.

Наявність даних

Рукопис немає супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автор підтверджує, що він не використовував технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

Подяка

Автор висловлює подяку науковому керівнику доктору технічних наук, професору Малкову Ігорю Владиславовичу.

Автор прочитав та погодився з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Bianconi, F. *Interoperability among CAD/CAM/CAE systems: a review of current research trends [Text]* / F. Bianconi, P. Conti, & Di Angelo // *Geometric Modeling and Imaging-New Trends*. – 2006. – P.82-89. doi: 10.1109/GMAI.2006.30.
2. Provatidis, C. G. *A review on attempts towards CAD/CAE integration using macroelements [Text]* / C. G. Provatidis // *Computational Research*. – 2013. – Vol. 1. – P. 61-84. doi: 10.13189/cr.2013.010302.
3. Louhichi, B. *CAD/CAE integration: updating the CAD model after a FEM analysis [Text]* / B. Louhichi, G. N. Abenhaim, & A. S. Tahan // *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. – 2015. – Vol. 76. – P. 391-400. doi: 10.1007/s00170-014-6248-y.
4. *CAD-CAE Integration for Composite Laminate Design Optimization [Text]* / Z. Wu, W. Liu, X. Wu [et al.] // *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*. – 2015. – Vol. 4(4) – P. 373-383. doi: 10.18178/ijmerr.4.4.373-383.
5. *Особливості інтегрованого проектування регіональних пасажирських літаків [Текст]* / О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, О. Д. Донець [та ін.] // *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології*. – 2019. – № 86. – С. 37-60. doi: 10.32620/oikit.2019.86.03.
6. *Conceptual design and optimization of a sustainable and environmentally friendly archetypal helicopter within the selection criteria and limitations [Text]* / E. Gunaltılı, S. Ekici, A. Kalkan [et al.] // *Heliyon*. – 2023. – Vol. 9(6). – P. 1-28. doi: 10.1016/j.heliyon.2023.e17369.
7. Ali, F. *An integrated methodology to assess the operational and environmental performance of a conceptual regenerative helicopter [Text]* / F. Ali, I. Goulos, & V. Pachidis // *The Aeronautical Journal*. – 2015. – Vol. 119(1211). – P. 67-90. doi: 10.1017/S0001924000010253.

8. Lingaraj, G. *Topology Optimization of Tail Boom of Helicopters [Text]* / G. Lingaraj, M. Vijay, & M. Sivaramraj // *In International Conference on Advances in Aerospace and Navigation Systems*, Springer, Cham. – 2025. – P. 233-243. doi: 10.1007/978-3-031-76937-5_26.

9. *Material Designer User's Guide [Text]* / Ansys, 2024. – 124 p.

10. *Comparative review study on elastic properties modeling for unidirectional composite materials [Text]* / R. Younes, A. Hallal, F. Fardoun, & F. H. Chehade // *Composites and Their Properties*. – 2012. – Ch. XX. – P. 1-18. doi: 10.5772/50362.

11. Kouznetsova, V. *Computational Homogenization for the Multi-Scale Analysis of Multi-Phase Materials [Text]* : PhD thesis of Mechanical Engineering: Eindhoven: Technische Universiteit Eindhoven. - 2002. – 135 p. doi: 10.6100/IR560009.

12. Geers, M. *Multi-scale computational homogenization: trends and challenges [Text]* / M. Geers, V. Kouznetsova, & W. Brekelmans // *Journal of Computational and Applied Mathematics*. – 2010. – Vol. 234, iss. 7. – P. 2175-2182. doi: 10.1016/j.cam.2009.08.077.

13. Reintjes, C. *Algorithm-Driven Truss Topology Optimization for Additive Manufacturing [Text]* / C. Reintjes. – Dielheim: Springer Fachmedien Wiesbaden. – 2022. – 201 p. doi: 10.1007/978-3-658-36211-9.

14. Kale, I. R. *Optimization Methods for Structural Engineering [Text]* / I. R. Kale, & A. Sadollah. – Singapore: Springer Singapore. – 2023. – 225 p. doi: 10.1007/978-981-99-2378-6.

References

1. Bianconi, F., Conti, P., Di & Angelo, L. Interoperability among CAD/CAM/CAE systems: a review of current research trends. *Geometric Modeling and Imaging-New Trends*, 2006, pp. 82-89. doi: 10.1109/GMAI.2006.30.

2. Provatidis, C. G. A review on attempts towards CAD/CAE integration using macroelements. *Computational Research*, 2013, vol. 1, pp. 61-84. doi: 10.13189/cr.2013.010302.

3. Louhichi, B., Abenhaim, G. N., & Tahan, A. S. CAD/CAE integration: updating the CAD model after a FEM analysis. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2015, vol. 76, pp. 391-400. doi: 10.1007/s00170-014-6248-y.

4. Wu, Z., Liu, W., Wu, X., Liu, Q., & Huang, Z. CAD-CAE Integration for Composite Laminate Design Optimization. *International Journal of Mechanical*

Engineering and Robotics Research, 2015, vol. 4(4), pp. 373-383. doi: 10.18178/ijmerr.4.4.373-383.

5. Hrebenikov O. H., Humennyi A. M., Donets O. D., Trubaiev, S. V., & Chumak, A. S. Osoblyvosti intehrovanoho proektuvannia rehionalnykh pasazhyrskykh litakiv [Features of Integrated Design of Regional Passenger Aircraft]. *Open Information and Computer Integrated Technologies*, 2019, vol. 86, pp. 37-60. DOI: 10.32620/oikit.2019.86.03. (In Ukrainian).

6. Gunaltili, E., Ekici, S., Kalkan, A., Gocmen, F. E., Kale, U., Yilmazoglu, Z., & Karakoc, T. H. Conceptual design and optimization of a sustainable and environmentally friendly archetypal helicopter within the selection criteria and limitations. *Heliyon*, 2023, vol. 9(6), pp. 1-28. doi: 10.1016/j.heliyon.2023.e17369.

7. Ali, F., Goulos, I., & Pachidis, V. An integrated methodology to assess the operational and environmental performance of a conceptual regenerative helicopter. *The Aeronautical Journal*, 2015, vol. 119 (1211), pp. 67-90. doi: 10.1017/S0001924000010253.

8. Lingaraj, G., Vijay, M., & Sivaramraj, M. Topology Optimization of Tail Boom of Helicopters. *In International Conference on Advances in Aerospace and Navigation Systems*, Springer, Cham, 2025, pp. 233-243. doi: 10.1007/978-3-031-76937-5_26.

9. *Material Designer User's Guide*. Ansys, 2024. 124 p.

10. Younes, R., Hallal, A., Fardoun, F., & Chehade, F. H. Comparative review study on elastic properties modeling for unidirectional composite materials. *Composites and Their Properties*, 2012, Ch. XX, pp. 1-18. doi: 10.5772/50362.

11. Kouznetsova, V. *Computational Homogenization for the Multi-Scale Analysis of Multi-Phase Materials: PhD thesis of Mechanical Engineering*: Eindhoven: Technische Universiteit Eindhoven, 2002. 135 p. doi: 10.6100/IR560009.

12. Geers, M., Kouznetsova, V., Brekelmans, W. Multi-scale computational homogenization: trends and challenges. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2010, vol. 234, iss. 7, pp. 2175-2182. doi: 10.1016/j.cam.2009.08.077.

13. Reintjes C. *Algorithm-Driven Truss Topology Optimization for Additive Manufacturing*. Springer Fachmedien Wiesbaden, 2022. 201 p. doi: 10.1007/978-3-658-36211-9.

14. Kale I. R., Sadollah A. *Optimization Methods for Structural Engineering*. Springer Singapore, 2023. 225 p. doi: 10.1007/978-981-99-2378-6.

METHOD OF INTEGRATED DESIGN OF TRUSS COMPOSITE TAIL BEAM OF THE FUSELAGE OF A MULTIPURPOSE LIGHT HELICOPTER

Bohdan Ovcharov

The **object** of the study is a truss composite tail beam of the fuselage a multipurpose light helicopter. The **subject** of this study is the integration of CAD/CAM/CAE/PLM methods in the design of a truss composite tail beam of the fuselage multipurpose light helicopter. This study **aims** to scientifically substantiate the integrated design method of a composite truss tail beam of the fuselage of a multi-purpose light helicopter. **Task**: to develop an integrated design method for a truss composite tail beam of the fuselage of a multipurpose light helicopter, and to formulate the topological optimization problem of a composite tail beam of the fuselage of a multipurpose light helicopter. This study proposes an integrated design **method** for a truss composite tail beam of the fuselage of a multipurpose light helicopter and presents its scientific justification. The proposed method for the integrated design of a truss composite tail beam of the fuselage of a light helicopter is based on the use of an integrated CAD/CAE/CAM/PLM information environment for designing and maintaining the life cycle of helicopters. This environment integrates various software tools that encompass the full cycle of helicopter development, production, operation, and maintenance. This approach significantly increases work efficiency, reduces costs, and ensures the high quality of the final product. The proposed method uses topological optimization and creates a parametric master geometry of the tail beam of the truss structure, a composite material is designed, and the strength and mass characteristics of the tail beam are studied using CAD/CAE methods. The purpose of the topological optimization of the tail truss beam is to minimize the tail beam mass when applying strength constraints. Further research should test the proposed method of integrated design of the truss composite tail beam of the fuselage of a multipurpose light helicopter. **Scientific novelty and practical significance of the obtained results**: for the first time, a method of integrated design of the truss composite tail beam of the fuselage of a multipurpose light helicopter is proposed based on the use of topological optimization and creation of parametric master geometry of the truss structure's tail beam.

Keywords: method; composite; truss; beam; helicopter; CAD/CAM/CAE/PLM; integration; mathematical modeling.

Овчаров Богдан Анатолійович – асп., Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Bohdan Ovcharov – PhD Student, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine,
e-mail: b.a.ovcharov@khai.edu_ ORCID: 0009-0005-7428-9884.