

ВІДГУК

офіційного опонента на дисертаційну роботу

Гевка Богдана Андрійовича

на тему «Модель зовнішніх навантажень на пружне крило літака транспортної

категорії при польоті в неспокійному повітрі»,

представлену на здобуття ступеня доктора філософії

в галузі знань 13 – Механічна інженерія

за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Актуальність теми дисертації.

Розрахунок зовнішніх навантажень є однією з найбільш актуальних задач створення сучасних літаків. Точність розрахунку зовнішніх навантажень визначає технічний рівень літака, можливість створення високоефективної і оптимальної з точки зору ваги та ресурсу конструкції. З іншого боку нові методи визначення навантажень покликані зменшити витрати фінансів та часу на експериментальні та розрахункові дослідження. Цієї мети можна досягти завдяки розробці та впровадженню нових інформаційних технологій для виконання досліджень та обробки їх результатів. Нові методи та моделі повинні мати точність розрахунку, яка співставна з точністю фізичного експерименту.

Проведений здобувачем аналіз методів визначення навантажень літака при польоті в неспокійній атмосфері демонструє характерні недоліки існуючих статистичних, експериментальних та чисельних методів. З огляду на вищезазначене, можна стверджувати, що для знаходження оптимального алгоритму оцінки зовнішнього навантаження конструкції літака від поривів неспокійного повітря потрібно виявити відповідності впливу зовнішніх факторів та реакції конструкції на навантаження, а також порівняти результати натурних та модельних експериментів з теоретичними розрахунками та переконатися, що запропоновані алгоритми і процедури забезпечують прийнятну точність за існуючими вимогами до розрахунків. Таким чином, робота Гевка Б.А., яка присвячена розробці моделі зовнішніх навантажень на пружне крило літака транспортної категорії при польоті в неспокійному повітрі є важливою та актуальною.

Оцінка обґрунтованості наукових результатів дисертації, їх достовірності та новизни.

Представлені в роботі результати досліджень є інформаційною базою, якою оперує дисертант та достовірно обґрунтовує наукові положення, висновки і рекомендації. Достовірність і обґрунтованість наукових результатів забезпечується використанням в якості вихідних даних – даних про реальну конструкцію зразків авіаційної техніки, використанням перевірених методів теоретичних досліджень, математичного моделювання і порівняння з результатами натурних наземних та льотних випробувань. Для отримання математичної моделі крила у роботі використані чисельні панельні методи аеродинаміки та лінійна інженерна теорія вигину й кручення балок змінної жорсткості, що використовує гіпотезу плоских перетинів.

Наукова новизна дисертаційного дослідження полягає в наступному:

1. Проведено порівняльний аналіз методів ДНВ та IMAD, що використовуються для визначення навантажень на крило літака при польоті в неспокійному повітрі.
2. Проведено порівняльний аналіз панельних аеродинамічних методів та визначено їх вплив на навантаження крила транспортного літака при польоті в неспокійному повітрі.
3. Запропоновано комп'ютерно-інтегровану технологію розрахунку динамічних навантажень на крило великого подовження, що використовує комплексну математичну модель пружного літака на базі балкових масово-інерційних моделей конструкції та панельних аеродинамічних методів.
4. Розроблено комплексну математичну модель зовнішніх навантажень літака при польоті в неспокійному повітрі, що враховує масові, пружні та аеродинамічні характеристики літака і параметри поривів повітря. Сформована модель навантажень дозволяє підняти точність розрахунків до 2,5%.
5. Визначено вплив зовнішніх факторів на навантаження та динамічну реакцію літака транспортної категорії, при використанні запропонованої моделі навантажень, у відповідності до його пружної моделі та параметрів зовнішніх факторів.

Результати дисертаційної роботи пройшли апробацію та впроваджені на ДП «АНТОНОВ» при проектуванні літака АН-178, що підтверджено відповідним Актом. Відповідно, запропонований здобувачем метод доведений до практичного інженерного використання, що також підтверджує достатньо високий ступінь обґрунтованості наукових положень і висновків роботи.

Отже, в дисертаційній роботі виконано повністю наукове завдання розробки моделі зовнішніх навантажень, на крило літака при польоті в неспокійному повітрі, здобувач повною мірою оволодів методологією наукової діяльності.

Оцінка змісту дисертації, її завершеність та дотримання принципів академічної доброчесності.

За своїм змістом дисертаційна робота здобувача Гевка Б.А. повністю відповідає Стандарту вищої освіти зі спеціальності 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка та напрямкам досліджень відповідно до освітньої програми Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Дисертаційна робота є завершеною науковою працею і свідчить про наявність особистого внеску здобувача у науковий напрям аеропружності авіаційних конструкцій.

Розглянувши звіт подібності за результатами перевірки дисертаційної роботи на текстові співпадіння, можна зробити висновок, що дисертаційна робота Гевка Богдана Андрійовича є результатом самостійних досліджень здобувача і не містить елементів фальсифікації, компіляції, фабрикації, плагіату та запозичень. Використані ідеї, результати і тексти інших авторів мають належні посилання на відповідне джерело.

Мова та стиль викладення результатів

Дисертаційна робота написана державною мовою. Викладення матеріалу можна охарактеризувати логічністю подання на фактологічному і змістовному рівнях. Доступність викладення забезпечується застосуванням пояснень у фрагментах роботи, які стосуються математичних та експериментальних методів досліджень. Дисертація написана науковим стилем мовлення, в тексті застосовуються загальноприйнятні терміни і скорочення, усі специфічні скорочення мають пояснення.

Дисертація складається з вступу, чотирьох розділів, висновків, переліку посилань та додатків. Загальний обсяг дисертації – 180 сторінок.

У **вступі** подана загальна характеристика дисертації, наведено актуальність теми, мету дослідження, перелічено задачі, які необхідно вирішити для досягнення мети, відзначені об'єкт і предмет дослідження, наукова новизна, практичне значення отриманих результатів, особистий внесок здобувача. Наведено перелік заходів, на яких проводилась апробація матеріалів дисертації, також зазначено структуру та обсяг дисертації.

У **першому розділі** розглянуто види поривів неспокійного повітря, що використовуються при моделюванні навантаження конструкції літака та основні допущення, які використовуються для спрощення обчислень. Визначено загальний порядок розрахунку навантажень на літак при польоті в неспокійному повітрі, що полягає у побудові пружно-масової моделі літака; виконанню модального аналізу конструкції; побудові аеродинамічної моделі ЛА та визначенні аеродинамічних коефіцієнтів, сил та моментів для досліджуваних умов польоту; обчисленні приростів навантажень від поривів

повітря та сумуванні з навантаженнями горизонтального польоту для отримання інтегральних сил і моментів. Описано методику проведення наземних частотних випробувань, та випробувань динамічно подібних моделей в аеродинамічних трубах. Сформульовано методику обробки експериментальних даних.

В другому розділі наводиться запропонована Гевком Б.А. математична модель зовнішніх навантажень на пружне крило літака транспортної категорії при польоті в неспокійному повітрі. Для моделювання конструкції літака прийнято балкову пружно-масову схематизацію, для якої запропоновано спосіб визначення осей жорсткості складних просторових агрегатів літака. При визначенні форм та частот власних коливань літака рекомендовано застосовувати метод Ланцоша з інтегруванням по трапеції. Представлено алгоритм визначення аеродинамічних навантажень методами циркуляцій, стаціонарних та нестаціонарних вихорів. Наведено математичний апарат, що дозволяє використовувати метод, заснований на розкладанні пружних статичних деформацій у ряд по формах власних коливань для визначення навантаження у горизонтальному збалансованому польоті.

В третьому розділі сформульовано та описано структуру та принцип роботи запропонованого комп'ютерно-інтегровного методу розрахунку навантажень на крило літака при польоті в неспокійному повітрі. Метод розділений на керуючі підпрограми і окремі підзадачі, які виконуються послідовно, що забезпечує логічну модель взаємодії програмних засобів. Також наведено перелік, структуру та порядок організації вхідних та вихідних даних необхідних для розрахунку навантажень на крило літака.

В четвертому розділі наводяться порівняльні розрахунки навантажень на крило літака в умовах безперервної турбулентності методами ДНВ та IMAD і наведено порівняння панельно-вихрових аеродинамічних методів: вихрових рамок (VFM), панельний (Panel), дипольної решітки (DLM), дипольної решітки та постійних тисків (DLM/CPM), з дослідженням впливу ефектів нестаціонарної аеродинаміки на навантаження. Додатково визначено вплив кількості обчислюваних тонів власних коливань конструкції літака на навантаження, та отримано, що мінімально достатня кількість тонів становить не менше 20, а при збільшенні їх кількості вдвічі – до 40, час обчислень зростає майже в 4 рази, хоча значення внутрішніх силових факторів відрізняються не більше, ніж на 0,1%. Аналіз динамічної реакції конструкції літака проведено шляхом обчислення форм та частот власних коливань літака типу АН-178 та порівняння з даними отриманими під час наземних частотних випробувань. Запропонована здобувачем модель показала точність визначення частот в межах 2,5%. Порівняння обчислених навантажень на крило з отриманими під час льотних випробувань показує, що похибка обчислення навантажень не перевищує 2%.

Таким чином, науково обґрунтовано та підтверджено ефективність розробленої моделі визначення навантажень та застосовуваних методів чисельної аеродинаміки, планування обчислювального експерименту, аналізу і узагальнення результатів.

Дисертаційна робота оформлена відповідно до вимог наказу МОН України від 12 січня 2017 р. № 40 «Про затвердження вимог до оформлення дисертації».

Оприлюднення результатів дисертаційної роботи

Наукові результати дисертації висвітлені у трьох наукових публікаціях здобувача, серед яких: одна стаття у науковому виданні, включеному на дату опублікування до переліку наукових фахових видань України, одна стаття у науковому фаховому виданні категорії «А»; одна стаття у періодичному закордонному науковому виданні, проіндексованому у базах даних Web of Science Core Collection та Scopus, Також результати дисертації були апробовані на шести науково-практичних фахових конференціях, дві з яких міжнародні.

Публікації здобувача оформлені на високому науковому рівні, основні положення та результати дисертаційної роботи отримані автором особисто, порушення принципів академічної доброчесності не виявлено. Особистий внесок здобувача до всіх публікацій, опублікованих із співавторами наведений у вступі дисертації.

Таким чином, наукові результати описані в дисертаційній роботі повністю висвітлені у наукових публікаціях здобувача.

Недоліки та зауваження до дисертаційної роботи.

У ході опонування дисертаційної роботи до автора виникло декілька зауважень та пропозицій:

1. В дисертаційній роботі недостатньо уваги приділено методам скінченно-елементного моделювання авіаційних конструкцій та використанню цих методів для визначення динамічного навантаження конструкції літаків.

2. В роботі дуже поверхнево описано умови дисбалансу двигуна, які були використанні для порівняльної оцінки навантажень на крило літака. Більш докладне викладення побудови відповідних моделей конструкції та навантажень дозволило б більш повно зрозуміти процес навантаження конструкції літака та використання запропонованої автором моделі у майбутньому.

3. При порівнянні навантажень виміряних у горизонтальному польоті з обчисленими, за допомогою запропонованої моделі навантажень, доречно додатково навести порівняння з навантаженнями обчисленими класичними методами.

4. В 4-ому розділі, на сторінці 127 в таблиці 4.3 використано англomовні позначення, хоча в даному випадку доречно використовувати українomовні.

5. У дисертаційній роботі зустрічаються орфографічні та несуттєві стилістичні помилки.

Вважаю, що висловлені зауваження не є визначальними і не зменшують загальну наукову новизну та практичну значимість результатів та не впливають на позитивну оцінку дисертаційної роботи.


Висновок про дисертаційну роботу

Вважаю, що дисертаційна робота здобувача ступеня доктора філософії Гевка Богдана Андрійовича на тему «Модель зовнішніх навантажень на пружне крило літака транспортної категорії при польоті в неспокійному повітрі» виконана на високому науковому рівні, не порушує принципів академічної доброчесності та є закінченим науковим дослідженням, сукупність теоретичних та практичних результатів якого розв'язує наукове завдання, що має істотне значення для галузі знань 13 – Механічна інженерія. Дисертаційна робота за актуальністю, практичною цінністю та науковою новизною повністю відповідає вимогам чинного законодавства України, що передбачені в п. 6 – 9 «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії», затвердженого Постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 р. № 44.

Здобувач Гевко Богдан Андрійович заслуговує на присудження ступеня доктора філософії в галузі знань 13 – Механічна інженерія за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Офіційний опонент:

Професор кафедри проектування
літаків та вертольотів
Національного аерокосмічного
університету ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»,
доктор технічних наук,
старший науковий співробітник



Сергій ФІЛІПКОВСЬКИЙ

М.П.

« 11 » грудня 2023 року

