

Міністерство освіти і науки України  
Національний аерокосмічний університет  
«Харківський авіаційний інститут»

КОНИШЕВ ДМИТРО СЕРГІЙОВИЧ

УДК 629.735.33.01 (043.3)

МЕТОД ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ  
ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво  
та випробування літальних апаратів

Автореферат дисертації  
на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Харків – 2025

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному аерокосмічному університеті  
«Харківський авіаційний інститут» Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор,  
заслужений працівник освіти України  
**Гребеніков Олександр Григорович**,  
Національний аерокосмічний університет  
«Харківський авіаційний інститут»,  
професор кафедри проектування літаків і вертольотів.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор  
**Карускевич Михайло Віталійович**,  
Національний університет «Київський авіаційний  
інститут», професор кафедри конструкції літальних  
апаратів;  
доктор технічних наук, професор  
**Воронько Віталій Володимирович**,  
Харківський національний університет міського  
господарства імені О.М. Бекетова, проректор  
з науково-педагогічної роботи.

Захист відбудеться «\_\_\_»\_\_\_\_\_2026 р. о \_\_ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.062.04 в Національному аерокосмічному університеті «Харківський авіаційний інститут» за адресою: 61070, м. Харків, вул. Вадима Манька, 17.

З дисертацією можна ознайомитися в науково-технічній бібліотеці Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» за адресою: 61070, м. Харків, вул. Вадима Манька 17.

Автореферат розісланий «\_\_\_»\_\_\_\_\_2026 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради Д 64.062.04,  
кандидат технічних наук, доцент

Олексій ПАВЛЕНКО

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** Для створення відповідно до Норм льотної придатності нових конкурентоспроможних літаків транспортної категорії необхідно розробляти науково обґрунтовані методи їх проєктування, виробництва та випробування та забезпечувати сучасні змінювані вимоги авіаційного ринку. При створенні транспортних літаків фахівці авіаційної промисловості світу використовували методи автоматизованого та системного проєктування. Значний внесок у розроблення методів проєктування фюзеляжів транспортних літаків зробили фахівці АТ «АНТОНОВ», Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут», Національного університету «Київський авіаційний інститут», УкрНДІАТ та інших організацій.

На етапах формування загального вигляду літака, його компоновання й основних характеристик, створення загальної концепції проєктування конструктори вітчизняних і зарубіжних шкіл прагнули до високого рівня досконалості його аеродинаміки, стійкості та керованості, міцності й ресурсу, вагових характеристик, технологічності виробництва та експлуатації. Сьогодні на рівні високої конкуренції на ринку авіаційної техніки крім характеристик літака велике значення мають вимоги замовників, вирішення їх логістичних завдань з найбільшою ефективністю. Зазвичай це не єдиний логістичний напрямок, він може часто змінюватись у зв'язку з переглядом потреб ринку. Тому задовольнити ці потреби одним типом повітряного судна може бути недостатнім або мало ефективним, що і зумовлює потребу розглядати на етапі ескізного проєктування створення єдиної платформи для багатьох типів літаків та їх модифікацій. Такий підхід дає змогу підвищити ефективність використання ресурсів експлуатанта завдяки зменшенню номенклатури запасних частин літака, а отже, підвищенню взаємозамінності, зменшенню часу на підготовку та перепідготовку обслуговуючого та льотного персоналу.

Для забезпечення цих вимог методи проєктування та створення ефективних зразків авіаційної техніки розвиваються і трансформуються разом із розвитком авіаційної науки й техніки, світовим ринком та впровадженням комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM. Водночас з'являються принципово нові методи, які відкривають можливості для розробників авіаційної техніки успішно адаптуватися до постійно змінюваних вимог і завдань. Значну частину таких робіт вдається виконувати за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем, що забезпечує інтеграцію розрахункових, експериментальних методів проєктування з методами комп'ютерного моделювання літаків та їх модифікацій від початку розроблення літака та упродовж його повного життєвого циклу.

В Україні підхід до створення єдиної платформи найбільш явно виражено в сегменті сімейства літаків АТ «АНТОНОВ» – Ан-1х8. Такий принцип забезпечує зменшення часових, фінансових, виробничих та експлуатаційних витрат при розробленні нового типу літака. Він також дає змогу успішно здійснювати адаптацію, розроблення нових типів літаків залежно від постійно змінюваних вимог замовника, тим самим вирішуючи його потреби найбільш ефективно. Крім цього, вдається значно скоротити часові рамки розроблення, виготовлення та сертифікації завдяки використанню готових перевірених рішень та швидкій ув'язці нових унаслідок по-

переднього пропрацювання. Тому важливим аспектом у розробленні нових типів літаків є створення методів і принципів формування та проєктування різноманітних типів літаків на базі однієї платформи. У свою чергу, існують приклади створення літаків Ан-10/Ан-12 та Ан-24/Ан-26/Ан-30/Ан-32, коли вони мають принципово інше цільове призначення. У цьому випадку їх модифікації значно розширюють експлуатаційні характеристики базового літака і як наслідок дають змогу виконувати більший спектр задач, що позитивно позначається на їх експлуатації та виробництві.

Тому розроблення одного із наукових методів інтегрованого проєктування зі створення сучасних транспортних літаків та їх агрегатів на базі існуючих пасажирських або заново розроблюваних є *актуальною задачею*. Це має велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення найбільшої ефективності використання літаків для замовника. Для розробника це є зменшення витрати ресурсів на створення їх модифікацій та безпеки польотів в умовах експлуатації завдяки використанню перевірених досвідом технічних рішень.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** В основу дисертації покладено матеріали, в яких узагальнено дослідження, виконані автором у межах реалізації «Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості України на 2021 – 2030 роки», затвердженої Постановою КМУ від 01.09.2021 № 951; Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

**Мета та завдання дослідження.** Метою роботи є розроблення методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу з вантажним люком відповідно до сучасних норм і вимог до літаків транспортної категорії.

Для досягнення цієї мети було поставлено такі завдання:

1. Виконати аналіз конструкції і методів інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.
2. Розробити наукові основи методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.
3. Дослідити вплив геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на характеристики фюзеляжу транспортних літаків.
4. Здійснити апробацію та впровадження поданого методу інтегрованого проєктування хвостових частин фюзеляжу та дослідження впливу різних схем вантажних люків на основні характеристики транспортного літака.

*Об'єкт дослідження* – проєктування літаків транспортної категорії.

*Предмет дослідження* – наукові основи методу інтегрованого проєктування та створення хвостових частин фюзеляжу сучасних літаків транспортної категорії з вантажними люками.

**Методи дослідження.** Для досягнення поставленої мети і отримання основних результатів у дисертаційній роботі застосовано: аналітичні методи дослідження статистичних даних; математичні методи дослідження проєктних рішень; методи автоматизованого проєктування і тривимірного комп'ютерного моделювання авіаційних конструкцій з використанням сучасних комп'ютерних інтегрованих систем

CAD/CAM/CAE/PLM; розрахунково-експериментальні методи забезпечення аеродинамічних характеристик; методи розрахунку маси авіаційних конструкцій.

**Наукова новизна отриманих результатів.** Найбільш вагомими елементами наукової новизни результатів є такі.

1. Уперше при створенні літаків транспортної категорії з хвостовим вантажним люком розроблено і використано узагальнений метод інтегрованого проектування та конструювання хвостової частини фюзеляжу, яка за допомогою математично описаних параметрів дає можливість створення тієї чи іншої моделі майстер-геометрії хвостової частини під конкретно вибрану схему вантажного люка. Для цього було виконано систематизацію і класифікацію типів вантажних люків, описано їх конструктивні особливості.

2. Удосконалено метод проектування транспортних літаків, що дозволяє розробляти їх не тільки за принципово новим проектом, а й як здійснення модифікації існуючого пасажирського типу літака шляхом його глибокої модернізації. Це дає змогу створити єдину платформу сімейства літаків для вирішення різних логістичних завдань.

3. Досліджено вплив геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на основні характеристики фюзеляжу літаків транспортної категорії, що спрощує вибір оптимальних аеродинамічних, конструктивно-силових і об'ємно-масових компонентів, експлуатаційних характеристик, параметрів і типів вантажних люків.

4. Виконано апробацію та впровадження поданого методу інтегрованого проектування хвостових частин фюзеляжу для створення сучасного транспортного літака, що являє собою розширення сімейства літаків Ан-1Х8. Використаний підхід дає змогу оптимізувати ресурси при проектуванні літака, його виробництві та експлуатації. Поданий метод дає змогу вибрати оптимальні параметри хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка, що напряму впливають на експлуатаційні характеристики літака.

**Практичне значення одержаних результатів.** Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати.

1. Розроблено систематизацію і класифікацію існуючих типів вантажних люків літаків транспортної категорії за їх конструктивними особливостями. Виділено окрему групу хвостових вантажних люків. Сформовано п'ять типових схем герметичних вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу.

2. Створено універсальний параметричний метод задання аналітичного еталона хвостової частини фюзеляжу, що дає змогу реалізувати будь-яку із наведених схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу, у тому числі й унікальну, яка реалізується тільки на літаках марки "Ан", з відкатною рампою.

3. Описано взаємозв'язок параметрів вантажного люка і транспортних характеристик літака, які залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування.

4. За допомогою поданого методу розроблено аеродинамічне компонування літака, яке дає змогу розширити сімейство регіональних літаків Ан-1Х8 та створити регіональний транспортний літак-високоплан зі швидкістю польоту до 870 км/год ( $M = 0,8$ ), який за своїми характеристиками суттєво перевищує існуючий літак Ан-74-200.

5. Упровадження результатів цієї роботи може забезпечити розроблення легкого транспортного літака нового покоління на заміну Ан-74-200 та створення близько 3000 нових робочих місць на одному із авіаційних підприємств України.

**Особистий внесок здобувача.** Усі основні результати, які є суттю дисертаційної роботи, отримано автором особисто, у тому числі обґрунтовано загальну концепцію роботи, сформульовано мету і завдання дослідження, вибрано підходи для вирішення поставлених завдань.

Роботи [4, 5], в яких описано метод визначення основних параметрів вантажного люка в хвостовій частині фюзеляжу та подано інтегроване проектування хвостової частини фюзеляжу з різними схемами вантажних люків для літаків транспортної категорії, виконано без співавторів.

У статтях, написаних у співавторстві, здобувачу належить таке: [1] – обґрунтовано необхідність проведення класифікації та систематизації вантажних люків для знаходження найбільш оптимальних конструктивних, технічних та експлуатаційних рішень при проектуванні транспортних літаків; [2] – описано основні конструктивні елементи хвостових вантажних люків, їх конструктивне та функціональне призначення; описано взаємозв'язок цих елементів в конструктивно-силовій схемі та системі функціонування вантажного люка; [3] – запропоновано параметричний метод задання теоретичних контурів хвостової частини фюзеляжу для літаків транспортної категорії, що забезпечує можливість створення майстер-геометрії хвостової частини, в якій за допомогою запропонованих параметрів можна реалізувати один із п'яти типів вантажних люків; [6] – проведено дослідження з визначення оптимальних параметрів хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка літака транспортної категорії; [7] – проведено аналіз наявних методів проектування хвостових частин фюзеляжів літаків транспортної категорії; [8] – проведено аналіз використання альтернативного варіанта силової установки для літаків сімейства Ан-1Х8 на прикладі літака Ан-158; [9] – запропоновано метод проектування герметичного та негерметичного стулкових відсіків вантажного люка транспортного літака; описано основні принципи побудови теоретичних поверхонь із забезпеченням усіх вимог до цієї конструкції; [10] – подано метод проектування частини хвостових вантажних люків-рампи з герметичною підлогою; описано основні принципи проектування замикальних пристроїв – замків, вибір кінематичних точок вузлів навішування рампи, циліндрів керування, штанг; [11] – описано основні принципи проектування нерознімних з'єднань частин фюзеляжу; [12] – описано перспективи та можливості створення безспілотних транспортних літаків із заднім вантажним люком; подано напрямки їх використання у сучасній логістиці; [13] – описано параметричний метод задання геометричної форми хвостової частини фюзеляжу для транспортних літаків.

**Апробація матеріалів дисертації.** Основні положення, розділи й результати роботи доповідалися автором на X, XI, XII Міжнародних молодіжних науково-технічних читаннях ім. А. Ф. Можайського «Конструювання і виробництво вертольотів і літаків (м. Запоріжжя, 2017, 2018, 2019 рр.), на науково-технічних нарадах АТ «АНТОНОВ».

**Публікації.** Основні результати дисертаційної роботи викладено у 7 статтях у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України, 2 статтях у наукових періодичних виданнях, включених до категорії «А» Переліку науко-

вих фахових видань України, або у зарубіжних виданнях, проіндексованих у базах даних *Web of Science Core Collection* та/або *Scopus*, 2 матеріалах конференцій, проіндексованих у базі даних *Scopus*, а також у 5 наукових публікаціях, які додатково відображають наукові результати дисертації, зокрема в 1 статті у наукових виданнях, включених до *Переліку наукових фахових видань України* і 4 матеріалах конференцій, із них 1 проіндексована в базі даних *Scopus*.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертація містить вступ, чотири розділи, висновки, список використаних джерел і додатки. Повний обсяг дисертації становить 372 сторінки, у тому числі основний текст на 128 сторінках, 160 рисунків, 14 таблиць, список використаних джерел із 239 найменувань на 28 сторінках, 4 додатки на 117 сторінках.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і завдання дослідження, визначено наукову новизну та практичне значення одержаних результатів, наведено особистий внесок автора, відомості про апробацію, публікації, структуру та обсяг роботи.

У **першому розділі** виконано аналіз транспортних літаків (рисунок 1) з різними варіантами вантажних люків, серед яких виділено групу герметичних вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу (рисунок 2), які роблять значний вплив на її форму та характеристики літака в цілому. Серед них виділено п'ять основних типів вантажних люків. Виконано оцінювання методів проєктування і комп'ютерного моделювання хвостової частини фюзеляжу (ХЧФ) літаків транспортної категорії та перспектив їх розвитку.

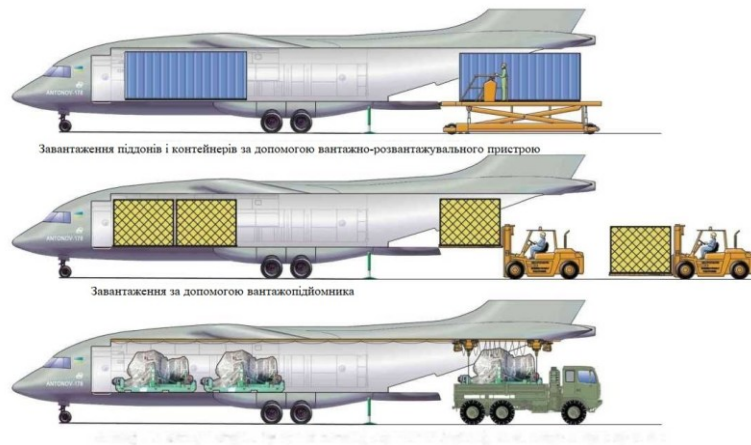


Рисунок 1 – Схема сучасного транспортного літака з хвостовим вантажним люком

Визначено особливості конструкції хвостової частини фюзеляжу, пов'язані з її функціональним призначенням, схемою вантажного люка, компонуванням його агрегатів у закритому та відкритому положеннях, системою керування, специфікою вимог нормативної документації, експлуатаційними особливостями та технологією виготовлення.

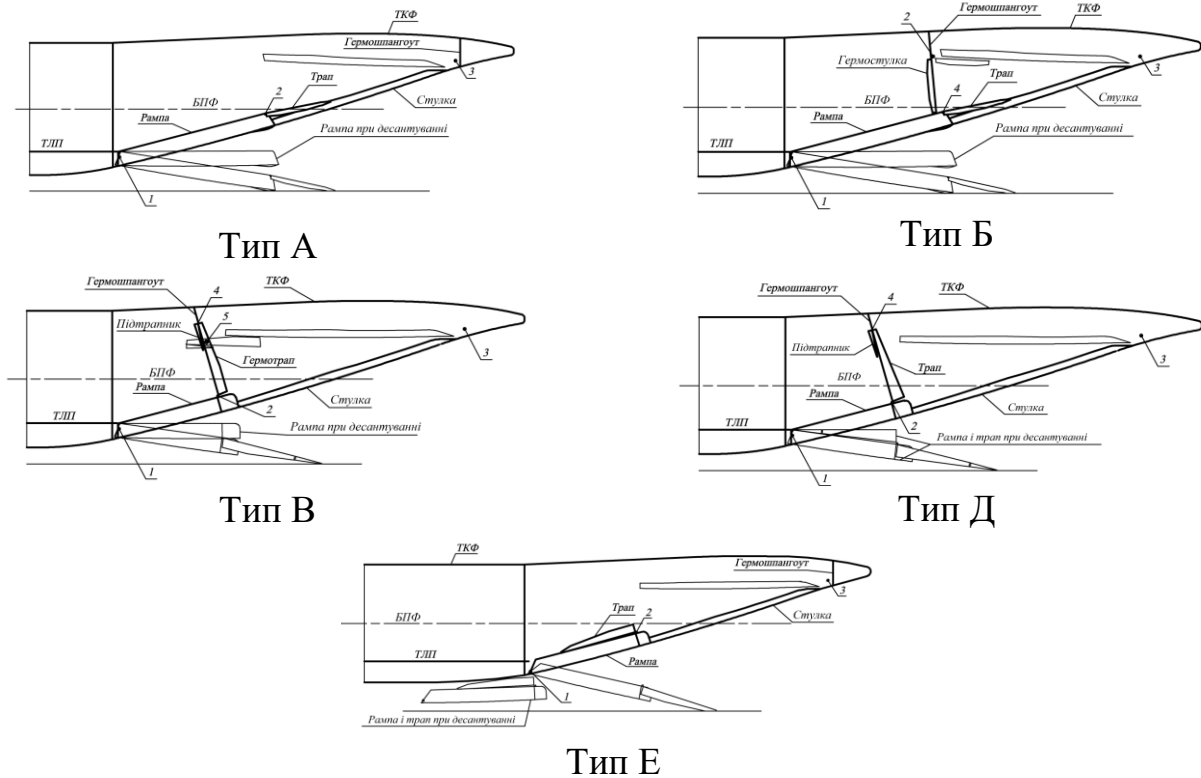


Рисунок 2 – Приклад п'яти основних типів сучасних герметичних вантажних люків, розташованих у хвостовій частині фюзеляжу літаків транспортної категорії

Відзначено недоліки традиційних методів проєктування і моделювання, які недостатньо враховують особливості геометричної конфігурації хвостової частини фюзеляжу та мають недоліки вивчення її впливу на характеристики літака в цілому, причому геометрична форма хвостової частини фюзеляжу в тому чи іншому випадку залежить від вибраної схеми вантажного люка. Водночас упровадження сучасних методів параметричного моделювання дасть змогу виконувати попередні дослідження впливу геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на характеристики літака вже на ранніх етапах проєктування та надати можливості її комплексного оцінювання.

На основі аналізу особливостей конструкції та вимог нормативної документації до хвостової частини фюзеляжу сформульовано завдання, вирішення яких приводить до досягнення мети дослідження, і описано в наступних розділах.

Основні наукові результати, наведені у першому розділі, опубліковано у працях автора [1, 9, 11].

**У другому розділі** наведено наукові основи методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії. Для цього спочатку було проаналізовано та описано основні складові частини вантажних люків, їх параметри, оскільки вони мають суттєвий вплив на основні характеристики хвостової частини та її форму в цілому.

Отримавши дані з компоновки і основних критеріїв до проєктування герметичного вантажного люка у хвостовій частині фюзеляжу, розроблено метод побудови майстер-геометрії хвостової частини фюзеляжу за допомогою базових опорних ліній та використання методу дискримінантів, що дає змогу швидкої адаптації поверхонь для пошуку найбільш оптимальних рішень з урахуванням можливості використання основних п'яти схем вантажних люків (А, Б, В, Д, Е).

Для створення майстер-геометрії фюзеляжу використано узагальнене теоретичне креслення (рисунок 3) і матрицю геометричних параметрів фюзеляжу (таблиця 1). Умовно модель поділяють на модель носової частини (НЧФ), центральної і хвостової частин фюзеляжу (ХЧФ).

Таблиця 1 – Матриця геометричних параметрів фюзеляжу

| Параметр, позначення, одиниця виміру   | Значення |         |         |         |         |
|----------------------------------------|----------|---------|---------|---------|---------|
| Варіанти схем                          | А        | Б       | В       | Д       | Е       |
| Відносне відхилення НЧФ, $y_n$         | 0,25     | 0,25    | 0,25    | 0,25    | 0,25    |
| Відносне відхилення ХЧФ, $y_h$         | 0,15     | 0,45    | 0,45    | 0,4     | 0,5     |
| Подовження фюзеляжу, $\lambda_f$       | 7,3      | 7,3     | 7,3     | 7,3     | 7       |
| Подовження НЧФ, $\lambda_n$            | 1,7      | 1,7     | 1,7     | 1,7     | 1,7     |
| Подовження ХЧФ, $\lambda_h$            | 2,8      | 3,5     | 3,3     | 3,5     | 3       |
| Коефіцієнт заповнення перерізу, $etam$ | $\pi/4$  | $\pi/4$ | $\pi/4$ | $\pi/4$ | $\pi/4$ |

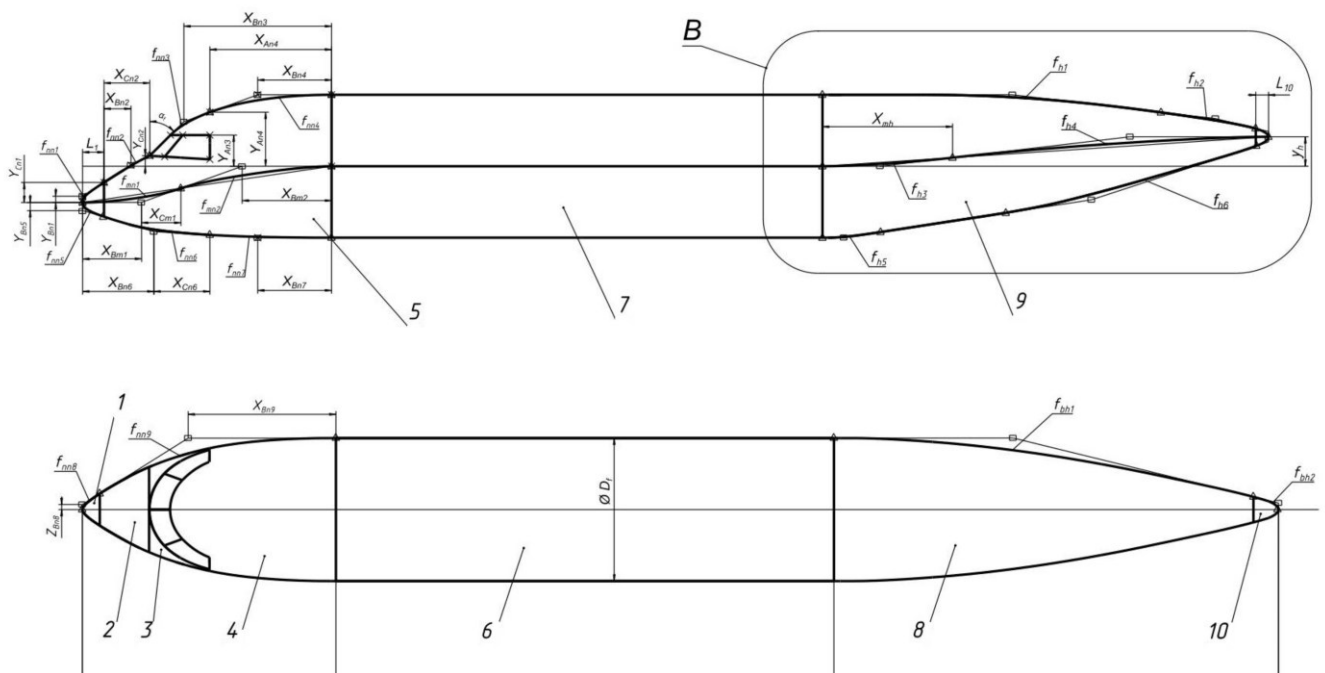
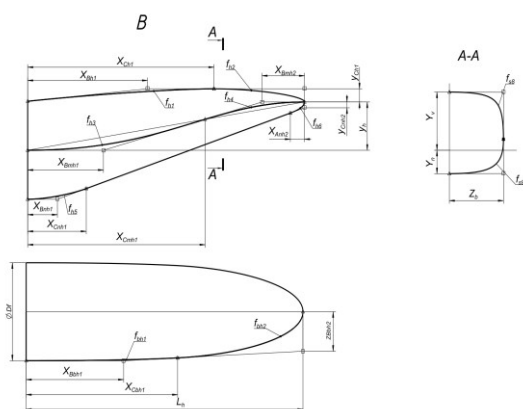
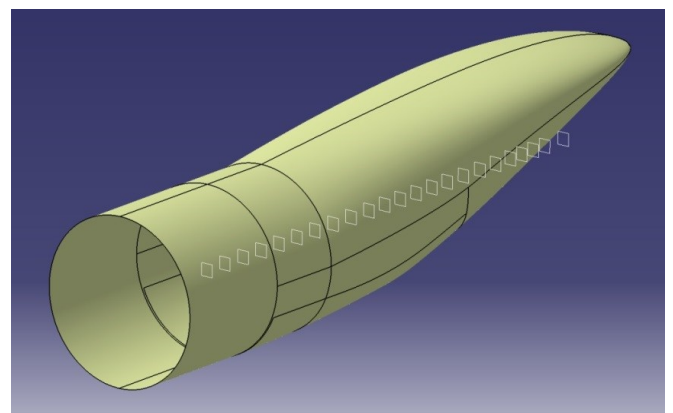


Рисунок 3 – Фрагмент узагальненого теоретичного креслення фюзеляжу літака



а



б

Рисунок 4 – Узагальнене теоретичне креслення (а) та майстер-геометрія (б) ХЧФ транспортного літака із вантажним люком

Створено удосконалену параметричну модель майстер-геометрії фюзеляжу з урахуванням особливостей його хвостової частини, що базується на результатах попереднього проектування літака.

Упроваджено методи сучасних інтегрованих систем щодо параметричного моделювання. Це дало змогу автоматизувати і значно прискорити редагування моделі під час подальших досліджень і збільшити кількість розглянутих варіантів конфігурацій ХЧФ.

Таблиця 2 –Додаткові параметри напрямних кривих поверхонь ХЧФ

| Параметр, позначення, одиниця виміру                                     | Значення |        |        |        |        |            |
|--------------------------------------------------------------------------|----------|--------|--------|--------|--------|------------|
| Варіант                                                                  | Тип А    | Тип Б  | Тип В  | Тип Д  | Тип Е  | Ан-148-200 |
| Положення точки В кривої 1 лінії верху хвостової частини, $X_{Bhl}$ , мм | 4500     | 4500   | 4500   | 4500   | 4500   | 6960,4     |
| Положення точки С кривої 1 лінії верху хвостової частини, $X_{Chl}$ , мм | 7000     | 7000   | 7000   | 7000   | 7000   | 10003,2    |
| Положення точки В кривої 1 середньої лінії ХЧФ, $X_{Bmhl}$ , мм          | 2845,1   | 2845,1 | 2845,1 | 2733,4 | 2845,1 | 1265,5     |
| Положення точки С кривої 1 середньої лінії ХЧФ, $X_{Cmhl}$ , мм          | 6252,2   | 6252,2 | 6252,2 | 6011,5 | 6252,2 | 4995,6     |
| Положення точки В кривої 2 середньої лінії ХЧФ, $X_{Bmh2}$ , мм          | 1596,4   | 1596,4 | 1596,4 | 1533,7 | 1596,4 | 1974,3     |
| Положення точки В кривої 1 нижньої лінії ХЧФ, $X_{Bnhl}$ , мм            | 1115,6   | 1115,5 | 1115,5 | 1168,5 | 1115,6 | 349,8      |
| Положення точки С кривої 1 нижньої лінії ХЧФ, $X_{Cnhl}$ , мм            | 2000     | 2200   | 2200   | 2200   | 2200   | 1000       |
| Положення точки А кривої 2 нижньої лінії ХЧФ, $X_{Anh2}$ , мм            | 552,5    | 552,5  | 552,5  | 549,5  | 552,5  | 173,7      |
| Положення точки С кривої 2 верхньої лінії ХЧФ, $Y_{Chl}$ , мм            | 450      | 450    | 450    | 350    | 450    | 985,6      |
| Положення точки С кривої 2 нижньої лінії ХЧФ, $Y_{Cnh2}$ , мм            | 200      | 200    | 200    | 100    | 200    | 197,9      |
| Положення точки В кривої 1 лінії боку ХЧФ, $X_{Bbhl}$ , мм               | 3644,1   | 2439,5 | 2439,5 | 3687,8 | 5638,9 | 2795,3     |
| Положення точки С кривої 1 лінії боку ХЧФ, $X_{Cbhl}$ , мм               | 5690     | 5200   | 5200   | 5690   | 9263,5 | 6801,6     |
| Положення точки В кривої 2 лінії боку ХЧФ, $Z_{Bbh2}$ , мм               | 1351,1   | 740,1  | 740,1  | 1329,7 | 284,8  | 554,8      |
| ВД кривої 1 початкової твірної сегмента 8, $f_{h1}$                      | 0,42     | 0,42   | 0,42   | 0,42   | 0,42   | 0,525      |
| ВД кривої 2 початкової твірної сегмента 8, $f_{h2}$                      | 0,35     | 0,5    | 0,5    | 0,35   | 0,35   | 0,5        |
| ВД кривої 1 кінцевої твірної сегмента 8, $f_{h3}$                        | 0,5696   | 0,5696 | 0,5696 | 0,5696 | 0,5696 | 0,35       |
| ВД кривої 2 кінцевої твірної сегмента 8, $f_{h4}$                        | 0,5843   | 0,5843 | 0,5843 | 0,5843 | 0,5843 | 0,3528     |

Продовження таблиці 2

| Параметр, позначення, одиниця виміру              | Значення |        |        |        |        |            |
|---------------------------------------------------|----------|--------|--------|--------|--------|------------|
| Варіант                                           | Тип А    | Тип Б  | Тип В  | Тип Д  | Тип Е  | Ан-148-200 |
| ВД кривої 2 кінцевої твірної сегмента 9, $f_{h6}$ | 0,5      | 0,5    | 0,5    | 0,5    | 0,5    | 0,5        |
| ВД кривої 1 лінії боку, $f_{bh1}$                 | 0,50875  | 0,4801 | 0,4801 | 0,5036 | 0,6067 | 0,4922     |
| ВД кривої 2 лінії боку, $f_{bh2}$                 | 0,4347   | 0,4407 | 0,4407 | 0,4185 | 0,4892 | 0,3718     |
| $L_h$                                             | 10400    | 10400  | 10400  | 10000  | 10400  | 10232      |
| $D_f$                                             | 3350     | 3350   | 3350   | 3350   | 3350   | 3350       |
| $Y_h$                                             | 1650     | 1650   | 1650   | 1550   | 1650   | 689,5      |

У таблиці 2:

ВД – виділена ділянка твірної лінії;

$f$  – дискримінант твірної лінії сегмента.

Розроблено метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії (рисунок 5).

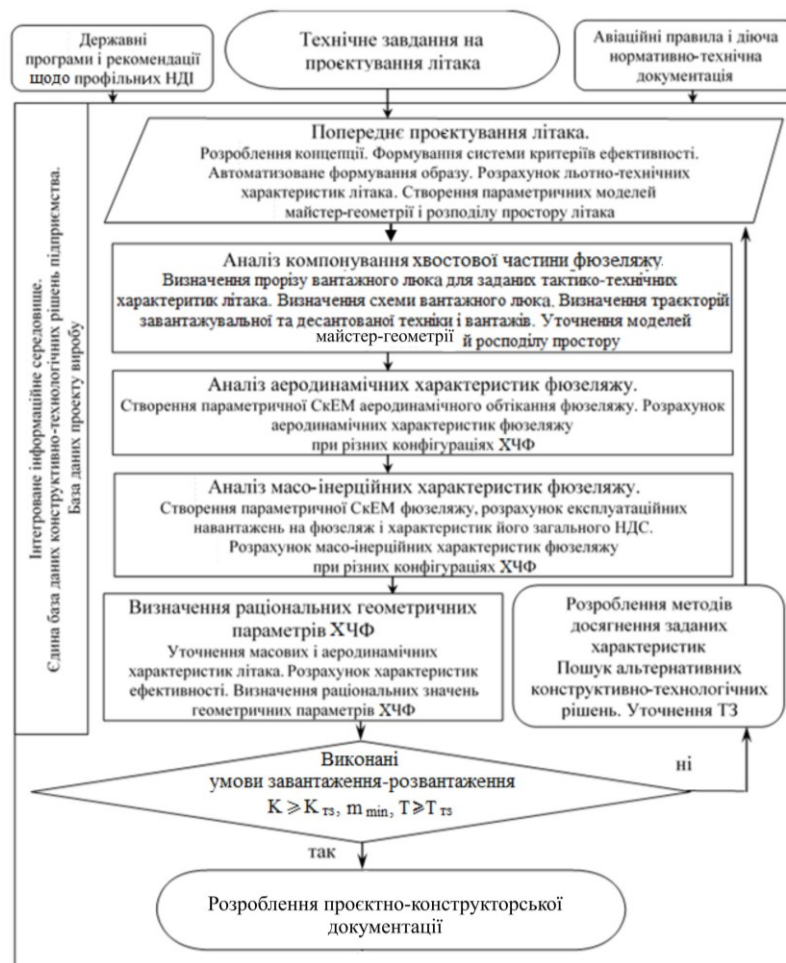


Рисунок 5 – Схема методу інтегрованого проектування ХЧФ транспортного літака

Створено теоретичну схему і моделі розподілу простору (рисунок 6) для виконання аналізу транспортних можливостей вантажного люка в хвостовій частині фю-

зеляжу, що дають змогу урахувати вимоги до проєктованого транспортного літака в цілому та забезпечити необхідні характеристики щодо номенклатури транспортіваних вантажів, їх умов завантаження-розвантаження, десантування відповідно до міжнародних стандартів.

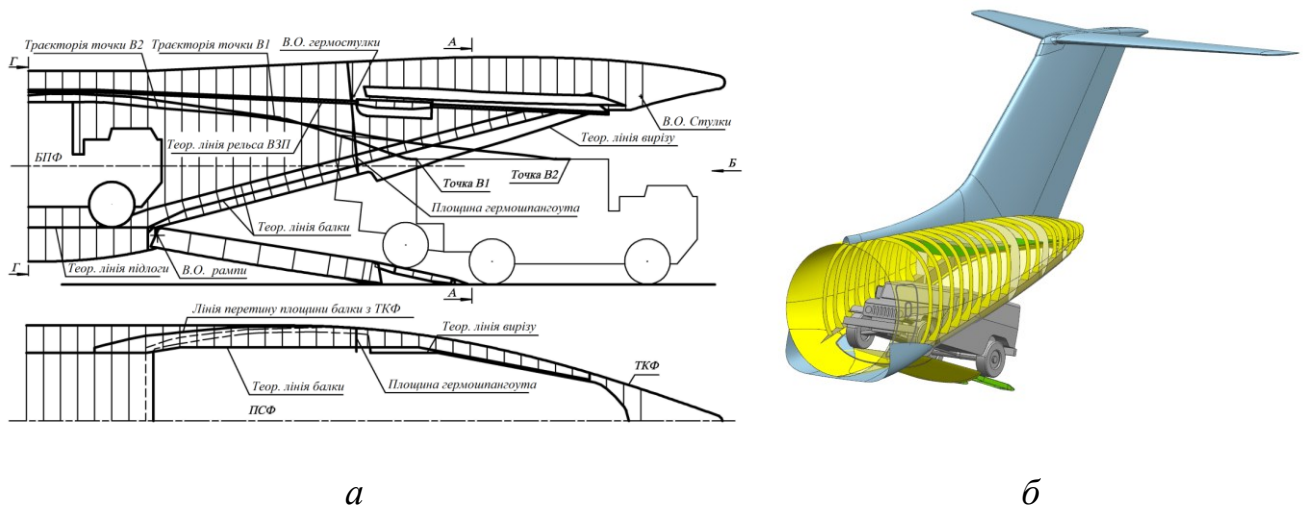


Рисунок 6 – Теоретична схема (а) та зображення електронної моделі (б) симуляції завантаження самохідної техніки

Розроблено параметричну скінченноелементну модель аеродинамічного обтікання фюзеляжу разом з крилом та обтічником шасі, що мають вплив на обтікання хвостової частини фюзеляжу літака, оперення при цьому не враховувалося, оскільки його вплив не є значним і визначальним. Для оцінювання аеродинамічних характеристик виконано розрахунки на крейсерському режимі польоту (швидкість – 850 км/год, висота – 11 км), що дало змогу вивчити вплив параметрів хвостової частини на аеродинамічні характеристики фюзеляжу літака за допомогою чисельних експериментів у середовищі ANSYS CFX (рисунок 7). Модель верифіковано шляхом порівняння отриманих результатів з аеродинамічними характеристиками фюзеляжу, отриманими іншими розрахунковими і експериментальними методами. Похибка методу не перевищує 5 %, що дає змогу використовувати його на ранніх етапах проєктування.

Обґрунтовано модель масово-центрувальних характеристик фюзеляжу з урахуванням особливостей конструкції хвостової частини, характеру діючих навантажень і регламентованої довговічності літака. Ця модель базується на типовій розрахунковій схемі фюзеляжу і діючих упродовж типового польоту навантажень.

Шляхом визначення максимальних розрахункових і допустимих напружень у кожному елементі скінченноелементної моделі розраховано розподіл мінімально необхідної товщини умовної обшивки  $\delta_i \geq \max\{\delta_{1_i}, \delta_{3_i}, \delta_{e_i}, \delta_{min}^T\}$  з умов забезпечення статичної міцності з урахуванням технологічних обмежень і регламентованої довговічності.

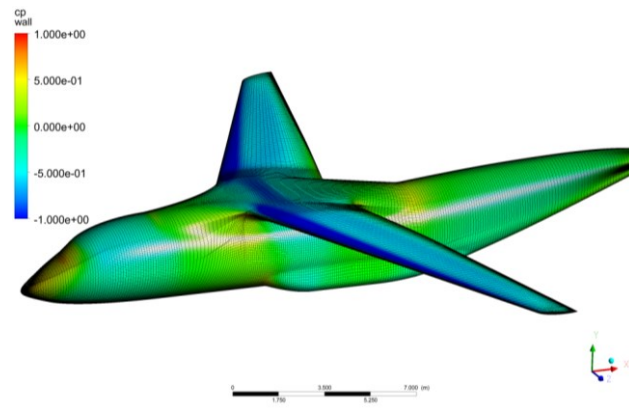


Рисунок 7 – Характер розподілу еквівалентних напружень в оболонці фюзеляжу

На основі даних щодо товщини умовної обшивки регулярної конструкції розраховано масу конструкції фюзеляжу  $m_\phi$  з урахуванням нерегулярностей, зумовлених конструктивними та технологічними чинниками:

$$m_\phi = \sum m_{pk,i} + \sum m_{dod,i},$$

де  $m_{pk,i} = s_i \cdot \delta_i \cdot \rho_i$  – маса  $i$ -го елемента регулярної конструкції;  $s_i$  – площа поверхні;  $\delta_i$  – середня товщина умовної обшивки;  $\rho_i$  – густина матеріалу;  $m_{dod,i}$  – додаткова маса конструкції, що складається з маси додаткових елементів (окантовок, дверей, люків, підлог, гермоднищ, стикових вузлів тощо) та маси, зумовленої конструктивно-технологічними чинниками (з'єднання, неточності, обмеження номенклатури напівфабрикатів та технологій їх оброблення).

Таким чином, розроблена модель масово-центрувальних характеристик фюзеляжу дає змогу отримати попередній розподіл маси фюзеляжу між його частинами та визначити його масово-інерційні характеристики у системі інтегрованого проектування Siemens NX.

Основні наукові результати, наведені у другому розділі, опубліковано у працях автора [2, 3, 4, 5, 7, 9, 10].

**Третій розділ** присвячено дослідженням із визначення впливу геометричних параметрів хвостової частини на характеристики ефективності літаків транспортної категорії. Геометричні параметри уніфікованої параметричної моделі фюзеляжу (таблиця 2) змінювалися у широкому діапазоні, вони характеризують літаки транспортної категорії з різними типами вантажних люків. Розглянуті конфігурації хвостової частини показано на рисунку 8.

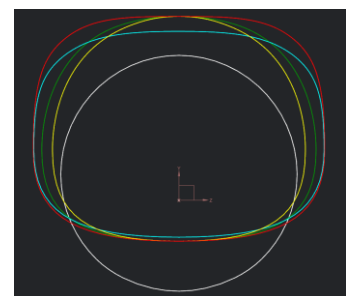
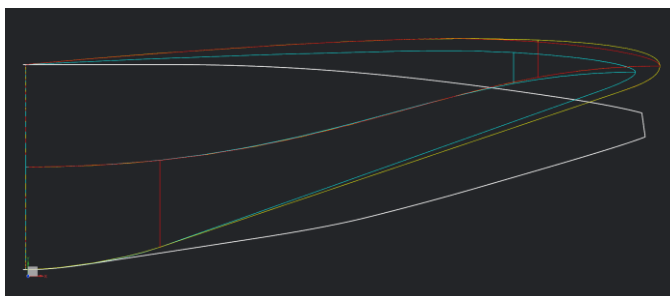


Рисунок 8 – Конфігурації хвостових частин літаків транспортної категорії, отримані при зміні параметрів у заданих діапазонах

Аеродинамічні характеристики фюзеляжу визначено для крейсерського режиму польоту ( $V = 850$  км/ч,  $H = 11$  км) за допомогою запропонованої моделі у середовищі

ANSYS CFX. Результати розрахунків різних варіантів хвостових частин показано на рисунку 9. Під час зміни параметрів ХЧФ інші параметри фюзеляжу (діаметр, подовження та відхилення носової частини) залишалися постійними.

Таблиця 3 – Доповнена матриця геометричних параметрів ХЧФ

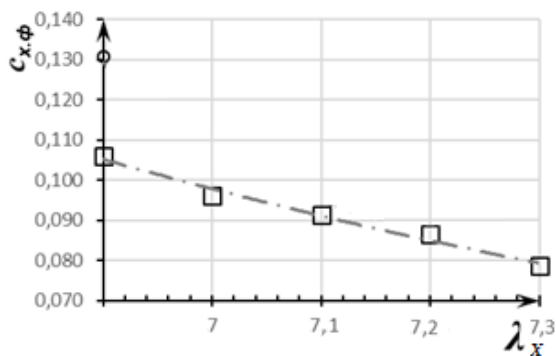
| Тип вантажного люка             | Тип А  | Тип Б  | Тип В  | Тип Д  | Тип Е  |
|---------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Злітна маса, кг                 | 44750  | 44250  | 44370  | 44330  | 44550  |
| Маса корисного навантаження, кг | 10 000 | 10 000 | 10 000 | 10 000 | 10 000 |
| Діаметр фюзеляжу, мм            | 3350   | 3350   | 3350   | 3350   | 3350   |
| Подовження фюзеляжу             | 7,3    | 7,3    | 7,3    | 7,3    | 7      |

Розрахунок маси фюзеляжу виконано за формулою

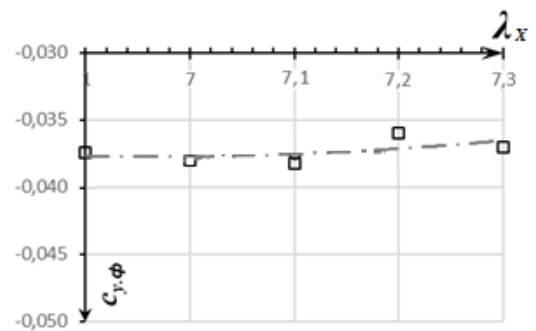
$$m_{\phi} = (d_{\phi} + 3,5) S_{\phi} + 0,0125m_0 + 0,1m_{\kappa,н} + 0,4 \cdot 10^{-3} \lambda_{\phi} S_{\phi}^2 + 135 d_{\phi} + 25 (10^{-3}m_0)^{3/4}, \quad (1)$$

де  $S_{\phi}$  – площа поверхні фюзеляжу;  $d_{\phi}$  – діаметр фюзеляжу;  $m_0$  – злітна маса літака;  $m_{\kappa,н}$  – маса корисного навантаження;  $\lambda_{\phi}$  – подовження фюзеляжу.

Площу поверхні фюзеляжу визначено з використанням запропонованої параметричної моделі майстер-геометрії, створеної у системі Siemens NX, що дало змогу врахувати вплив особливостей геометрії ХЧФ.



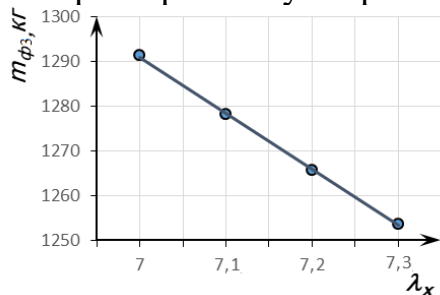
а



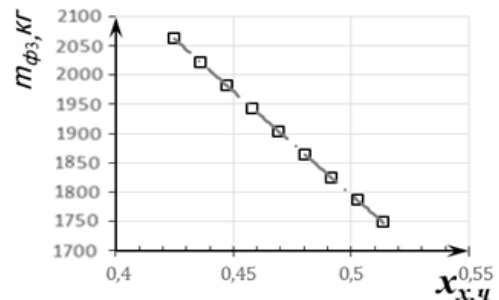
б

Рисунок 9 – Вплив подовження ФЗ на аеродинамічні характеристики фюзеляжу: а – подовження на коефіцієнт опору, б – подовження на коефіцієнт піднімальної сили

На рисунку 10 показано характер впливу геометричних параметрів ХЧФ на масові характеристики фюзеляжу проєктованого літака. Для фюзеляжів більших розмірів характер впливу зберігається аналогічним.



а



б

Рисунок 10 – Вплив геометричних параметрів ХЧФ на масові характеристики фюзеляжу: а – подовження на масу ХЧФ, б – звуження на масу ХЧФ

Положення центру мас і моменти інерції фюзеляжу визначено у припущенні рівномірного розподілу маси по поверхні фюзеляжу з використанням системи Siemens NX.

У використанні на цьому етапі формулі (1) для розрахунку маси фюзеляжу не враховано деяких особливостей конструкції ХЧФ, однак використання більш точних методів потребує більш докладних вихідних даних щодо літака та його режимів польоту. Результати такого дослідження наведено у розділі 4.

Основні наукові результати, наведені у третьому розділі, опубліковано у працях автора [2, 3, 4, 5, 7, 8, 9].

**Четвертий розділ** присвячено впровадженню методу інтегрованого проектування ХЧФ, який було використано при створенні нової модифікації літака сімейства літаків Ан-1Х8, а саме легкого реактивного транспортного літака вантажопідйомністю 10 тонн.

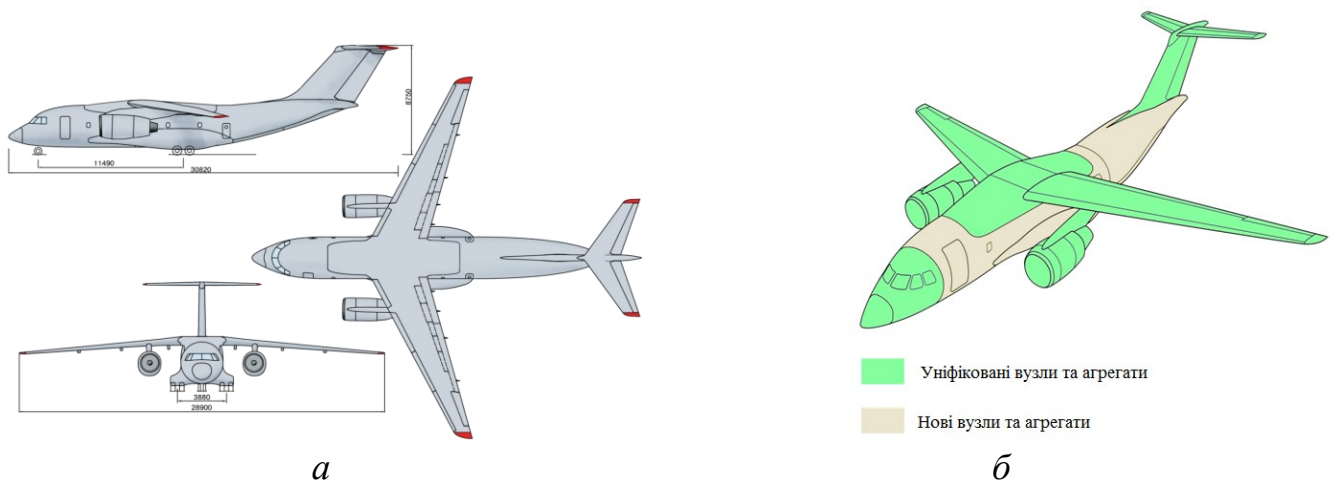


Рисунок 11 – Схема загального вигляду (а) та уніфікації (б) проєктованого літака сімейства Ан-1Х8

У цьому випадку поданий метод можна використати як інструмент для створення модифікацій наявного сімейства літаків, у тому числі на базі пасажирського варіанта. Його суть полягає у використанні технічних напрацювань з імпортозаміщення літака Ан-178 в частині обладнання та створенні нової модифікації на базі сімейства Ан-1Х8 транспортного літака як альтернативну заміну Ан-74, яка буде дуже близькою до нього та перевершувати його за технічними характеристиками, що робить його більш конкурентоспроможним. У такому випадку виконується досить суттєва уніфікація агрегатів і систем літака – крило, кіль, стабілізатор, пілотажно-навігаційний комплекс та інше (рисунок 11), що суттєво спрощує цикл виробництва. Запропонований метод реалізовано у спільному проєкті центру CAD/CAM/CAE Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» і АТ «АНТОНОВ».

На підставі технічного завдання розроблено концепцію створення конкурентоспроможного транспортного літака і виконано його попереднє проєктування. Концептуальна особливість літака – максимальне використання вузлів та агрегатів наявних літаків, у тому числі пасажирських, сімейства Ан-1Х8, створення літака з більш високими показниками ефективності та можливостями, наприклад відповідність вимогам системи перевезення стандартизованих авіаційних піддонів для тран-

спортних літаків – 463L Master pallet (HCU-6/E).

Таблиця 4 – Номенклатура транспортованого вантажу

| Номенклатура вантажу:            | Кількість | Вага, т. |
|----------------------------------|-----------|----------|
| Особовий склад, чол.:            |           |          |
| – військовослужбовці             | 86        | 10,32    |
| – десантники                     | 73        | 9,49     |
| – поранені на ношах + сидячі     | 73        | 73       |
| Контейнери (з розмірами, м):     |           |          |
| – LD 3 (1,53x1,625x2,007)        | 7         | 5,5      |
| – LD 7, LD 9 (2,235x1,625x3,175) | 4         | 8,0      |
| Палет (з розмірами, м):          |           |          |
| – 88''x125'' (2,235x3,175)       | 4         | 9,8      |

Проаналізувавши всі вхідні дані, було отримано основні характеристики літака, які було зведено в таблицю 5.

Таблиця 5 – Основні характеристики проєктованого літака

| Показники                                              | $n_y^e=2,5$ | $n_y^e=2,3$ |
|--------------------------------------------------------|-------------|-------------|
| Злітна маса, т                                         | 44,75       | 48          |
| Максимальне корисне навантаження, т                    | 10          | 13,5        |
| Максимальний запас пального, т                         | 12,05       | 12,05       |
| Маса пустого спорядженого літака, т                    | 25          | 25,2        |
| Тип двигуна:                                           | Д-436-148ФМ | Д-436-148ФМ |
| – злітна тяга, тс (максимально надзвичайний режим)     | 2x7,5 (8,5) | 2x7,5 (8,5) |
| – витрата пального на крейсерському режимі, кг/кгс·год | 0,68        | 0,68        |
| Крейсерська швидкість, км/год                          | 800         | 790         |
| Висота польоту, км                                     | 10,7-11,3   | 10,1-10,7   |
| Практична дальність польоту (АНЗ на 1 год), км:        |             |             |
| – з 10 т вантажу                                       | 2870        | 2500        |
| – без вантажу                                          | 4300        | 4200        |
| Потрібна довжина ЗПС (СА, Н = 0), м                    | 1800        | 2000        |

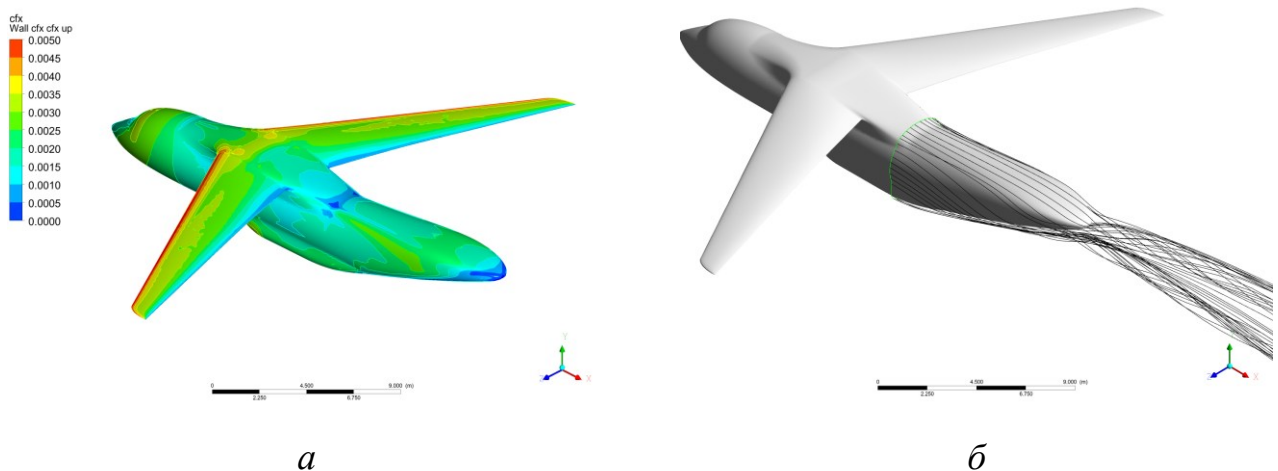


Рисунок 12 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя ( $C_{xf}$ ) на поверхні літака (а) та розподілу ліній потоку на відстані 100 мм від поверхні літака (б) з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при  $M = 0,75$ ,  $S_y = 0,5$ ,  $H = 11000$  м (вигляд зверху)

Для оптимізації літака за допомогою поданого методу було розроблено п'ять

варіантів хвостових частин фюзеляжу для їх оцінювання та вибору найбільш оптимальної для конкретного літака. При аналізі враховувались такі показники як відповідність до ТТХ літака, аеродинамічні (рисунки 12, 13) та вагові характеристики кожної окремо взятої схеми та їх порівняльний аналіз між собою.

Після створення майстер-геометрії різних варіантів хвостових частин фюзеляжу було виконано аеродинамічні розрахунки літака у шести виконаннях для можливості оцінювання його характеристик.

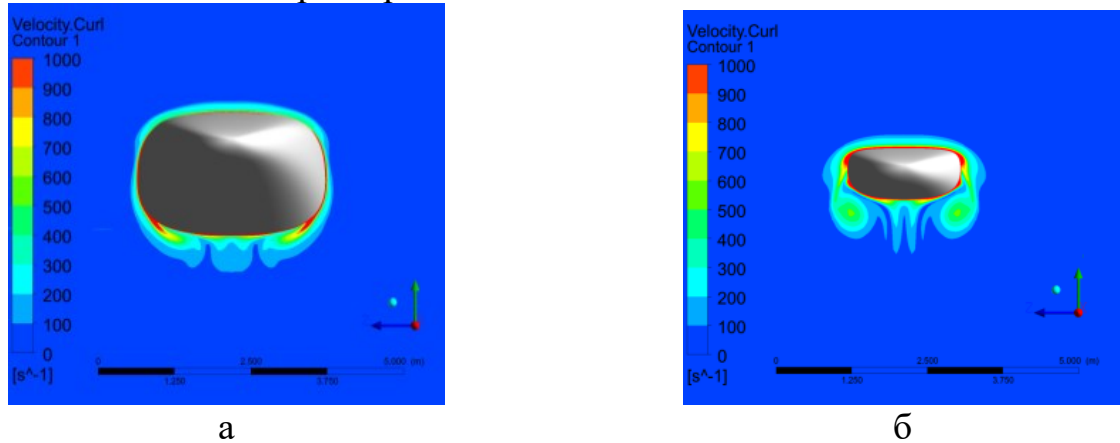


Рисунок 13 – Порівняння інтенсивності вихрів у пендикулярному перерізі до ПСЛ Ан-1Х8 з варіантом хвостової частини «типу «А»: (а) –  $x = 22$  м; б) –  $x = 25$  м (відстань до перерізу задається від носа літака)

Таблиця 6 – Результати розрахунків аеродинамічних характеристик літака Ан-1Х8 з різними варіантами хвостової частини фюзеляжу на висоті  $H = 11000$  м,  $M = 0,75$

| Параметр | ФЗ Ан-148 | ФЗ «типу «А» | ФЗ «типу «Б» | ФЗ «типу «В» | ФЗ «типу «Д» | ФЗ «типу «Е» |
|----------|-----------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| K        | 15,43     | 13,97        | 14,55        | 14,31        | 14,55        | 14,55        |
| dK       | 0         | -1,46        | -0,88        | -1,12        | -0,88        | -1,51        |
| dK, %    | 0         | -9,47 %      | -5,70 %      | -7,25%       | -5,70 %      | -9,78 %      |

Після проведення аеродинамічних розрахунків літака з різними типами хвостових частин, які були виконані на режимі крейсерського польоту на висоті 11 тисяч метрів на швидкості  $M = 0,75$ , можна зробити такі висновки. Аеродинамічну якість пасажирського літака Ан-148 було взято як базову, яка в розрахунковій конфігурації становить 15,43 одиниці. З транспортних варіантів найкращий показник у варіанті зі схемами типу «Б» і «Д» і становить 14,55 одиниці, що на 5,35 відсотків гірше, ніж у базового варіанта.

Розрахунки маси фюзеляжу малого і середнього транспортного літака ( $M_0 < 150$  т) було виконано згідно з формулою та статистичними даними:

$$M_{\phi} = 7,4775 \cdot M_0^{0,2519} \cdot S_{om}.$$

Результатом стали розрахунки маси хвостової частини фюзеляжу для всіх варіантів та їх порівняння, які зведено в таблицю 7.

Таблиця 7 – Перелік мас та поверхонь хвостових частин, що омиваються

| Параметр             | ФЗ Ан-148 | ФЗ «типу «А» | ФЗ «типу «Б» | ФЗ «типу «В» | ФЗ «типу «Д» | ФЗ «типу «Е» |
|----------------------|-----------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| $\Sigma S_{om}, m^2$ | 74,4      | 90,1206      | 79,9572      | 82,3855      | 79,9572      | 85,0073      |
| m ФЗ, кг             | 1650      | 2374,41      | 1873,47      | 1958,52      | 1933,42      | 2169         |

Після аналізу масових, аеродинамічних та експлуатаційних характеристик літака у першому наближенні було прийнято рішення, що найбільш оптимальною схемою вантажного люка і хвостової частини фюзеляжу для транспортної модифікації літака Ан-1Х8 є «типа «Д». Це пов'язано з тим, що він разом з типом «Б» має найвищі показники аеродинамічної якості, дещо гірші вагові показники, ніж у типа «Б», але кращі, ніж у решти варіантів. Крім того, ця схема забезпечує високі експлуатаційні показники завдяки невеликій кількості рухомих агрегатів і, як наслідок, більш простій системі керування, зручності завантаження колісної техніки внаслідок розкладання гермотрапа.

Основні наукові результати, наведені у четвертому розділі, опубліковано у працях автора [3, 4, 6, 9].

## ВИСНОВКИ

Відповідно до мети та завдань у роботі отримано такі результати.

1. Уперше при створенні літаків транспортної категорії з хвостовим вантажним люком розроблено та подано метод інтегрованого проєктування та конструювання хвостової частини фюзеляжу, який за допомогою математично описаних параметрів дає змогу створення тієї чи іншої майстер-геометрії хвостової частини фюзеляжу під конкретно вибрану схему вантажного люка.

2. Удосконалено метод, що дає змогу проєктування транспортних літаків не тільки на етапі створення принципіально нового концепту літака, а й як можливості виконання модифікації наявного літака пасажирського типу шляхом його глибокої модернізації.

3. Розроблено систематизацію і класифікацію наявних типів вантажних люків транспортної категорії за їх конструктивними особливостями. Виділено окрему групу хвостових вантажних люків. Сформовано п'ять типових схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу.

4. Створено універсальний параметричний метод задання майстер-геометрії хвостової частини фюзеляжу, що дає змогу реалізації будь-якої із наведених схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу, у тому числі й унікальну, реалізовану тільки на літаках марки «Ан», з відкатною рампою.

5. Описано взаємозв'язок параметрів вантажного люка і транспортних характеристик літака, які залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування.

6. Набули подальшого розвитку методи тривимірного параметричного моделювання як хвостових частин фюзеляжу, так і транспортних літаків у цілому при створенні майстер-геометрії, моделі розподілу простору, аналітичних еталонів елементів конструкції планера і моделі повного визначення геометричних параметрів літака з використанням технологій систем CAD/CAM/CAE/PLM.

7. Подані результати впроваджено в практику проєктування літаків транспортної категорії АТ «АНТОНОВ», а також у Національному аерокосмічному університеті «Харківський авіаційний інститут» в навчальному процесі при підготовці фахівців авіаційної галузі.

## СПИСОК НАУКОВИХ ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Список публікацій, у яких опубліковані основні наукові результати

дисертаційної роботи.

*Статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України:*

1. Систематизация и классификация типов грузовых люков самолетов транспортной категории по основным конструктивным признакам / А. З. Двейрин, В. А. Костюк, А. И. Рабичев, А. В. Балун, Д. С. Конышев. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии* = *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2015. Вип. 70. С. 33–53. **(Фахове видання, Index Copernicus)**

2. Структурный анализ основных конструктивных элементов грузовых люков самолетов транспортной категории / А. З. Двейрин, С. А. Бычков, В. А. Костюк, А. В. Балун, А. И. Рабичев, Д. С. Конышев. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии* = *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2016. Вип. 74. С. 22–48. **(Фахове видання, Index Copernicus)**

3. Метод построения математической модели теории хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории / С. А. Бычков, А. З. Двейрин, В. А. Костюк, А. В. Балун, А. И. Рабичев, Д. С. Конышев, В. С. Долгих. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии* = *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2017. Вип. 78. С. 5–17. **(Фахове видання, Index Copernicus)**

4. Конышев Д. С. Метод определения основных параметров грузового люка в хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии* = *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2020. Вип. 87. С. 52–71. DOI: 10.32620/oikit.2020.87.02 **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

5. Конышев Д. С. Интегрированное проектирование хвостовой части фюзеляжу лайнеров транспортной категории. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2024. Вип. 101. С. 4–21. DOI: 10.32620/oikit.2024.101.01 **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

6. Метод проектирования модификации лайнера на базе существующего семейства лайнеров транспортной категории / О. О. Бойко, О. Г. Гребеніков, Д. С. Конышев, С. А. Філь, М. І. Філіппов. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2024. Вип. 102. С. 4–31. DOI: 10.32620/oikit.2024.102.01 **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

7. О. Г. Гребеніков, Д. С. Конышев. Развитие методов проектирования лайнеров транспортной категории // *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2025. Вип. 104. С. 11–24. **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

Статті у наукових періодичних виданнях включених до категорії «А» Переліку наукових фахових видань України, або у закордонних виданнях, проіндексованих у базах даних *Web of Science Core Collection* та/або *Scopus*:

8. Design of the parametric appearance of the power plant for modifications of the regional passenger aircraft An-158 / V. Loginov, Y. Ukrainets, A. Humennyi, O. Yelans'ky, D. Konyshev, Ye. Spirkin, V. Bezdielnyi. *Eastern-European Journal of Enterprice Technologies*. 2023. Vol. 4, № 1 (124). P. 35–52. DOI: 10.15587/1729-4061.2023.284806 **(Фахове видання, категорія «А», Scopus, Q3)**

9. Design method for pressurized and non-pressurized tail cargo door's fairings compartment in transport category aircraft / O. Grebenikov, A. Humennyi, V. Loginov, O. Dveirin, D. Konyshev. *Transaction on Aerospace Research*. 2023. Vol. 2023, № 3. P. 55–71. DOI: 10.2478/tar-2023-0017. **(Scopus)**

Список публікацій, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

10. Transport Aircrafts Rear Cargo Door Ramp with Sealed Floor Main Parameters and Components Description and Determination / D. Konyshev, A. Humennyi, O. Grebenikov, A. Chumak, L. Buival. *International Scientific and Technical Conference on Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineerin – Synergetic Engineering. ICTM'2020* : proceedings, 29–30 Oct. 2020, Kharkiv, Ukraine. Cham : Springer, 2021. P. 588–597. (Lecture Notes in Networks and Systems. LNNS ; vol. 188, ISSN 2367-3370). DOI: 10.1007/978-3-030-58124-4\_10 **(Scopus, Q4)**

11. Design of high fatigue life joins of fuselage structures considering facture mechanics / D. Zhyriakov, O. Grebenikov, A. Humennyi, D. Konyshev. *International Scientific and Technical Conference on Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. ICTM'2022* : proceedings, 18–19 Nov. 2022, Kharkiv, Ukraine. Cham : Springer, 2022. P. 159–173. (Lecture Notes in Networks and Systems. LNNS, ISSN 2367-3370 ; vol. 657). DOI: 10.1007/978-3-031-36201-9\_14. **(Scopus, Q4)**

Список публікацій, які додатково відображають наукові результати дисертації:

12. Долгих В. С., Конышев Д. С., Филь С. А. Перспективы развития беспилотной транспортной авиации. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии* = *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2018. Вип. 80. С. 23–28. **(Фахове видання, Index Copernicus)**

13. Transport Category Airplane Fuselage Master Geometry Parametrical Modeling Method / A. Chumak, L. Buival, A. Humennyi, O. Grebenikov, D. Konyshev. *Mathematical Modeling and Simulation of Systems. MODS'2020* : sel. papers 15th Intern. sci.-pract. conf., June 29 – July 01, 2020. Chernihiv, Ukraine. Cham : Springer, 2021. P. 101–110. (Advances in Intelligent Systems and Computing ; vol. 1265, ISSN 2194-5357). DOI: 10.1007/978-3-030-58124-4\_10 **(Scopus, Q4)**

14. Конышев Д. С., Костюк В. А. Полностью электрическая система управления грузовыми люками транспортных самолетов фирмы «Антонов». *Конструкция и прочность авиационной техники* : тез. докл. X Междунар. молодеж. науч.-техн. чтений им. А. Ф. Можайского, Запорожье, Украина / АО «Мотор Сич», НАН Украины, ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорож. нац. техн. ун-т, Нац. аерокосм. ун-т им.

Н. Е. Жуковского «ХАИ». Запорожье, 2017. С. 87.

15. Конишев Д. С., Тимошенко П. П., Мельников М. Д. Усовершенствование формы и конструкции хвостовых аэродинамических гребней легкого транспортного самолета с задним грузовым люком. *Общие вопросы двигателестроения* : тез. докл. XI Междунар. молодеж. науч.-техн. чтений им. А. Ф. Можайского, Запорожье, Украина / АО «Мотор Сич», НАН Украины, ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорож. нац. техн. ун-т, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Запорожье, 2018. С. 7.

16. Оптимизация параметров формы хвостовой части фюзеляжа транспортного самолета, схемы грузового люка и его системы управления на этапе технического проекта / А. В. Балун, Д. С. Конишев, В. А. Костюк, А. И. Рабичев. *Конструирование и производство вертолетов и самолетов* : тез. докл. XII Междунар. молодеж. науч.-техн. чтений им. А. Ф. Можайского, Запорожье, Украина / АО «Мотор Сич», НАН Украины, ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорож. нац. техн. ун-т, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Запорожье, 2019. С. 155.

## АНОТАЦІЯ

Конишев Д. С. Метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2025.

Дисертаційну роботу присвячено розробленню методу інтегрованого проектування та конструювання хвостових частин фюзеляжу літаків транспортної категорії за допомогою комп'ютерних систем, що забезпечує підвищення його ефективності.

Виконано аналіз наявних типів транспортних літаків за їх конструктивними та експлуатаційними особливостями. За результатами аналізу виконано систематизацію та класифікацію типів вантажних люків залежно від їх розташування та конструктивних особливостей. Цей аналіз показав, що тип вантажного люка і його розміщення залежать від логістичних завдань, які виконує літак, і тим самим показав взаємозв'язок схеми і типу вантажного люка з його транспортними можливостями.

Проведений аналіз дав змогу виділити в окрему групу хвостові вантажні люки, які мають найбільший вплив на формування хвостової частини фюзеляжу транспортних літаків та їх технічні можливості, у тому числі й літака в цілому, при виконанні тих або інших логістичних завдань. Крім цього, було виділено і класифіковано групу найбільш поширених типів вантажних люків сучасних літаків з герметичним фюзеляжем.

На основі аналізу виділено основні складові частини вантажних люків та хвостової частини фюзеляжу. Визначено їх параметри та принципи їх задання та розрахунку. Також при використанні викладеної теорії забезпечується швидка зміна та адаптація як наявного варіанта літака під необхідні вимоги та умови для транспортного літака, так і створення нового типу.

У роботі розроблено метод інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії, що містить: параметричне моделювання, аналіз маси конструкції фюзеляжу, аналіз аеродинамічного обтікання фюзеляжу, синтез конфігурації хвостової частини з урахуванням транспортних вимог до літака, вимог до обладнання, компоновання і умов завантаження-розвантаження, десантування.

Автором здійснено аналіз особливостей забезпечення аеродинамічних характеристик і паливної ефективності легкого транспортного літака з урахуванням вимог до його транспортних характеристик, умов завантаження-розвантаження, десантування. Розроблено оптимальну конфігурацію хвостової частини фюзеляжу, що забезпечує максимальну ефективність за мінімальною масою та аеродинамічним опором на крейсерському режимі польоту зі швидкістю до 850 км/год ( $M = 0,8$ ) та відповідає транспортним задачам літака. Значення аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі польоту становить  $K_{\text{крейс}} = 14,76$ , що відповідає світовому рівню для літаків такого класу.

Реалізація розробленого методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії дало змогу створити проєкт легкого транспортного літака як розширення сімейства літаків Ан-1Х8 відповідно до вимог діючої нормативної документації АПУ-25, CS-25 та забезпечити його високі льотно-технічні та експлуатаційні характеристики.

Відпрацьовано й впроваджено нові методи параметричного моделювання та інженерного аналізу фюзеляжу з урахуванням особливостей хвостової частини.

Ключові слова: літак, транспортний літак, модифікація літака, метод інтегрованого проєктування, планер літака, хвостова частина фюзеляжу, вантажний люк, рампа, стулки, замки, вантажна кабіна, аеродинамічні характеристики, аеродинамічне компоновання, льотно-технічні характеристики, вагові характеристики, сертифікація, авіаційні правила.

## ABSTRACT

Konyshev D. S. Method of integrated design of fuselage tail part of transport aircraft. – Scientific study on the rights of manuscript.

Dissertation for obtaining the scientific degree of Candidate of Technical Sciences in the specialty 05.07.02 – design, manufacture and testing of aircraft – National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, 2025.

The dissertation is devoted to the development of a method of integrated design and construction of the fuselage tail parts of the transport aircraft using computer systems to increase its efficiency.

The analysis of existing types of transport aircraft based their design and operational features has been performed. According to the received results systematization and classification of the cargo hatches types depending on their location and design features have been carried out. This analysis showed that the type of cargo hatch and its location directly depend on the logistical tasks performed by the aircraft and thus showed the relationship between the scheme and type of the cargo hatch with its transport capabilities.

The conducted analysis made it possible to identify a separate group of tail cargo hatches having the greatest influence on forms of the fuselage tail, the transport aircraft as

a whole as well as on their technical capabilities when performing certain logistical tasks. In addition, a group of the most popular types of cargo hatches of modern aircraft with pressurized fuselage was identified and classified.

Based on the analysis, the main components of the cargo hatches and the fuselage tail are presented. Their parameters and principles of their design and definition are developed. Besides, implementation of this theory provides a rapid change and adaptation of the existing aircraft version in accordance with the necessary requirements to the transport aircraft and conditions of its operation as well as creation of a new type.

The author analyzed the features to provide the aerodynamic characteristics and fuel efficiency of light transport aircraft in terms of meeting the requirements for transport characteristics of the aircraft, conditions of loading and unloading, aerial delivery. The optimal configuration of the fuselage tail has been developed. It provides maximum efficiency with minimum mass and aerodynamic drag on cruising mode of flight at speeds up to 850 km/h ( $M = 0.8$ ) and meets the transport intensions of the aircraft. The aerodynamic quality of the aircraft on the cruising mode of flight is  $K_{\text{cruising}}=14,76$ , which corresponds to the value accepted worldwide for aircraft of this class.

Implementation of the developed method of integrated design of the fuselage tail part of transport aircraft allowed to create a light transport aircraft project by extension of the AN-1X8 aircraft family in accordance with current APU-25, CS-25 aviation rules and ensure the aircraft's high performances, technical and operational characteristics.

New methods of parametric modeling and engineering analysis of the fuselage, taking into account the features of the tail, have been developed and implemented.

Keywords: transport aircraft, concept, fuselage tail, cargo hatch, ramp, sash, locks, cargo cabin, certification.

Підписано до друку . .2026 р.  
Формат 60×90/16. Папір офс. Офс. друк  
Ум. друк. арк. 1,0. Наклад 100 пр. Замовлення №  

---

Національний аерокосмічний університет  
«Харківський авіаційний інститут»  
61070, м. Харків-70, вулиця Вадима Манька, 17  
<http://www.khai.edu>

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001