

doi: 10.32620/oikit.2024.101.01

УДК 629.7.01

Д. С. Конишев

Інтегроване проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»
ТОВ «Спектронікс»*

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. Удосконалено метод, що дає змогу проєктування транспортних літаків не тільки на етапі створення принципіально нового концепту літака, а й як можливості виконання модифікації існуючого пасажирського типу літака шляхом його глибокої модернізації. Розроблено систематизацію і класифікацію існуючих 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. 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. Описано взаємозв'язок між параметрами вантажного люка і транспортними характеристиками літака, які залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування. Набули подальшого розвитку методи тривимірного параметричного моделювання як хвостових частин фюзеляжу, так і транспортних літаків в 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. Подані результати впроваджено в практику проєктування літаків транспортної категорії ДП «АНТОНОВ», а також у Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» в навчальному процесі при підготовці фахівців авіаційної галузі.

Ключові слова: транспортні літаки, хвостова частина фюзеляжу, схема вантажного люка, методи проєктування.

Актуальність теми. Для створення відповідно до Норм льотної придатності нових конкурентоспроможних літаків транспортної категорії необхідно розробляти науково обґрунтовані методи їх проєктування, виробництва і випробування та забезпечувати сучасні, змінні 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», ХАІ, НАУ, УкрНДІАТ та інших підприємств.

На етапах формування загального вигляду літака, його компоновання й основних характеристик, вироблення 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 не достатнім або мало ефективним, що і зумовлює потребу розглядати на етапі ескізного проектування 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 проектування 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. Разом з тим з'являються принципово нові методи, які відкривають можливості для розробників авіаційної техніки успішно адаптуватися до постійно змінюваних вимог і завдань.

У цьому процесі активну роль відіграє також накопичення досвіду у досягненні заданих характеристик літаків, відповідних конструкторських рішень, досвід експлуатації та зворотний зв'язок з експлуатантами і замовниками. Велику частину робіт вдається виконувати за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем, що забезпечує інтеграцію розрахункових, експериментальних методів проектування з методами комп'ютерного моделювання літаків і їх модифікацій від початку розроблення літака та протягом 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 оптимально. Крім цього, вдається значно скоротити часові рамки розроблення, виготовлення та сертифікації завдяки використанню готових перевірених рішень та швидкій ув'язці нових унаслідок попереднього пропрацювання. Тому важливим аспектом у розробленні нових типів літаків є створення методів і принципів формування та проектування різноманітних типів літаків на базі однієї платформи. У світовій практиці 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 результат дають змогу виконувати більший спектр задач, що позитивно позначається на їх експлуатації та виробництві.

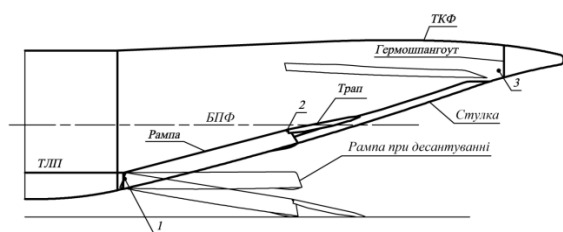
Тому розроблення одного із наукових методів інтегрованого проектування зі створення сучасних транспортних літаків та їх агрегатів на базі існуючих пасажирських або заново розроблюваних є *актуальною задачею*. Це має велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення найбільш оптимальної ефективності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

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

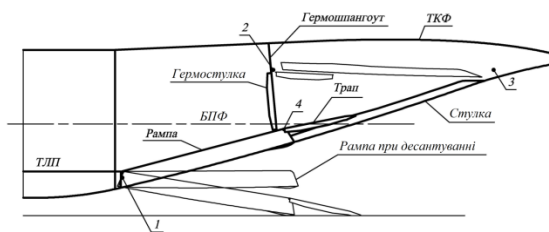
Для досягнення цієї мети поставлено такі завдання:

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

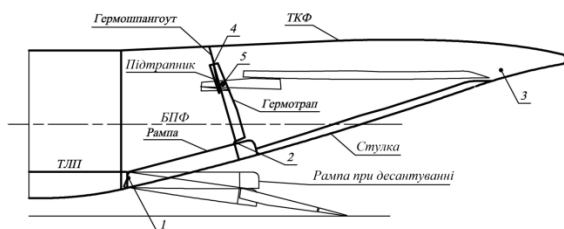
Методи дослідження. Для досягнення поставленої мети і отримання основних результатів у роботі застосовували аналітичні методи дослідження статистичних даних; математичні методи дослідження проектних рішень; методи автоматизованого проектування і тривимірного комп'ютерного моделювання літакових конструкцій за допомогою сучасних комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM; розрахунково-експериментальні методи забезпечення аеродинамічних характеристик; методи розрахунку ваги авіаційних конструкцій.



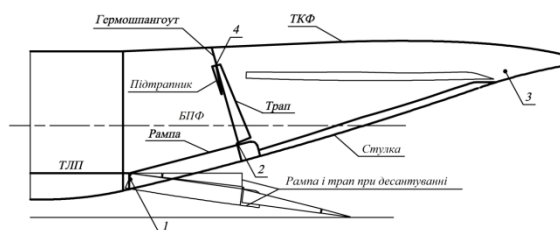
Тип А



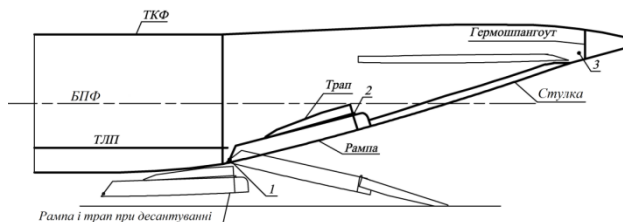
Тип Б



Тип В



Тип Д



Тип Е

Рис.1. Схеми сучасних схем герметичних вантажних люків розташованих у хвостовій частині фюзеляжу літаків транспортної категорії

На першому етапі виконано аналіз транспортних літаків з різними варіантами вантажних люків, серед яких виділено групу герметичних вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу, які роблять значний вплив на її форму та

характеристики літака в цілому. Серед них виділено п'ять основних типів вантажних люків (рисунок 1). Виконано оцінювання методів проєктування і комп'ютерного моделювання хвостової частини фюзеляжу (ХЧФ) літаків транспортної категорії (рисунок 2) та перспектив їх розвитку.

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

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.

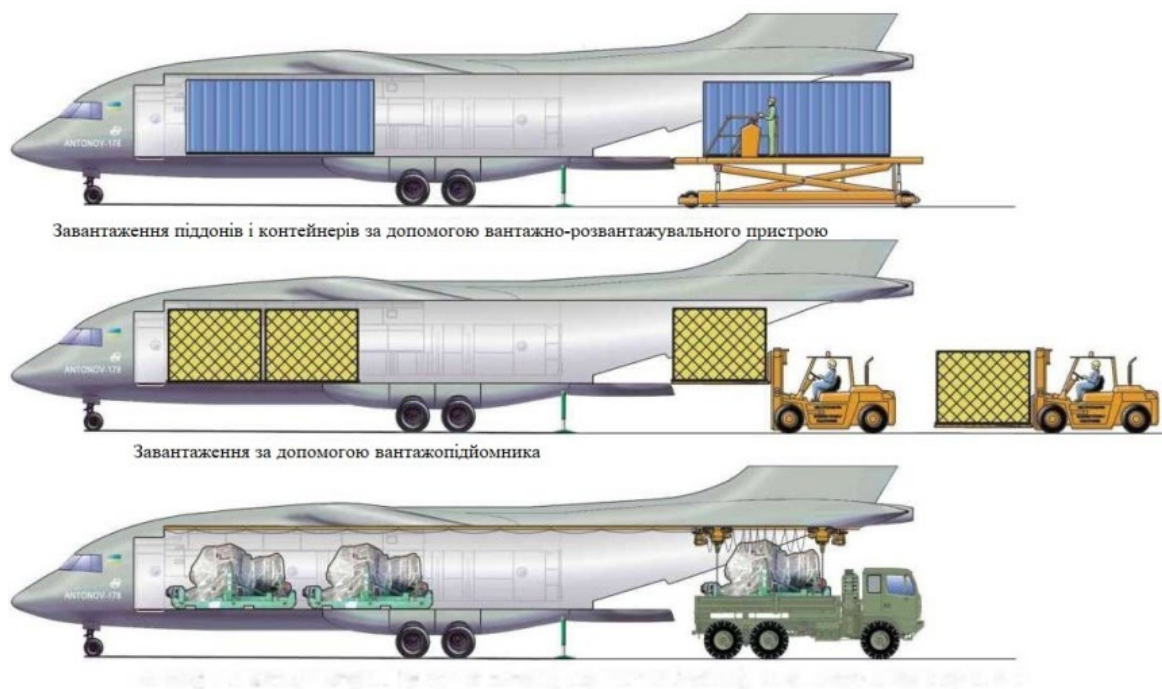


Рис. 2. Схема сучасного транспортного літака з заднім вантажним люком

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

На другому етапі розроблено наукові основи методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії. Для цього спочатку було проаналізовано та описано основні складові частини вантажних люків (рисунок 3), їх параметри, оскільки вони мають суттєвий вплив на основні характеристики хвостової частини та її форму в цілому.

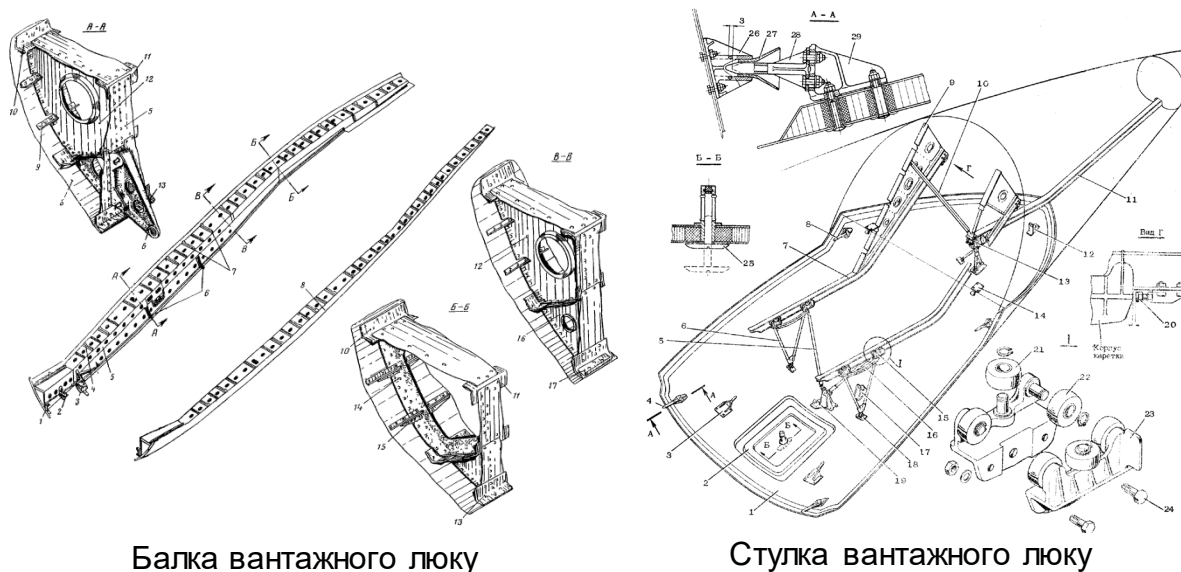


Рис. 3. Складові частини вантажних люків розташованих в хвостовій частині фюзеляжу

Отримавши дані з компоновуння і основних критеріїв до проєктування герметичного вантажного люка в 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 різних схем вантажних люків.

Для створення майстер-геометрії фюзеляжу використано узагальнене теоретичне креслення (рисунки 4) і матрицю геометричних параметрів фюзеляжу (таблиця 1). Умовно модель поділяють на модель носової частини (НЧФ), центральної і хвостової частин фюзеляжу (ХЧФ).

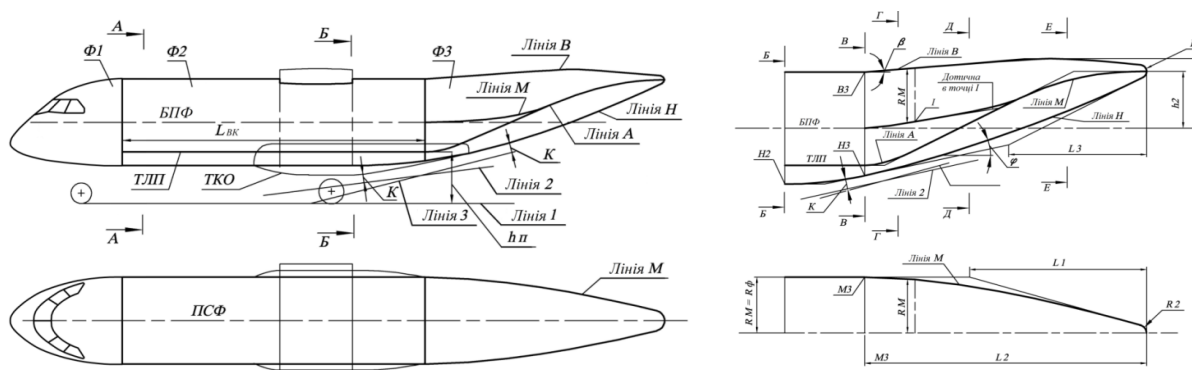


Рис. 4. Схема теоретичних обводів хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії

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

Таблиця 1

Матриця геометричних параметрів фюзеляжу

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення				
Варіант	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, $lamf$	7,3	7,3	7,3	7	7,3
Подовження НЧФ, $lamn$	1,7	1,7	1,7	1,7	1,7
Подовження ХЧФ, $lamh$	2,8	3	3	3,5	3,5
Співвідношення ширини і висоти перерізу, knb	1,12	1	1	1	1
Коефіцієнт заповнення перерізу, $etam$	0,927	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$

Упроваджено можливості 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.

Однією із особливостей, яка інколи застосовується (наприклад, в літаку Ан-74), є конфігурація хвостової частини фюзеляжу транспортних літаків із вантажним люком в хвостовій частині фюзеляжу, де потреба забезпечити необхідну висоту прорізу люка і в той же час скоротити його довжину приводить до збільшення кута відхилення хвостової частини і застосування в деяких випадках характерної S-подібної форми верхньої і нижньої твірних ліній. Фрагмент теоретичного креслення S-подібної форми ХЧФ (вигляд В) показано на рисунку 5, додаткові геометричні параметри наведено у таблиці 2.

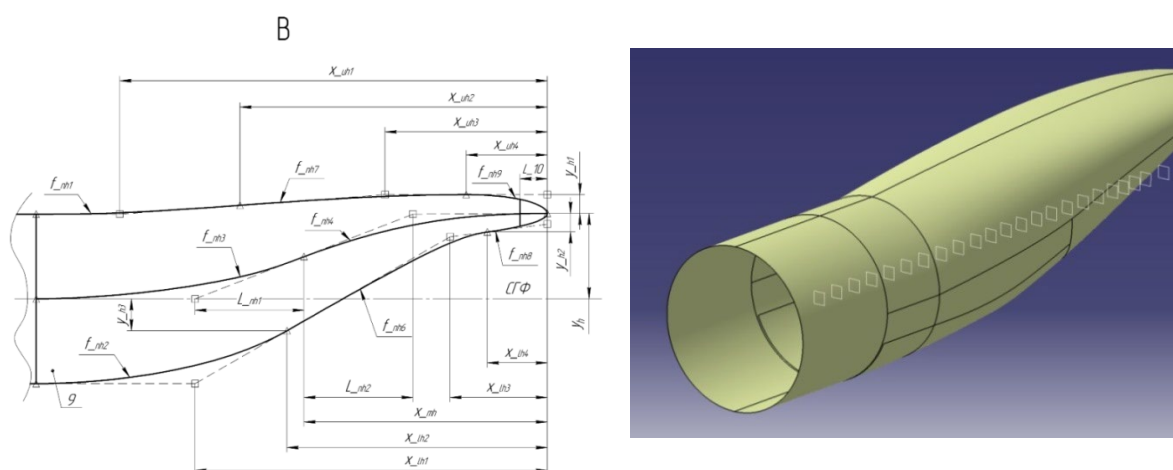


Рис. 5. Фрагмент узагальненого теоретичного креслення та майстер-геометрії ХЧФ літака із вантажним люком

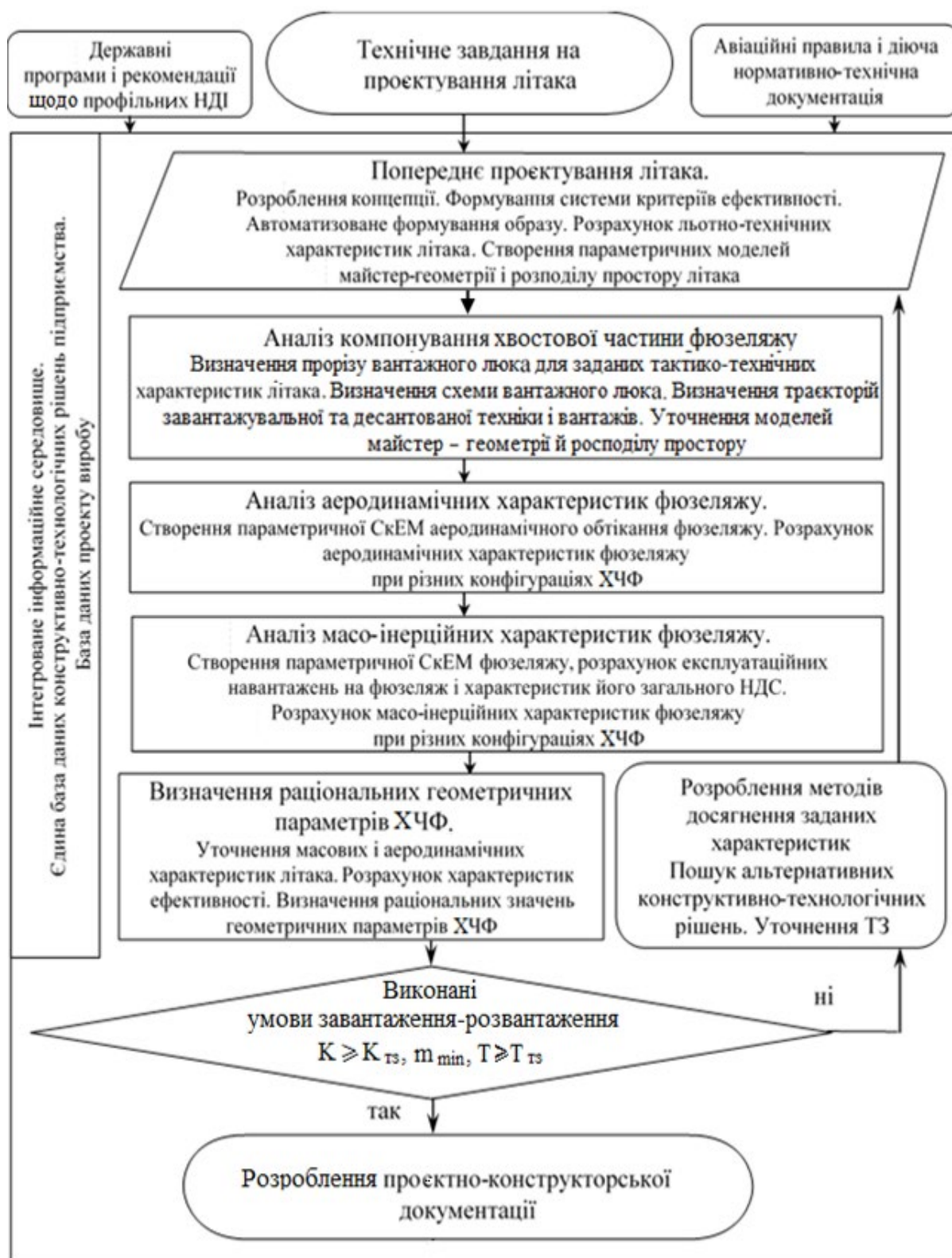


Рис. 6. Схема методу інтегрованого проектування ХЧФ транспортного літака

Таблиця 2

Додаткові геометричні параметри твірних кривих

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення				
Варіант	А	Б	В	Д	Е
ВД початкової твірної сегмента 2, f_{21}	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142
ВД кінцевої твірної сегмента 2, f_{22}	0,45	0,45	0,45	0,5	0,5
ВД початкової твірної сегмента 4, f_{41}	0,4	0,35	0,35	0,4	0,45
ВД кінцевої твірної сегмента 4, f_{42}	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142
ВД початкової твірної сегмента 5, f_{51}	0,5	0,4142	0,4	0,4142	0,4142
ВД кінцевої твірної сегмента 5, f_{52}	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142
ВД початкової твірної сегмента 8, f_{81}	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142
ВД кінцевої твірної сегмента 8, f_{82}	0,5	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142
ВД початкової твірної сегмента 9, f_{91}	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142
ВД кінцевої твірної сегмента 9, f_{92}	0,5	0,4142	0,4142	0,6	0,6

У таблиці 2: ВД – виділена ділянка твірної лінії; f – дискримінант твірної лінії сегмента.

Розроблено метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії (рисунк 6).

Створено теоретичну схему і моделі розподілу простору (рисунк 7) для виконання аналізу транспортних можливостей вантажного люка в хвостовій частині фюзеляжу, що дають змогу урахувати вимоги до проектного транспортного літака в цілому та забезпечити необхідні характеристики стосовно номенклатури транспортованих вантажів, їх умов завантаження-розвантаження, десантування відповідно до міжнародних стандартів.

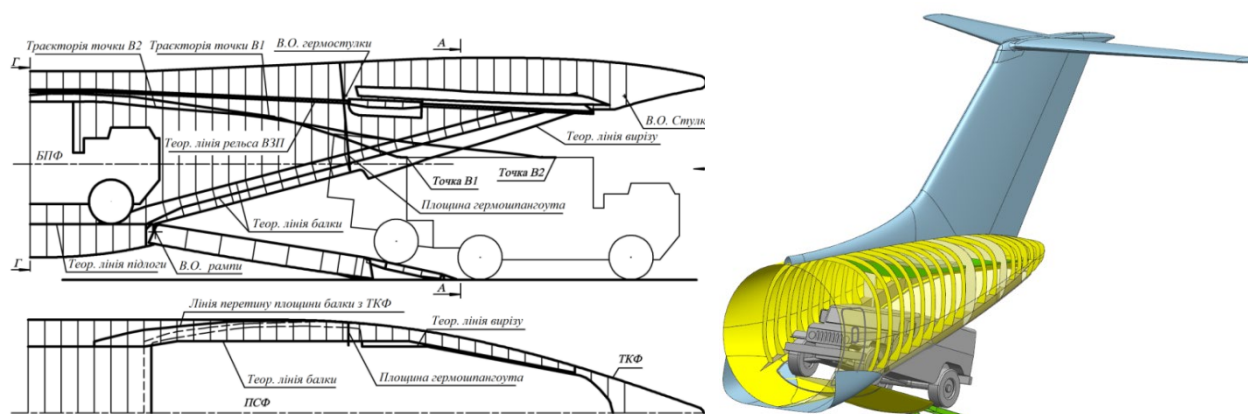


Рис. 7. Теоретична схема та електронна модель симуляції завантаження самохідної техніки

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 8). 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 проектування.

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 протягом типового польоту навантаженнях.

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.

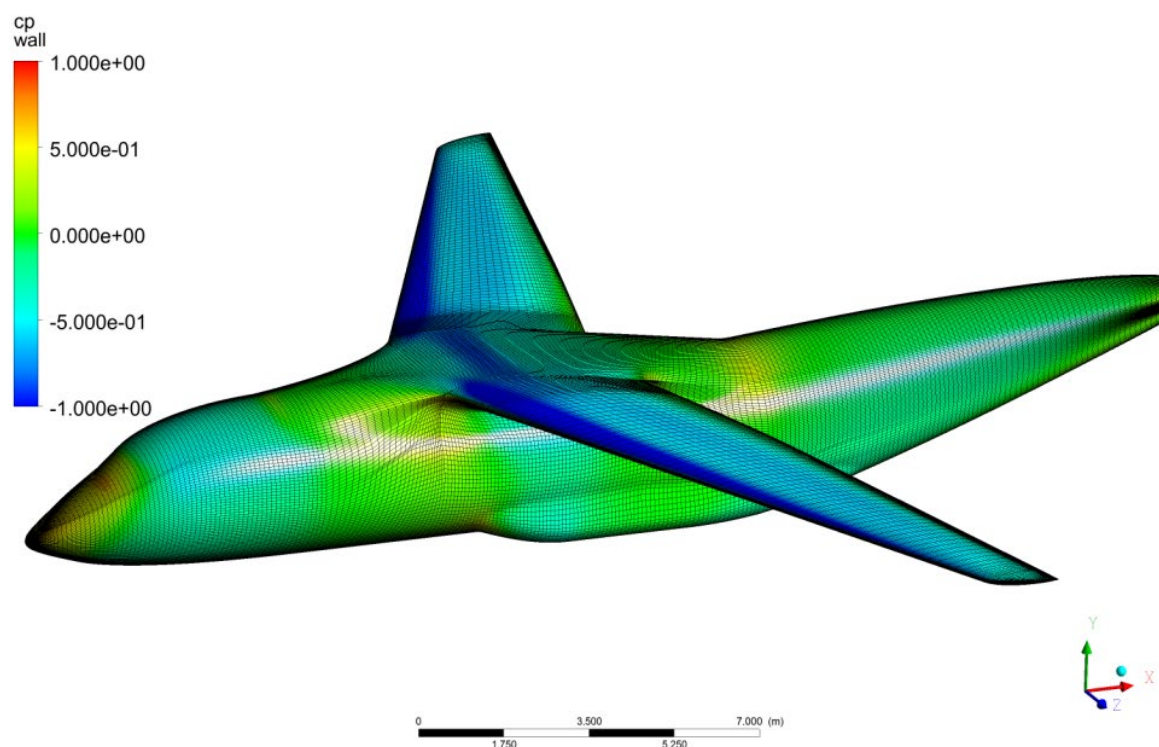


Рис. 8. Характер розподілу еквівалентних напружень в оболонці фюзеляжу

На основі даних щодо товщини умовної обшивки регулярної конструкції розраховано масу конструкції фюзеляжу m_ϕ 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; δ_i – середня товщина умовної обшивки; ρ_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.

На третьому етапі виконано дослідження 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 та характеризують літаки транспортної категорії з різними типами вантажних люків. Розглянуті конфігурації хвостової частини показано на рисунку 9.

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 носової частини) залишалися постійними.

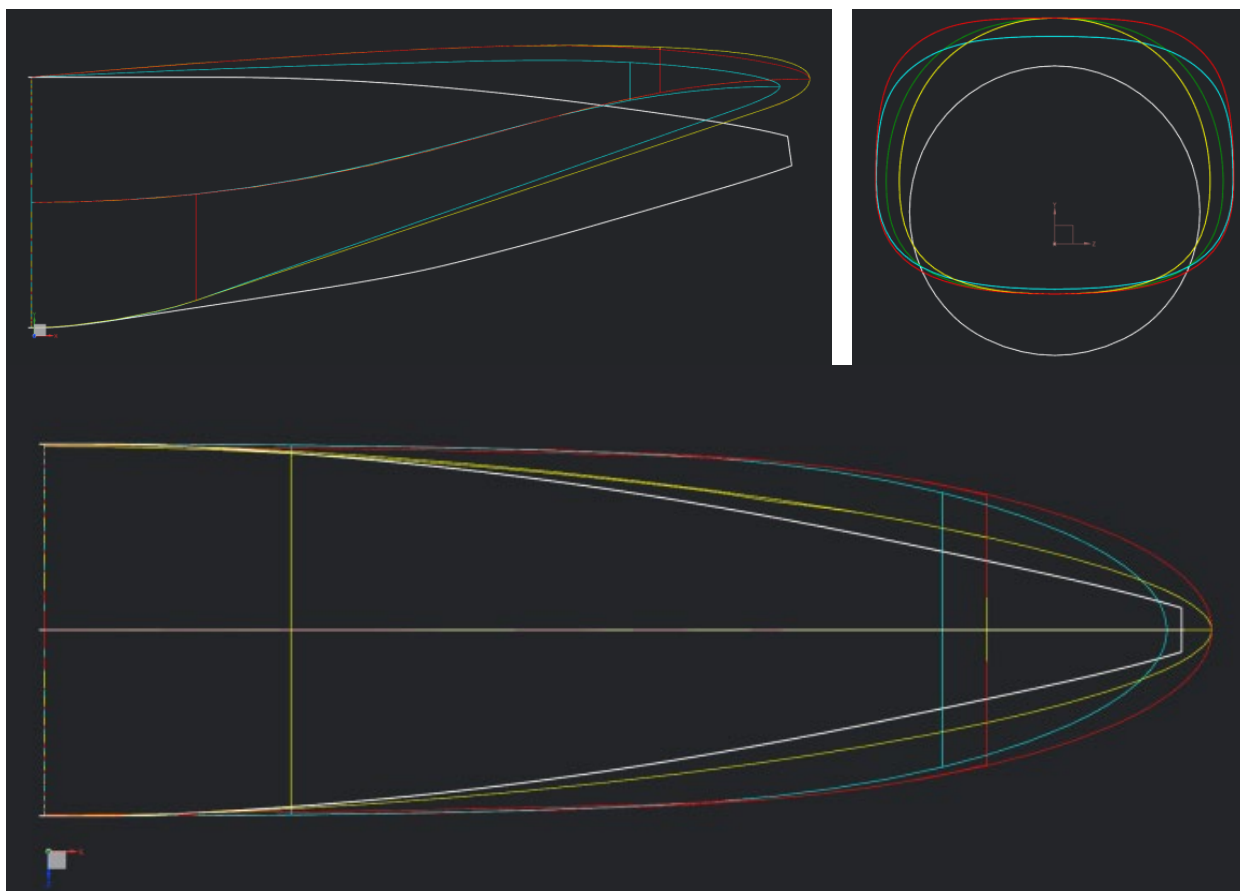


Рис. 9. Конфігурації хвостових частин літаків транспортної категорії, отримані в результаті зміни параметрів у заданих діапазонах

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:

$$m_{\phi} = (d_{\phi} + 3.5) \cdot S_{\text{пф}} + 0.0125 \cdot m_0 + 0.1 \cdot m_{\text{к.н.}} + 0.4 \cdot 10^{-3} \cdot \lambda_{\phi} \cdot S_{\text{пф}}^2 + 135 \cdot d_{\phi} + 25 \cdot (10^{-3} \cdot m_0)^{3/4} \quad (1)$$

де $S_{\text{пф}}$ – площа поверхні фюзеляжу; d_{ϕ} – діаметр фюзеляжу; m_0 – злітна маса літака; $m_{\text{к.н.}}$ – маса корисного навантаження; λ_{ϕ} – 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.

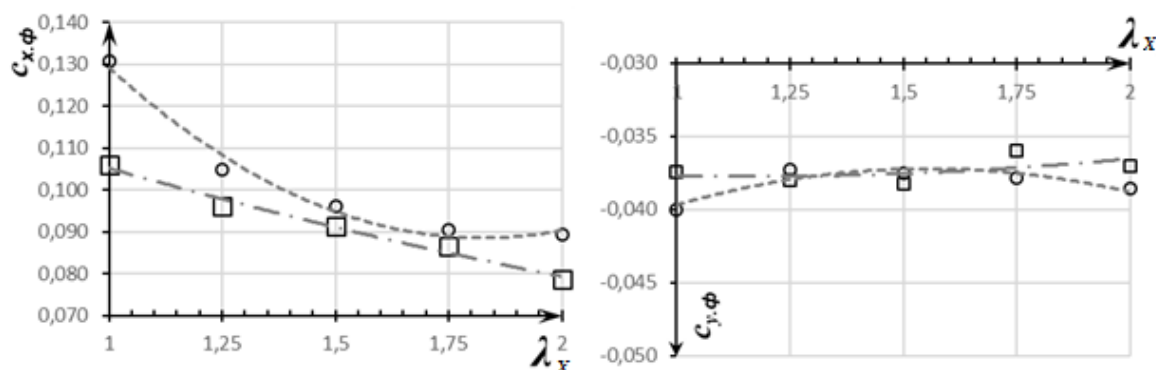


Рис. 10. Вплив подовження ФЗ на аеродинамічні характеристики фюзеляжу

На рисунку 11 показано характер впливу геометричних параметрів ХЧФ на масові характеристики фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній. Для фюзеляжів більших розмірів характер впливу зберігається аналогічним.

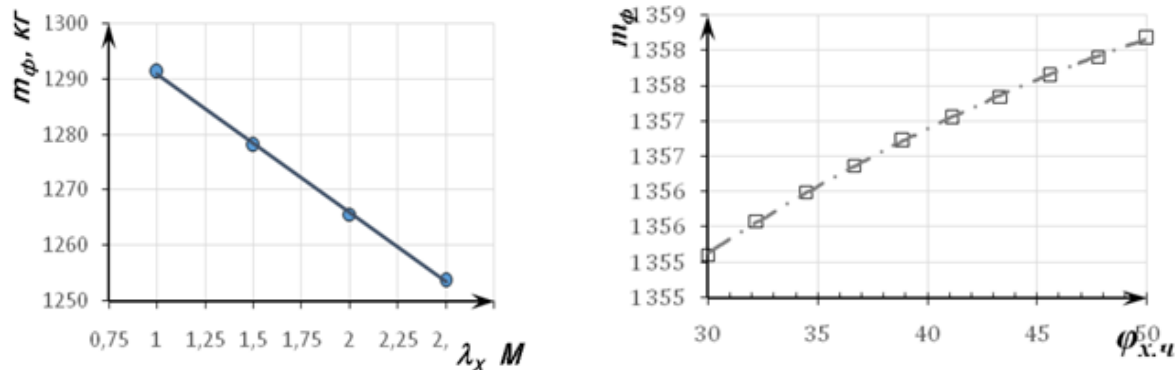


Рис. 11. Вплив геометричних параметрів ХЧФ на масові характеристики фюзеляжу

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.

Четвертий етап 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. У цьому випадку поданий метод можна використати як інструмент для створення модифікацій існуючого 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 цьому випадку виконується досить суттєва уніфікація агрегатів і систем сімейства літаків – крило, кіль, стабілізатор, пілотажно-навігаційний комплекс та ін. (рисунок 12). Спроцедується цикл виробництва, де потрібно буде освоїти лише виробництво фюзеляжу літака і цикл остаточного збирання.

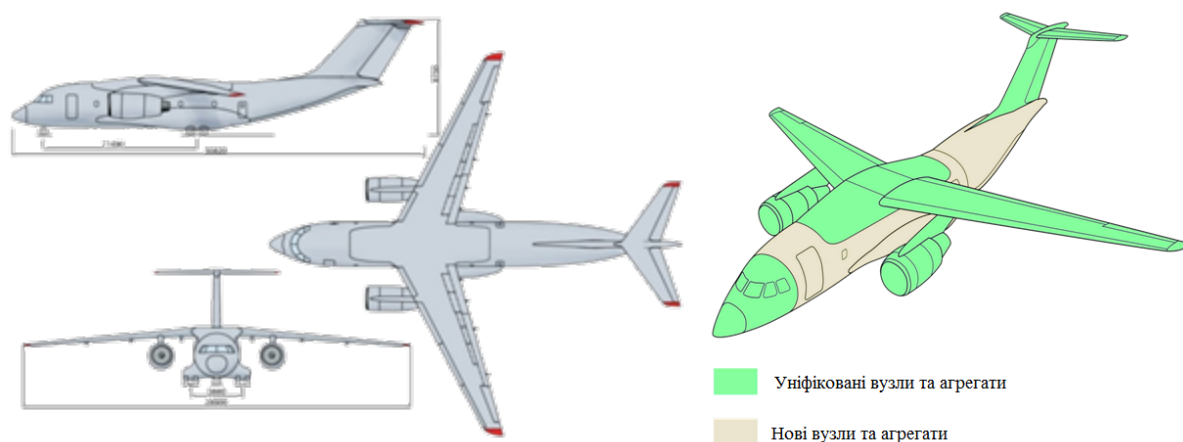


Рис. 12. Схема загального вигляду та уніфікації літака з сімейства Ан-1Х8

Запропонований метод реалізовано у спільному проєкті центру CAD/CAM/CAE Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» і АТ «АНТОНОВ».

На підставі технічного завдання розроблено концепцію створення конкурентоспроможного транспортного літака і виконано його попереднє проектування. Концептуальна особливість літака – максимальне використання вузлів та агрегатів існуючих 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 транспортних літаків – 463L Master pallet (HCU-6/E).

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

Таблиця 4

Номенклатура транспортованого вантажу

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

Таблиця 5

Основні характеристики проєктованого літака

Показники	$\eta_y^e=2,5$	$\eta_y^e=2,3$
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: – злітна тяга, тс (макс. надзвичайний режим) – витрата пального на крейсерському режимі, кг/кгс·год	Д-436-148ФМ 2x7,5 (8,5) 0,68	Д-436-148ФМ 2x7,5 (8,5) 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 13,5 т	1400	2500
– з 10 т	2870	3610
– з 5 т	4100	3900
– з максимальним запасом пального (вантаж, т)	3830 (7,95)	3510 (11)
– без вантажу	4300	4200
Потрібна довжина ЗПС (СА, Н = 0), м	1800	2000

Для оптимізації літака за допомогою методу було розроблено п'ять варіантів хвостових частин (рисунки 13, 14) з метою їх оцінювання та вибору найбільш оптимальної для конкретного літака. При аналізі враховувались такі показники як відповідність до ТТХ літака, аеродинамічні та вагові характеристики кожної окремо взятої схеми та їх порівняльний аналіз між собою.

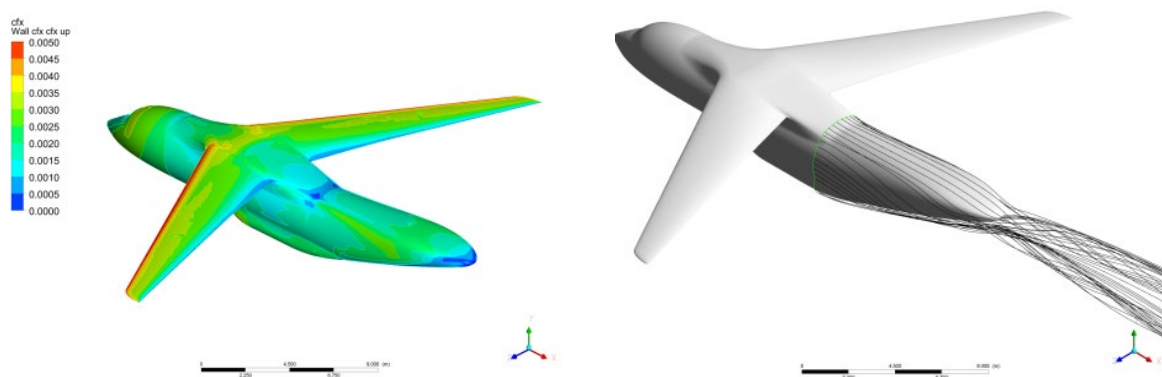
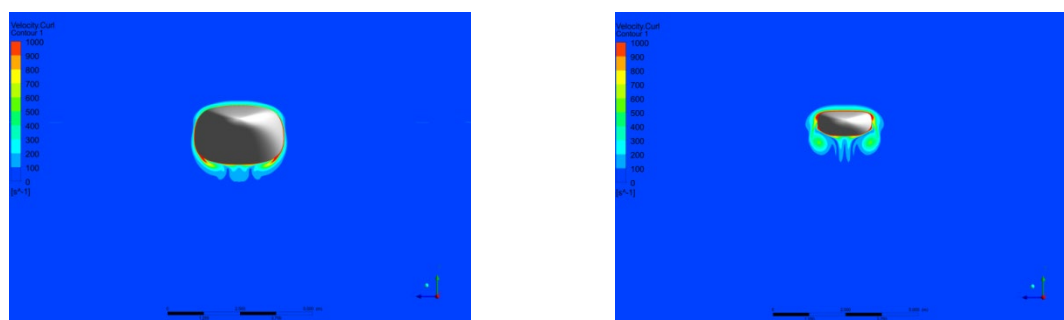


Рис. 13. Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_f) на поверхні літака та розподілу ліній потоку на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вигляд зверху)

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



$x = 22$ (м)

$x = 25$ (м)

Ан-1Х8 з варіантом хвостової частини тип А

Рис. 14. Порівняння інтенсивності вихрів у перерізі пендикулярному до ПСЛ (відстань до перерізу задається від носа літака)

Таблица 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 Тип А	ФЗ Тип Б	ФЗ Тип В	ФЗ Тип Д	ФЗ Тип 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 було виконано згідно з формулою ($M_0 < 150\text{т}$) та статистичними даними:

$$M_{\phi} = 7,4775 * M_0^{0,2519} * S_{\text{ом}}$$

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

Таблиця 7

Перелік мас та поверхонь хвостових частин, що оминаються

Параметр	ФЗ Ан-148	ФЗ Тип А	ФЗ Тип Б	ФЗ Тип В	ФЗ Тип Д	ФЗ Тип Е
$\Sigma S_{\text{ом}}, \text{м}^2$	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

У результаті аналізу масових, аеродинамічних та експлуатаційних характеристик літака в першому наближенні було прийнято рішення, що найбільш оптимальною схемою вантажного люка і хвостової частини фюзеляжу для транспортної модифікації літака Ан-1Х8 є "Тип Д". Це пов'язано з тим, що він разом з типом "Б" має найвищі показники аеродинамічної якості, де ще 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 результат, більш простій системі керування, зручності завантаження колісної техніки внаслідок розкладки гермотрапу.

Наукова новизна одержаних 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 або 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 дає змогу проектувати транспортні літаки не тільки на етапі створення принципово нового проекту літака, а й як можливості здійснювати модифікацію існуючого пасажирського типу літака шляхом його глибокої модернізації. Це дає змогу створити єдину платформу сімейства літаків для вирішення різних логістичних завдань.

3. Удосконалено методи проектування транспортних літаків шляхом вибору оптимальних аеродинамічних, конструктивно-силових і об'ємно-масових компонувань, експлуатаційних характеристик, параметрів і типів вантажних люків.

4. Набули подальшого розвитку методи тривимірного параметричного моделювання як хвостових частин фюзеляжу, так і транспортних літаків в цілому при створенні майстер-геометрії, моделі розподілу простору, геометричних

параметрів аналітичних еталонів елементів конструкції планера і моделі повного визначення літака з використанням сучасних систем CAD/CAM/CAE/PLM.

Практичне значення одержаних результатів. Практичну цінність виконаної роботи становлять такі основні результати:

- 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;

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

- описано взаємозв'язок між параметрами вантажного люка і транспортними характеристиками літака, які залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування;

- 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 суттєво перевищує за своїми характеристиками існуючий літак Ан-74-200;

- розроблення, серійне виробництво й впровадження в експлуатацію поданої концепції літака дало можливість оптимального вирішення проблем щодо серійного випуску літаків на авіаційних підприємствах України;

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

Список літератури

1. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. пособие. В 2 ч. / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч.1. – 368 с.

2. Лавриненко, В. А. Развитие интегрированного программного средства формирования массы фюзеляжа пассажирского самолета / В. А. Лавриненко, В. Д. Первак, В. М. Рябченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 1999. – Вып. 5. – С. 106–110.

3. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории. Ч. 2. / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2014. – 325 с.

4. Проектирование самолетов: учеб. для вузов / под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.

5. Авіаційні правила України. Частина 25 «Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника» АПУ-25 (Part-25) [Електронний ресурс] – умови доступу: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-25Part-25_27_06_2019.pdf

6. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Э. Торенбик; пер. с англ. Е. П. Голубкова. М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

7. 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: сб. науч. тр. / Нац. аерокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2015. Вып. 70. – С. 33–53.

8. 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 : сб. науч. тр. / Нац. аерокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2017. Вып. 78. – С. 5–17.

References

1. Osnovy obshchego proektirovaniya samoletov s gazoturbinnymi dvigatelyami : ucheb. posobie. V 2 ch. / P. V. Balabuev, S. A. Byichkov, A. G. Grebenikov i dr. – Harkov: Nats. aerokosm. un-t «HAI», 2003. – Ch.1. – 368 s.

2. Lavrinenko, V. A. Razvitie integrirovannogo programmnoho sredstva formirovaniya massyi fyuzelyazha passazhirskogo samoleta / V. A. Lavrinenko, V. D. Pervak, V. M. Ryabchenko // Otkryitye informatsionnyie i kompyuternyye integrirovannyye tehnologii : sb. nauch. tr. / Nats. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI». – Harkov, 1999. – Vyip. 5. – S. 106–110.

3. Kiva, D. S. Nauchnyie osnovyi integrirovannogo proektirovaniya samoletov transportnoy kategorii. Ch. 2. / D. S. Kiva, A. G. Grebenikov. – Harkov: Nats. aerokosm. un-t «HAI», 2014. – 325 s.

4. Proektirovanie samoletov: ucheb. dlya vuzov / pod red. S. M. Egera. – 3-e izd., pererab. i dop. – M. : Mashinostroenie, 1983. – 616 s.

5. Avlatsynl pravila UkraYini. Chastina 25 «Sertiflkatslya povltryanih suden, pov'yazanih z nimi virobly, komponentiv ta obladnannya, a takozh organlzatsly rozrobnika ta virobnika» APU-25 (Part-25) [Elektronniy resurs] – umovi dostupu: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-25Part-25_27_06_2019.pdf

6. Torenvik, E. Proektirovanie dozvukovyih samoletov / E. Torenvik; per. s angl. E. P. Golubkova. M. : Mashinostroenie, 1983. – 648 s.

7. Sistematizatsiya i klassifikatsiya tipov gruzovyih lyukov samoletov transportnoy kategorii po osnovnyim konstruktivnyim priznakam / A. Z. Dveyrin, V. A. Kostyuk, A. I. Rabichev, A. V. Balun, D. S. Konyishev // Otkryitye informatsionnyie i kompyuternyye integrirovannyye tehnologii: sb. nauch. tr. / Nats. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI». – Harkov, 2015. Vyip. 70. – С. 33–53.

8. Metod postroeniya matematicheskoy modeli teorii hvostovoy chasti fyuzelyazha samoletov transportnoy kategorii / S. A. Byichkov, A. Z. Dveyrin, V. A. Kostyuk, A. V. Balun, A. I. Rabichev, D. S. Konyishev, V. S. Dolgih // Otkryitye informatsionnyie i kompyuternyye integrirovannyye tehnologii : sb. nauch. tr. / Nats. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI». – Harkov, 2017. Vyip. 78. – С. 5–17.

Надійшла до редакції 16.10.2024, розглянута на редколегії 16.10.2024

Integrated design of the tail section of the fuselage of transport category aircraft

For the first time, when designing transport category aircraft with a tail cargo hatch, a method of integrated design and construction of the fuselage tail section has been developed and presented, which, using mathematically described parameters, allows the creation of a particular master geometry of the fuselage tail section for a specifically selected cargo door scheme. The method has been improved to allow the design of transport aircraft not only at the stage of creating a fundamentally new aircraft concept, but also as a means of modifying an existing passenger aircraft type through deep modernization. A systematization and classification of existing types of cargo doors of the transport category aircrafts according to their design features has been developed. A separate group of tail cargo doors has been identified. Five typical schemes of cargo hatches in the tail section of the fuselage have been formed. A universal parametric method for specifying the master geometry of the fuselage tail section has been created, which allows the implementation of any of the above schemes of cargo doors in the fuselage tail section, including a unique one, implemented only on AN aircraft with a rolling ramp. The relationship between the parameters of the cargo door and the transportation characteristics of the aircraft, which depend on the range and types of cargo to be transported, methods of loading and unloading, and airdroping, is described. The methods of three-dimensional parametric modeling of both the tail sections of the fuselage and transport aircraft as a whole were further developed when creating a master geometry, a space distribution model, analytical standards of airframe structural elements, and a model for the complete determination of the geometric parameters of the aircraft using CAD/CAM/CAE/PLM technologies. The presented results have been implemented in the practice of designing transport category aircraft at ANTONOV Company, as well as at the National Aerospace University named after M.E. Zhukovsky "Kharkiv Aviation Institute" in the educational process of training aviation specialists.

Keywords: transport aircraft, tail section of the fuselage, cargo door scheme, design methods.

Відомості про авторів:

Конишев Дмитро Сергійович – заступник директора з питань проектно-конструкторської роботи, ТОВ «Спектронікс», Харків, Україна. Електронна пошта d.s.konyshchev@gmail.com ORCID 0000-0002-4537-532X.

About the authors

Dmytro Konyshchev – Deputy Director for Design and Development, Spectronics LLC, Kharkiv, Ukraine. E-mail: d.s.konyshchev@gmail.com ORCID 0000-0002-4537-532X.