

Міністерство освіти і науки України
Національний авіаційний університет

ЛОСЬ ОЛЕКСАНДР ВАСИЛЬОВИЧ



УДК 629.735.33

**МЕТОДОЛОГІЯ ПРОЕКТУВАННЯ МОДИФІКАЦІЙ
ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ ПРИ ГЛИБОКИХ
ЗМІНАХ У КРИЛІ ТА СИЛОВІЙ УСТАНОВЦІ**

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво та
випробування літальних апаратів

Автореферат

Дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ – 2020

Дисертацією є рукопис

Роботу виконано на Державному підприємстві «АНТОНОВ»
Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ»

Науковий консультант: доктор технічних наук, професор
Бичков Сергій Андрійович,
Державне підприємство «АНТОНОВ»
Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ»,
віце-президент – директор виконавчий.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук,
старший науковий співробітник
Сметанкіна Наталя Володимирівна,
Інститут проблем машинобудування
імені А. М. Підгорного
Національної академії наук України,
завідувач відділу вібраційних і термоміцнісних
досліджень;

доктор технічних наук, професор
Кривов Георгій Олексійович,
Публічне акціонерне товариство «Український
науково-дослідний інститут авіаційної технології»
Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ»,
голова правління - генеральний директор;

доктор технічних наук, професор
Фадєєв Валерій Андрійович,
Акціонерне товариство «ФЕД»,
заступник голови правління з науки.

Захист відбудеться «___» _____ 20__ р. о ___⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06 при Національному авіаційному університеті за адресою: 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1, корп. 11, ауд. 220.

З дисертацією можна ознайомитися в науково-технічній бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1.

Автореферат розіслано «___» _____ 20__ р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради Д 26.062.06,
кандидат технічних наук, с.н.с.



О. Ю. Корчук

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми досліджень. Україна належить до країн з найбільш розвиненим авіабудуванням. У нашій країні створено такі військово-транспортні літаки як Ан-12, Ан-26, Ан-32, Ан-74, Ан-124, що набули широкого визнання й експлуатуються у багатьох авіакомпаніях світу.

Такий результат у створенні військово-транспортних літаків (ВТЛ) базується на науково-практичних рішеннях, запропонованих такими видатними авіаконструкторами як О. К. Антонов, П. В. Балабуєв, Д. С. Ківа, В. І. Толмачов, О. К. Богданов, В. Ф. Єрошин, С. А. Бичков, М. П. Смирнов, В. Ф. Шмирьов, В. А. Трофимов й багатьма іншими співробітниками КМЗ → АНТК ім. О. К. Антонова → Державного підприємства «АНТОНОВ», які започаткували всесвітньо визнану вітчизняну школу створення ВТЛ різного призначення.

Європейські фахівці вважають, що військово-транспортні літаки найбільш кваліфіковано можуть створювати американські фірми Boeing і Lockheed, а також українське Державне підприємство «АНТОНОВ», які ось уже понад 50 років зумовлюють методологію й методики створення літаків такого типу, що найповніше задовольняють вимоги до перевезення особового складу й військової техніки Збройних Сил.

У вітчизняному літакобудуванні створено базові ВТЛ різного призначення: легкі – Ан-26, Ан-32, Ан-32Б, Ан-72, Ан-74, середні – Ан-12 і Ан-77, важкі – Ан-22 і Ан-124, експлуатація яких виявила всі позитивні властивості й недоліки, тому процес їх розвитку лежить через створення на їх основі модифікацій, що відповідають сучасним вимогам Військово-Повітряних Сил (ВПС) і умовам замовника (рис. 1).

Процес реалізації таких змін повинен базуватися на досягненнях науково-технічного прогресу на момент уведення модифікації в експлуатацію, а також на весь її календарний ресурс з урахуванням тенденцій у розвитку маршових двигунів й особливостей застосування ВТЛ різного призначення.

Отже виникає необхідність у постійному вдосконаленні методів і моделей, що забезпечують на етапі попереднього проектування розвиток військово-транспортних літаків:

- безперервне зростання продуктивності (рейсової й годинної) як основної умови їх розвитку;
- формування геометрії системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» з урахуванням модифікаційних змін у крилі;
- заміна маршових двигунів у силовій установці з урахуванням збільшення годинної продуктивності й модифікаційних змін у геометрії крила;
- узгодження змін у крилі й силовій установці, що забезпечує неодмінне зростання паливної ефективності створюваної модифікації;

– забезпечення базування ВТЛ зі збільшеною вантажопідйомністю у режимі короткого зльоту й посадки (КЗП).

Розроблення таких методів і моделей і являє собою науковий і практичний напрям досліджень цієї роботи

Існуючі базові літаки	Модифікації нового покоління
<p>Ан-32</p> 	<p>Легкий ВТЛ Ан-132D</p> 
<p>Ан-148</p> 	<p>Середній ВТЛ Ан-178</p> 
<p>Ан-77</p> 	<p>Оперативно-тактичний ВТЛ Ан-188</p> 

Рисунок 1 – Вітчизняна школа створення військово-транспортних літаків

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами Дослідження, описані в цій дисертації, базуються на матеріалах, що узагальнюють наукові роботи автора з проектування літаків транспортної категорії, а також його особистій участі у створенні модифікацій військово-транспортних літаків різного призначення, таких як Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188. Створення цих літаків передбачено «Державною комплексною програмою розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року», затвердженою Постановою Кабінету Міністрів України № 1665-25 від 12.12.2001.

Мета й завдання дослідження

Наукові цілі:

– розроблення принципів і методів, що є науковою основою процесу формування (на попередньому етапі проектування) основних параметрів модифікацій ВТЛ, які обумовлюють необхідність здійснення глибоких змін у геометрії крила й силовій установці нової моделі;

– розроблення основ узгодження змін у крилі з необхідними змінами в силовій установці з урахуванням показника паливної ефективності модифікації.

Практична мета – використання одержаних на науковій основі моделей як інструментарію забезпечення збільшення вантажопідйомності й дальності дії модифікацій вітчизняних ВТЛ: легкого Ан-132Д, середнього Ан-178 та оперативно-тактичного Ан-188.

Для досягнення поставлених цілей вирішено такі взаємозв'язані завдання:

– досліджено причини й особливості створення модифікацій ВТЛ різного призначення;

– запропоновано нову методологію формування основних параметрів модифікації при глибоких змінах у геометрії крила й силовій установці;

– розроблено метод геометричного перекомпонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» на основі вперше введеного поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила;

– сформовано основи узгодження глибоких модифікаційних змін у крилі й силовій установці з урахуванням показника паливної ефективності модифікації;

– описано реалізацію наукових основ нової методології при проектуванні:

- вітчизняного легкого ВТЛ Ан-132Д;
- середнього ВТЛ Ан-178 на базі пасажирського літака Ан-148;
- оперативно-тактичного літака Ан-188.

Об'єкт дослідження – процеси формування основних параметрів військово-транспортних літаків на етапі їх попереднього проектування.

Предмет дослідження – наукові основи й шляхи реалізації глибоких модифікаційних змін у крилі й силовій установці військово-транспортних літаків різного призначення.

Методи дослідження. Для вирішення поставлених завдань використано такий інструментарій: при формуванні проблемних питань створення модифікацій ВТЛ використано системний аналіз, при модифікаційних змінах у крилі – теорію й експериментальні дослідження крила скінченного розмаху, при формуванні характеристик «вантажопідйомність – дальність дії» – нові методи й моделі, що базуються на розробках О. К. Антонова, В. І. Рябкова, В. І. Толмачова, О. К. Богданова, при узгодженні змін у крилі й силовій установці – нові моделі, уведені автором.

Нормативною базою для оцінювання ефективності конкретних модифікацій літаків транспортної категорії стала статистична теорія модифікацій, розроблена В. М. Шейніним.

Наукова новизна одержаних результатів. Запропоновано нову методологію, що базується на трьох принципах:

• забезпечення збільшення вантажопідйомності й дальності дії нової модифікації;

• перекомпонування крила з метою підвищення аеродинамічної якості та збільшення дальності дії ВТЛ;

• узгодження змін у крилі з потрібними параметрами силової установки за величиною необхідної паливної ефективності на етапі попереднього проектування.

Новими методами, що реалізують ці принципи, є:

– вперше введене поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила й метод його кількісного оцінювання;

- метод геометричного перекомпонування ізольованого трапецієподібного крила з урахуванням коефіцієнта його еліптичності;
- моделі уточнення компонувальних параметрів системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення», що забезпечують мінімізацію індуктивного опору модифікації;
- моделі узгодження геометричного перекомпонування крила з потрібними змінами у силовій установці модифікації;
- для етапу попереднього проектування – модель оцінювання питомої паливної ефективності на основі питомої вантажопідйомності й питомої дальності дії модифікації з урахуванням питомої витрати палива двигуна.

Практичне значення одержаних результатів. Забезпечено реалізацію наукової й практичної цілей, заявлених у цій роботі.

Досягнення наукової мети базується на розробленій методології проектування модифікацій військово-транспортних літаків на основі глибоких змін і в геометрії крила, і в силовій установці, тобто запропоновано нові методи реалізації модифікаційних змін у геометрії крила при одночасній заміні маршових двигунів, що забезпечують:

- підвищення рейсової і годинної продуктивності, тобто збільшення вантажопідйомності та дальності дії ВТЛ;
- підвищення боєготовності середніх, особливо оперативна-тактичних, ВТЛ;
- підвищення паливної ефективності на крейсерських ділянках їх польоту;
- базування ВТЛ зі збільшеною вантажопідйомністю на аеродромах з укороченою злітно-посадковою смугою;
- поліпшення екологічних показників щодо шкідливих викидів і рівня шуму в місцях базування.

Досягнення практичної мети забезпечено на етапі попереднього проектування легкого, середнього й оперативна-тактичного ВТЛ:

- на базі літака Ан-32 шляхом глибоких змін у силовій установці, тобто використанням двигунів PW150 і збільшенням маси палива у 1,5 рази, створено модифікацію легкого ВТЛ Ан-132Д із дальністю, збільшеною до 1200 км, і з показником паливної ефективності 222 г/(т·км);
- на базі пасажирського літака Ан-148 шляхом глибоких змін і в геометрії крила, і в силовій установці створено модифікацію середнього ВТЛ Ан-178 з вантажопідйомністю 18 т і дальністю дії до 1200 км при максимальному завантаженні, що забезпечує цій модифікації «нішу» використання, не зайняту конкурентами-аналогами;
- шляхом глибоких модифікаційних змін у силовій установці та в геометрії крила літака Ан-77 створено ВТЛ Ан-188, що має повну перевагу серед усіх існуючих оперативна-тактичних ВТЛ.

Основні результати та рекомендації дисертаційної роботи впроваджено на Державному підприємстві «АНТОНОВ», Акціонерному

товаристві «ФЕД», в навчальному процесі Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Особистий внесок здобувача полягає в такому:

Сформував структуру методології проектування модифікацій літаків транспортної категорії шляхом глибоких змін у геометрії крила й силовій установці [1, 3–5, 7–10, 12, 14–16, 19].

Основу структури складають:

- принципи побудови методології проектування модифікацій ВТЛ при глибоких змінах у крилі й силовій установці [1, 3, 4];
- вперше введеного поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила за видом у плані [6, 8];
- метод геометричного перекомпонування крила з використанням коефіцієнта еліптичності [7, 12];
- моделі:
 - уточнення параметрів системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» на основі мінімізації індуктивного опору;
 - узгодження геометричного перекомпонування крила з потрібними змінами у силовій установці [5, 9, 14–16, 19];
 - уточнення оцінки питомої паливної ефективності (на етапі попереднього проектування) за питомою вантажопідйомністю та дальністю дії модифікації з урахуванням питомої витрати палива двигуна [10].

Реалізація цих положень викладені у тезах [26–32] та двох патентах [24, 25].

У спільній статті [2] автором на підставі аналізу існуючих модифікацій літаків транспортної категорії викладені формулюванні умови розвитку модифікацій оперативно-тактичних ВТЛ за параметрами їх росту вантажопідйомності й дальності дії, що забезпечує збільшення продуктивності як основної умови їх розвитку, що дає підстави для необхідності зміни геометрії крила та заміни маршових двигунів.

Реалізацію зміни геометрії крила автор розглянув у статті [6]. Автор вперше вводить поняття коефіцієнт еліптичності трапецієподібного крила при глибоких змінах у геометрії крила, а також можливе його використання для прийняття рішень в умовах зміни виду крила у плані. Висновки обґрунтовані наявністю мінімального індуктивного опору даного крила та успішно впроваджені при проектуванні крила літаків Ан-178 та Ан-188.

У спільній статті [11] автор обґрунтував необхідність заміни маршових двигунів з меншою питомою витратою палива та зменшення викиду продуктів згорання в атмосферу згідно з вимогами ІКАО. У статті

[13] здобувач систематизував та дав оцінку принципам росту мас модифікацій впродовж їх життєвого циклу та на шляху їх зниження. Здобувачу належить запропонована модель використання геометричного скручування за розмахом крила літака Ан-188, яке забезпечує його перевагу за дальністю дії, що представлено у статті [17]. У спільній статті [18] здобувачу належать моделі реалізації глибоких модифікаційних змін у геометрії крила і заміни маршових двигунів у легкому (Ан-132), середньому (Ан-178) та оперативна-тактичному (Ан-188) літаках. У статті [20] здобувач привів діапазон змін центрувань Ан-188 по мірі вироблення літаком палива. Під редакцією здобувача у ДП «АНТОНОВ» були видані монографії [21–23].

Внесок здобувача полягає у реалізації прийнятих їм рішень глибоких модифікаційних змін у крилі та силовій установці на основі представленої «Методології проектування модифікацій військово-транспортних літаків при глибоких змінах у крилі та силовій установці».

Апробація результатів роботи. Основні положення роботи викладено та обговорено на науково-практичних конференціях різного рівня, в тому числі на XXIV Міжнародній науково-технічній конференції «Гідромеромеханіка у інженерній практиці» (м. Київ, 2019 рік); Всеукраїнській Науково-технічній конференції «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні»: ІКТМ (м. Харків, 2019 рік); Конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» в Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», (м. Харків, 2020 рік); Міжнародному конгресі двигунобудівників (Лазурне, 2020 рік); X Міжнародному Авіаційно-космічному салоні «АВІАСВІТ-XXI» (м. Київ, 2016 рік); Міжнародній конференції в Нанкінському авіаційному інституті (Китай, 2020 рік); в Державіаслужбі України з сертифікації літака Ан-188 (м. Київ, 2019 рік), на Науково-технічній Раді ДП «АНТОНОВ» (м. Київ, 2015-2020 роки); на кафедрі «Проектування літаків і вертальотів» в Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (м. Харків, 2020 рік).

Публікації. За темою дисертації з викладенням її основних результатів опубліковано 32 наукові роботи, серед яких 18 статей без співавторів та 3 колективні монографії офіційного видання ДП «АНТОНОВ».

Структура й обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, 7 розділів, висновків, списку використаних джерел із 249 найменувань і додатків на 53 сторінках. Загальний обсяг дисертації – 377 сторінок, основний текст – 297 сторінок. Робота містить 45 таблиць і 96 рисунків.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність проблеми, сформульовано мету й завдання досліджень, показано наукову новизну і практичне значення одержаних результатів. Наведено дані про зв'язок роботи з «Державною комплексною програмою розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року», зазначено особистий внесок здобувача в надрукованих у співавторстві роботах, подано інформацію про апробацію й публікації результатів досліджень.

У першому розділі здійснено ґрунтовний аналіз проблеми формування основних параметрів модифікацій військово-транспортних літаків на етапі попереднього проектування.

Створення модифікацій літаків транспортної категорії набуло поширення у всіх провідних літакобудівних фірмах США, Англії, Франції, Росії та ін.

Вітчизняні літакобудівельники створили повний ряд конкурентоспроможних ВТЛ різного призначення:

- легкий ВТЛ Ан-32 та його модифікації;
- середньоміагістральний ВТЛ Ан-77 та його модифікації;
- важкий транспортний літак Ан-124 та його модифікації військового призначення.

Такого досвіду в створенні ВТЛ не має жодна країна в світі, крім США.

Основна причина такого інтенсивного процесу створення модифікацій – оперативне задоволення вимог Збройних Сил, що швидко змінюються:

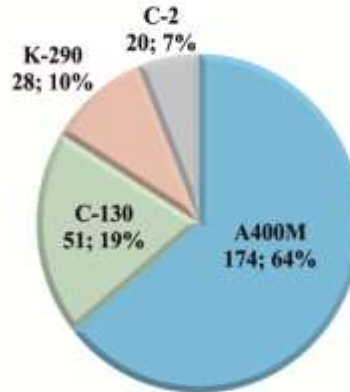
- безперервне підвищення вантажопідйомності та збільшення дальності дії ВТЛ різного призначення, що й зумовлює структуру парку літаків цього типу (рис. 2);
- зниження витрат при проектуванні, у процесі виробництва й для льотних випробувань модифікацій, що є визначальним фактором при формуванні ціни літака (рис. 3), якою багато в чому визначаються й експлуатаційні витрати протягом життєвого циклу модифікації.

Під час аналізу вже створених модифікацій встановлено, що такі цілі досягаються не тільки шляхом зміни параметрів фюзеляжу, а й шляхом глибоких модифікаційних змін у крилі й силовій установці.

Модифікаційні зміни у геометрії крила й силовій установці, за потрібними критеріями і параметрами, здійснюються для збільшення аеродинамічної якості та заміни маршових двигунів у силовій установці.

- ◆ Легкі ВТЛ (43%) CN-234, C-295, DHC-5, G222 і C-27J, C-1 знаходяться на озброєнні 67 країн

- ◆ Середні ВТЛ C-130, A400M, C-160, Y-8/Y-9, C-2 (1244 ВС – 39% парку) знаходяться на озброєнні 68 країн



- ◆ Важкі та сверхважкі ВТЛ (18%) Іл-76, С-17, С-5, Ан-124 знаходяться на озброєнні 12 країн

Рисунок 2 – Світовий парк військово-транспортних літаків

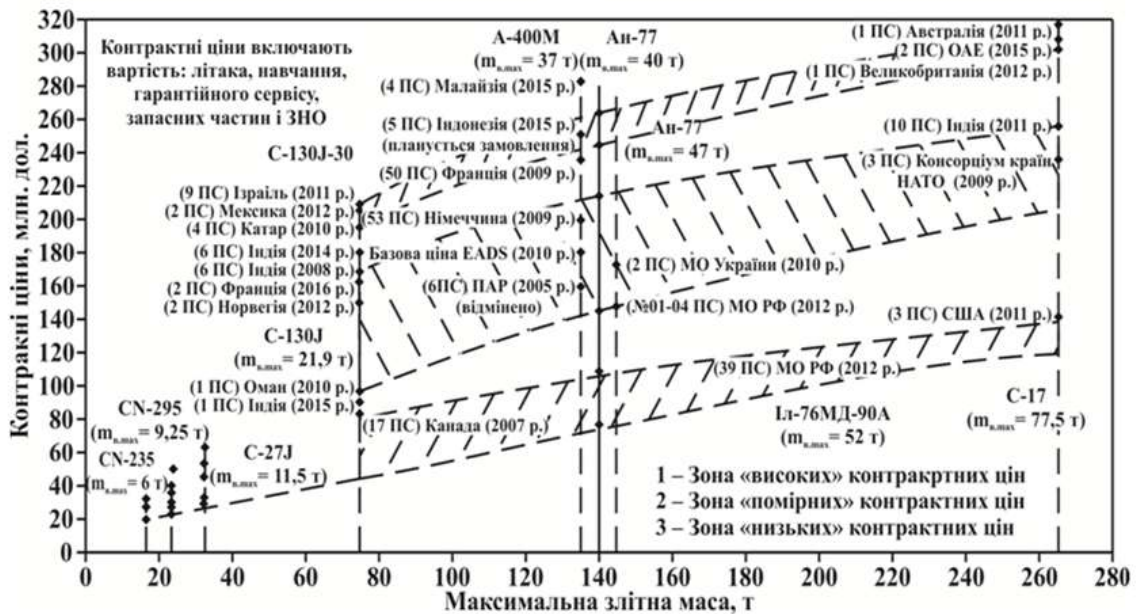
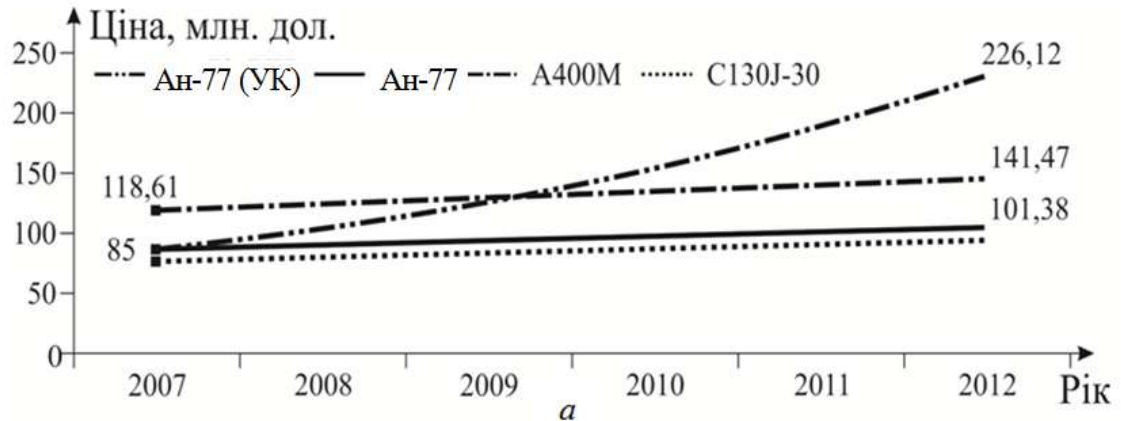


Рисунок 3 – Зміна цін військово-транспортних літаків за роками (а) й максимальною злітною масою (б)

В умовах необхідності проведення глибоких модифікаційних змін виникає ряд принципових проблем:

- формування геометрії модифікованого крила з метою збільшення його аеродинамічної якості;
- проведення потрібних змін у силовій установці шляхом заміни маршових двигунів і збільшення запасу палива на борту;
- узгодження модифікаційних змін у крилі зі змінами в силовій установці для забезпечення прийняттого показника паливної ефективності.

Постановочне розв'язання таких проблемних питань опубліковано в статтях [1–3].

У другому розділі описано методологію формування основних параметрів модифікацій ВТЛ при глибоких змінах у крилі й силовій установці.

Зміст методології (рис. 4) базується на використанні трьох принципів:

- забезпечення підвищення вантажопідйомності й збільшення дальності дії модифікацій ВТЛ різного призначення;
- геометричне перекомпонування крил існуючих базових моделей з метою підвищення аеродинамічної якості й збільшення дальності дії ВТЛ;
- узгодження модифікаційних змін у крилі з потрібними параметрами силової установки як умови забезпечення необхідної паливної ефективності.

Новими методами, що утворюють структуру методології, є:

- введення нового поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила і методу його визначення;
- метод геометричного перекомпонування ізольованого трапецієподібного крила на основі коефіцієнта його еліптичності;
- метод уточнення компоновки системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» з урахуванням геометричного перекомпонування трапецієподібного крила.

Як критеріальна база до структури методології входять моделі:

- мінімізації індуктивного опору ($C_{xi} \rightarrow \min$) крила і всієї системи несних поверхонь;
- узгодження модифікаційних змін у крилі й силовій установці з необхідним підвищенням вантажопідйомності (m_B^M) і збільшенням дальності дії (L^M);
- визначення питомого показника паливної ефективності (\bar{q}_p) за питомою рейсовою продуктивністю ($\bar{m}_B \bar{L}$) модифікації.

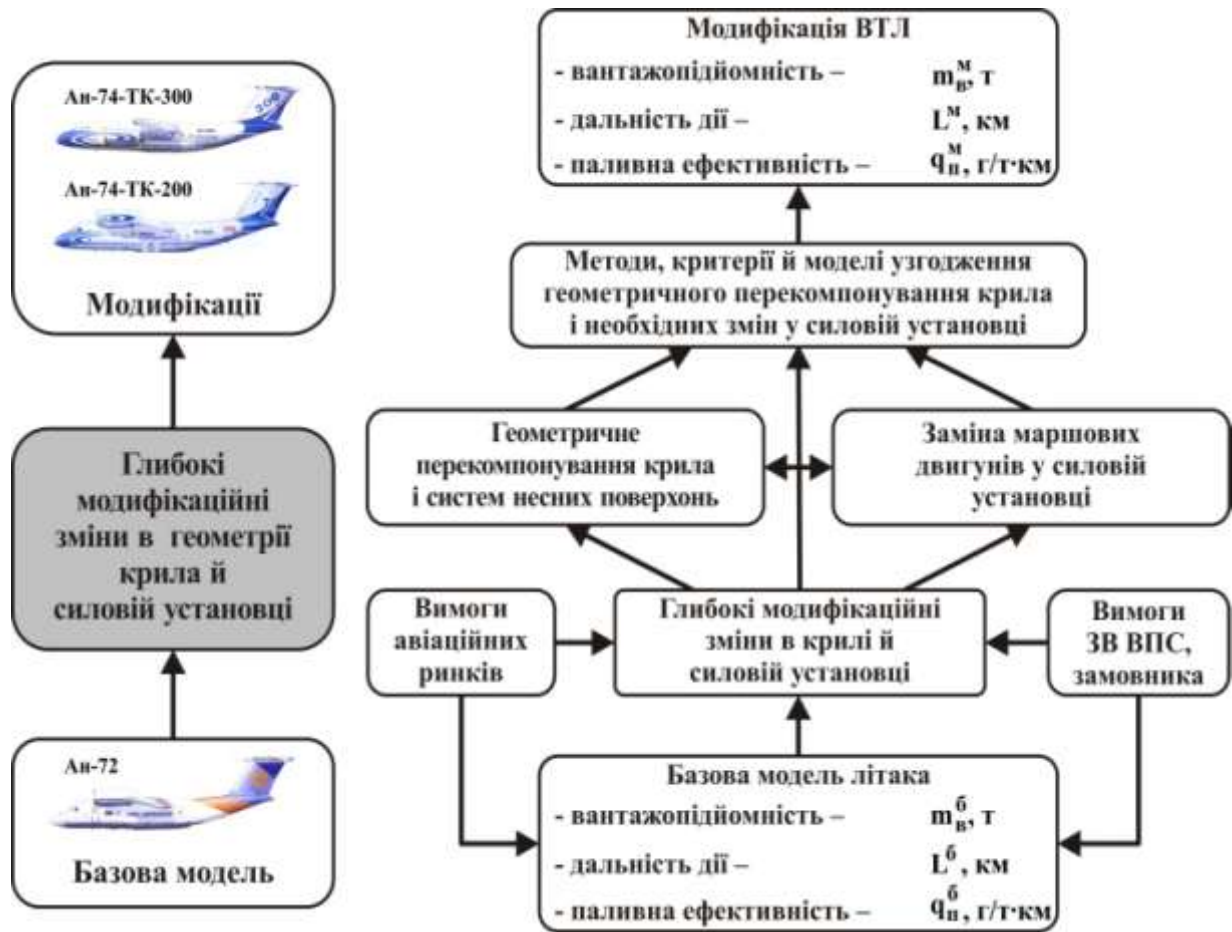


Рисунок 4 – Структура методології формування модифікаційних змін у військово-транспортних літаках

Оскільки таке узгодження має проводитися ще на етапі попереднього проектування модифікації (коли основні параметри до m_B^M і L^M ще не уточнено), то паливна ефективність має бути оцінена за питомими значеннями цих величин і моделями їх взаємовпливу [4–6].

У третьому розділі для етапу попереднього проектування модифікацій розроблено й апробовано метод геометричного перекомпонування ізольованого крила (рис. 5, а) і системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» (рис. 5, б, в) на основі використання вперше введеного поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила:

$$K_{\text{тр}}^e = \frac{\Gamma_{\text{тр}}(n, \eta, \bar{z}_{\text{ні}}, \bar{\varepsilon}_i^0)}{\Gamma_e(b_e)}, \quad (1)$$

де $\Gamma_{\text{тр}}$, Γ_e – циркуляції швидкості за розмахом трапецієподібного та еліптичного крил; $n, \eta, \bar{z}_{\text{ні}}, \bar{\varepsilon}_i^0$ – кількість трапецій, що утворюють план крила, їх звуження, координати зламів трапецій і кутів геометричного скручування крила.

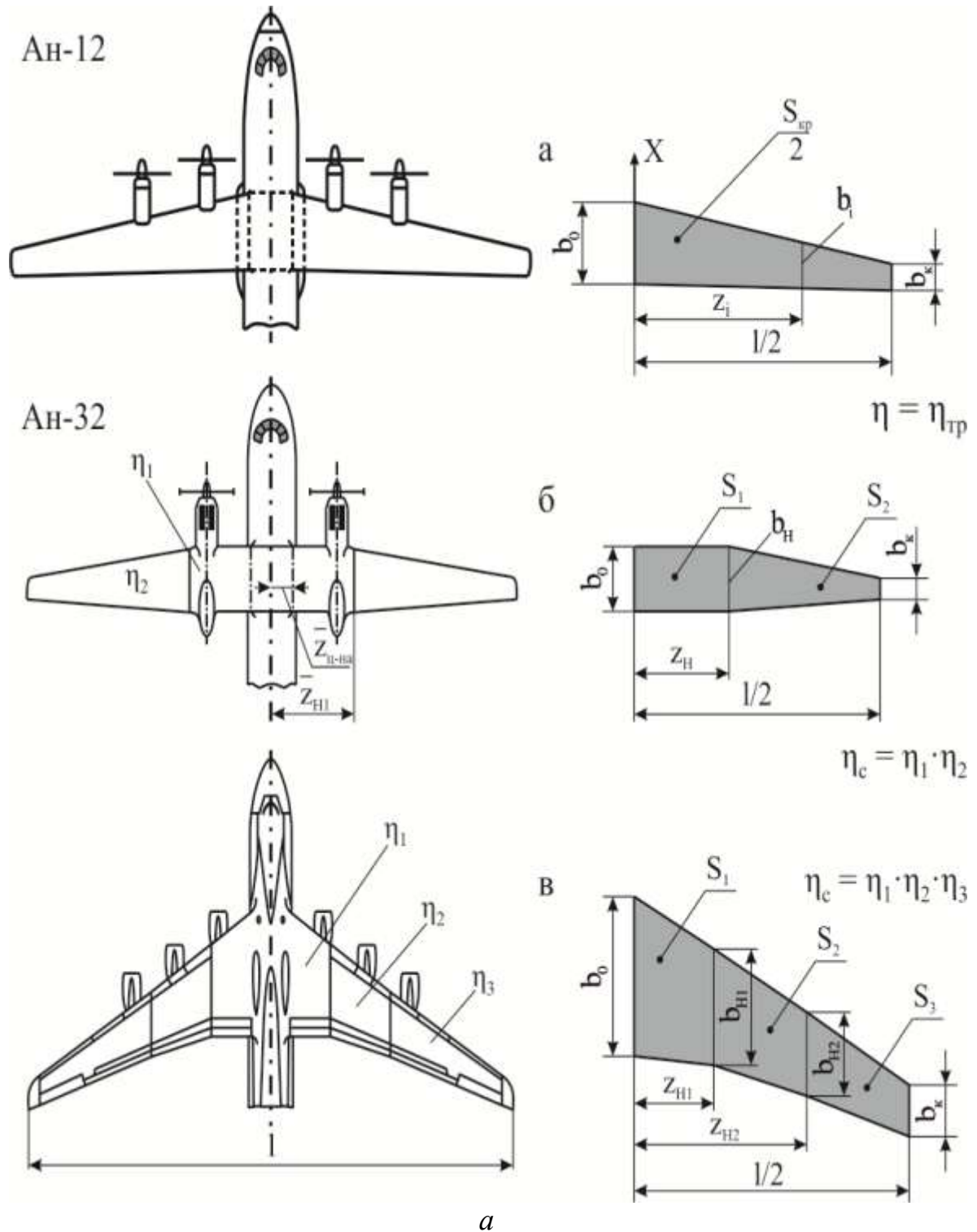


Рисунок 5 – Геометричні моделі крил військово-транспортних літаків:
 а – звичайне трапецієподібне за виглядом у плані;
 б – складене з двох трапецій за напіврозмахом; в – складене з двома координатами зламу \bar{z}_{H1} і \bar{z}_{H2} за напіврозмахом на основі трьох трапецій

Зміна параметрів $n, \eta, \bar{z}_{H1}, \bar{e}_1^0$ при розробці модифікацій визначає значення $\Gamma_{тр}$ і величину індуктивного опору крила S_{xi} .

Для оцінювання коефіцієнта еліптичності простого трапецієподібного крила одержано співвідношення:

$$K_{\text{тр}}^e = \frac{K_{\text{фе}}}{K_{\text{фтр}}} = \frac{K_{\phi}(\eta = 2,857)}{K_{\phi}(\eta_i)} \rightarrow (C_{xi \text{ min}}), \quad (2)$$

де $K_{\text{фтр}}$ і $K_{\text{фе}}$ – коефіцієнти форми трапецієподібного та еквівалентного йому за піднімальною силою, а також за розмахом і подовженням за виглядом у плані, еліптичного крила; $K_{\phi}(\eta_i)$ – коефіцієнт форми трапецієподібного крила залежно від його звуження (η_i); $K_{\text{фе}}$ – оптимальна величина коефіцієнта форми простого трапецієподібного крила при звуженні (за Карафолі) $C_{xi \text{ min}}$.

За умови рівності площ ($S_{\text{тр}} = S_e$), розмахів (l_i) і подовжень ($\lambda_{\text{тр}} = \lambda_e$) (рис. 6, а) величина знаменника у виразі (1) визначається формулою

$$K_{\phi}(\eta) = \frac{4(\eta_{\text{тр}}^2 + \eta_{\text{тр}} + 1)}{3(\eta_{\text{тр}} + 1)^2}. \quad (3)$$

З урахуванням (2) і (3) кількісне оцінювання $K_{\text{тр}}^e$ показано на рис. 6, б.

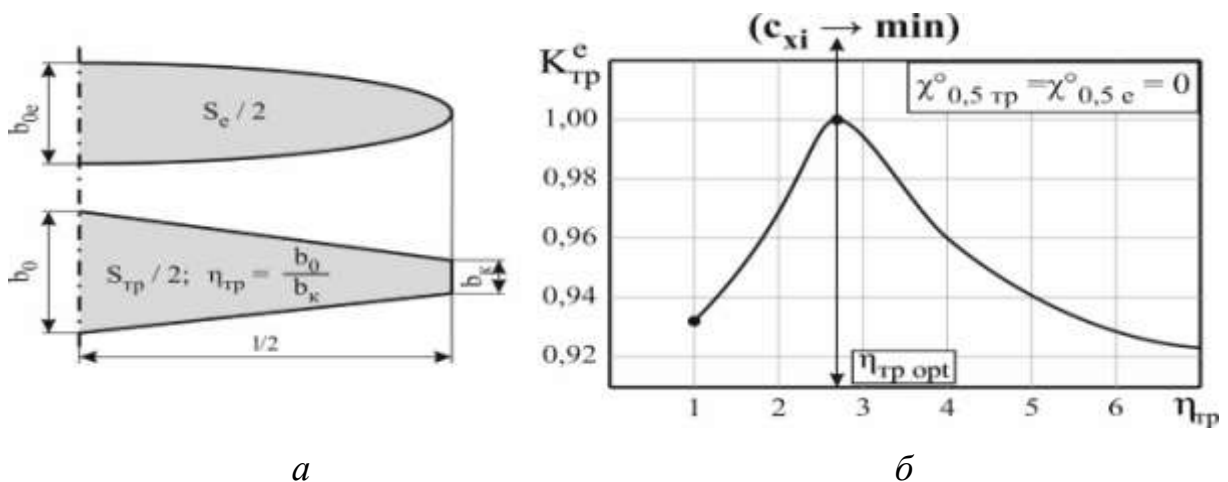


Рисунок 6 – Еквівалентність простого трапецієподібного крила за виглядом у плані й оцінювання коефіцієнта його еліптичності

Оскільки в реальному проектуванні переважно використовуються крила з $\eta_i > 3,0$ (такі крила мають меншу масу), у розділі розроблено два методи підвищення коефіцієнта еліптичності трапецієподібних крил:

1. Шляхом збільшення кількості трапецій (n), що утворюють план

крила, з метою наближення розподілу місцевих хорд за розмахом крила, близького до еліптичної форми:

$$K_{\text{тр}}^e (n = 1, 2, 3, \text{рис.5}) \rightarrow C_{x_{i\min}}.$$

У такій постановці знаменник виразу (1) має вигляд:

– якщо напіврозмах крила утворено двома трапеціями (рис. 5, б), то

$$K_{\phi(n=2)} = \frac{4}{3} \frac{[(\eta_c^2 + \eta_c - 2) \bar{z}_H + 3]}{[(\eta_c - 1) \bar{z}_H + 2]^2}, \quad (4)$$

– якщо напіврозмах крила утворено трьома трапеціями (рис. 5, в), то

$$K_{\phi(n=3)} = \frac{4}{3} \frac{[(2\eta_c^2 - \eta_c \eta_3 - \eta_3^2) \bar{z}_{H1} + (\eta_c^2 + \eta_c \eta_3 - \eta_3 - 1) \bar{z}_{H2} + \eta_3^2 + \eta_3]}{[(\eta_c - \eta_3) \bar{z}_{H1} + (\eta_c - 1) \bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1]^2}, \quad (5)$$

що дає змогу кількісно оцінити вплив збільшення кількості трапецій, що утворюють план крила, як на величину коефіцієнта еліптичності (K^e), так і на величину коефіцієнта збільшення індуктивного опору B (таблиця 1).

У разі однакового розподілу піднімальних сил, площ і подовжень крил у вигляді простої трапеції (рис. 5, а) і складених з трьох трапецій (рис. 5, в) оцінено вплив n на зміну визначальних коефіцієнтів $K_{\text{тр}}^e$.

Таблиця 1 – Вплив $K_{\text{тр}}^e$ на параметри літака

Коефіцієнти і параметр	Варіанти		Δ (Δ %) варіанту <i>в</i> відносно варіанта <i>а</i>	Вплив
	Рис. 5, <i>а</i> ($n = 1$)	Рис. 5, <i>в</i> ($n = 3$)		
K^e	0,93	0,98	+0,054 (+5 %)	На величину C_{xi}
η	Проста трапеція 3	Складене крило 4,145	+1,145 (+38,17 %)	На багато параметрів і характеристик
$B(C_{xi})$	1,16	1,041	+0,025, (+2,46 %)	На величину C_{xi}

Чітко видно, що збільшення числа трапецій, що утворюють план крила, веде до підвищення коефіцієнта його еліптичності й до зниження коефіцієнта зростання індуктивного опору B .

2. Шляхом використання моделей геометричного скручування місцевих хорд у кожній з умовних трапецій, що утворюють план крила.

Важливою умовою проектування крила є забезпечення максимально близької до еліптичного розподілу циркуляції швидкості за його розмахом:

$$\Gamma = \Gamma_o (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5} \quad (6)$$

при величинах місцевих хорд простого трапецієподібного крила (рис. 5, а)

$$\bar{b}_{z_{\text{тр}}} = 1 - \frac{\eta_{\text{тр}} - 1}{\eta_{\text{тр}}} \bar{z}. \quad (7)$$

У такому випадку величина кутів скручування місцевих хорд оцінюється за виразом:

$$\frac{\varepsilon_i}{\varepsilon_3} = \bar{\varepsilon}_i = K_i \frac{(1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\bar{b}_{\bar{z}_i}}. \quad (8)$$

Для крил, план яких утворюється двома (рис. 5, б) і трьома (рис. 5, в) трапеціями, вираз набирає вигляду:

– на першій трапеції

$$\bar{\varepsilon}_1 = \frac{2(\bar{z}_{\text{н}2} - \bar{z}_{\text{н}1}) [(\eta_i - \eta_3) \bar{z}_{\text{н}1} (\eta_2 \eta_3 - 1) \bar{z}_{\text{н}2} + \eta_3 + 1] (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi [\eta_c \bar{z}_{\text{н}1} - (\eta_c - \eta_2 \eta_3) \bar{z}_i]}; \quad (9)$$

– на другій трапеції

$$\bar{\varepsilon}_2 = \frac{2(\bar{z}_{\text{н}2} - \bar{z}_{\text{н}1}) [(\eta_i - \eta_3) \bar{z}_{\text{н}1} (\eta_2 \eta_3 - 1) \bar{z}_{\text{н}1} - \eta_3 + 1] (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi \eta_3 [\eta_2 \bar{z}_{\text{н}2} - \bar{z}_{\text{н}1} - (\eta_2 - 1) \bar{z}_i]}; \quad (10)$$

– на третій трапеції

$$\bar{\varepsilon}_3 = \frac{2(1 - \bar{z}_{\text{н}2}) [(\eta_i - \eta_3) \bar{z}_{\text{н}1} (\eta_2 \eta_3 - 1) \bar{z}_{\text{н}2} + \eta_3 + 1] (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi [\eta_3 - \bar{z}_{\text{н}2} - (\eta_3 - 1) \bar{z}_i]}. \quad (11)$$

Моделі (1), (2), (4), (5), (8), (9), (10) і (11) є науковою основою перекомпонування не тільки ізольованого крила, але й усієї системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» $S_{\text{го}}$, $S_{\text{во}}$, $L_{\text{го}}$ і $L_{\text{во}}$ (рис. 7), що забезпечують мінімальну величину індуктивного опору, а також покладені в основу моделей побудови границь поздовжньої статичної стійкості $A_{\text{го}}$ (рис. 8) і зниження втрат на балансування модифікації.

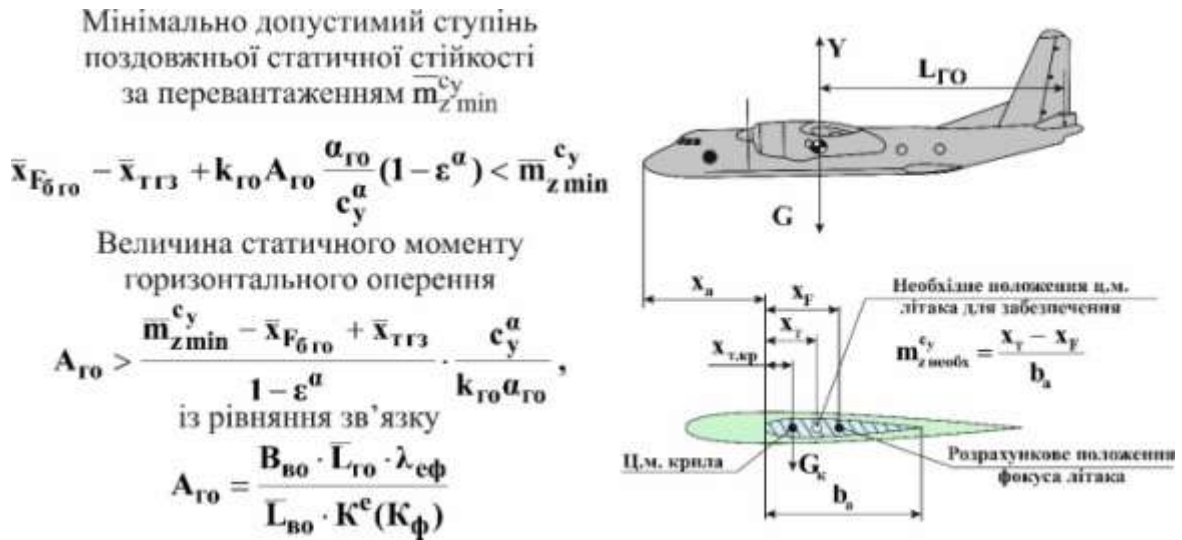


Рисунок 7 – Схема сил і плечей несних поверхонь, що забезпечують поздовжню статичну стійкість літака

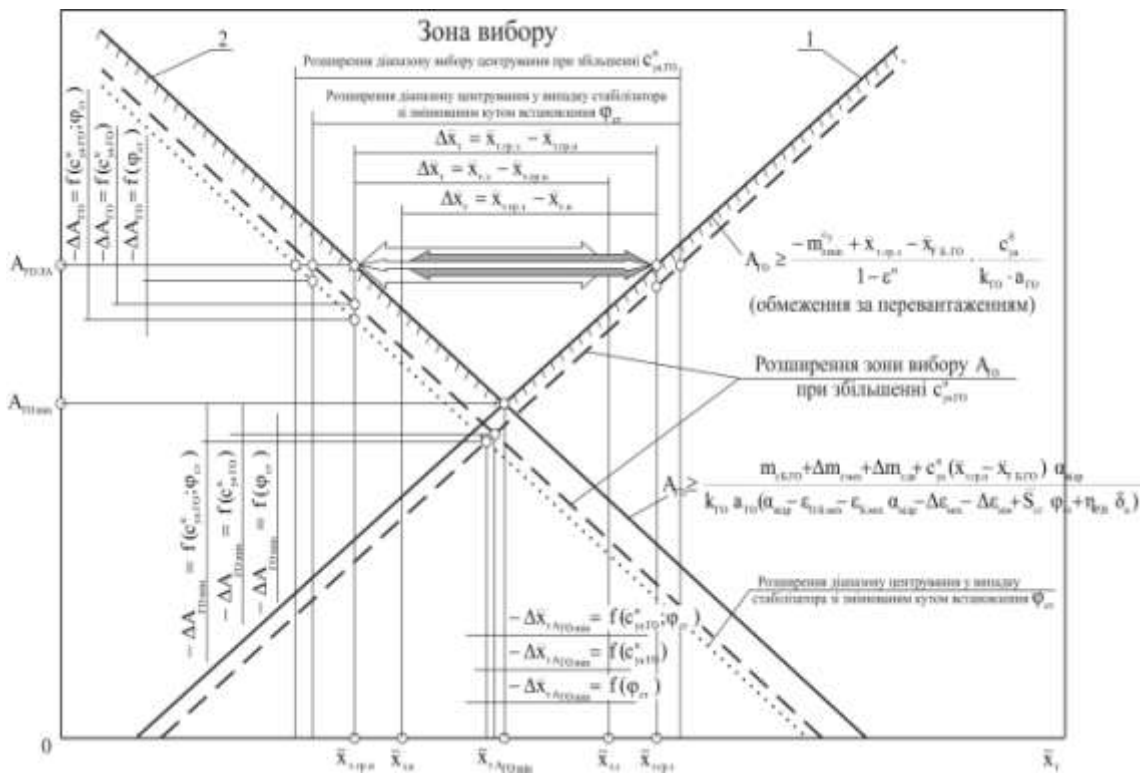


Рисунок 8 – Граничні лінії та область вибору параметрів A_{G0} і \bar{x} :
 1 – мінімально допустимий ступінь поздовжньої статичної стійкості;
 2 – балансування літака на великих кутах атаки крила

Схему реалізації такого підходу зображено на рис. 9, де наведено структуру методів й моделей, що забезпечують геометричне перекомпонування системи несних поверхонь.



Рисунок 9 – Методи й моделі оцінювання модифікаційних змін при геометричному перекомпонуванні крила

З урахуванням одержаних моделей з'явилася можливість проводити порівняльне оцінювання впливу на параметри хвостового оперення не тільки різних форм крила, але й окремих його параметрів, що відіграють важливу роль при оптимізації літака на ранніх стадіях проектування і впливають на міцність, вагові, аеродинамічні характеристики, на місткість паливних баків крил, розміщення систем, агрегатів по крилу, визначення компоновки механізації, поверхонь керування, розміщення силових установок та ін., і ці моделі можуть використовувати конструктори при знаходженні взаємозв'язаних рішень щодо раціональних координат

розміщення двигунів на крилі, силових елементів каркасу крила, місткості паливних баків, механізації й поверхонь керування.

Запропонований метод (у вигляді числового експерименту) апробовано на прикладах найбільш ефективних несних поверхонь у модифікаціях військово-транспортних літаків В-747-400, С-5А, Іл-76 і Ан-124. Результати досліджень, що наведені в цьому розділі, опубліковано в статтях [7–10].

У четвертому розділі вперше сформовано моделі узгодження глибоких модифікаційних змін, що здійснюються одночасно шляхом геометричного перекомпонування крила (і всієї системи несних поверхонь) і модифікаційних змін у силовій установці.

Структурну схему такого підходу можна подати у вигляді послідовності: необхідне збільшення вантажопідйомності → необхідна тягоозброєність, що забезпечується заміною двигунів → геометричне перекомпонування системи несних поверхонь, що забезпечує підвищення аеродинамічні якості → питома величина показника паливної ефективності (рис. 10).



Рисунок 10 – Схема узгодження глибоких змін в геометрії крила і силовій установці на етапі попереднього проектування модифікацій

Новизна такого методу узгодження модифікаційних змін полягає в розробленні моделей зв'язку типу $\bar{t}_0(\bar{C}_y)$ при одночасних змінах у силовій установці (\bar{t}_0) і геометрії крила (\bar{C}_y) з урахуванням умов польоту (H_i)

і режимів роботи силової установки (зліт, крейсерський політ, надзвичайний режим).

Значення мінімально потрібної тягоозброєності в моделях узгодження $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ одержано за умови:

$$\bar{q}_m \rightarrow \min \rightarrow \bar{t}_{n\min} = \frac{1}{K} = \frac{\bar{C}_x}{\bar{C}_y} = \frac{C_x}{C_x \bar{C}_y}, \quad (12)$$

де $\bar{t}_{n\min}$ – мінімально потрібна тяга замінних двигунів; \bar{C}_x, \bar{C}_y – параметри поляри крила з урахуванням його геометричного перекомпонування (рис. 11).

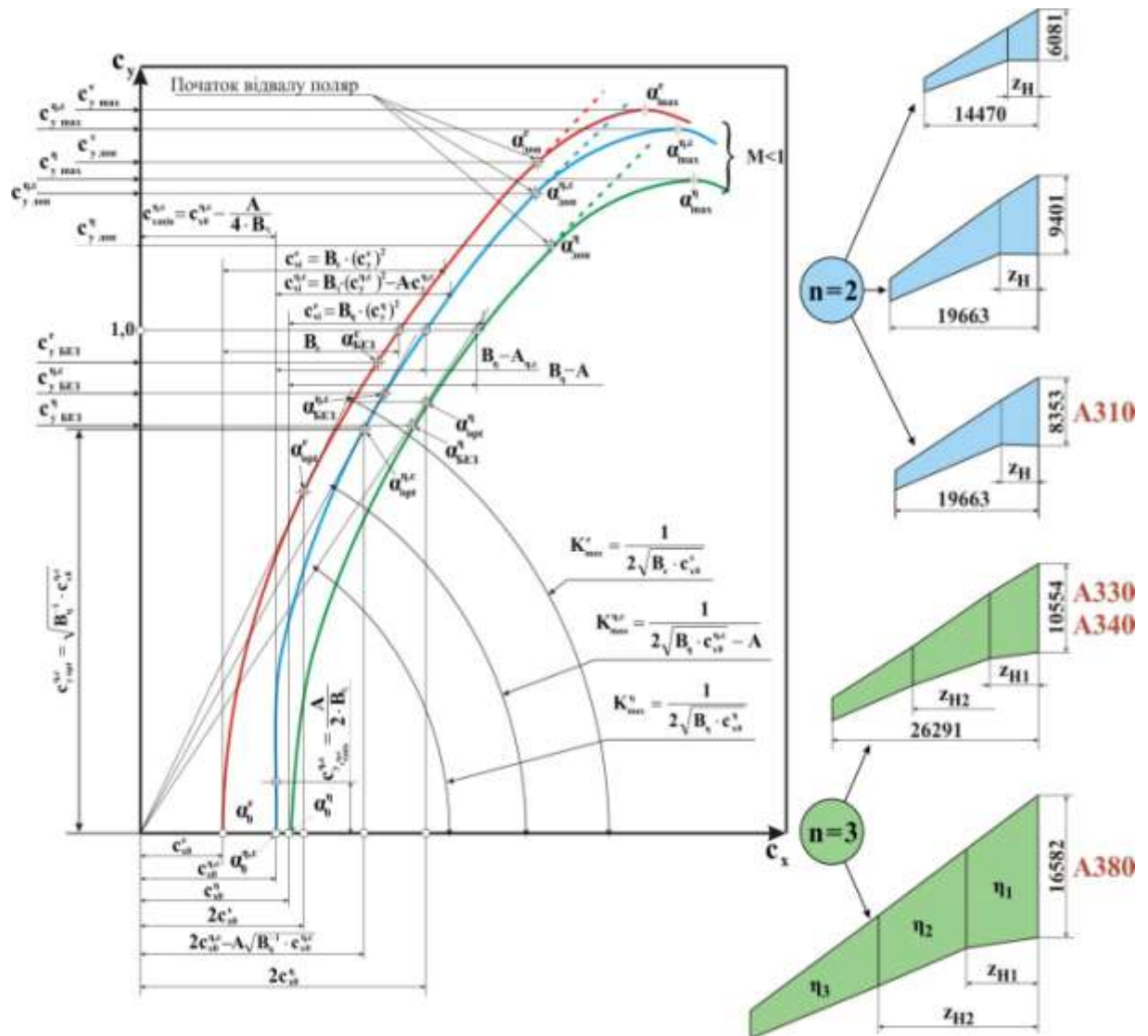


Рисунок 11 – Залежності співвідношень C_y і C_x від параметрів перекомпонування крила n, η_c, ε_i і z_{iii}

З наведених даних випливає, що кожній модифікованій формі крила відповідає відповідна поляра, яка й визначає аеродинамічну якість крила.

З урахуванням реалізації змін C_y, C_x, A і B кількісно оцінено

взаємозв'язок потрібної тягоозброєності (\bar{t}) і коефіцієнта (\bar{C}_y), що визначається геометричним перекомпонуванням крила (рис. 12).

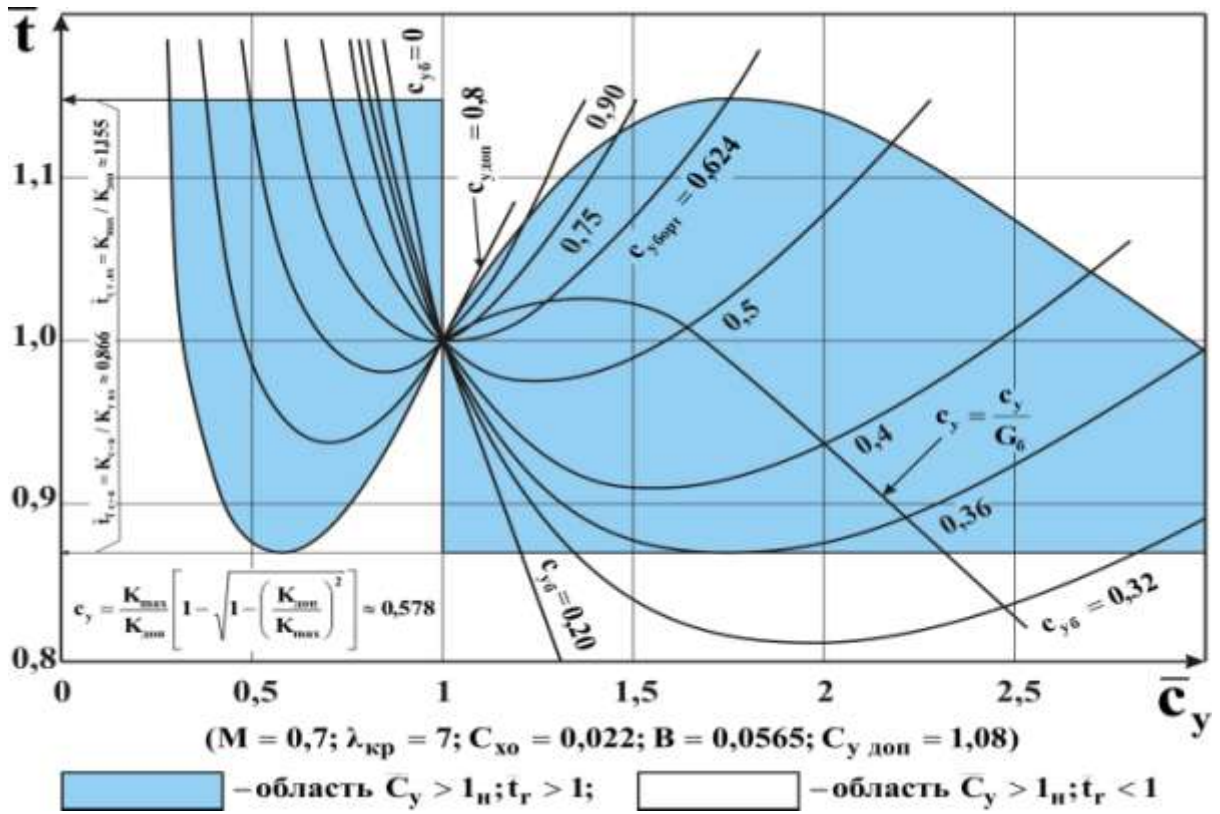


Рисунок 12 – Залежність потрібної тягоозброєності від величини \bar{C}_y , що визначається геометричним перекомпонуванням крила

У цьому ж розділі для етапу попереднього проектування модифікацій запропоновано модель визначення питомої паливної ефективності

$$\bar{q}_\Pi = \frac{C_R}{KV} \int_L \frac{\bar{m}_\Pi}{\bar{m}_B} \frac{1}{L} dL. \quad (13)$$

за параметром питомої дальності дії

$$\bar{L} = \frac{L}{KV} = \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_\Pi} \quad (14)$$

з урахуванням питомої вантажопідйомності \bar{m}_B і питомої витрати палива двигуна C_R .

Таке «нормування» діаграми «вантаж – дальність» дає змогу чітко оцінити взаємозв'язок таких параметрів як рейсова продуктивність, вантажопідйомність і паливна ефективність (рис. 13).

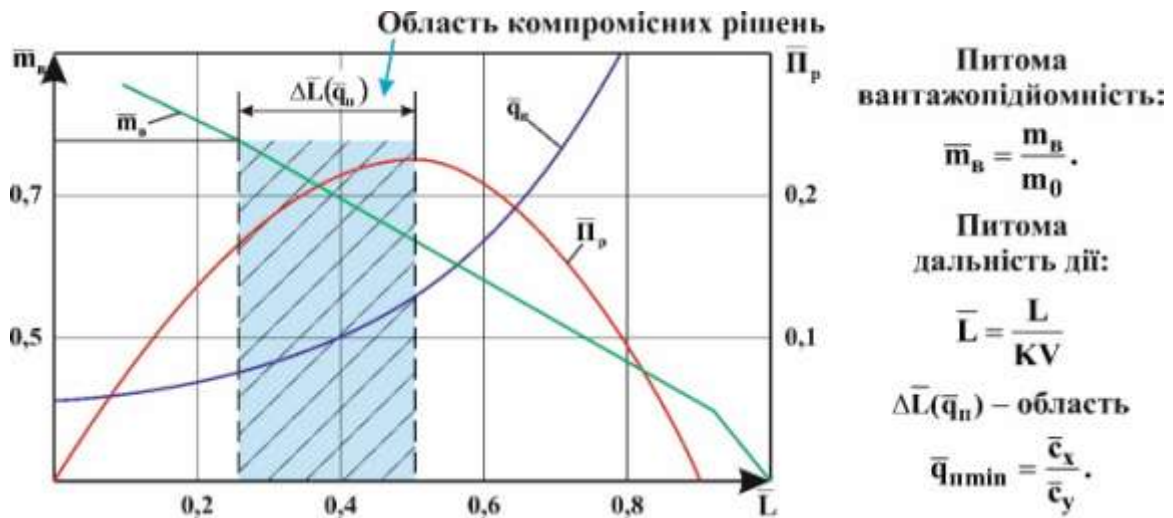


Рисунок 13 – Вплив питомої вантажопідйомності \bar{m}_B і питомої дальності дії \bar{L} на показник питомої паливної ефективності \bar{q}_n ; $\bar{\Pi}_p$ – питома рейсова продуктивність

Аналізуючи дані, наведені на цьому рисунку, можна зробити важливі висновки, що стосуються паливної ефективності й шляхів керування її величиною:

- зі збільшенням відносної дальності \bar{L} збільшуються й витрати палива на рейс;

- адекватність змін рейсової продуктивності спостерігається тільки при $\bar{L} < 0,5$, а при $\bar{L} > 0,5$ продуктивність постійно знижується, тоді як питомий показник витрати палива на одиницю роботи збільшується експоненціально;

- якщо при аналізі взяти до уваги питому величину транспортної ефективності, тобто характеристику «вантаж – дальність» ($\bar{m}_{к.н.} = f(\bar{L})$), то стає очевидним, що найбільш сприятливими (з огляду на паливну ефективність) є відносні дальності $0,3 < \bar{L} < 0,5$. Тільки в цьому діапазоні \bar{L} реалізуються прийнятні значення не тільки паливної ефективності, але й максимальна рейсова продуктивність, тобто характеристика, заради якої і розробляються модифікації.

На такій основі вироблено уточнення паливної ефективності багатомоторних ВТЛ з ТРД і ТВД при відмові критичного двигуна. Показано, що в такій конфігурації паливна ефективність ВТЛ зменшується майже на 20 %.

Реалізація моделей узгодження типу $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ істотною мірою залежить від вантажопідйомності літака. З урахуванням таких обставин ці моделі конкретизовано для легкого ВТЛ в п'ятому розділі, для середнього – у шостому, для оперативно-тактичного ВТЛ – у сьомому. Дані досліджень, описаних у четвертому розділі, опубліковано в статтях [9–14, 22].

У п'ятому розділі описано реалізацію наукових положень запропонованої методології щодо формування характеристик «вантаж – дальність» модифікацій конкретних легкого, середнього й оперативно-тактичного ВТЛ на базі вітчизняних літаків Ан-32, Ан-148 і Ан-77 з урахуванням основних обмежень для кожного з них (рис. 14).



Рисунок 14 – Обмеження при формуванні характеристики «вантаж – дальність» для літаків транспортної категорії:

ОА – максимальна вантажопідйомність; ОД – максимальна дальність;

АВ – дальність при максимальній вантажопідйомності;

А'В' – обмеження за ресурсом

Точка В відповідає максимальній дальності дії ВТЛ з максимальною вантажопідйомністю, що відповідає крейсерським умовам польоту з дотриманням норм щодо резерву палива. Збільшити дальність дії можна тільки шляхом заміни частини цільового навантаження паливом. У точці С запас палива обмежено місткістю баків. Обмеження за ресурсом призводить до збільшення маси конструкції внаслідок зменшення вантажопідйомності ВТЛ. Подальше збільшення L є можливим шляхом зменшення стартової маси і, таким чином, часової витрати палива, що призводить до суттєвого зменшення вантажопідйомності.

Крім того, у моделях формування характеристик «вантаж – дальність» конкретних модифікацій Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188 як обмеження враховано й довжини розбігу, пробігу та потрібні довжини злітно-посадкових смуг для кожної з них.

Внаслідок необхідності збільшення вантажопідйомності легкого ВТЛ, дальності його дії і позначених обмежень розроблено методику використання моделей узгодження геометричних параметрів крила і змін в силовій установці при використанні маршових двигунів PW-150A.

Враховуючи такі особливості створення модифікації легкого ВТЛ Ан-132Д, у розділі розроблено моделі параметричного моделювання

взаємозалежності основних параметрів: стартової маси, вантажопідйомності, дальності дії, потрібних довжин розбігу, пробігу та довжини злітно-посадкової смуги:

$$m_o^M = f(m_T^M, L^M, S_{кр}^M(\eta_c, \bar{z}_{ні}, \bar{e}_i), P^M, L_p, L_{пр}, L_{зпс}) \quad (15)$$

з урахуванням обмежень, наведених на рис. 14.

На основі таких моделей сформовано одну з основних характеристик «вантаж – дальність» ВТЛ Ан-132Д (рис. 15).

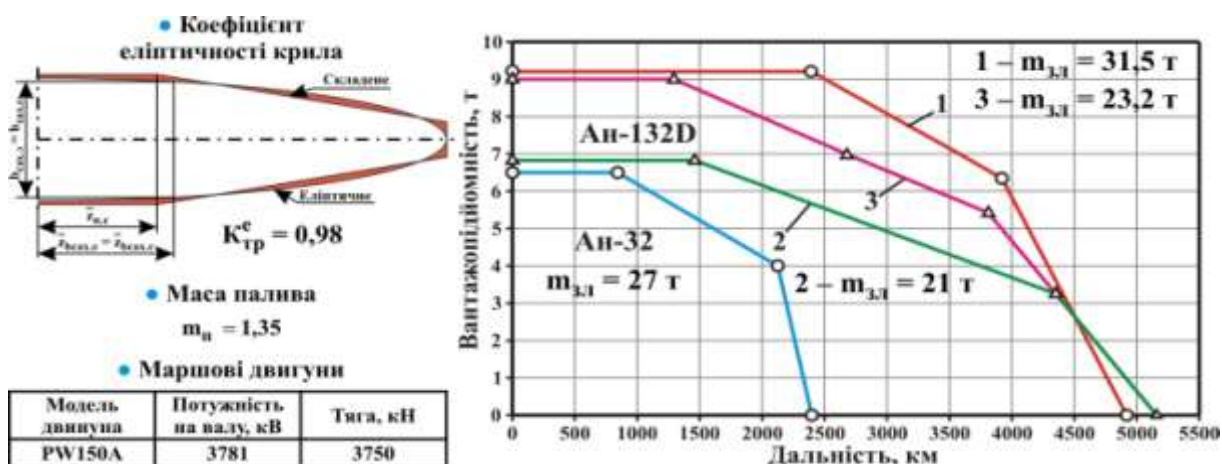


Рисунок 15 – Діаграми «вантаж – дальність» легких вітчизняних ВТЛ Ан-32Б і модифікації Ан-132Д

Досягнення такого результату базується на уточненій моделі узгодження взаємозалежності параметрів нової силової установки (двох PW-150) зі зміненими геометричними параметрами крила з його виглядом в плані (рис. 5, б), оскільки відносна величина координати зламу $\bar{z}_н$ крила, утвореного двома трапеціями, і його сумарне звуження ($\eta_c = \eta_1 \eta_2$) визначалися з урахуванням виразу (4), а кути геометричного скручування місцевих хорд \bar{e}_i за розмахом кожної з трапецій – на основі залежностей (9) і (10), що забезпечує для модифікації максимально можливу величину коефіцієнта еліптичності крила K^e , а для всієї системи несних поверхонь – мінімальну величину C_{xi} .

Збільшення вантажопідйомності й дальності дії АН-132Д здійснено не тільки шляхом узгодження параметрів крила з новими параметрами маршових двигунів, а й шляхом збільшення запасу палива на борту, що також забезпечило одержаний результат в такому значному збільшенні дальності дії (рис. 16).

- за вантажопідйомністю
 $\bar{m}_B = 1,36$
- за дальністю дії
 $\bar{L} = 1,9$
- за паливною ефективністю
 $\bar{q}_n = 222 \text{ г(т} \cdot \text{км)}$



Рисунок 16 – Переваги модифікації Ан-132Д порівняно з базовим варіантом

Модифікація ВТЛ Ан-132Д має й інші переваги:

- змінні оберти повітряного гвинта $n_{\text{пг}} = 850 \dots 1200 \text{ об./хв}$;
- «тихе рулювання» при $n_{\text{пг}} = 850 \text{ об./хв}$ у межах аеродрому;
- надзвичайний режим роботи маршового двигуна при відмові одного з двох не тільки при зльоті, але й, за необхідністю, на маршруті;
- значно кращі екологічні показники щодо шкідливих викидів маршового двигуна і шуму на місцевості.

Військово-транспортний літак Ан-132Д реалізовано в повній відповідності до вимог ОТ ЗПС. Він зберіг кращі аеродинамічні властивості базової моделі, а показники «вантажопідйомність – дальність дії», паливна ефективність та екологічні показники значно поліпшено внаслідок модифікаційних змін у силовій установці, що й забезпечує затребуваність цієї модифікації на ринку перевезення вантажів військового призначення в класі легких ВТЛ. Результати досліджень, описаних у п'ятому розділі, опубліковано в статтях [15, 16, 21].

У шостому розділі здійснено параметричне перетворення пасажирського літака Ан-148 на військово-транспортний літак Ан-178 (рис. 17).



Рисунок 17 – ВТЛ Ан-178 у структурі модифікацій літака Ан-148

На базі Ан-148 створено вже декілька модифікацій літаків цивільного призначення, а його компоновання з Т-подібним оперенням прийнятне для літаків військово-транспортної категорії шляхом

геометричного перекомпонування крила базової моделі та заміни двигунів типу ДЗ6-5АФ на двигуни Д436-148ФМ.

Геометричне перекомпонування крила здійснено на основі моделей, одержаних у третьому розділі (рис. 8).

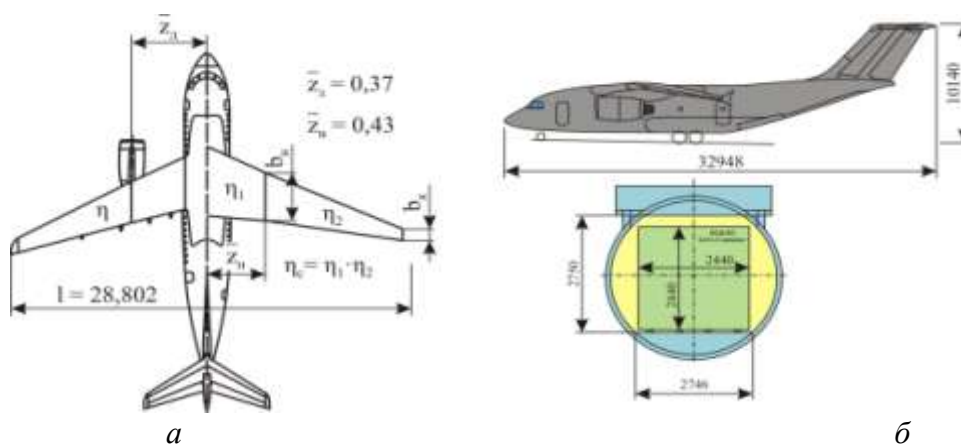


Рисунок 18 – Геометричне перекомпонування крила (а) у модифікації Ан-178 (б)

Порівняльне оцінювання такого геометричного перекомпонування крила для ВТЛ Ан-178 наведено в таблиці 2.

Таблиця 2 – Порівняльне оцінювання геометричних параметрів крил регіональних літаків з двома ТРД

Параметри крила	Порівнювані літаки					
	RRJ 60-95	Embraer-195	Кавасаки С-2	Ан-148	Opt*	ВТЛ Ан-178
Сумарне звуження крила η_c	3,62	3,17	3,34	3,72	3,31	3,1
Відносна величина координати зламу \bar{z}_n	0,365	0,39	0,44	0,108	0,43	0,4
Відносні координати розташування двигуна на крилі \bar{z}_d	0,314	0,33	0,36	0,278	$\approx 0,37$	0,4

Модифікаційні зміни в силовій установці здійснено шляхом заміни двигунів типу ДЗ6-5АФ з тягою $P_o = 6500$ кгс на двигуни типу Д436-148ФМ з тягою $P_o = 7700$ кгс (таблиця 3).

Таблиця 3 – Значення тяги двигуна Д-436-148ФМ

Двигуни	Д-436-148		Д-436-148ФМ
Варіант настроювання САК	148Б	148Д	148ФМ
Злітний режим $H_n = 0$; $M_n = 0$, МСА			
Тяга, кгс	6400	6830	7700
Максимальний надзвичайний режим $H_n = 0$; $M_n = 0$, МСА			
Тяга, кгс	7100	7500	8600

З урахуванням таких змін у крилі й силовій установці на основі моделей, розробку яких описано в підрозділах 5.1 і 6.1, сформовано характеристику «вантаж – дальність дії» ВТЛ Ан-178, що свідчить про таке: вантажопідйомність Ан-178 збільшено порівняно з базовою моделлю в 1,8 рази на авіалініях до 1000 км, літак зберігає свою перевагу за вантажопідйомністю до $L = 4000$ км, що істотно розширює можливості застосування ВТЛ Ан-178 для військово-транспортних перевезень.

За такої значної переваги за вантажопідйомністю модифікація Ан-178 має гранично низьку витрату палива на одиницю роботи – 223 г/т·км і, як наслідок, поліпшення аеродинамічної якості через геометричне перекомпонування крила і використання нового двигуна з меншою питомою витратою палива (рис. 19, 20).

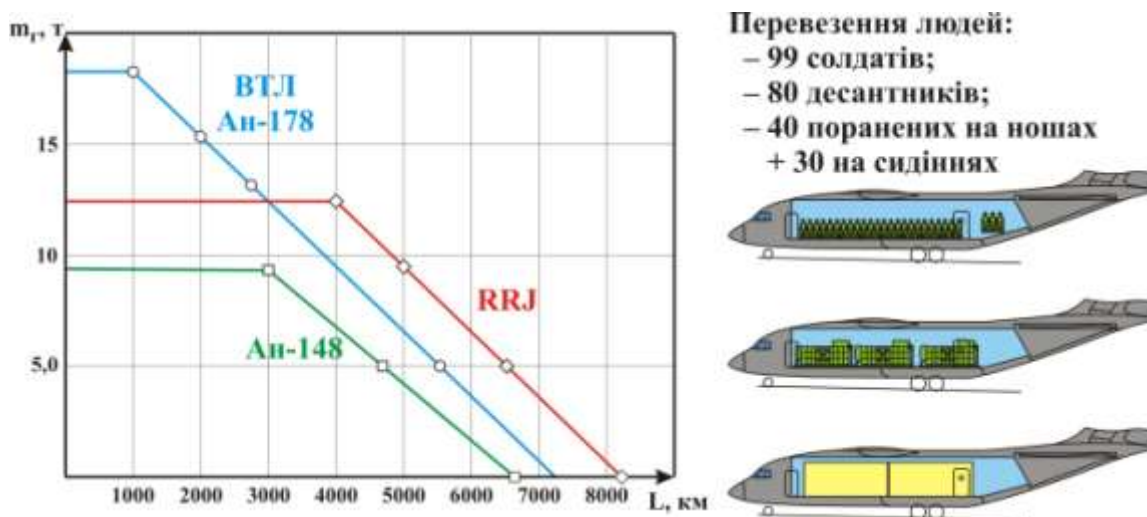


Рисунок 19 – Характеристика «вантаж – дальність» ВТЛ Ан-178 порівняно з літаком Ан-148



Рисунок 20 – Перший екземпляр військово-транспортного літака Ан-178

Унікальна особливість літака Ан-178 – можливість перевезення всіх існуючих у світі типів пакетованих вантажів (у контейнерах і на піддонах), включаючи великовантажні контейнери 1С (морські контейнери) з поперечними габаритами 2,44 × 2,44 м, що робить його дуже ефективним транспортним засобом для логістичної підтримки як в комерційній експлуатації, так і в Збройних Силах, а також для застосування в умовах надзвичайних ситуацій. Як і всі «Антонівські» літаки, військовий варіант Ан-178 успадковує такі необхідні для військово-транспортного літака якості як можливість базування на малопідготовлених аеродромах, автономність, висока надійність і бойова живучість.

Військово-транспортний літак Ан-178 реалізовано в повній відповідності до вимог АП-25 і ЗВ ЗПС. Кращі якості базової моделі Ан-148 збережено, зберігається наступність у пілотуванні й технічному обслуговуванні, а суттєва перевага за вантажопідйомністю забезпечує конкурентоспроможність цієї модифікації як середнього ВТЛ. Результати досліджень опубліковано в статтях [16, 19, 20, 26].

Поданий у **сьомому розділі** аналіз тенденцій розвитку оперативно-тактичних військово-транспортних літаків показав, що вітчизняний Ан-77 за усіма основними параметрами перевершує своїх конкурентів-аналогів: американського С-130J-30, західноєвропейського А400М і японського С-2. Однак за дальністю дії з повним завантаженням він поступається А400М, а за крейсерською швидкістю і боєготовністю – японському С-2.

Для забезпечення повної переваги на базі Ан-77 розроблено його модифікацію Ан-188 двома шляхами.

1. Заміна в силовій установці ТВД Д-27 на турбовентиляторний CFM LEAP-1A (Leading Edge Aviation Propulsion) – турбореактивний двоконтурний двигун з високим ступенем двоконтурності (турбовентиляторний).

У модифікації Ан-188 використано двигун LEAP-1A30 з максимальною тягою при зльоті 143,05 кН і в крейсерському режимі 140,96 кН, що сприяє поліпшенню злітно-посадкових характеристик і забезпеченню паливної ефективності при максимальній навантаженості $q_{\text{п}} = 154 \text{ г/т}\cdot\text{км}$.

Про ефективність використання турбовентиляторних двигунів типу CFM LEAP-1A свідчить можливість їх застосування в модифікаціях пасажирських літаків типу МС-21. Використання двигуна LEAP-1A в модифікації літака Ан-188 приводить до суттєвого зменшення рівня авіаційного шуму в джерелі й шкідливих викидів продуктів згорання.

2. Використання дискретного геометричного скручування місцевих хорд крила.

Характерною особливістю використання даних моделей є таке.

Напіврозмах крила Ан-188 утворюється двома трапеціями – прямокутним центропланом і трапецієподібною консоллю. Відповідно до такої структури для визначення кутів геометричного скручування використано вирази (9) і (10), результати лінеаризації яких показано на рис. 21 пунктирною ламаною кривою 0–1–4.

На цьому ж рисунку показано значення $\bar{\varepsilon}_i$, одержані для умовних трапецій, що утворюють трапецієподібну консоль: 1–2, 2–3 і 3–4. Кути $\bar{\varepsilon}$ для кожної умовної трапеції визначали за виразом:

$$C_{xi}(\bar{\varepsilon}) \rightarrow \min \rightarrow \bar{\varepsilon}_i = \frac{2(\eta_i + 1)}{\pi} \cdot \frac{(1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\eta_i - (\eta_i - 1)\bar{z}_i}. \quad (16)$$

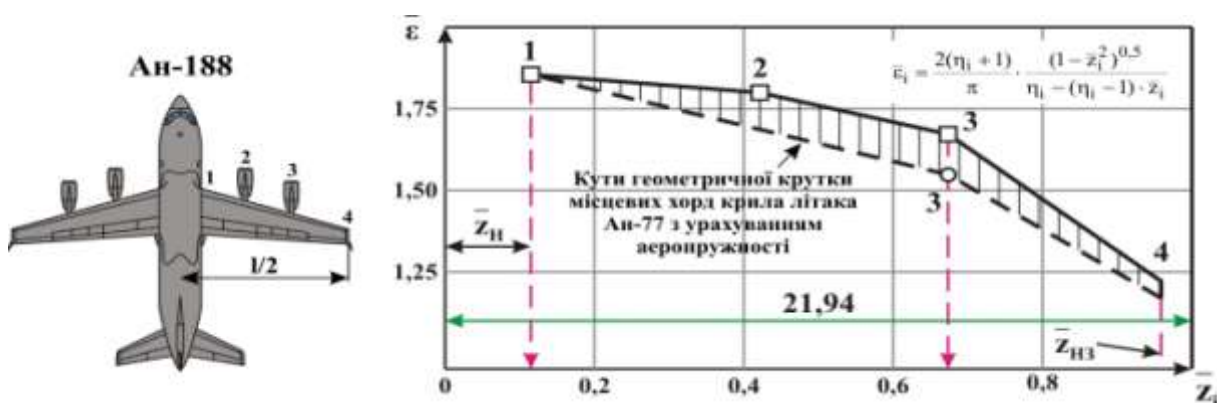


Рисунок 21 – Лінеаризовані значення кутів скручування місцевих хорд уздовж розмаху крила літака Ан-188 за умовними трапеціями 1–2–3–4, що створюють його план

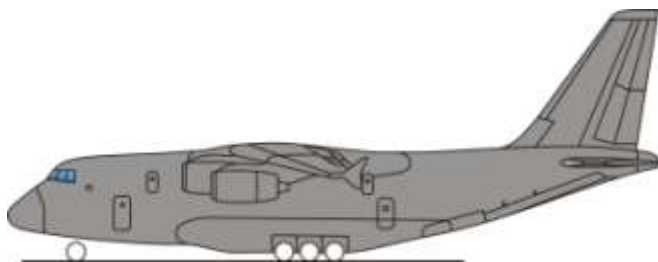
Використання значень $\bar{\varepsilon}$ (1–2–3–4), одержаних на основі дискретної моделі, дало змогу зменшити B_c з 1,039 для базової моделі до 1,01 для модифікації Ан-188, підвищити аеродинамічну якість крила в крейсерському режимі, що забезпечило дальність дії цього літака до 3200 км при вантажопідйомності 47 т і підвищило його боєготовність внаслідок використання турбовентиляторних двигунів.

При порівняльному оцінюванні ефективності ВТЛ (таблиця 4) важливими параметрами є не тільки вантажопідйомність, дальність дії, боєготовність і паливна ефективність (рис. 22).

Таблиця 4 – Загальні параметри Ан-188

Максимальна злітна маса, т	145	Найменування характеристики	ЗЗП	КЗП
Максимальне корисне навантаження, т	47	Двигуни	ТРДД	
Крейсерська швидкість, км/год	750-800	– тип	CFM Leap 1A/1C	
Тип ЗПС	– ШЗПС – ГВНПС	Максимальна злітна тяга, кгс	4 x 14 580	
		Необхідна довжина ЗПС, м	1 900	800
		Злітна маса, т	145	118

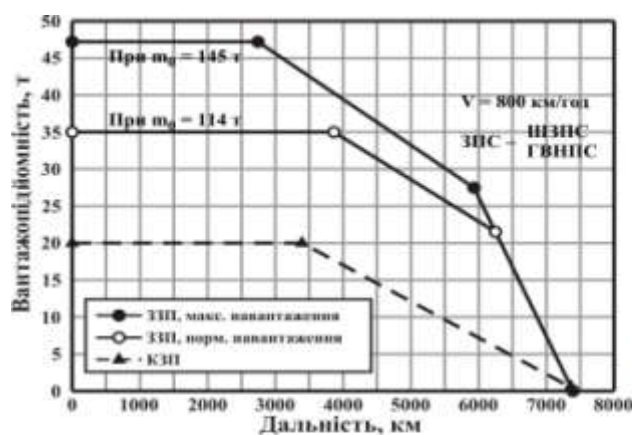
Загальний вигляд ВТЛ Ан-188 наведено на рис. 22.



Витрата палива при
повному завантаженні
 $q_{\text{п}} = 154 \text{ г/т}\cdot\text{км}$

Рисунок 22 – Загальний вигляд і паливна ефективність Ан-188

Суттєво змінилися й транспортні показники модифікації Ан-188 (рис. 23).



Параметри вантажної кабіни	ВТЛ		
	С-130J-30	А400М	Ан-188
Габарити (д/ш/в), м	12,2 / 3,1 / 2,7	17,7 / 4,0 / 3,8	22,4 / 4,8 / 4,1
Об'єм, м ³	127	340	425

Рисунок 23 – Характеристика «вантажопідйомність – дальність» військово-транспортного літака Ан-188 і параметри його вантажної кабіни

З наведеної характеристики «вантажопідйомність – дальність дії» випливає, що при вантажопідйомності 47 т і, особливо, 35 т нова модифікація перевершує конкурентів-аналогів.

Таку ж перевагу Ан-188 має і в режимі короткого зльоту і посадки, що особливо важливо для рятувальних операцій.

Габарити вантажної кабіни (від вантажної рампи до центроплана) літаків С-2 і Ан-188 є практично ідентичними, а далі – висота кабіни

менша, ніж у Ан-77 на 150 мм. За довжиною вантажної підлоги Ан-188 перевершує Kawasaki C-2 на 3,05 м.

З одержаних даних випливає, що літак Ан-188 за дальністю дії з максимальною вантажопідйомністю і за параметрами вантажної кабіни (рис. 24) має повну перевагу серед оперативно-тактичних ВТЛ.

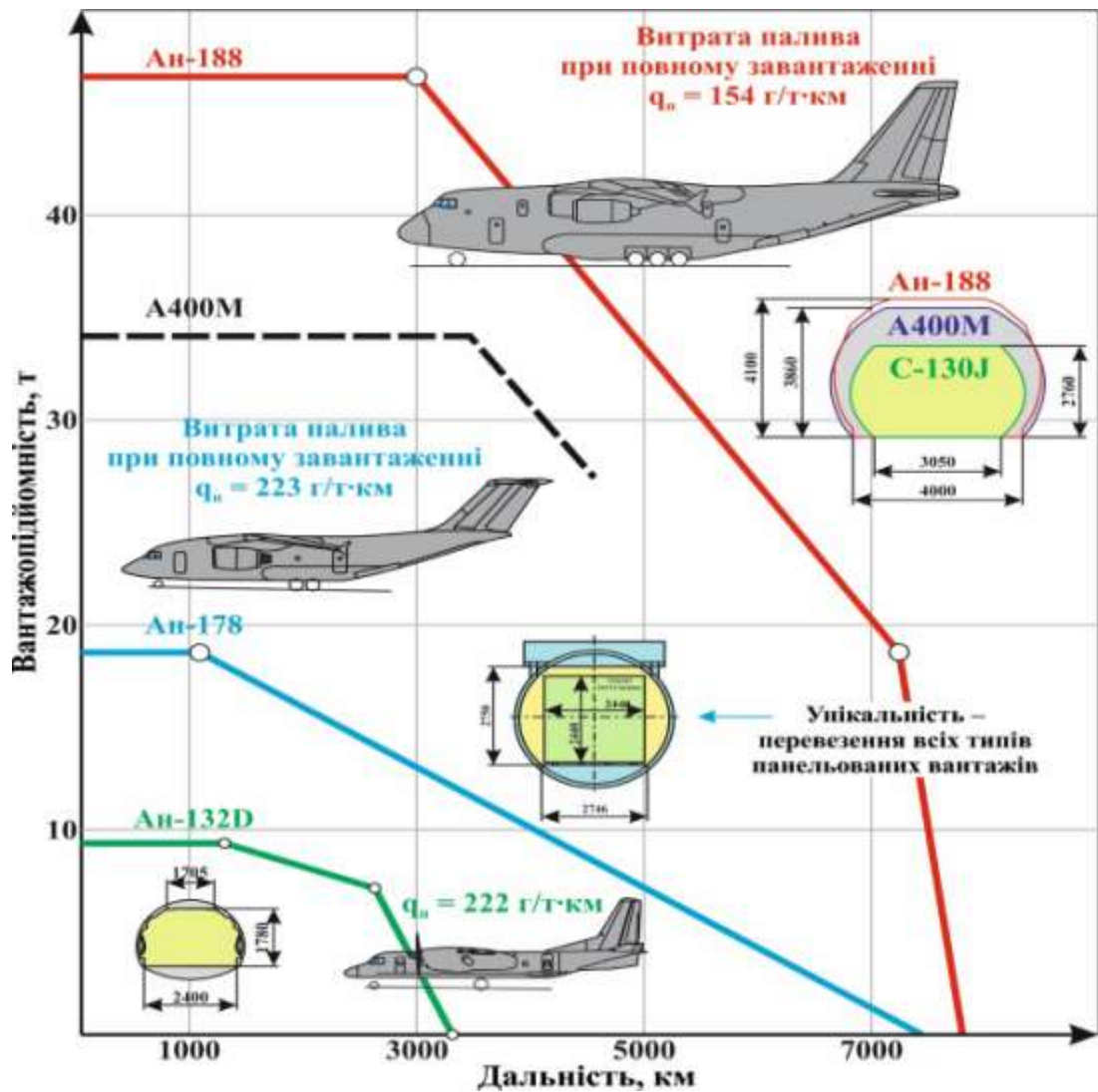


Рисунок 24 – Характеристики «вантажопідйомність – дальність дії» лінійки ВТЛ: Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188

Порівняння створених ВТЛ Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188 з їх базовими моделями і конкурентами-аналогами свідчить про те, що колектив ДП «АНТОНОВ» з честю реалізував «Державну комплексну програму розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року» у частині розвитку військово-транспортної авіації в Україні.

Результати досліджень, описаних у сьомому розділі, опубліковано в статтях [15, 18, 20, 21, 27].

ВИСНОВКИ

1. У роботі створено методологію формування основних параметрів військово-транспортних літаків при глибоких модифікаційних змінах у геометрії крила й силовій установці, зумовлених вимогами ринку ВТЛ і специфічними умовами замовника.

Зміст методології базується на використанні трьох принципів:

- забезпечення збільшення вантажопідйомності й необхідної дальності дії модифікацій ВТЛ різного призначення;
- геометричне перекомпонування крил за критерієм мінімуму індуктивного опору при однакових піднімальних силах з базовим варіантом;
- узгодження модифікаційних змін у крилі з потрібними параметрами силовій установці як умова забезпечення необхідної паливної ефективності.

2. Новими науковими положеннями, що утворюють структуру методології, є:

- поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила і метод його визначення;
- метод геометричного перекомпонування ізольованого трапецієподібного крила з урахуванням коефіцієнта його еліптичності;
- метод уточнення компонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» з урахуванням геометричного перекомпонування крила;
- як критеріальна база до структури методології входять такі моделі:
 - мінімізації індуктивного опору крила і всієї системи несних поверхонь;
 - узгодження модифікаційних змін у крилі й силовій установці на основі показника питомої паливної ефективності.

3. Методи геометричного перекомпонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» базуються на вперше введеному понятті коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, що забезпечує мінімальну величину індуктивного опору модифікації.

Як інструментарій підвищення коефіцієнта еліптичності розроблено моделі:

- вибору кількості трапецій, що утворюють план крила, звужень і координат їх стикування (координат зламів) в єдиному крилі;
- дискретного геометричного скручування місцевих хорд уздовж розмаху з урахуванням відмінності параметрів умовних трапецій, що

утворюють план крила, і особливостей розташування маршових двигунів по розмаху крила.

Одержані моделі апробовано на крилах найбільш ефективних модифікацій військово-транспортних літаків В-747-400, С-5А, Іл-76 і Ан-124, що й забезпечує їх достовірність.

4. Модифікаційні зміни в силовій установці запропоновано здійснювати не тільки шляхом заміни маршових двигунів, але й за допомогою зміни їх дроселювання при формуванні наявних тяг, що забезпечують необхідні значення швидкісних характеристик при зльоті й на крейсерському режимі.

Для літаків з ТГД уперше досліджено залежність тягоозброєності модифікації від узагальненого співвідношення тяги гвинта й потужності двигуна, що дає змогу оцінити можливість збільшення вантажопідйомності модифікації на етапі попереднього проектування.

5. Для етапу попереднього проектування модифікації запропоновано також модель оцінювання питомої паливної ефективності за параметрами питомої вантажопідйомності й питомої дальності дії ВТЛ, що дало змогу сформулювати важливі висновки:

– зі збільшенням відносної дальності (\bar{L}) відносний параметр паливної ефективності збільшується за експоненціальним законом;

– адекватність зміни паливної ефективності й рейсової продуктивності спостерігається тільки при $\bar{L} < 0,5$, при $0,5 < \bar{L} < 1,0$ питома продуктивність постійно зменшується, тоді як питома витрати палива на одиницю роботи постійно підвищується;

– на діаграмі «вантаж – дальність» ($\bar{m}_v = f(\bar{L})$) існує діапазон $0,3 < \bar{L} < 0,5$, у якому показник паливної ефективності \bar{q}_n найбільш прийнятно узгоджується з питомою вантажопідйомністю \bar{m}_v і дальністю дії \bar{L} ВТЛ.

6. На основі положень запропонованої методології і з урахуванням особливостей легких ВТЛ сформовано й реалізовано моделі оцінювання параметрів модифікації легкого ВТЛ Ан-132Д: за вантажопідйомністю до 9,2 т, за дальністю дії при повному корисному навантаженні до 2500 км, за паливною ефективністю 222 г/т·км.

Модифікація ВТЛ Ан-132Д має й інші переваги:

- змінні оберти повітряного гвинта $n_{пг} = 850 \dots 1200$ об./хв;
- «тихе рулювання» при $n_{пг} = 850$ об./хв в межах аеродрому;
- надзвичайний режим роботи маршового двигуна при відмові одного з двох не тільки при зльоті, але й, за необхідністю, на маршруті;

- значно кращі екологічні показники щодо шкідливих викидів маршового двигуна й шуму на місцевості.

7. Моделі геометричного перекомпонування крила і змін у силовій установці повною мірою використано при створенні середнього ВТЛ Ан-178 на базі пасажирського літака Ан-148.

Внаслідок зміни геометрії крила реалізовано підвищення коефіцієнта піднімальної сили на 1,8 і зниження коефіцієнта опору на 0,009, що разом із заміною маршових двигунів на D436-148ФМ забезпечило такі характеристики Ан-178: вантажопідйомність – 18 т, дальність дії – 1200 км, паливну ефективність – 223 г/т·км.

8. Для досягнення повної переваги серед оперативно-тактичних військово-транспортних літаків на базі вітчизняного Ан-77 розроблено його модифікацію Ан-188 шляхом:

- заміни в силовій установці турбогвинтового двигуна Д-27 на турбовентиляторний CFM LEAP-1A;

- використання дискретного геометричного скручування місцевих хорд крила, що забезпечило цій модифікації дальність дії 3200 км при вантажопідйомності 47 т з вельми низьким показником паливної ефективності – 154 г/т·км.

9. Таким чином, з використанням положень запропонованої методології глибоких модифікаційних змін у геометрії крила й силовій установці сформовано параметри й реалізовано в реальних вітчизняних виробках:

- на базі літака Ан-32 шляхом глибоких змін у силовій установці, тобто використанням двигунів PW150 і збільшенням маси палива, створено модифікацію легкого ВТЛ Ан-132Д зі збільшеною вантажопідйомністю 9,2 т при дальності дії з цим вантажем до 3000 км;

- на базі пасажирського літака Ан-148 шляхом глибоких змін і в геометрії крила, і в силовій установці створено модифікацію середнього ВТЛ Ан-178 з вантажопідйомністю 18 т і дальністю дії при максимальному завантаженні 1200 км, що забезпечує для цієї модифікації «нішу» використання, не зайняту конкурентами-аналогами;

- шляхом глибоких модифікаційних змін у силовій установці й геометрії крила літака Ан-77 створено оперативний ВТЛ Ан-188, що повністю переважає за всіма основними параметрами серед усіх існуючих оперативно-тактичних ВТЛ, у тому числі і за боєготовністю.

Усе це є реальним внеском у реалізацію «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Статті у виданнях України, які включено до міжнародних наукометричних баз

1. Лось, А. В. Создание модификаций – основное направление развития военно-транспортных самолетов [Текст] / А. В. Лось // Космическая техника. Ракетное вооружение: научно-техн. сборник КБ «Южное». – Днепро, 2020. – Вып. 1. – С. 114–120.
2. Лось, А. В. Тенденции в развитии оперативно-тактических военно-транспортных самолетов [Текст] / А. В. Лось, В. Ф. Шмырев, В. И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. 87. – С. 72–82.
3. Лось, А. В. Экономическая необходимость создания модификаций отечественных военно-транспортных самолетов [Текст] / А. В. Лось // Авиационно-космическая техника и технология: научно-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 7/159. – С. 6–11.
4. Лось, О. В. Методологія погодження основних параметрів при глибоких модифікаційних змінах в літаках транспортної категорії [Текст] / О. В. Лось // Системи озброєння і військова техніка: науков.-техн. журнал Харківського нац. ун-ту Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба. – Харків, 2019. – Вып. 4 (60). – С. 81–85.
5. Лось, А. В. Моделирование изменений в геометрии крыла при их согласовании с параметрами силовой установки [Текст] / А. В. Лось // Авиационно-космическая техника и технология: научно-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. 5 (165) – С. 20–25.
6. Лось, А. В. Понятие коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла и метод его оценки [Текст] / А. В. Лось, В. И. Рябков // Авиационно-космическая техника и технология: научно-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 4 (156). – С. 57–61.
7. Лось, А. В. Формирование геометрии системы несущих поверхностей «крыло + агрегаты хвостового оперения» с учетом коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла [Текст] / А. В. Лось // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2018. – Вып. 4/96. – С. 82–88.
8. Лось, А. В. Метод повышения коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла путем увеличения числа трапеций, образующих

его план [Текст] / А. В. Лось // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2018. – Вып. 3/95. – С. 59–65.

9. Лось, О. В. Структура моделей узгодження глибоких змін при заміні маршових двигунів у модифікаціях військово-транспортних літаків [Текст] / О. В. Лось // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України, 2020. – Вип. 1 (38). – С. 79–83.

10. Лось, А. В. Особенности оценки топливной эффективности модификаций самолетов с многодвигательными силовыми установками [Текст] / А. В. Лось // Открытые информационные компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, 2019. – Вып. 86. – С. 117–126.

11. Лось, А. В. Проблемы создания самолетов транспортной категории с учетом экологических ограничений [Текст] / А. В. Лось, В. И. Рябков, Т. Н. Серeda // Авиационно-космическая техника и технология: научно-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. 7 (167). – С. 5–11.

12. Лось, А. В. Взаимовлияние изменений в силовой установке и в геометрии крыла у легких военно-транспортных самолетов [Текст] / А. В. Лось // Авиационно-космическая техника и технология: научно-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. 3 (163). – С. 15–20.

13. Лось, О. В. Методика впливу заміни маршових двигунів на масу і злітно-посадкові характеристики модифікацій літаків [Текст] / Л. В. Капітанова, О. В. Лось, В. І. Рябков // Двигуни внутрішнього згоряння. – 2020. – Вип. 2. – С. 95–101.

14. Лось, А. В. Обеспечение полного превосходства оперативно-тактического ВТС Ан-188 путем замены маршевых двигателей и изменений в геометрии крыла [Текст] / А. В. Лось // Вісник НТУ «ХП». – Харків, 2020. – Вип. 2 (1356). – С. 18–23.

15. Лось, А. В. Создание среднего военно-транспортного самолета Ан-178 на базе пассажирского варианта Ан-148 путем реализации глубоких модификационных изменений [Текст] / А. В. Лось // Вісник Кременчуцького нац. ун-ту ім. Михайла Остроградського. – Кременчук, 2019. – Вип. 6/2019 (119). – С. 140–145.

16. Лось, А. В. Реализация модификационных изменений при создании легкого военно-транспортного самолета Ан-132Д [Текст] / А. В. Лось // Вісник Кременчуцького нац. ун-ту ім. Михайла Остроградського. – Кременчук, 2020. – Вип. 1/2020 (120). – С. 140–144.

17. Лось, А. В. Достижение преимущества Ан-188 среди оперативно-тактических военно-транспортных самолетов [Текст] / А. В. Лось,

В. Ф. Шмырев, В. И. Рябков // Авиационно-космическая техника и технология: научно-техн. журнал Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. 8 (168). – С. 5–11.

18. Лось, О. В. Нове покоління вітчизняних військово-транспортних літаків [Текст] / О. В. Лось, В. І. Рябков // Авіаційно-космічна техніка і технологія: науково-техн. журнал Нац. аерокосмічн. ун-ту ім. М. Є Жуковського «ХАІ». – Харків, 2020. – Вып. 4 (164). – С. 5–11.

19. Лось, А. В. Реализация глубоких модификационных изменений в отечественных ВТС: Ан-132Д, Ан-178 и Ан-188 [Текст] / А. В. Лось // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків, 2019. – Вып. 26 (1351). – С. 16–20.

20. Los A., Center-of-Gravity Variation Influence on Flight Range of Transport Category Airplane [Текст] / R. Tsuranov, V. Rybkov, A. Los // Открытые информационные компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. 88. – С. 5-14.

Монографії, які написані за участю здобувача

21. A. Los. AN-132D. Preliminary Ground and Flight Tests. First Stage. Technical act № 132D.700.024.D3-17 of the SE Antonov 2017. – 98 p.

22. A. Los. AN-178 High Level Roadmap. Technical act of the SE Antonov, 2016. – 57 p.

23. А. В. Лось. Ан-188 Средний военно-транспортный самолет укороченного взлета и посадки [Текст] / Киев: офіційне видання ДП «АНТОНОВ», 2018. – 118 с.

Нормативні документи, які розроблено за участю здобувача

24. European Technical Standard Order (ETSO) Authorization. EASA.210/10059285. Dunlop Aircraft Tyres Limited.

25. Патент на корисну модель № 140481 Україна. Система пристроїв для проведення вимірювання кутів відхилення богатосекціонного керма напрямку літака / О. В. Лось, Б. В. Лубкін, В. Г. Чітак, Ю. Я. Корольков, А. Й. Незенко – № u 2019 09276; заяв. 14.08.2019; опубл. 25.02.2020, Бюл. № 4.

Тези доповідей

26. Лось, А. В. Метод оценки коэффициента эллиптичности трапецевидного крыла самолета / А. В. Лось, В. И. Рябков // XXIV Міжнарод. конгрес двигунобудівників: тези доп., Харків «ХАІ», 2019. – С. 18–19. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.khai.edu>.

27. Лось, А. В. Влияние коэффициента эллиптичности трапецевидного крыла на изменения его индуктивного сопротивления / А. В. Лось // XXIV Міжнарод. конгрес двигунобудівників: тези доп.,

Харків «ХАІ», 2019. – С. 20. [Электронный ресурс]. – Режим доступу: <http://www.khai.edu>.

28. Лось, А. В. Безопасность в авиации. Нарботки, опыт ГП «АНТОНОВ» / А. В. Лось // XXIV Міжнарод. наук.-технич. конф. «Гидроаеромеханіка в інженерній практиці»: матеріали конф., Київ, НТУУ «КПІ», 2019. – С. 120–122.

29. Los, A. Centr-of-Gravity Influence on Flight Range of Transport Category Airplane [Текст] / V. Rybkov, A. Los, R. Tsukanov, M. Kyrylenko // Міжнар. науков.-практич. конф. «Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering» ICTM–2019: тези доп., Харків, 2019. – Т. 2. – С. 41–44.

30. Лось, О. В. Мотив росту стартової й злітної мас і їх вплив на основні параметри модифікацій літаків транспортної категорії / В. І. Рябков, О. В. Лось, Л. В. Капітанова // Міжнарод. науков.-технич. конф. «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки»: тези доп., Харків «ХАІ», 2020. – С. 12–13.

31. Лось, О. В. Вітчизняні військово-транспортні літаки нового покоління / О. В. Лось, В. І. Рябков // XXV Міжнарод. конгрес двигунобудівників: тези доп., Харків «ХАІ», 2020. – С. 10.

32. Los, A. Information Analysis of Modifications to Increase Fuel Efficiency in Regional Passenger Jets / A. Los, D. Tiniakov, L. Makarova // 2020 International Conference on Aeronautical Materials and Aerospace Engineering (AMAE 2020), 2020.05.14–05.17. China. – Режим доступу: <http://www.sasse.org>.

АНОТАЦІЯ

Лось О. В. Методологія проектування модифікацій військово-транспортних літаків при глибоких змінах у крилі та силовій установці. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.07.02 – Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

Для етапу попереднього проектування модифікацій військово-транспортних літаків (ВТЛ) розроблено й апробовано нову методологію формування параметрів ВТЛ, структуру якої утворюють нові поняття, методи й моделі:

– поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила і метод його визначення;

– метод геометричного перекомпонування ізольованого трапецієподібного крила з урахуванням коефіцієнта його еліптичності;

– метод уточнення компоновки системи несних поверхонь «крыло + агрегати хвостового оперення» з урахуванням геометричного перекомпоновки крила;

– як критеріальна база до структури методології входять моделі:

- мінімізації індуктивного опору крила і всієї системи несних поверхонь;
- узгодження модифікаційних змін у крилі та силовій установці на основі показника паливної ефективності.

З урахуванням цих методів і моделей на етапі попереднього проектування сформовано й реалізовано параметри в таких модифікаціях як Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188, що забезпечує конкурентоспроможність цих літаків на світових ринках.

Ключові слова: військово-транспортні літаки, модифікаційні зміни, геометрія крила, заміна маршових двигунів, вантажопідйомність, дальність дії, паливна ефективність.

АННОТАЦИЯ

Лось А. В. Методология проектирования модификаций военно-транспортных самолетов при глубоких изменениях в крыле и силовой установке. – Квалификационная научная работа на правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.02 – Проектирование, производство и испытания летательных аппаратов. – Национальный авиационный университет, Киев, 2020.

Для этапа предварительного проектирования модификаций военно-транспортных самолетов (ВТС) разработана и апробирована новая методология формирования параметров ВТС, структуру которой образуют новое понятие, новые методы и модели:

– понятие коэффициента эллиптичности трапецевидного крыла и метод его определения;

– метод геометрической перекомпоновки изолированного трапецевидного крыла с учетом коэффициента его эллиптичности;

– метод уточнения компоновки системы несущих поверхностей «крыло + агрегаты хвостового оперения» с учетом геометрической перекомпоновки крыла;

– в качестве критериальной базы в структуру методологии входят модели:

- минимизации индуктивного сопротивления крыла и всей системы несущих поверхностей;

- согласования модификационных изменений в крыле и силовой установке на основе показателя удельной топливной эффективности.

С учетом этих методов и моделей на этапе предварительного проектирования сформированы параметры, реализованные в создаваемых модификациях:

– на базе самолета Ан-32 путем глубоких изменений в силовой установке, т. е. использованием двигателей PW150 и увеличением массы топлива в полтора раза, создана модификация легкого ВТС Ан-132Д с увеличенной грузоподъемностью 9,2 т при дальности действия с этим грузом до 3000 км при расходе топлива 222 г/т.км.

Модификация Ан-132Д имеет и другие преимущества:

- переменные обороты воздушного винта $n_{\text{пр}} = 850 \dots 1200$ об/мин;
- «тихое руление» при $n_{\text{пр}} = 850$ об/мин в пределах аэродрома;
- чрезвычайный режим работы маршевого двигателя при отказе одного из двух не только при взлете, но и, при необходимости, на маршруте;
- значительно лучше экологические показатели вредных выбросов у маршевого двигателя и шума на местности.

– на базе пассажирского самолета Ан-148 путем глубоких изменений и в геометрии крыла, и в силовой установке создана модификация среднего ВТС Ан-178 с грузоподъемностью 18 т и дальностью действия при максимальной загрузке 1200 км, с расходом топлива 223 г/т.км грузовой люк и грузовая кабина этого самолета полностью приспособлены к перевозки стандартных морских контейнеров, что обеспечивает этой модификации «нишу» использования, не занятую конкурентами-аналогами.

– путем глубоких модификационных изменений в силовой установке, т.е. заменой маршевых двигателей типа Д-436-148Н и двигателя Д-436-148ФМ и в геометрии крыла самолета Ан-77 создан оперативный ВТС Ан-188, обладающий полным превосходством по основным параметрам: грузоподъемности, дальности действия, крейсерской скорости в том числе и боеготовности всех существующих оперативно-тактических военно-транспортных самолетов.

Такой результат обеспечивает конкурентоспособность легкого ВТС Ан-132Д, среднего Ан-178 и оперативно-тактического Ан-188 на мировых рынках.

Ключевые слова: военно-транспортные самолеты, модификационные изменения, геометрия крыла, замена маршевых двигателей, грузоподъемность, дальность действия, топливная эффективность.

ANNOTATION

Los A. V. Methodology for Designing Modifications of Military Transport Aircraft with Profound Changes in Wing and Power Plant. – Qualifying Scientific Work as manuscript.

Thesis for the degree of Doctor of Technical Sciences in specialty 05.07.02 – Design, Manufacture and Testing of aircraft. – National Aviation University, Kyiv, 2020.

For the stage of preliminary designing of MTA modifications, a new methodology for the formation of MTA parameters was developed and tested, the structure of which is formed by new concepts, methods and models:

- the concept of the ellipticity coefficient of the trapezoidal wing and the method for its determination;

- the method of geometric rearrangement of an isolated trapezoidal wing, taking into account the coefficient of its ellipticity;

- a method for refining the layout of the system of bearing surfaces “wing + tail units” taking into account the geometric rearrangement of the wing;

- as a criterion base, the structure of the methodology includes models:

- minimizing the inductive resistance of the wing and the entire system of bearing surfaces;

- coordination of modification changes in the wing and power plant based on the fuel efficiency indicator.

Based on these methods and models, at the preliminary design stage, parameters were generated and implemented in such modifications as An-132D, An-178 and An-188, which ensures these aircraft competitiveness in world markets.

Key words: military transport aircraft, modification changes, wing geometry, replacement of marching engines, carrying capacity, range, fuel efficiency.

Підписано до друку _____ 2020 р.
Формат 60 × 84/16. Папір офсетний. Офс. друк.
Ум. друк. арк. 1,63. Наклад 100 прим. Замовлення № _____

Віддруковано: Державне підприємство «АНТОНОВ»
1, вул. Академіка Гуполева, м. Київ, 03062, Україна
E-mail: press@antonov.com