

РЕЦЕНЗІЯ

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

Навантаження на крило є вихідними даними для проведення аналізу напружено-деформованого стану конструкції та повинні відповідати навантаженням, що, з одного боку, діють у реальних умовах польоту, а з іншого – передбачені вимогами льотної придатності (АП-25, CS-25). Від ступеня цієї відповідності залежить міцність, закладена в конструкцію крила, його вагова ефективність й параметри ресурсу. Відомо, що ресурс конструкції з алюмінієвих сплавів залежить від напружень σ в 4-ому степені. Таким чином, помилка в розрахунках навантажень на $\pm 3\%$ веде до зменшення або збільшення ресурсу на 12,6%. Як наслідок, високі напруження в конструкції крила ведуть до появи втомних дефектів, а занижені напруження призводять до втрати вагової ефективності й підвищенню експлуатаційних витрат. Також, вчасне визначення зовнішніх навантажень на ранніх етапах проектування літака, в умовах проектної невизначеності, сприятиме оптимізації конструкції літаків, що дозволить зменшити споживання пального та знизити витрати на польоти. Крім того, покращення розуміння та моделювання навантажень, що діють на літак при польоті у неспокійному повітрі допомагає розробити обґрунтовані стратегії та системи безпеки для літаків, що закономірно підвищить рівень безпеки пасажирів і екіпажу. Відповідно, отримання такої моделі навантажень, яка з високою точністю співпадає з даними експериментальних досліджень та дозволить провести необхідні розрахунки на ранніх етапах проектування літального апарату є актуальною науковою та практичною задачею.

Оцінка обґрунтованості наукових результатів дисертації, їх достовірності та новизни.

Наукові положення, що виносяться на захист, висновки і рекомендації достатньою мірою обґрунтовані експериментально-аналітичними дослідженнями:

- Вони базуються на результатах аналізу, узагальненнях і статистичній обробці отриманих дисертантом результатів. Значний масив цієї інформації поданий у математичних викладах, на малюнках, схемах, в таблицях, які ілюструють та доповнюють наукові положення дисертації.

- Сформульований алгоритм визначення та побудови осі жорсткості складного просторового агрегату дозволив використати балкову пружно-масову схематизацію конструкції літака та описати навантаження й деформований стан конструкції з допомогою лінійної інженерної теорії вигину й кручення балок змінної жорсткості, що використовує гіпотезу плоских перетинів.

- Для отримання математичної моделі навантажень у роботі використані чисельні панельні аеродинамічні методи, методи системного аналізу та математичної статистики. Також методи математичної статистики використовувалися при обробці експериментальних даних отриманих під час льотних випробувань та порівнянні цих даних з розрахунковими.

- Значна увага, в дисертації приділена експериментальним дослідженням: наземним частотним випробуванням (НЧВ), що використовуються для визначення форм та частот власних коливань натурального літака та перевірки розрахункових моделей та результатів модального аналізу конструкції літака. Вимірювання навантажень під час льотних випробувань дозволило перевірити точність обчислення навантажень на крило літака.

- Результати дисертаційної роботи впроваджені на ДП «Антонов», що підтверджено відповідним Актом.

Викладене підтверджує достатньо високий ступінь обґрунтованості наукових положень і висновків роботи.

Наукова новизна результатів дисертаційного дослідження полягає в наступному:

1. Вперше синтезовано комплексну математичну модель зовнішніх навантажень при польоті в неспокійному повітрі для пружного літака, що враховує масові, пружні та аеродинамічні характеристики конструкції літака і параметри поривів повітря та дає можливість підняти точність розрахунків динамічних навантажень та частот коливань конструкції до 2,5%, на відміну від існуючих технологій.

2. Набула подальшого розвитку комп'ютерно-інтегрована технологія розрахунку навантажень на літак, що використовує комплексну математичну модель пружного літака транспортної категорії з крилом великого подовження ($\lambda \geq 8$), для якої обґрунтовано застосування балкових масово-інерційних моделей конструкції літака та забезпечено варіативність використовуваних панельних аеродинамічних методів.
3. Досліджено вплив зовнішніх факторів на навантаження та динамічну реакцію конструкції крила літака транспортної категорії у відповідності до його пружної моделі та параметрів зовнішніх факторів, при використанні запропонованої моделі навантажень.
4. Проведено порівняльний аналіз обчислювальних методів ДНВ та IMAD, а також панельних аеродинамічних методів DLM/CPM, VFM, DLM та Panel, що використовуються для визначення навантажень, що діють на літак при польоті в неспокійному повітрі. Це дозволило вибрати оптимальний метод розрахунку аеродинамічних характеристик для кожного окремого випадку навантаження літака.

Серед позитивних особливостей дисертаційної роботи варто відзначити значну кількість розрахункових та експериментальних досліджень аеропружних характеристик та навантаження конструкції літаків.

Наукові дослідження були виконані здобувачем на кафедрі авіа- та ракетобудування КПІ ім. Ігоря Сікорського та на базі Розрахунково-дослідного відділу ресурсу, зовнішніх навантажень і аеропружності ДП «АНТОНОВ» відповідно до «Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості України на період 2021-2030 років» (Постанова КМ України від 01.09.2021 року №951), та згідно з наказом ДП «АНТОНОВ» №2323 від 11.11.2020 року за темою: «Оцінки характеристик: спектрів навантажень, залежностей навантажень від умов навантаження (за матеріалами вимірювань навантажень в процесі льотних випробувань літака Ан-178 № 001)» під керівництвом доцента кафедри авіа- та ракетобудування, к.т.н., Бондаря Юрія Івановича.

Отже, в дисертаційній роботі поставлене наукове завдання з отримання математичної моделі зовнішніх навантажень літака при польоті в неспокійному повітрі, що забезпечить відповідність результатів чисельного рішення з урахуванням ефектів нестационарної аеродинаміки результатам експерименту, виконано повністю, 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 міцності 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 українською мовою.

Зміст дисертації викладено послідовно, логічно та доступно. Дисертаційна робота написана коректною технічною мовою з використанням сучасної наукової термінології. Текст дисертації у достатньому для розуміння обсязі проілюстрований графічним матеріалом, таблицями тощо.

Дисертація складається з вступу, 4 розділів, висновків, списку літератури та додатків. Загальний обсяг дисертації 180 сторінок.

У **вступі** послідовно обґрунтовано актуальність дослідження, сформульовано мету й завдання, об'єкт і предмет дослідження, наукову новизну та практичне значення одержаних результатів, а також відомості про наявні публікації, апробацію та особистий внесок здобувача.

Перший розділ має оглядовий характер та присвячений аналізу вимог норм льотної придатності до визначення динамічних навантажень, що діють на літак при польоті в неспокійному повітрі, в тому числі розглянуто види поривів повітря: статичний вертикальний порив вітру, однократний порив (у формі $1-\cos$) та безперервна турбулентність. Також, розглянуто методи визначення та сформульовано порядок розрахунку навантажень на крило літака, що полягає у побудові пружно-масової моделі літака; виконанні модального аналізу конструкції; побудові аеродинамічної моделі та обчисленні 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.

Додатково здобувачем описано експериментальні методи дослідження пружних та аеропружних характеристик конструкції та сформульовано методику обробки навантажень вимірюваних під час льотних випробувань, що в подальшому буде використано при перевірці результатів розрахункових досліджень. На основі проведеного аналізу зроблені висновки та сформульовано задачі, що потребують розв'язання для теоретичних і практичних цілей дисертаційного дослідження.

В **другому розділі** проводиться опис запропонованої комплексної моделі зовнішніх навантажень на конструкцію крила літака транспортної категорії при польоті в неспокійному повітрі та представлено математичний алгоритм її роботи. Обґрунтовано застосування балкової пружно-масової схематизації конструкції літака транспортної категорії. Оскільки при використанні скінченно-елементних моделей (СЕМ) високого порядку, глобальні СЕМ конструкції літака мають понад 10^4 - 10^6 степенів свободи та потребують значних обчислювальних потужностей. Тому, сформульовано алгоритм визначення та побудови осі жорсткості складного просторового агрегату. Це дозволило описати навантаження й деформований стан конструкції з допомогою лінійної інженерної теорії вигину й кручення балок змінної жорсткості, що використовує гіпотезу плоских перетинів. Таким чином, отримано балкову пружно-масову модель літака, для якої описано математичні алгоритми побудови й визначення форм та частот власних коливань. Також розглянуто три методи визначення аеродинамічних навантажень на пружну конструкцію літального апарату: 1) метод стаціонарних вихорів; 2) метод нестаціонарних вихорів; 3) метод циркуляцій. Отримані результати дозволили сформувати метод визначення навантажень на агрегати літака в тому числі і на крило при польоті в неспокійному повітрі: при модальному аналізі конструкції запропоновано застосовувати метод Ланцоша; для врахування нестаціонарних аеродинамічних сил використано метод нестаціонарних вихорів з визначенням цих сил у часовій області шляхом прямого інтегрування рівнянь за часом; динамічні навантаження визначаються за розподіленими, на основі форм і частот коливань конструкції літака, силами; навантаження у горизонтальному польоті визначаються методом, заснованим на розкладанні пружних статичних деформацій у ряд по формах власних коливань.

В **третьому розділі** викладено структуру та алгоритм роботи запропонованої комп'ютерно-інтегрованої технології розрахунку навантажень на крило літака при польоті в неспокійному повітрі. Метод розрахунку динамічного навантаження літака при польоті в неспокійному повітрі розділений на керуючі підпрограми і окремі сегменти, названі по імені головних підпрограм, які загружаються на розрахунок послідовно, що

дозволило створити ланцюг логічних моделей взаємодії програмних засобів. Також наведено перелік вхідних та вихідних даних необхідних для розрахунку навантажень. Описано принцип побудови плоских несучих поверхонь літака, що використовуються при застосуванні панельних аеродинамічних методів для визначення аеродинамічних коефіцієнтів, сил та моментів.

Четвертий розділ містить результати математичного моделювання, НЧВ та льотних випробувань, які дозволили проаналізувати достовірність запропонованої моделі зовнішніх навантажень. Першочергово наведено порівняльні розрахунки навантажень від безперервної турбулентності на пружне крило літака транспортної категорії використовуючи методи ДНВ (Динамика неспокойного воздуха) та IMAD (Interactive Multidisciplinary Aircraft Design). Отримано, що навантаження, розраховані за допомогою IMAD, загалом нижчі, ніж значення, розраховані ДНВ, а відмінності в результатах зумовлені використанням різних методів опису аеродинамічних поверхонь літака та методів визначення аеродинамічних навантажень. Тому додатково розглянуто різні методи математичного моделювання обтікання ЛА: дипольної решітки (DLM), панельний (Panel), дипольної решітки та постійних тисків (DLM/CPM), вихрових рамок (VFM). Крім того визначено, що врахування ефектів нестационарної аеродинаміки призводить до зміни значень приростів навантажень від поривів повітря (до 2% у кореневих перетинах крила і до 10% у кінцевих перетинах). Також, визначено вплив кількості обчислюваних тонів коливань конструкції літака, де отримано, що хоча, при збільшенні кількості тонів навантаження зростають, але при збільшенні кількості тонів з 20 до 40 – значення не відрізняються більш ніж на 0,5% для вертикального перевантаження n_y , та не більш ніж 0,1% для поперечної сили Q_y , та моментів M_z та M_x , хоча частоти найвищих тонів відрізняються майже у 3,5 рази (30 та 104 Гц), а час обчислень – майже в 4 рази. Здобувачем також визначено вплив висоти та швидкості на величину навантажень на крило літака при польоті в умовах безперервної турбулентності. Далі наводяться порівняння розрахункових параметрів конструкції літака (форми та частоти власних коливань) з експериментальними, отриманими під час НЧВ літака Ан-178, де отримано високу (до 2,5%) збіжність частот коливань. Завершується четвертий розділ порівнянням обчислених навантажень на крило з отриманими під час льотних випробувань літака Ан-178, де показано, 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. Коректність використовуваних теорій і моделей перевірено шляхом порівняння навантажень

виміряних в польоті з обчисленими для аналогічних умов польоту. Різниця між значеннями згинального та крутного моментів становить 2% та 5% відповідно, а відхилення від довірчого інтервалу експериментальних даних не перевищує 1%, що свідчить про коректне визначення розподілу тисків по поверхні крила.

Завершується дисертація **висновками**, в яких узагальнено матеріали, отримані здобувачем згідно з проведеним дисертаційним дослідженням – синтезовано комплексну математичну модель зовнішніх навантажень на крило літака при польоті в неспокійному повітрі та мінімізовано різницю між результатами чисельного рішення та результатами експерименту. В запропонованій моделі навантажень: 1) конструкція літака моделюється за допомогою балкової пружно-масової схематизації з подальшим уточненням заданого розподілу мас і жорсткостей на основі даних НЧВ; 2) при модальному аналізі конструкції застосовано метод Ланцоша; 3) аеродинамічні сили та моменти визначаються за допомогою панельно-вихрового методу DLM/CPM та при врахуванні ефектів нестационарності, при цьому нестационарні аеродинамічні сили визначаються у часовій області шляхом прямого інтегрування рівнянь за часом; 4) динамічні навантаження визначаються за розподіленими силами, так як цей метод дозволяє враховувати менше тонів для забезпечення прийнятної точності розрахунків; 5) навантаження у горизонтальному польоті визначаються методом, заснованим на розкладанні пружних статичних деформацій у ряд по формах власних коливань.

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 9 наукових публікаціях здобувача, серед яких: 2 статті у наукових виданнях, включених на дату опублікування до переліку наукових фахових видань України; 1 стаття у періодичних наукових виданнях, проіндексованих у базах даних Web of Science Core Collection та/або Scopus, з яких 0 статей у виданнях, віднесених до першого — третього квартилів (Q1—Q3) відповідно до класифікації SCImago Journal and Country Rank або Journal Citation Reports; 0 патентів на винахід, що пройшли кваліфікаційну експертизу та безпосередньо стосуються наукових результатів дисертації; 0 патентів України на корисну модель; 0 одноосібних монографій, що рекомендовані до друку Вченою радою КПІ ім. Ігоря Сікорського та пройшли рецензування.

Також результати дисертації були апробовані на 6 наукових фахових конференціях.

Якість та кількість публікацій відповідають «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. Однак, з метою розширення наукового внеску та сприяння більш широкому розповсюдженню результатів досліджень варто розглянути можливість публікації додаткових статей, в тому числі з одноосібним авторством. Важливо відзначити, що це не впливає на якість чи повноту наукових досягнень, які вже висвітлені у існуючих публікаціях.

В процесі підготовки наукових статей, доповідей на конференціях Гевко Б.А. дотримувався академічної доброчесності на належному рівні, надавав достовірну інформацію про методи і результати досліджень. Використані ідеї, результати і тексти інших авторів мають належні посилання на відповідне джерело. 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.

Загалом робота створює позитивне враження, та, попри це, варто зробити наступні зауваження:

1. При огляді літератури не розкрито вклад вітчизняних вчених та наукових шкіл в розв'язок проблеми визначення навантажень на конструкцію літака.
2. В роботі чітко не вказана структура запропоновано методу та комплексної математичної моделі навантажень на крило літака при польоті в неспокійному повітрі. Дану структурну схему варто було помістити на початку другого розділу.
3. В роботі недостатньо розкрито можливості методів скінченних елементів при визначенні навантажень.
4. В більшості випадків навантаження визначалися для польоту в умовах безперервної турбулентності. Варто навести навантаження, що виникають і при дискретних поривах.
5. В роботі заявлено точність визначення навантажень у 2,5%. Це значення бажано порівняти з результатами досліджень інших науковців та вчених.
6. Графіки з навантаженнями на крило, що наведені у четвертому розділі, є малоінформативними. При оформленні графічного матеріалу бажано збільшити масштаб графіків і частину з них винести у додатки.
7. Здобувачеві варто більш чітко окреслити власний вклад та участь в проведених експериментальних та розрахункових дослідженнях.

8. В тексті дисертації наявна значна кількість опечаток та лексичних помилок, наприклад, надто часте використання слів «транспортний» та «навантаження».
9. В цілому, дисертаційна робота є досить об'ємною та торкається значної кількості різнопланових наукових напрямків, таких як: аеродинаміка, пружність, зовнішні навантаження, льотні та наземні випробування. Варто було б зосередити увагу на якомусь одному напрямку досліджень.

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.

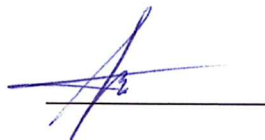
Висновок про дисертаційну роботу.

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 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.

Рецензент:

Професор кафедри авіа- та ракетобудування НН ІАТ
КПІ імені Ігоря Сікорського,
д.т.н., професор



Віталій СУХОВ



« 12 » 12 20 23 року

