

Державне підприємство «АНТОНОВ»
Державний концерн «УКРОБОРОНПРОМ»

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ЛОСЬ ОЛЕКСАНДР ВАСИЛЬОВИЧ

УДК 629.735.33

ДИСЕРТАЦІЯ

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

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук.

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело.

_____ О. В. Лось

Науковий консультант: Бичков Сергій Андрійович
доктор технічних наук, професор

Київ – 2020

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». – Державне підприємство «АНТОНОВ», Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

Створення модифікацій літаків транспортної категорії набуло широкого поширення як у провідних літакобудівних фірмах США, Англії, Франції, так й у вітчизняному авіабудуванні.

Цей процес перетворився в основний напрямок розвитку літаків цивільного призначення та військово-транспортних літаків (ВТЛ).

Слід зазначити, що найбільших успіхів у створенні базових моделей і модифікацій ВТЛ досягли дві країни: США та Україна.

Вітчизняні літакобудівники створили повний ряд конкурентоспроможних ВТЛ різного призначення:

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

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

Основна причина такого інтенсивного процесу створення модифікацій – оперативне задоволення швидко мінливих вимог збройних сил:

- безперервне зростання вантажопідйомності ВТЛ;
- зниження трудових і грошових витрат при створенні досить дорогих і стратегічно важливих військово-транспортних літаків усіх класів.

При аналізі вже створених модифікацій встановлено, що змінюються не тільки параметри фюзеляжу в зв'язку з необхідністю зміни габаритних розмірів вантажних кабін, але модифікаційні зміни неминучі й в крилі, й в силовій установці.

В умовах необхідності проведення глибоких модифікаційних змін в крилі та силовій установці виникає ряд принципових проблем:

- зростання злітної маси модифікації;
- збільшення питомого навантаження на крило;
- зниження тягооснащеності важчій модифікації;

– погіршення льотних характеристик при зльоті та посадці.

В даний час рішення таких проблем здійснюється розробником на основі окремих, не пов'язаних між собою підходів, і поки не отримало свого методологічного дозволу, особливо, стосовно до модифікацій військово-транспортних літаків.

Для вирішення вище зазначених проблемних взаємопов'язаність завдань, розроблена нова топологія формування основних параметрів модифікацій ВТС при глибоких змінах в крилі і силовій установці.

Зміст методології базується на використанні трьох принципів:

– забезпечення зростання вантажопідйомності й необхідної дальності дії модифікацій ВТЛ різного призначення;

– геометричного перекомпонування крил існуючих базових моделей з метою збільшення аеродинамічної якості й дальності дії ВТЛ;

– узгодження модифікаційних змін в крилі з потрібними параметрами силової установки як умови забезпечення необхідної паливної ефективності.

Новими методами, 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 в структуру методології входять моделі:

– мінімізації індуктивного опору крила й всієї системи несних поверхонь;

– узгодження модифікаційних змін в крилі та силовій установці:

- з необхідним зростанням вантажопідйомності;
- з параметрами геометричного перекомпонування крила та всієї системи несних поверхонь;
- з показником паливної ефективності.

Відповідно до прийнятої структури нової методології для етапу попереднього проектування модифікацій розроблено й апробовано метод геометричного перекомпонування ізольованого крила та системи несучих поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» на основі використання коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, що забезпечує системі несучих поверхонь мінімальну величину індуктивного опору.

Вперше введено поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, розроблено моделі його кількісної оцінки з урахуванням модифікаційних

змін координат зламів крила за розмахом (z_{hi}) і звужень трапецій (η_c), що утворюють план крила.

Для етапу попереднього проектування в структурі запропонованого методу розроблено моделі:

- підвищення коефіцієнта еліптичності трапецієподібних крил шляхом збільшення числа трапецій, що утворюють план крила, і використання процесу дискретного геометричного скручування місцевих хорд кожної з трапецій.

Це є основою геометричного перекомпонування крила, тобто цілеспрямованої зміни координат зламів (z_{hi}), сумарного звуження (η_c) і кутів скручування місцевих хорд ($\bar{\epsilon}_i^o$), що забезпечують модифікованому крилу мінімум індуктивного опору при заданій величині підйомної сили;

- визначення основних параметрів агрегатів хвостового оперення $S_{го}$, $S_{во}$, $L_{го}$, і $L_{во}$ з урахуванням коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, що дозволяє забезпечити системі несучих поверхонь близьку до мінімальної величину індуктивного опору, що є одним із шляхів підвищення паливної ефективності літака;

- забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака з урахуванням коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила та зниження втрат на балансування літака.

З урахуванням таких моделей з'явилася можливість проводити порівняльну оцінку впливу на параметри хвостового оперення не тільки різних форм крила, але й окремих його параметрів, що грають важливу роль при оптимізації літака на ранніх стадіях проектування та впливають на міцнісні, вагові, аеродинамічні характеристики, на об'єми крилових паливних баків, розміщення систем, агрегатів по крилу, визначення компоновання механізації, поверхонь керування, розміщення силових установок та ін.

Запропонований метод (у виді чисельного експерименту) апробовано на прикладах найефективніших несучих поверхонь в модифікаціях військово-транспортних літаків У-747-400, С-5А, сімейства А-300 і С-2, що дозволяє з достовірністю його використовувати й при розробці нових модифікацій ВТЛ різного призначення.

Відповідно до прийнятої структури нової методології сформовано наукові основи узгодження глибоких модифікаційних змін, що здійснюються одночасно шляхом геометричного перекомпонування крила (і всієї системи несних поверхонь) та заміною маршових двигунів у силовій установці.

Структурну схему таких основ зображено у вигляді послідовності: необхідне збільшення вантажопідйомності → необхідна тягооснащеність, яку

забезпечено заміною двигунів, \rightarrow геометричне перекомпонування системи несних поверхонь, що забезпечує підвищення аеродинамічної якості, \rightarrow питома величина показника паливної ефективності.

Новизна такого методу узгодження одночасних модифікаційних змін полягає в розробленні моделей зв'язку типу $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ при одночасній зміні в силовій установці (\bar{t}_o) та геометрії крила (\bar{C}_y) з урахуванням умов польоту (H_f) і режимів роботи силової установки (зліт, крейсерський політ, надзвичайний режим).

Для етапу попереднього проектування модифікації запропоновано модель питомої паливної ефективності за параметрами питомої вантажопідйомності та питомої дальності ВТЛ, що дає змогу сформулювати важливі висновки:

– зі збільшенням відносної дальності дії \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 питоми показник витрати палива на одиницю роботи збільшується в експоненціальній формі;

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

На такій основі розроблено нову модель питомої паливної ефективності багатодвигунних ВТЛ з ТРД і ТГД при відмові критичного двигуна. Показано, що в такій конфігурації паливна ефективність ВТЛ знижується майже на 20 %.

Реалізація моделей узгодження типу $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ значною мірою залежить від стартової маси літака. З урахуванням цієї обставини ці моделі конкретизовано для легкого ВТЛ, для середнього і для оперативна-тактичного ВТЛ

На основі положень запропонованої методології і з урахуванням особливостей легких ВТЛ сформовано й реалізовано параметри модифікації легкого ВТЛ Ан-132Д: за вантажопідйомністю до 18 т, за дальністю дії до 2500 км, за паливною ефективністю 222 г/т·км.

Модифікація Ан-132Д має і ряд інших переваг:

- змінні оберти повітряного гвинта $n_{пг} = 850 \div 1200$ 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 за шкідливими викидам маршового двигуна й шуму на місцевості.

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

Внаслідок зміни геометрії крила реалізовано підвищення коефіцієнта підйомної сили й зниження коефіцієнта опору, що в сукупності із заміною маршових двигунів на D436-148FM забезпечило Ан-178 вантажопідйомність 18 т, дальність дії при максимальному завантаженні 1200 км, паливну ефективність 223 г/т·км.

Унікальна особливість літака Ан-178 – можливість перевезення всіх існуючих у світі типів пакетованих вантажів (у контейнерах і на піддонах), включаючи великовантажні контейнери 1С (морський контейнер) з поперечними габаритами 2,44 x 2,44 м, що робить цей літак дуже ефективним транспортним засобом для логістичної підтримки як у комерційній експлуатації, так і у застосуванні в збройних силах, а також в умовах надзвичайних ситуацій.

Для забезпечення повної переваги серед існуючих оперативно-тактичних ВТЛ на базі літаків Ан-72 розроблено його модифікацію Ан-188 шляхом:

- заміни в силовій установці турбогвинтового двигуна Д-27 на турбовентиляторний CFM Leap-1A і

- використання дискретного геометричного скручування місцевих хорд крила.

Також забезпечило цій модифікації підвищення аеродинамічної якості крила і дальність дії цього літака на 3200 км при вантажопідйомності 47 т та істотно підвищило його боєготовність за рахунок застосування турбовентиляторних двигунів.

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

Ключові слова: військово-транспортні літаки, модифікації, методологія проектування, методи і моделі узгодження змін, модифікації вітчизняних ВТЛ Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188.

ABSTRACT

Los O.V. Methodology for Designing of Modifications of Military Transport Aircraft with Profound Changes in Wing and in Power Plant. - Qualifying scientific work as a manuscript.

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

Creation of modifications of transport category aircraft has become widespread, both in the leading aircraft-building companies of the USA, England, France, and in the domestic aircraft industry.

This process has become a major area of development for civilian and military transport aircraft (MTA).

It should be noted that two countries have achieved the greatest success in the creation of basic models and modifications of the MTA: the USA and Ukraine. Domestic aircraft builders have created a complete range of competitive MTA for various purposes:

- lightweight MTA An-32 and its modifications;
- mid-range MTA An-77 and its modifications;
- An-124 heavy transport aircraft and its military modifications.

No country in the world except the USA has such experience in the creation of the MTA.

The main reason for such an intensive process of modification creation is the prompt satisfaction of the rapidly changing requirements of the armed forces:

- Continuous growth of the MTA capacity;
- Reduction of labor intensity and money expenses at creation of very expensive and strategically important military transport aircraft of all classes.

When analyzing the already created modifications, it was found that not only the fuselage parameters change due to the need to change the overall dimensions of the cargo cabins, but modification changes are inevitable both in the wing and in the power plant.

In conditions of the need for profound modification changes in the wing and power plant, a number of fundamental problems arise:

- increase in take-off weight of the modification;

- increase in specific load on the wing;
- reduction of thrust-weight ratio of more severe modification;
- deterioration of flight performance during takeoff and landing.

Currently, the developer solves such problems on the basis of private, not related approaches, and has not yet received its methodological resolution, especially with regard to modifications of military transport aircraft.

To solve the above-mentioned problematic interconnected tasks, a new topology has been developed for the formation of the main parameters of the MTA modifications with profound changes in the wing and power plant.

The content of the methodology is based on the use of three principles:

- ensuring the growth of carrying capacity and the required range of MTA modifications for various purposes;
- geometric re-arrangement of the wings of the existing base versions in order to increase the aerodynamic qualities and MTA range;
- coordination of modification changes in the wing with the required parameters of the power plant as a condition for ensuring the required fuel efficiency.

New methods forming the structure of the methodology are:

- introduction of a new concept - the coefficient of ellipticity of the trapezoidal wing and the method for its determination;
- a method of geometric rearrangement of an isolated trapezoidal wing based on its ellipticity coefficient;
- a method for refining the layout of the lift system "wing+tail unit assemblies" taking into account the geometric rearrangement of the trapezoidal wing.

The following models are included in the structure of the methodology as a criterion base:

- minimization of the inductive resistance of the wing and the entire lift system;
- coordination of modification changes in the wing and power plant:
 - with the required increase in carrying capacity;
 - with the parameters of the geometric rearrangement of the wing and the entire lift system;
 - with an indicator of fuel efficiency.

According to the adopted structure of the new methodology for the preliminary design stage of modifications, a method of geometric rearrangement of the isolated wing and the lift system "wing + tail unit assemblies" is developed and tested based on the use of the ellipticity coefficient of the trapezoidal wing, which provides the minimum value of inductive resistance to the lift system.

The concept of the ellipticity coefficient of the trapezoidal wing was introduced for the first time, and models for its quantitative assessment were developed taking into account modification changes in the coordinates of the breaks in the wing span wise (\bar{z}_p) and trapezoid taper (η_s) that form the wing plan.

For the preliminary design stage, the following models have been developed in the structure of the proposed method:

- of increasing the coefficient of ellipticity of the trapezoidal wings by increasing the number of trapezoids forming the plan view of the wing, and using the process of discrete geometric twist of the local chords of each trapezium.

This is the basis of the geometric rearrangement of the wing, i.e., a purposeful change in the coordinates of the breaks (z_p), the total tapering (η_n) and the twist angles of the local chords ($\bar{\epsilon}_s^1$), which provide the modified wing with a minimum of inductive resistance for a given amount of lift;

- determination of the main parameters of the tail unit assemblies S_{HT} , S_{VT} , L_{HT} and L_{VT} taking into account the ellipticity coefficient of the trapezoidal wing, which allows to provide the lift system with value of inductive resistance close to the minimum, which is one of the ways to increase the fuel efficiency of the aircraft;

- ensuring longitudinal static stability of the aircraft, taking into account the elasticity coefficient of the trapezoidal wing and reducing the loss of balancing of the aircraft.

Given these models, it became possible to carry out a comparative assessment of the influence of not only various wing shapes on the tail unit parameters, but also of its individual parameters, which play an important role in aircraft optimization at the early stages of design and affect the strength, weight, aerodynamic characteristics, and wing fuel tanks' volumes, placement of systems, units on the wing, determining the layout of high lift devices, control surfaces, placement of power plants, etc. These models can be used by the designers in finding solutions to interrelated rational

coordinates of placing engines on the wing, load-bearing elements of wing frame, fuel tank capacity, high lift devices and control surfaces.

The proposed method (in the form of a numerical experiment) has been tested on examples of the most effective lift surfaces in modifications of military transport aircraft B-747-400, C-5A, A-300 and C-2 families, which allows it to be used with certainty in the development of new MTA modifications for various purposes. According to the structure of the new methodology, for the first time, the scientific basis for reconciling profound modification changes has been formed, which is carried out simultaneously by geometrical rearrangement of the wing (and the entire lift system) and in the power plant when replacing the main engines.

The structural diagram of such fundamentals is presented in the form of a sequence: the required increase in carrying capacity \rightarrow the required thrust-weight ratio provided by replacing the engines \rightarrow geometric rearrangement of the lift system, providing an increase in aerodynamic quality \rightarrow specific value of the fuel efficiency indicator.

The novelty of this method of matching simultaneous modification changes lies in the development of communication models of the type $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ with a simultaneous change in the power plant \bar{t}_o and in the wing geometry (\bar{C}_y) , taking into account the flight conditions (H_i) and the power plant operating modes (take-off, cruise flight, emergency mode).

For, which allows us to formulate important conclusions:

- with the preliminary design stage of the modification, a model of specific fuel efficiency is proposed for the specific load capacity and specific range of the military transport aircraft an increase in relative range \bar{L} , fuel costs per flight also increase;

- the adequacy of changes in route performance is observed only at $\bar{L} < 0,5$, and at $\bar{L} > 0,5$, productivity is constantly reduced, while the specific fuel consumption per unit of work increases exponentially;

- if we take into account the specific value of transport efficiency, i.e. characteristic "load-range" ($\bar{m}_{i,i} = f(\bar{L})$), it becomes obvious that the most favorable

(from the point of view of fuel efficiency) are relative ranges of $0,3 < \bar{L} < 0,5$. Only in this range are acceptable values of not only fuel efficiency, but also the maximum value of traveling performance, i.e. characteristics for which modifications are developed.

On this basis, a new model of specific fuel efficiency of multi-engine military-transport vehicles with turbojet engines and high-pressure engines was developed in case of a critical engine failure. It is shown that in this configuration, the fuel efficiency of the MTA is reduced by almost twenty percent.

The implementation of type matching models $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ substantially depends on the starting mass of the aircraft. Given this circumstance, these models are specified for light MTA, medium and operational-tactical MTA.

Based on the provisions of the proposed methodology and taking into account the peculiarities of light MTA, the parameters of modification of the light MTA An-132D are formed and implemented: according to carrying capacity up to 18 tons, according to the range - up to 2500 km, according to fuel efficiency 222g/1km.

The An-132D modification has several other advantages:

- variable revolutions of the propeller $n_{AP} = 850 \dots 1200$ rpm;
- "silent taxiing" at $n_{AP} = 850$ rpm within the aerodrome;
- emergency operation of the cruise engine in case of failure of either of them, not only during take-off, but also, if necessary, on the route;
- significantly better environmental indicators for harmful emissions of the cruise engine and noise in the area.

Models of the geometric rearrangement of the wing and changes in the power plant were fully used to create the average An-178 MTA based on the An-148 passenger aircraft.

Due to changes in the wing geometry, increase in the lift coefficient and decrease in the drag coefficient were implemented, which, together with the replacement of the cruise engines with the D436-148FM, ensured the following for An-178: carrying capacity – 18 tons, range - at maximum load – 1200 km, fuel efficiency 223g/1km.

Key words: military transport airplanes (MTA), modifications, designing methodology, methods and models of changes coordination, modifications of domestic MTA: An-132D, An-178, and An-188

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 трапецевидного 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. Середа // 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 модифи-

кационных 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. – Вип. 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. – Вип. 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. – Вип. 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 – № у 2019 09276; заяв. 14.08.2019; опубл. 25.02.2020, Бюл. № 4.

Тези доповідей

26. Лось, А. В. Метод оценки коэффициента эллиптичности трапециевидного 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 трапециевидного крыла на изменения его индуктивного сопротивления / А. В. Лось // XXIV Міжнарод. конгрес двигунобудівників: тези доп., Харків «ХАІ», 2019. – С. 20. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <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 доступа: <http://www.sasse.org>.

ЗМІСТ

СКРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ.....		21
ВСТУП		24
РОЗДІЛ 1	СТВОРЕННЯ МОДИФІКАЦІЙ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ – ОСНОВНИЙ НАПРЯМОК ЇХ РОЗВИТКУ.....	32
1.1	Функціональні особливості військово-транспортних літаків.....	32
1.2	Затребуваність ВТЛ на ринках авіаційної техніки.....	33
1.3	Сучасні методи створення модифікацій та їх реалізація у військово-транспортних літаках	37
1.4	Внесок вітчизняної науки і практики у створення військово-транспортних літаків та їх модифікацій	49
1.5	Проблемні питання при проектуванні модифікацій ВТЛ зі збільшеною вантажопідйомністю та дальністю дії.....	70
1.6	Мета і задачі дослідження	86
РОЗДІЛ 2	МЕТОДОЛОГІЯ УЗГОДЖЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПРИ ГЛИБОКИХ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІНАХ У ЛІТАКАХ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ	89
2.1	Структура методів і моделей реалізації модифікаційних змін в крилі та силовій установці.....	90
2.2	Формування необхідної вантажопідйомності ВТЛ з урахуванням обмежень в характеристиці «цільове навантаження – дальність».....	92
2.3	Використання моделей мінімізації індуктивного опору при геометричному перекомпонуванні системи несних поверхонь модифікації	95
2.4	Узгодження змін у силовій установці при заміні маршових двигунів і геометричному перекомпонуванні несних поверхонь	101
2.5	Висновки до розділу	111
РОЗДІЛ 3	МЕТОДИ ГЕОМЕТРИЧНОГО ПЕРЕКОМПУВАННЯ ТРАПЕЦІЄПОДІБНОГО КРИЛА НА ОСНОВІ КОЕФІЦІЄНТА ЙОГО ЕЛІПТИЧНОСТІ.....	113

3.1	Поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила та модель його визначення	115
3.2	Метод підвищення коефіцієнта еліптичності модифікованого крила шляхом збільшення кількості трапецій, що утворюють його план	119
3.3	Використання коефіцієнта еліптичності при формуванні кутів геометричного скручування місцевих хорд крила, утвореного декількома трапеціями	125
3.4	Метод перекомпонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» з урахуванням коефіцієнта еліптичності крила	133
3.5	Висновки до розділу	143
РОЗДІЛ 4	МОДЕЛІ УЗГОДЖЕННЯ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У КРИЛІ Й СИЛОВІЙ УСТАНОВЦІ	145
4.1	Структурна схема впливу геометричного перекомпонування крила та змін у силовій установці на тягооснащеність і паливну ефективність модифікації	145
4.2	Моделювання впливу модифікаційних змін у геометрії крила та умов польоту на аеродинамічну якість	147
	4.2.1. Усталений рух.....	151
	4.2.2. Прямолінійний усталений рух літака у вертикальній площині	151
	4.2.3. Політ в неспокійному повітрі.....	159
4.3	Узгодження змін у крилі та наявної тягооснащеності (потужності) з аеродинамічною якістю модифікації	163
4.4	Уточнення оцінки показника паливної ефективності для етапу попереднього проектування модифікації	166
4.5	Урахування впливу режимів роботи силової установки на паливну ефективність	171
	4.5.1 Вплив параметрів повітряних гвинтів на паливну ефективність модифікацій з двома ТГД	175
	4.5.2 Урахування впливу екологічних обмежень на паливну ефективність	182
	4.5.3 Особливості оцінювання паливної ефективності в багатодвигунних модифікаціях	186

4.6	Висновки до розділу	191
РОЗДІЛ 5	ВИКОРИСТАННЯ НАУКОВИХ ОСНОВ ЗАПРОПОНОВАНОЇ МЕТОДОЛОГІЇ ПРИ СТВОРЕННІ ПЕРСПЕКТИВНИХ МОДИФІКАЦІЙ ЛЕГКИХ ВТЛ.....	193
5.1	Методика узгодження основних параметрів модифікацій легких ВТЛ на етапі попереднього проектування.....	196
5.2	Оцінювання нормативних обмежень при виборі параметрів модифікації легкого ВТЛ з двома ТГД.....	201
5.3	Реалізація збільшення вантажопідйомності й дальності дії модифікації легкого ВТЛ Ан-132Д при заміні маршових двигунів	206
	5.3.1 Системи силової установки	209
5.4	Результати реалізації модифікаційних змін при створенні ВТЛ Ан-132-Д	221
5.5	Висновки до розділу	223
РОЗДІЛ 6	СТВОРЕННЯ СЕРЕДНЬОГО ВТЛ Ан-178 НА БАЗІ ЛІТАКА Ан-148 ШЛЯХОМ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН В ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА І ЗАМІНИ МАРШОВИХ ДВИГУНІВ	226
6.1	Характеристики базових моделей при розробці середнього ВТЛ Ан-178	227
6.2	Моделювання модифікаційних змін у середньо-магістральних літаків.....	231
6.3	Визначення нормованих обмежень у модифікаційних змінах базової моделі.....	233
6.4	Геометричне перекомпонування крила базової моделі при проектуванні Ан-178.....	236
6.5	Компоновано-конструктивна реалізація крила.....	240
6.6	Реалізація ВТЛ Ан-178иза вантажопідйомністю й паливною ефективністю	244
6.7	Висновки до розділу	248
РОЗДІЛ 7	ДОСЯГНЕННЯ ПОВНОЇ ПЕРЕВАГИ Ан-188 СЕРЕД СУЧАСНИХ ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧНИХ ВТЛ ШЛЯХОМ ГЛИБОКИХ ЗМІН У СИЛОВІЙ УСТАНОВЦІ І ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА.....	250

7.1	Тенденції змінення основних параметрів оперативно-тактичних ВТЛ.....	251
7.1.1	Американський ВТЛ С-130 та його модифікації.....	251
7.1.2	Західноєвропейський ВТЛ А400М.....	252
7.1.3	Японський військово-транспортний літак С-2.....	253
7.1.4	Бразильський військово-транспортний літак КС-390.....	254
7.1.5	Вітчизняний ВТЛ Ан-77 та його модифікації.....	255
7.2	Формування параметрів ВТЛ Ан-188 шляхом глибоких змін у геометрії крила й силовій установці	262
7.2.1	Заміна маршових двигунів у силовій установці Ан-188.....	262
7.2.2	Використання моделей зміни в геометрії крила й силовій установці для підвищення дальності Ан-188...	263
7.3	Реалізація проекту Ан-188.....	268
7.4	Реалізація Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року в частині розроблення ВТЛ Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188.....	287
7.5	Висновки до розділу	292
	ВИСНОВКИ	294
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	298
	Додаток А Список публікацій здобувача за темою дисертації.....	324
	А.1 Апробація результатів дисертації	329
	Додаток Б Базові військово-транспортні літаки та їх модифікації.	330
	Б.1 Військово-транспортний літак Ан-12 і його модифікації.	330
	Б.2 Характеристики базових моделей при розробці середнього ВТЛ Ан-178.....	336
	Б.3 Параметри базового варіанту при створенні оперативно-тактичного ВТЛ Ан-188	337
	Додаток В Параметри двигунів, використаних при створенні легких і середніх ВТЛ	341
	В.1 Параметри турбогвинтового двигуна PW150А в модифікації Ан-132Д	341
	В.2 Параметри двигунів ТРДД Д436-148 в базовій моделі літака Ан-148 і Д436-148FM в модифікації Ан-178	343

В.3	Параметри двигуна CFM Leap-1A в модифікації оперативно-тактичного ВТЛ Ан-188	344
Додаток Г	Статистичні значення паливної ефективності сертифікаційних літаків транспортної категорії	346
Г.1	Паливна ефективність регіональних пасажирських літаків, оснащених турбогвинтовими двигунами	346
Г.2	Паливна ефективність регіональних пасажирських літаків, оснащених турбогвинтовими двигунами	347
Г.3	Паливна ефективність вузькофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 200-250 пасажирів	348
Г.4	Паливна ефективність широкофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 180-299 пасажирів	349
Додаток Д	Нормативні документи з реалізації модифікаційних змін у ВТЛ, розроблені за участю автора	350
Д.1	Матеріали з сертифікації модифікації ВТЛ Ан-188.....	350
Д.2	European technical standard order (ETSO) authorization. EASA.210/10059285	357
Д.3	Contract between ANTONOV and DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED	368
Д.4	Патент № 140481 Держреєстрпатентів України від 25.02.2020 року	374
Додаток З	Акти впровадження результатів дисертації.....	375

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

ВТЛ	– військово-транспортний літак;
m_B	– вантажопідйомність ВТЛ;
L	– дальність дії;
q_{Π}	– паливна ефективність;
m_o	– стартова маса ВТЛ;
$m_{зл}$	– злітна маса;
m_{Π}	– маса палива;
S'	– площа крила;
$S_H, (\bar{S}_H)$	– площа «напливу» абсолютна (відносна);
ρ_o	– питоме навантаження на крило;
\bar{b}_o	– особлива хорда крила;
b_k	– кінцева хорда крила;
$b_{сах}$	– середня аеродинамічна хорда крила;
η	– звуження крила;
η_i	– звуження частини крила, що має «напливи»;
$\eta_{тр}$	– звуження трапеції;
$\eta_{г.о}$	– звуження горизонтального оперення;
$\eta_{в.о}$	– звуження вертикального оперення;
ε°	– кут геометричного скручування місцевих хорд крила;
λ	– геометричне подовження крила;
$\lambda_{эф}$	– ефективне подовження крила;
$z, (\bar{z}_i)$	– координата абсолютна (відносна) місцевої хорди крила;
$z_H, (\bar{z}_H)$	– координата абсолютна (відносна) зламу крила за розмахом;
$S_{го}, (\bar{S}_{го})$	– площа горизонтального оперення абсолютна (відносна);
$S_{во}, (\bar{S}_{во})$	– площа вертикального оперення абсолютна (відносна);
$L_{г.о}$	– плече горизонтального оперення;
$L_{в.о}$	– плече вертикального оперення;
I	– відносна дальність;

$\lambda_{г.о}$	– подовження горизонтального оперення;
$\lambda_{в.о}$	– подовження вертикального оперення;
χ	– стрілоподібність крила по 0,25 місцевих хорд;
$\chi_{зк}^o$	– стрілоподібність крила по задній кромці;
α	– кут атаки крила;
C_y	– коефіцієнт підйомної сили крила;
C_x	– коефіцієнт аеродинамічного опору;
C_{xi}	– індуктивний опір;
K	– коефіцієнт аеродинамічної якості;
\bar{x}_T	– відносна відстань від центру мас літака до носка САХ;
$\bar{x}_{Т.з}$	– відносна відстань задня від центру мас літака до носка САХ;
$\bar{x}_{Т.п}$	– відносна відстань передня від центру мас літака до носка САХ;
$\bar{x}_{Т A_{го min}}$	– відносна відстань від центру мас літака до носка САХ при $A_{го min}$;
$\bar{x}_{F B_{го}}$	– відносна відстань від фокусу літака до носка САХ без горизонтального оперення;
$\epsilon_{сп}$	– кут скосу потоку;
$\Delta\epsilon_{мех}$	– зміна кута скосу потоку за крилом з невідхиленою механізацією;
$C_{y_{го}}^\alpha = a_{го}$	– похідна коефіцієнту підйомної сили ГО за кутом атаки крила;
$K_{го} = q_{го} / q$	– коефіцієнт гальмування потоку в області ГО;
$m_{z min}^{C_c}$	– мінімальна ступінь поздовжньої статичної стійкості літака;
$m_{z без го}$	– коефіцієнт аеродинамічного моменту в зв'язаній системі координат без ГО;
$H_{п}$	– висота початку крейсерського польоту;
$H_{к}$	– висота початку зниження (кінця крейсерського польоту);
$n_{дв}$	– число двигунів;
N	– сумарна потужність двигунів на валу;

N_o	– сумарна статистична потужність двигунів на рівні моря за стандартної атмосфери;
$Q_{\text{крейс}}$	– крейсерська кілометрова витрата палива;
$Q_{\text{сер}}$	– середня кілометрова витрата палива;
$Q_{\text{крейс}}$	– крейсерська годинна витрата палива;
$Q_{\text{сер}}$	– середня годинна витрата палива;
$q_{\text{п}}$	– паливна ефективність літака;
$V_{\text{рейс}}$	– рейсова швидкість;
$V_{\text{найв.}}$	– найвигідніша швидкість польоту;
$C_{\text{л}}$	– вартість літака;
a	– собівартість перевезення 1 т комерційного навантаження на 1 км;
A	– собівартість літако-години авіаперевезень.

ПЕРЕКЛАД ДЕЯКИХ ОДИНИЦЬ В СІ

1 фут	= 0,3048 м
1 фут ²	= 0,92903 м ²
1 дюйм	= 0,0254 м
1 фунт	= 0,4536 кг
1 імперський галон	= 4,546 л
1 галон США	= 3,78543 л
1 psi (фунт-сила квадратний дюйм)	= 6894,78 Па
1 ат	= 98066,5 Па
1 кгс/см ²	= 98066,5 Па
1 мм рт. ст.	= 133,322 Па
1 бар	= 10000 Па
1 вузол (миля на годину)	= 1,8536 км/ч = 0,44704 м/с
1 к.с.	= 735,499 Вт
1 Ст	= 0,0001 м ² /с
1 сТс	= 1 мм ² /с
t °С	= 5(t °F – 32)/9
1 ppm (parts per million)	= 0,01 %
1 фунт/імперський галлон	= 0,119828 кг/л.

ВСТУП

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.

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

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 компоновальних 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 ІСАО.

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 сторінки, основний текст – 297 сторінок. Робота містить 45 таблиць і 96 рисунків.

РОЗДІЛ 1

СТВОРЕННЯ МОДИФІКАЦІЙ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ – ОСНОВНИЙ НАПРЯМОК ЇХ РОЗВИТКУ

Військово-транспортні літаки є однією з груп літаків транспортної категорії (таблиця 1.1) [1, 3].

Таблиця 1.1 – Склад груп літаків транспортної категорії [16]

Літаки транспортної категорії	Вантажні	Надважкі (стратегічного призначення) вантажні літаки	
		Важкі (стратегічного призначення) вантажні літаки та вертольоти	
		Середні (тактичного призначення) вантажні	
		Легкі (оперативного призначення) вантажні	
		Конвертовані	
	Пасажирські	Магістральні пасажирські літаки	Далекомагістральні літаки (більше 6000 км)
			Середньомагістральні літаки (2500...6000 км)
			Близькомагістральні літаки (1000...2500 км)
		Літаки місцевих авіаліній, регіональні пасажирські	
		Літаки та вертольоти загального призначення	

1.1 Функціональні особливості військово-транспортних літаків (ВТЛ)

Оскільки ВТЛ є однією з груп поняття літаків транспортної категорії, багато норм, що пред'являються до літаків цієї категорії (аеродинамічні, міцнісні, екологічні та ін.) [17], поширюються на методи, критерії та моделі створення ВТЛ.

Проте виділення ВТЛ в окрему підгрупу пов'язано зі специфікою призначення літаків цього типу, що й зумовлює їх особливості:

– насамперед, це характеристики «вантажопідйомність – дальність дії», найбільш характерні для легких, середніх, оперативно-тактичних і стратегічних ВТЛ, оскільки саме за такої характеристики позиціонується ВТЛ за його призначенням;

– специфічні вимоги пред'являються до вантажної кабіні ВТС не тільки за її геометричними розмірами та корисному об'єму, але й за можливістю одночасного розміщення військової техніки і людей, а також розміщення нош з

пораненими під час їх евакуації із зони військових дій;

– можливість повітряного десантування військової техніки і парашутистів, що вимагає специфічних люків і засобів підтримки вагового балансування в польоті;

– можливість базування на малопідготовлених майданчиках з довжиною смуги менш 800 м в режимі короткого зльоту і посадки (КЗП), особливо для оперативно-тактичних ВТЛ, що істотно розширює їх використання в зонах бойових дій;

– можливість конвертації в літак цивільного призначення: для доставки вантажів в райони крайньої півночі, під час гасіння пожеж, при евакуації постраждалих із зон лиха тощо.

Яскравим прикладом військово-транспортного літака є вітчизняний ВТЛ Ан-12 (додаток А.1). Починаючи з середини 60-х років жодна велика подія в світі не обійшлася без використання цього літака та його модифікацій. Від освоєння необжитих районів і надання допомоги при стихійних лихах до прямої участі у збройних конфліктах і державних переворотках – ось діапазон застосування машини, яка була створена в кінці п'ятдесятих років минулого століття в ДП «Антонов».

Модифікації цього літака досі експлуатуються в Індії та Китаї, що підтверджує далекоглядність тих рішень, які було закладено в цей літак понад 60 років тому.

1.2 Затребуваність ВТЛ на ринках авіаційної техніки

Ринки військово-транспортної авіаційної техніки діляться на регулярні та ситуаційні [Б, 14, 22, 23, 27, 30, 43].

Регулярні закупівлі здійснюються з метою планової заміни морально чи фізично застарілої техніки. Вибір постачальника найчастіше відбувається на основі не технічних, а політичних і економічних факторів, в тому числі – здатності експортера гарантувати довгу й безпечну експлуатацію придбаного товару. Чим менше реальна загроза війни для імпортера, тим більше значення для нього мають численні політичні та економічні фактори (передання

технологій, якість післяпродажного обслуговування тощо). На ринку регулярних закупівель до переваг тендерних заявок відносять не ціну, а якість техніки. Наприклад, ціни на літак C27J вище, ніж на літаки сімейств Ан-32, але можливості компанії Alenia (офсетні пропозиції, послуги післяпродажного обслуговування) на ряді ринків є визначальними – зустрічні пропозиції можуть досягати 100 % вартості контракту (рис. 1.1).

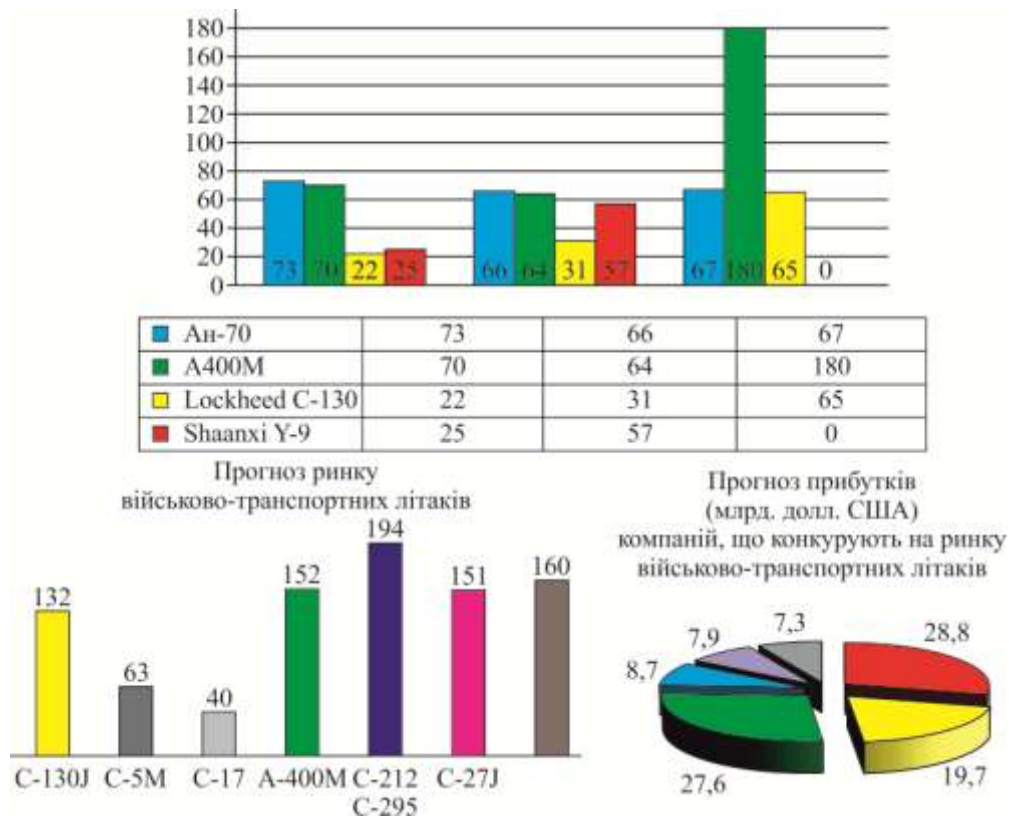


Рисунок 1.1 – Прогноз ринку військово-транспортних літаків
(за даними компанії Forecast International)

• Lockheed • Boeing • Airbus Military EADS CADA • Leonardo • Інші компанії

Ситуаційні закупівлі на ринках другого типу здійснюються в стані збройного конфлікту або ж за існування реальної загрози для його виникнення. Тут, насамперед, має значення можливість експортера здійснити поставку в стислі терміни. У подібних ситуаціях закуповується відносно проста, часто вживана авіатехніка. Ресурс і вартість експлуатаційних витрат не мають такого значення, як на регулярному ринку. Ключовими факторами є льотно-технічні характеристики (ЛТХ) і можливість швидко та ефективно освоїти цю техніку

імпортером [9, 10].

На цих ринках Україна не має конкурентних переваг – немає можливості постачати літаки військово-транспортної авіації в стислі терміни.

Характерною рисою відносин імпортерів з постачальниками авіатехніки є довготривалий період співпраці, а обсяги поставок залежать не тільки від виробничих можливостей держави-експортера, а й від її політичної ваги на світовій арені. Ще однією рисою є зростання попиту на модернізацію раніше поставлених літаків ВТА (Ан-32, CN235, C130J, Ан-124, C5M Galaxy).

Стримуючим фактором виходу на ринок СНД є відсутність або недостатня державна підтримка експортних контрактів на поставку авіаційної техніки.

Ринок країн СНД україноцентавний для літаків легкої ВТА. Експлуатанти цих літаків вважають за краще придбання повітряних суден на вторинному ринку. Невеликий попит на території країн СНД може бути на Ан-74ТК-300 VIP (для урядових авіазагонів).

Через різні причини, і насамперед, політичні, на даному етапі основний ринок для літака Ан-77 – ринок Російської Федерації – закритий [27].

Значні перспективи на ринку СНД спостерігаються при поновленні виробництва літаків в модифікації Ан-124-100М-150. За розрахунками операторів ринку негабаритних перевезень до 2030 року знадобиться від 52 до 100 літаків Ан-124-100М-150. Але твердого пакету замовлень, здатного виправдати витрати на відновлення виробництва, поки немає.

В даний час до літаків військово-транспортного призначення (Ан-32, Ан-74) проявляється інтерес в країнах південно-східної Азії.

Основним застосуванням літаків Ан-32 і Ан-74 залишається військове використання в інтересах ВПС і різного роду спецслужб. Слід зазначити, що в Індонезії налагоджено виробництво літака CN235 і ці літаки було поставлено на озброєння Індонезії (поставки з 1993 року), Малайзії (поставки з 1993 року), Південної Кореї (поставки з 1993 і 2001 років), Таїланду (поставки з 1996 року). Тобто можна вважати, що в найближчі 15 років заміна цих літаків не буде

потрібна. Крім перерахованих країн на озброєнні В'єтнаму, Лаосу, М'янми, Бангладеш стоять радянські літаки Ан-26 та їх «однокласники» F-27. Якщо врахувати, що серійне виробництво цих ПС було припинено 20 – 30 років тому, то протягом найближчих 7 – 10 років їм буде потрібна заміна. Майбутній попит могли б задовольнити більш сучасні версії Ан-74.

Для закріплення на ринку Індії необхідно продовжувати роботи з модернізації літаків Ан-32, що стоять на озброєнні ВПС. Останнім часом успішніше пішли роботи з російсько-індійського проекту МТА на базі Іл-214 для заміни Ан-12 і, частково, Ан-32, що знаходяться на озброєнні Індії. За міжурядовою угодою, Росія закупить 100 літаків МТА, Індія – 45, ще 60 літаків передбачається продати третім країнам.

ДП «Антонов» могло б взяти участь у проектуванні цього літака як субпідрядник, що має досвід проектування транспортних літаків і знає місцеву специфіку експлуатації ПС (на основі досвіду Ан-12/32). Слід врахувати, що при реалізації проекту частина комплектувальних виробів обов'язково повинна бути виробництва підприємств ДАК «Авіація України». Також слід звернути увагу на розвиток американо-індійських відносин. Останнім часом зовнішньополітичний курс Індії все більше зближується з політикою США.

Говорячи про ринок Китаю, слід зазначити, що ця країна має досить розвинену власну авіапромисловість, яка намагається задовольнити внутрішній попит самостійно.

Так, в даний час здійснюється розробка транспортних Y-8F-600, Y-9 (заміна Ан-12). Поставки попередників Y-9 здійснювалися Китаєм в М'янму і Танзанію.

В даному регіоні на стадії випробувань знаходиться також японський середній військово-транспортний літак С2, який планується постачати на експорт.

Можливо, модернізована версія літака Ан-124 після сертифікації приверне до неї великих операторів, що спеціалізуються в секторі великотоннажних перевезень.

Перспективи продукції на ринку Близького Сходу в подальшому багато в чому обумовлені реалізацією контракту між ХДАВП і ВПС Єгипту. У той же час, на ринок активно виходить Airbus Military EADS CADA, що реалізувала продукцію таким країнам регіону як Йорданія, Алжир. Компанія Alenia бачить своїми партнерами в найближчому майбутньому Катар і Саудівську Аравію.

Найбільший імпортер озброєнь Африки – ПАР – замовив вісім літаків А400М.

Літаками Ан-124 «Руслан» цікавиться авіакомпанія Maximus Air Cargo.

Перспективи ринку Близького Сходу і Африки визначаються високою конфліктністю в регіоні та значними фінансовими ресурсами місцевих монархій.

Аналіз ринків показав, що спостерігається стійка тенденція попиту на:

- легкі літаки військово-транспортного призначення типу Ан-32;
- середньомагістральні військово-транспортного літаки типу Ан-77;
- далекомагістральні літаки військового призначення типу Ан-124.

З аналізу також випливає, що вітчизняна авіаційна промисловість має базові літаки (Ан-32, Ан-77, Ан-124), що добре себе зарекомендували, на базі яких можуть бути створені їх модифікації, що відповідають всім технічним вимогам і жорстким умовам ринків літаків і авіап перевезень [3, 9, 10, 13, 25, 29].

1.3 Сучасні методи створення модифікацій та їх реалізація у військово-транспортних літаках

У процедурі створення модифікацій, як в науці, існують два визнаних методи [5]: – це модульний метод і метод резервування.

Метод модульного проектування полягає в одночасній розробці сімейства літаків з однаковими значеннями багатьох з основних параметрів і на основі застосування загальних рішень в області аеродинаміки, компоновання, систем обладнання та керування, конструкцій і технології.

Сімейство літаків при такому проектуванні як би утворюється на основі уніфікованих частин конструкції із взаємозамінного комплексу агрегатів і

систем, що виконують аналогічні функції. Не уніфікуються тільки ті частини конструкції, які й відрізняють кожну дану модифікацію від базового літака.

Шляхом модифікацій досягається або створення гами літаків (тобто сукупності літаків з різними характеристиками), або поліпшення характеристик базового літака із зростанням (як правило) продуктивності. Описуваний метод дозволяє використовувати найбільшу кількість елементів конструкції та систем обладнання при розробці сімейства модифікації і, отже, створювати різноманіття літаків з різними характеристиками, але з однотипною конструкцією та єдиними системами.

Переваги сімейства модифікацій на основі єдиного базового літака навіть за часткових вагових та інших витрат досить значні й при виготовленні, й при експлуатації. Вони досягаються зниженням витрат на проектування, випробування, серійне виробництво та обслуговування, а також скороченням виробничо-технічних і науково-експериментальних ресурсів. При цьому ефект досягається завдяки спільності більшої частини креслень, певної частини розрахунків і результатів перевірок, статичних, повторних і льотних випробувань. На виробництві зберігається більша частина оснащення (стапелі, шаблони стикувальні, шаблони розджджутовлення та ін.), вартість якого значна навіть в порівнянні з високою вартістю сучасних літаків. При експлуатації істотно скорочується номенклатура запасних частин і різного наземного обладнання.

Переваги даного методу: збереження всього внутрішнього компонування, кабіни екіпажу, розведення всіх проводок і ув'язувань обладнання; в основному зберігаються системи керування, всі принципові схеми систем літака, а іноді й силова установка. За цих умов витрати на розробку становлять невелику частину від повної вартості розробки базового літака. Зберігається в основному й виробниче оснащення.

Це дозволяє виготовити агрегати для різних модифікацій літака в одному виробничому потоці. Поліпшуються й умови експлуатації: скорочується номенклатура запасних частин, інструменту, агрегатів і наземного обладнання,

що знижує експлуатаційні витрати [11].

Недоліком методу модульного проектування є можлива неоптимальність аеродинамічних і вагових характеристик модифікацій, що призводить до деякого збільшення собівартості перевезень.

Як відмітний науковий підхід слід визнати метод проектування модифікацій на основі резервування.

Цей метод полягає у виборі деяких параметрів літака із заздалегідь визначеним технічно та економічно доцільним завищенням з метою створення потенціалу для здійснення модифікаційних змін.

Розробка модифікацій на основі такого методу приховує в собі певне протиріччя, з одного боку, плановані резерви обтяжують конструкцію і тим перешкоджають досягненню максимальної ефективності, з іншого – їх відсутність ускладнює вирішення задачі модифікації базового літака. Відомо, що одна цінна якість літака зазвичай досягається за рахунок часткового обмеження іншої: не можна створити літак, ємний для модифікацій і такий, що одночасно має максимальну ефективність.

Резервування здійснюється, як правило, за такими параметрами: тяга двигунів, довжина та об'єм фюзеляжу, висота стояків основного шасі, ємність паливної системи і площа крила.

Питання про резервування, особливо в кількісному зображенні, вельми складне, оскільки пов'язане з основними вимогами, що забезпечують тривале льотне життя літаку і серійність його виробництва.

Неважко собі уявити, наскільки суперечливий шлях забезпечення таких резервів в оптимальному літаку.

Отже, процес модифікацій, який засновано на методі резервування, заснований на пошуках компромісних рішень і на визначенні мінімальних, економічно доцільних вагових втрат заради створення резервів.

Виходячи з вищесказаного, можна констатувати, що резервуванню як методу створення модифікованих конструкцій притаманні такі протиріччя.

Перше з них – прагнення до найбільшої ефективності базового варіанту і, отже, вибір всіх його параметрів в суворій відповідності із заданою продуктивністю і класом ЗПС шляхом оптимізації основних параметрів (наприклад, за мінімальною собівартістю перевезень або за максимальною ефективністю) при неминучому зростанні маси конструкції при проектуванні [7]. В такому випадку створення модифікації можливо за рахунок природних (не планованих) резервів або шляхом глибоких модифікацій.

Друге протиріччя полягає в тому, що для подальшого розвитку літака з мінімальними видатками потрібне створення резервів. Останнє може здатися таким, що суперечить основному правилу проектування оптимального літака, яке полягає в мінімізації маси (при заданій продуктивності), вартості літака і вартості експлуатації.

Проте, якщо розглядати техніко-економічні характеристики не одиничного літака, в базовому варіанті, а рентабельність парку літаків в цілому з їх модифікаціями і протягом тривалого терміну експлуатації, то другий шлях виявиться кращим.

Процес планування модифікацій – це безперервний пошук компромісних рішень між ефективністю базового літака та можливостями його модифікацій. Альтернативне ставлення цього питання навряд чи доцільне.

У практиці проектування транспортних літаків існують послідовна і паралельна розробки модифікацій.

При послідовній розробці модифікації створюються зі зміщенням у часі, а при паралельній – проектуються одночасно з базовим літаком.

При послідовній розробці для кожної наступної модифікації попередня є як би базовою моделлю. Всі реалізовані при її створенні нововведення переходять в проект подальшої модифікації.

При паралельній розробці базовий літак є єдиним вихідним варіантом для всіх модифікацій (рис. 1.2). На динаміку зростання злітної маси літака, точніше на ступінь її руху, істотно впливає спосіб реалізації – послідовна або паралельна модифікація (рис. 1.2) [11, 28, 29].

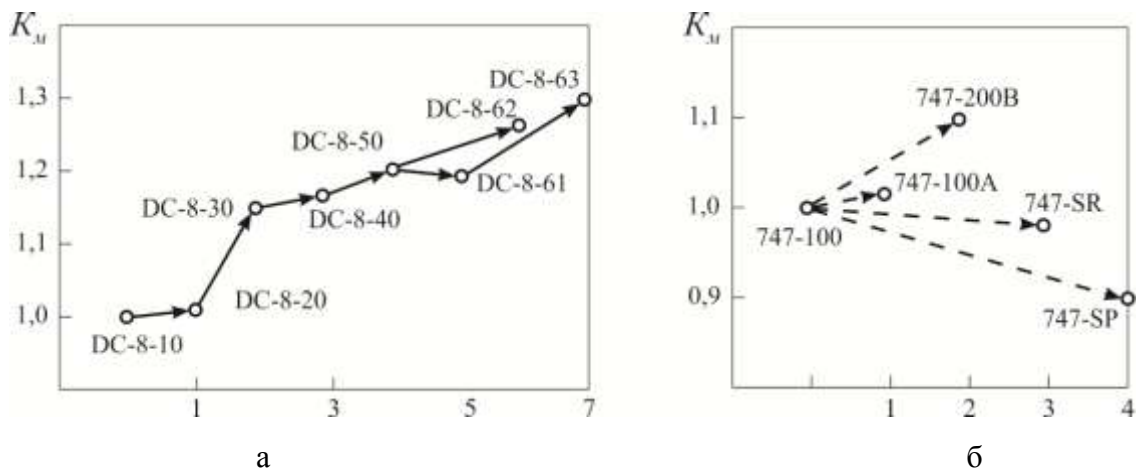


Рисунок 1.2 – Вплив послідовної (а) та паралельної (б) розробок на приріст маси (K_M) модифікованих літаків

З наведених даних випливає, що створення більш продуктивних модифікацій неминує веде до збільшення їх стартових мас.

Види модифікацій відрізняються характером і результатами змін льотно-технічних даних. У одних літаків збільшують вантажопідйомність ($m_{к.н}$) при зменшенні або при збереженні дальності польоту (див. точки c і c' на рис. 1.3) в порівнянні з вихідною точкою b), у інших, навпаки, – збільшує дальність при збереженні постійної $m_{к.н}$ (точка d). У третіх – і те й інше (точка e).

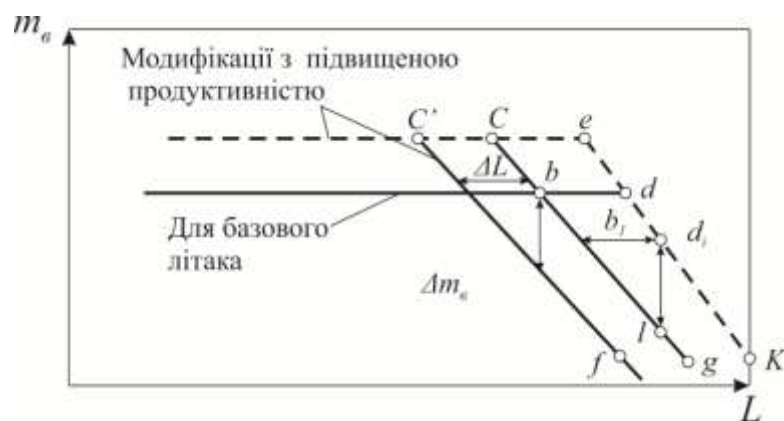


Рисунок 1.3 – Зміна характеристик «вантаж – дальність» при розробці модифікацій базового літака

Ряд модифікацій проектується з новою, більш потужною СУ, при збереженні площі крила ($S_{кр}^M = S_{кр}^6$). Це процес «глибоких» модифікаційних змін, який більш витратний за масою конструкції, але дозволяє забезпечити ЗПХ модифікацій в прийнятних значеннях.

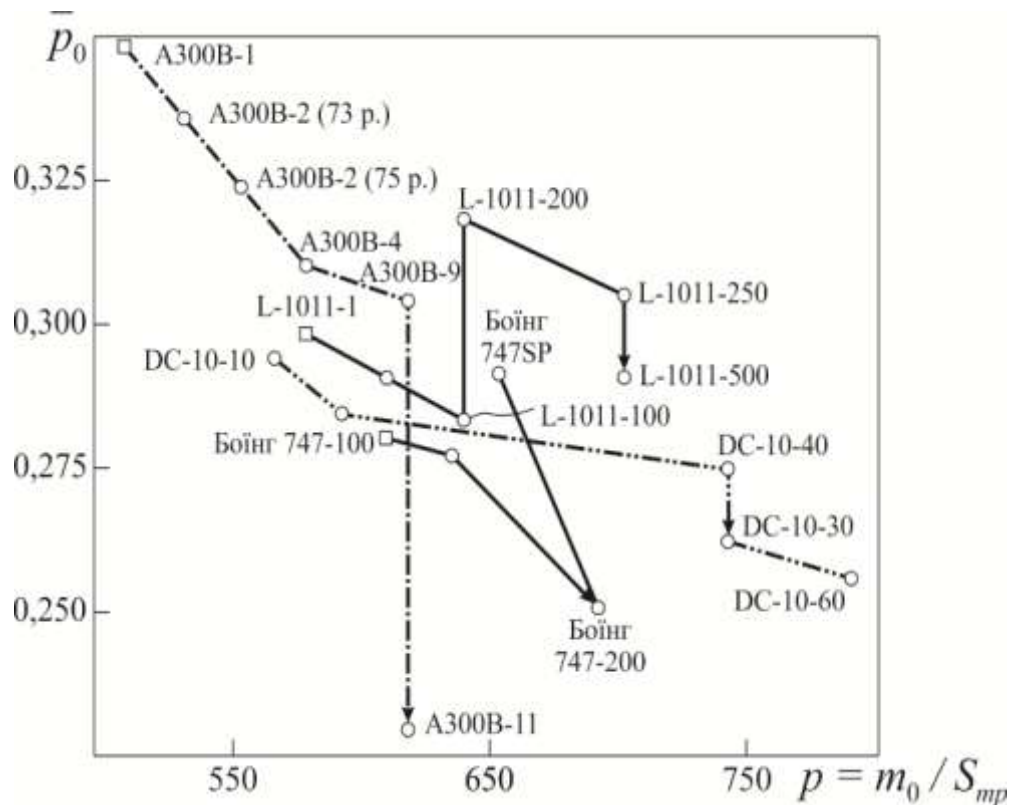


Рисунок 1.4 – Зміна питомого навантаження на крило та тягооснащеності ряду модифікацій літаків транспортної категорії

Аналізуючи здійснені модифікації, необхідно відзначити таке:

- із зростанням перевезеного цільового навантаження зі збільшеною дальністю зростає стартова маса модифікації до 28 %;
- з інших основних параметрів неминує зростає питоме навантаження на крило і, в меншій мірі, енергоозброєність (при незмінній площі крила).

На основі модульного методу і методу резервування створено ряд модифікацій військово-транспортних літаків фірмами США і Росії (таблиця 1.2) [12, 20, 31, 40, 41, 43 – 45], а також європейським консорціумом Airbus (таблиця 1.3). Характерною рисою таких модифікацій є зміна не тільки параметрів фюзеляжу (рис. 1.5), а й крила, силової установки, що згідно з класифікацією, відноситься до «глибоких» модифікаційних змін, метод реалізації яких в науковому розумінні ще не розроблено.

Створення модифікацій з змінами у крилі й силівій установці неминує призведе до необхідності проводити зміни у фюзеляжі.

В узагальнених параметрах такі зміни приведені на рис. 1.5 у вигляді залежності $\frac{S_{нов.ф}}{S_{мід.ф}}(\lambda_{ф})$, де $\lambda_{ф}$ – подовження фюзеляжу.

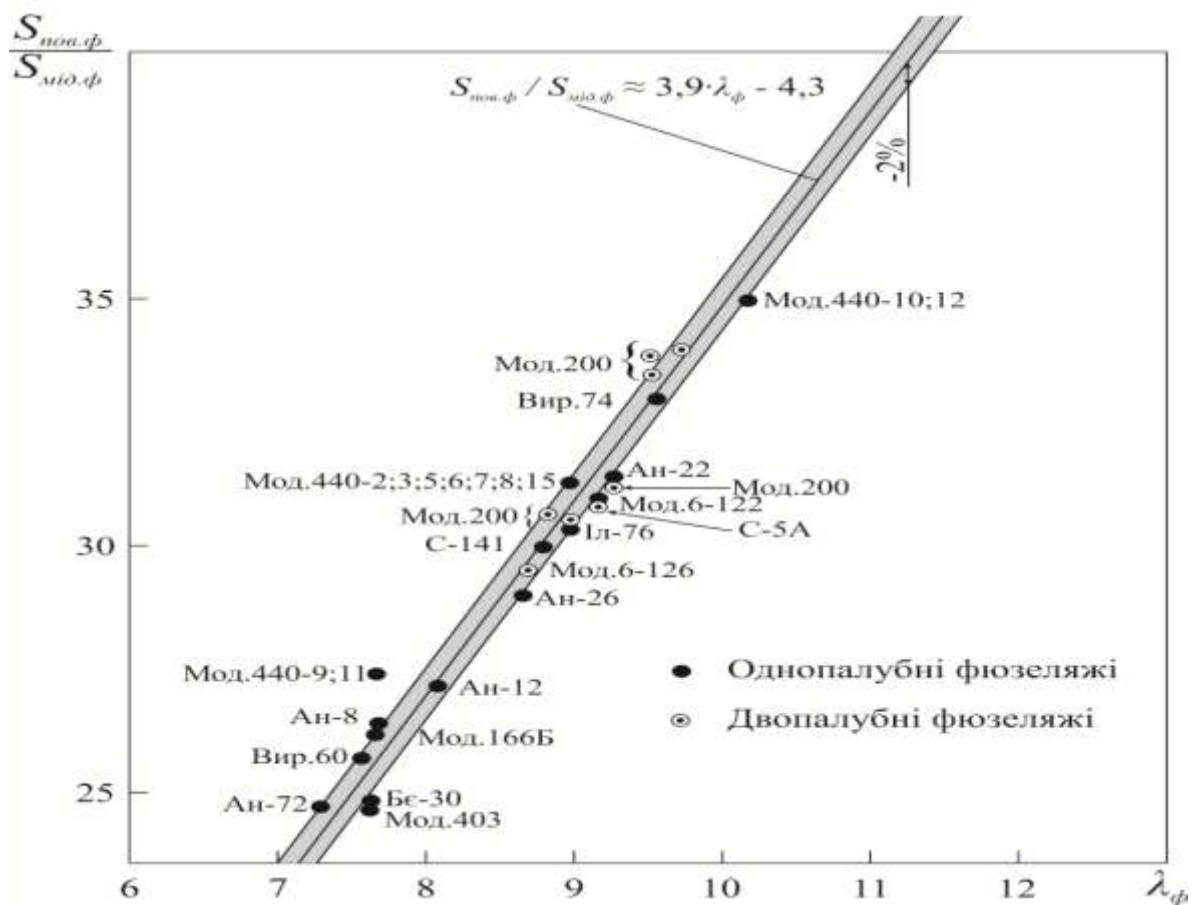
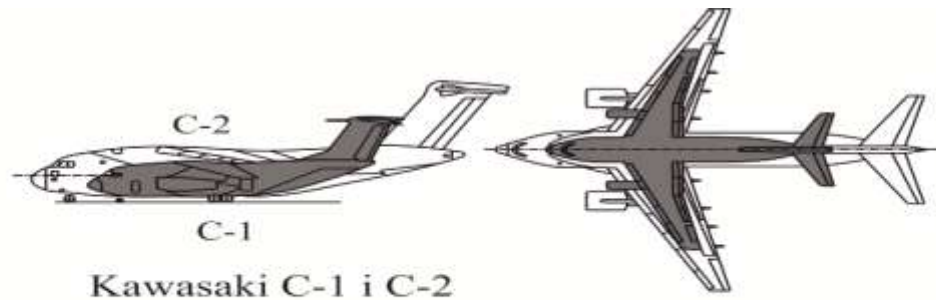


Рисунок 1.5 – Узагальнені дані щодо модифікаційних змін у фюзеляжах літаків транспортної категорії

Ми бачимо, що апроксимуються такі зміни лінійною залежністю та ці зміни неважко передбачити при створенні нової модифікації.

Таблиця 1.2 – Основні льотно-технічні характеристики важких транспортних літаків-конкурентів

Габарити вантажної кабіни	C-5M Calaxy	C-17 GIII	747-400F	747-400TRF	747-8F	777 F	A380F	Іл-96-400Т
Розмах крил, м	67,89	51,75	64,4	64,4	68,5	64,8	79,8	60,1
Довжина літака, м	75,3	53	70,6	70,6	76,4	63,7	73	63,9
Висота літака, м	19,84	16,79	19,4	19,4	19,5	18,6	24,1	15,7
Екіпаж, чол.	7	3	2	2			2	
Злітна маса, т	348,8-381	265,3	396,9	412,7	439,9	347,4	590	265
Макс. цільове навантаження, т	122,4	77,5	112,6	112,7	148	104	от 149,4 до 157,4	92
Дальність польоту, км, при макс. навантаженні	11711		8230	9200	8275	9045	10400	5000
з вантажем								12000
Швидкість польоту, км/год	833,5	834,3	901	901	901	896	902	870
Висота польоту, м	10400	13716	10675	10675	10675	10675	13100	
Силова установка	General Electric TF-39	Pratt & Whitney F117-PW-100	Pratt & Whitney PW4062	Pratt & Whitney PW4062	GEEx-2B67	General Electric GE90-110B1L	Trent 900 Bkb GP 7000	ПС-90А
ТГД	4	4	4×281,57	4×281,57	4	2×489	4×340	4×
Модифікація			Rolls-Royce RB211-524H2-T	General Electric GF6-80C2B5F				
ТГД			4×264,67	4×276,23				
Довжина прольоту з рампами		26,8						
Ширина, м (по підлозі)		5,48	6,1	6,1	6,1			
Висота, м		3,76						
Головна палуба, м ²			605	605	688	518		
			30 палет, (244 см×318 см)	30 палет, (244 см×318 см)	34 палет, (244 см×318 см)	27 палет, (244 см×318 см)		
Нижня палуба, м ²			159	159	165,7	117,5		
			32 LD-1 Контейнери	32 LD-1 контейнери	12 палет, (244 см×318 см), 2LD-1 контейнери	10 палет, (244 см×318 см)		
Кабіна для неспакового-ного вантажу			15 м ³	15 м ³	14,7 м ³	17 м ³		

Аналіз показав, що створені у США різними фірмами важки військово-транспортні літаки забезпечують перевезення цільового навантаження (≈ 112 т) за винятком літака C-17 на дальність 10000 км, приблизно з однаковою швидкістю (834-900 км/год), але їх загальна маса відрізняється від 265,3т до

412,7 т. Це привело до потреби встановити 4 двигуни на кожному з них, а як наслідок зниження боєготовності

Боєготовність вагомий фактор для військово-транспортних літаків, у зв'язку з цим використання турбореактивних двигунів у літаках такого типу є переважним. Підтвердження вище сказаного представлено у таблиці 1.3

Таблиця 1.3 – Параметри деяких бойових літаків військового призначення та їх силових установок

Літальний апарат								Двигун		
Тип літака	Розробник ЛА (фірма-виробник)	Довжина ЛА, м	Розмах крила, м	Максимальна злітна маса, т	Суха маса ЛА, т	Перегінна дальність, км	Максимальна швидкість, км/год	Кількість двигунів на ЛА × Тип двигуна	Модель двигуна / Розробник двигуна (фірма-виробник двигуна)	Тяга двигуна / Форсажна тяга, кН
B-52	Boeing	48	56,4	222	78,6	12070	960	8×ТРДД	TF33-P-3 Pratt & Whitney	76,5 –
B-58	Convair	29,5	17,3	73,9	33,6	7000	2230	4×ТРД з форсажем	J79-GE-5B General Electric	44,5 65,8
XB-70	North American	57,6	32	250	108	10200 *	3200	6×ТРД з форсажем	YJ93-GE-3 General Electric	111 138
FB-111	General Dynamics	23,0	21,3	53,9	21,6	6000	2330	2×ТРДД з форсажем	TF30-P-7 Pratt & Whitney	54,9 90,5
B-1B	Rockwell	44,8	23,8	216	87,1	НД	1500	4×ТРДД з форсажем	F1-1-GE-102 General Electric	75,6 133
AGM-86	Boeing	6,3	3,66	1,45	НД	-	960	1×ТРДД	F107-WR-100 Williams	2,7 –
B-2	Northrop	21	52,4	168	45,4	12230	760	1×ТРДД	F118-GE-100 General Electric	84,4 –

У бойових літаках неоднакового призначення фірми розробники використовують відмінні турбореактивні двигуни різних фірм постачальників, що є відміною особливістю американської школи створення літаків бойового призначення та їх модифікацій.

У бойових літаків, які приведені у таблиці 1.3 боєготовність вирішується не тільки використанням турбореактивних двигунів, але і форсажними режимами їх роботи, що забезпечує їх прискорений зліт і прискорений набір висоти та виконання задач при відказі одного з двигунів. Таким шляхом закладаються рішення, які забезпечують безумовне виконання поставленої задачі.

Найбільш поширеними військово-транспортними літаками, виконаними за методом резервування, є модифікації літака С-130.

Літак С-130Н «Геркулес» виконано за нормальною аеродинамічною схемою з високорозташованим прямим трапецієподібним крилом, чотирма двигунами в крилових гондолах і фюзеляжем зі скошеною вгору (для утворення великогабаритного вантажного люка) хвостовою частиною. Крило має подовження 10,1. Коренева хорда крила – 4,88 м, середня хорда – 4,16 м.

Таблиця 1.4 – Льотно-технічні параметри модифікації С-130Н

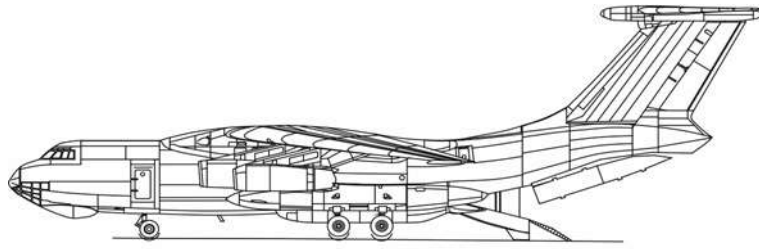
Модифікація	С-130Н
Маса, кг	
порожнього літака	34686
нормальна злітна	70310
максимальна злітна	79380
Цільове навантаження	92 солдати або 64 парашутисти, або 74 нош з 2 супроводжуючими або 19356 кг вантажу
Тип двигуна	4 ТГД ALLison T56-A-15
Потужність, к. с.	4×4508
Максимальна швидкість, км/год	621
Економічна швидкість, км/год	556
Практична дальність, км	7876
Дальність дії з максимальним завантаженням, км	3791

Для отримання максимального об'єму вантажної кабіни він виконаний у формі сплющеного знизу циліндра, діаметр якого постійний до задньої рампи. У пілотської кабіни екіпажу розміщуються чотири члени екіпажу: командир, другий пілот, штурман і бортінженер.

Передбачено також місця для змінного екіпажу. У вантажній кабіні може перевозитися різна важка техніка. Слід сказати, що місткість «Геркулеса» аж до цього дня залишається своєрідним еталоном, під який розробляються машини для аеромобільних сил армії США.

Слід відзначити, що ВТЛ С-130 довгий час не модифікувався, хоч котрі його параметри потребують поліпшення.

Таблиця 1.5 – Російська школа створення модифікацій на прикладах літака Іл-76 [27]



модифікації літака Іл-76

Модифікація, модель	У чому полягає модифікація	Параметри									Двигуни
		Вагові			Розміри			Льотні			
		$m_{\text{порож}}$, т	$m_{\text{к.н.}}$, т	$m_{\text{зл.мах}}$, т	$l_{\text{ф}}$, м	$l_{\text{розмах}}$, м	$S_{\text{кр}}$, м ²	L, км	$V_{\text{мах}}$, км/год	$H_{\text{ст}}$, км	
Іл-76-300	Базова модель	117	40	216	55,3	60,1	391,6	7500	910	12,1	ПС-90А
Іл-76М	Подовжений фюзеляж, нові двигуни. Вперше в історії російської авіації встановлені американські двигуни	132,4	58	270	63,9	60,1	391,6	7600	870	12,1	Прат Уитни PW2337

Ці дві модифікації літака Іл-76 у повній мірі характеризують російську школу створення військово-транспортних літаків.

На сам перед вони створювались за для збільшення вантажопідйомності. Так, Іл-76-300 може прийняти на борт 40т корисного вантажа, а у Іл-76М розрахована вантажопідйомність 58т.

Слід відзначити, що одна з модифікацій Іл-76 МД на даний час експлуатується у ВПС України.

– **Іл-76М** (модернізований), з посиленням фюзеляжем. Вантажопідйомність підвищена до 42 тонн;

- **Іл-76Т** – цивільна модифікація Іл-76М;
- **Іл-76МД** – модифікована версія Іл-76М. Посилено конструкцію планера та шасі. Вантажопідйомність підвищено до 48 т. Максимальну злітну масу збільшено до 190 тонн. Дальність польоту з завантаженням 40 т збільшено до 4200 км. Час автономної експлуатації збільшено до двох місяців;
- **Іл-76ТД** (транспортний дальній) – цивільна модифікація Іл-76МД. Демонтовано обладнання військового призначення. Вантажопідйомність машини становила 50 т. Максимальна злітна маса 190 т. Дальність польоту з максимальним завантаженням 3600 км;
- **Іл-78** – літак-заправник на базі Іл-76МД (таблиця 1.6).

Таблиця 1.6 – Основні параметри деяких модифікацій літака Іл-76

Позначення літака (модифікація)	Іл-76	Іл-76МФ	Іл-76ТД	Іл-78 (паливозаправник)
Розроблено (рік)	1971	1981	1982	1983
Темничні характеристики				
Екіпаж (чол)	7	5 – 7	7	6
Корисне навантаження	135 солдатів або 110 парашутистів	150 солдатів або 135 парашутистів, або 40 – 45 т вантажу	140 солдатів або 128 парашутистів	Максимальне навантаження – 65 т палива. Типове навантаження: крилові баки – 14,8 т; фюзеляжні баки – 28 т
Довжина (м)	46,6	53,2	46,59	46,59
Розмах крила (м)	50,5	50,5	50,5	50,5
Висота (м)	14,76	14,76	14,76	14,76
Площа крила (м ²)	300	300	300	300
Маса порожнього (кг)	90000	94000	89500	89100
Номінальна злітна маса (кг)	201500	199800	175100	177900
Максимальна злітна маса (кг)	217000	210000	190000	190000
Масова віддача (%)	61	65	62	63
Силова установка	4хД-30КП	4хТРДД ПС-90А	4хТРДД Д-30КП-2	4хТРДД Д-30КП
Льотні характеристики				
Максимальна швидкість (км/год)		850	850	850
Крейсерська швидкість (км/год)		800	750 – 800	800 (швидкість при дозаправленні 400 – 600)
Практична дальність (км)		7700	10000	7300

1.4 Внесок вітчизняної науки і практики в створення військово-транспортних літаків та їх модифікацій

Вітчизняна авіаційна наука і практика в повній мірі використовують обидва названих методи, займаючи провідні позиції в створенні високоекономічних літаків на основі модифікації їх базових варіантів [3, 7, 9, 21, 24, 25, 33, 34].

У секторі військово-транспортних літаків Ан-32 і Ан-74 конкурують з європейськими CASA CN-235 і C-295, також з італо-американськими C-27J Spartan. Серед пострадянських розробок в майбутньому можливо суперництво з Іл-112 (Росія).

Прямим конкурентом Ан-77 є європейський A400M. Крім існуючих (американського C-130J і російського Іл-76МФ), конкуренцію в сегменті середніх військово-транспортних літаків на різних ринках можуть скласти китайський Y9, японський CX, а також російсько-індійський проект МТА і бразильський C390.

Єдиним прямим конкурентом Ан-124 в сегменті важкої військово-транспортної авіації є американський C-5. Частково конкуренцію становить американський літак C-17 (рис. 1.6).

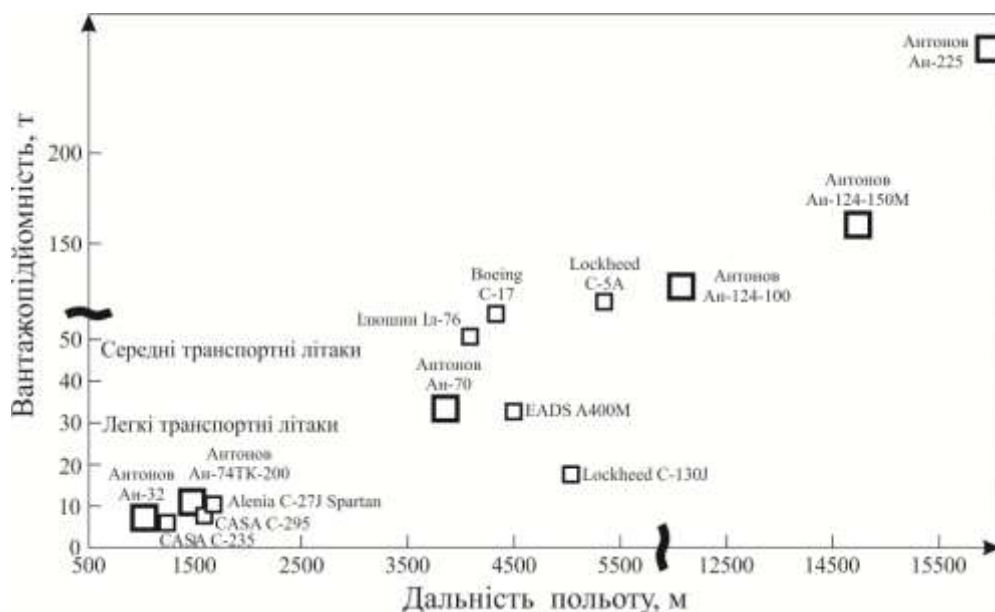


Рисунок 1.6 – Основні конкуренти Ан-32, Ан-74, Ан-77, Ан-124

Параметрична оцінка ефективності вітчизняних ВТЛ представлена у таблиці 1.7.

Таблиця 1.7 – Порівняльна оцінка параметрів українських військово-транспортних літаків та їх іноземних конкурентів

Тип ЛА	Розробник ЛА (фірма-виробник ЛА)	Суха маса ЛА / Максимальне навантаження, т	Максимальна дальність, км / Дальність з навантаженням	Крейсерська швидкість, км/год	Кількість двигунів на ЛА × Тип двигуна	Модель двигуна / Розробник двигуна (фірма-виробник двигуна)	Тяга двигуна / Потужність, кН	Маса двигуна, т	Довжина / Діаметр, м
Ан-124	АНТК «Антонов»	180 150	16500 4500	850	4×ТРДД	Д-18Т ЗМКБ «Прогрес»	230 –	4,1	5,4 2,94
Ан-225	АНТК «Антонов»	225 250	14700 4500	850	6×ТРДД	Д-18Т ЗМКБ «Прогрес»	230 –	4,1	5,4 2,94
Вертоліт Мі-26	МВЗ Міля	28,2 20	800 480	295	2×ТВаД	Д-136 ЗМКБ «Прогрес»	– 8500	1,05	3,96 1,67
A-300-600ST	Airbus+SATC	НД 45	НД 813	750	2×ТРДД	CF6-80C2 General Electric	27,9 –	3,98	4,24 2,36
MV-22B	Bell-Boeing	15,0 9,07	3340 1380	510	2×ТВаД	T406-AD-400 Allison	– 4586	0,44	1,96 0,67
Ан-74 Ан-72	АНТК «Антонов»	19,95 10	2000 1000	720	2×ТРДД	Д-36 ЗМКБ «Прогрес»	63,7 –	1,1	3,32 1,71
Ан-77	АНТК «Антонов»	47 30	7500 4300	780	4×ТВВД	Д-27 ЗМКБ «Прогрес»	– 1044 0	1,65	4,20 1,37

На момент створення вітчизняних військово-транспортних літаків Ан-72, Ан-74, Ан-124, Ан-225 займали провідне місце у ваговій категорії та перевершували зарубіжних конкурентів за багатьма показниками.

Слід відзначити, що при їх компоновці використовувалися двигуни вітчизняного виробництва з розгорнутою системою їх обслуговування та ремонту.

Лінійку ВТЛ приведених вище доповнює легкий літак Ан-26, який має таке призначення як і інші.

На світовому ринку високоефективним і конкурентоздатним є легкий військово-транспортний літак Ан-26. На його основі створені такі ВТЛ, як Ан-3-Ан-32 (таблиця 1.8).

Таблиця 1.8 – Деякі параметри літака Ан-26 та його модифікацій

Деякі параметри	Модифікації		
	Ан-26	Ан-30	Ан-32
Макс. злітна маса, кг	24000	23000	27000
Площа крила, м ²	74,98	74,98	74,98
Питома навантаження на крило	320	306,7	360
Макс. платне навантаження, кг	5500		6700
Тяга розбігу, м	2×2820 к.с.	2×2820 к.с.	2×5180 к.с.
Довжина розбігу, м	870	770	880
Довжина пробігу, м	650	525	505

При практично незмінній площі крила $S \approx 75\text{м}^2$ у всіх модифікацій істотно зростали: продуктивність за параметрами «вантаж – дальність», злітна маса, питома навантаження на крило, тягооснащеність.

Серія модифікацій здійснена й на основі вітчизняного базового літака Ан-72 – літака нового покоління з турбовентиляторними двигунами.

Великий вантажний люк з рампою, що опускається на землю або зсувається під фюзеляж, і бортове транспортне обладнання забезпечують перевезення великогабаритних вантажів, вантажів в контейнерах або пакетованих на піддонах.

Літак Ан-74 є модифікацією легкого транспортного літака Ан-72, призначений для ведення льодової розвідки та транспортних перевезень при забезпеченні науково-дослідних робіт в Центральному Арктичному басейні та Антарктиді.

Літак може бути переобладнаний в умовах експлуатації в вантажний або санітарний варіанти.

Літак Ан-74ТК-200 (таблиця 1.9) призначений для вантажних, пасажирських або змішаних перевезень на авіалініях малої і середньої протяжності.

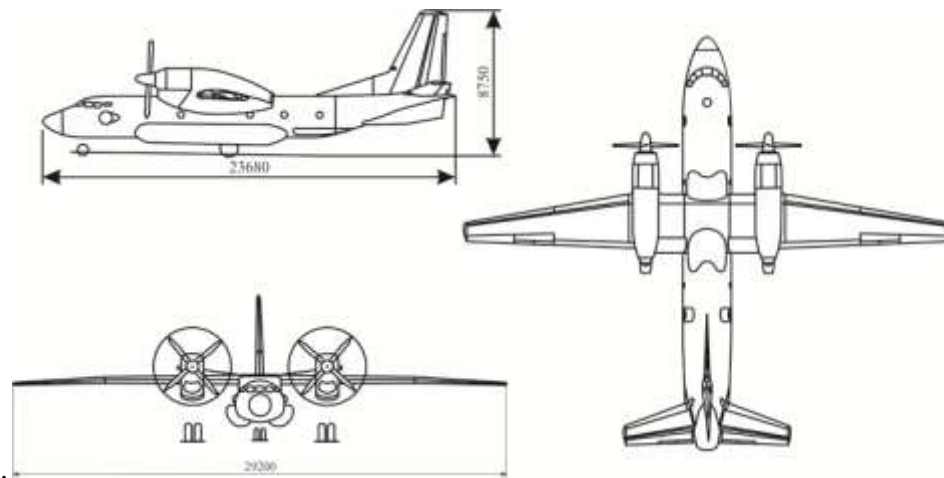


Рисунок 1.7 – Основні параметри та характеристики ВТЛ Ан-32В

ОСНОВНІ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ	Ан-32В Транспортний
Злітна маса, т	27,0
Макс. комерційне навантаження, т	6,7
Крейсерська швидкість, км/год	500 – 530
Висота польоту, м	8100
Дальність (км) з вантажем (МСА, АНЗ 45 хв.):	
– 6,7 т	780
– 5,0 т	1600
– с макс. заправленням палива (вантаж, т)	2050 (4.3)
Довжина ЗПС (МСА, Н = 0), м	1800
Ресурс планера літака:	
– годин	16000
– польотів	8000
Екіпаж, чол.	3– 4
ДВИГУН	
Тип	АИ-20Д серії 5Е
Потужність, к. с.	2 x 5180
Ресурс, год	6000

Переваги літака Ан-132В: реалізовано рекомендації ІКАО; високі аеродинамічні якості літака; висока енергооснащеність (важливо для гірських регіонів і регіонів з жарким кліматом); висока маневреність при польотах на гірські аеродроми (Н до 4500 м), експлуатаційні температури – 60 ...+ 50 °С; особлива конструкція вантажолуку з універсальної рампою, що відкривається в

польоті; герметичний салон з відкидними сидіннями, рольгангами, підйомними засобами; зліт / посадка з ґрунтових ЗПС.

У 2001 році на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП) за участю АНТК "Антонов", ВАТ "Мотор-Січ" (Запоріжжя), ЗМКБ "Прогрес" і корпорації "ІнтерАМІ" був створений принципово новий, високоекономічний варіант транспортного літака Ан-74 – Ан-74ТК-300, вантажопасажирський літак для перевезення 10 т вантажу на дальність 1500 км.

Таблиця 1.9 – Інформаційне зображення модифікацій літака Ан-74

Модифікації літака Ан-74	Ан-74-200 – легкий транспортний літак	Ан-74Т-100/200А – вантажні літаки	Ан-74ТК-100/200 Вантажопасажирські конвертовані літаки	Ан-74Т-300/ТК300 – модифікації з двигунами під крилом на пілонах
Призначення модифікацій	– вантажо-підйомність 7,5 т; – виконання спеціальних польотів в Арктиці та Антарктиді; – сумісне перевезення вантажів і пасажирів	– вантажо-підйомність 10 т; – збільшена за довжиною вантажна кабіна	– вантажо-підйомність 10 т або 52 пасс.; – сумісне перевезення вантажів і пасажирів; – конвертування «вантажний / пасажирський варіант» за 2 год	– вантажо-підйомність 10 т або 52 пасс.; – зменшена питома витрата палива; – підвищена крейсерська швидкість і дальність; – скорочена довжина ЗПС
Двигуни: – тип – тяга, кгс	Д-36-2А/3А 2х6500	Д-36-3А 2х6500	Д-36-3А 2х6500	Д-36-4А 2х6500
Вантажопідйомність, т	7,5	–	10	10
Крейсерська швидкість, км/год	580...700	580...700	580...700	600...725
Висота польоту, м	10100	10100	10100	10100
Дальність, км: – з макс. навантаженням – з пасажирями – з макс. паливом, вантаж/т	1650/2300 – 4400(0,8/2,5)	1450 – 4370(3,5)	950 2750 4250(1,8)	2130/1450/3600 5050(3,6)/5050(2,5)
Потрібна довжина ЗПС, м	1800/2050	2050	2050	1900

На літаку, на відміну від базової моделі, двигуни Д36 серії 4А (з реверсом тяги) встановлені під крилом на пілонах. Нове компонування дозволило значно збільшити швидкість, дальність та економічну ефективність літака. Ан-74ТК-

300 оснащений сучасним радіозв'язковим і пілотажно-навігаційним обладнанням відповідно до вимог ІСАО.

У сегменті легких військово-транспортних літаків конкурентами вітчизняних Ан-32 і Ан-74 є літаки CN-235, які виробляють компанії EADS CASA (Іспанія), Turkish Aerospace Industries Inc (Туреччина) та Indonesian Aerospace / PT Dirgantara Indonesia (Індонезія). Перший політ прототипу відбувся в травні 1981 року. CN-235 знаходиться в експлуатації з 1987 року.

Наявність конкурентів на світових ринках зобов'язує порівняти їх вартості з використанням українських (УК) і американських (АК) коефіцієнтів, прийнятих в міжнародній практиці (рис. 1.8) [10, 26].

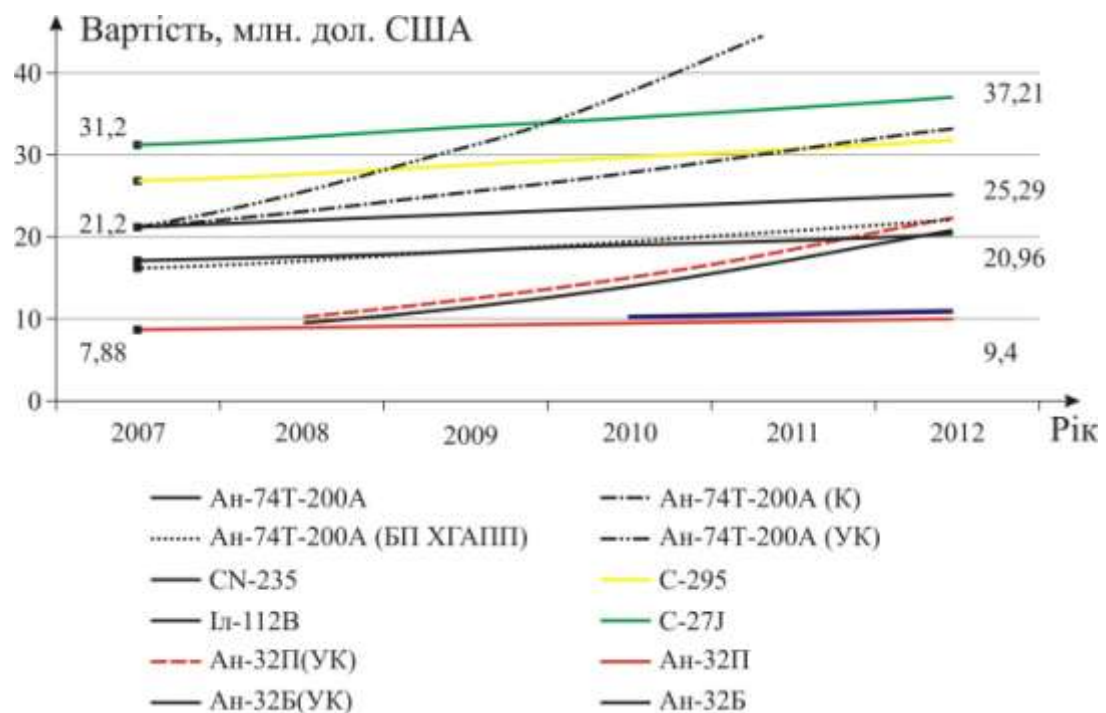


Рисунок 1.8 – Динаміка зростання цін легких транспортних літаків «Антонов» і конкурентів в секторі легких військово-транспортних літаків

На рис. 1.8 наведено ціни літаків Ан-74Т-200А, Ан-32Б, Ан-32П, розраховані з використанням українських коефіцієнтів (УК) і коефіцієнтів США (АК). На рисунку також вказано ціни літака Ан-74Т-200А, розраховані на основі бізнес-плану ХДАВП (БП ХДАВП) і на основі калькуляцій ХДАВП (К), а також продажні ціни літаків компаній-конкурентів, визначені

з використанням коефіцієнтів США. Як видно з рисунку, при підрахунку ціни Ан-74Т-200А із застосуванням формули та українських коефіцієнтів, а також на основі калькуляції ХДАВП, Ан-74Т-200 стає неконкурентоспроможним вже до 2012 року. Таким чином, рекомендований коридор цін для літаків Ан-32Б і Ан-32П – 7,8 – 9,4 млн. дол. і 8,58 -10,14 млн. дол.

Україна має також і оперативно-тактичний літак Ан-77 (рис. 1.9).

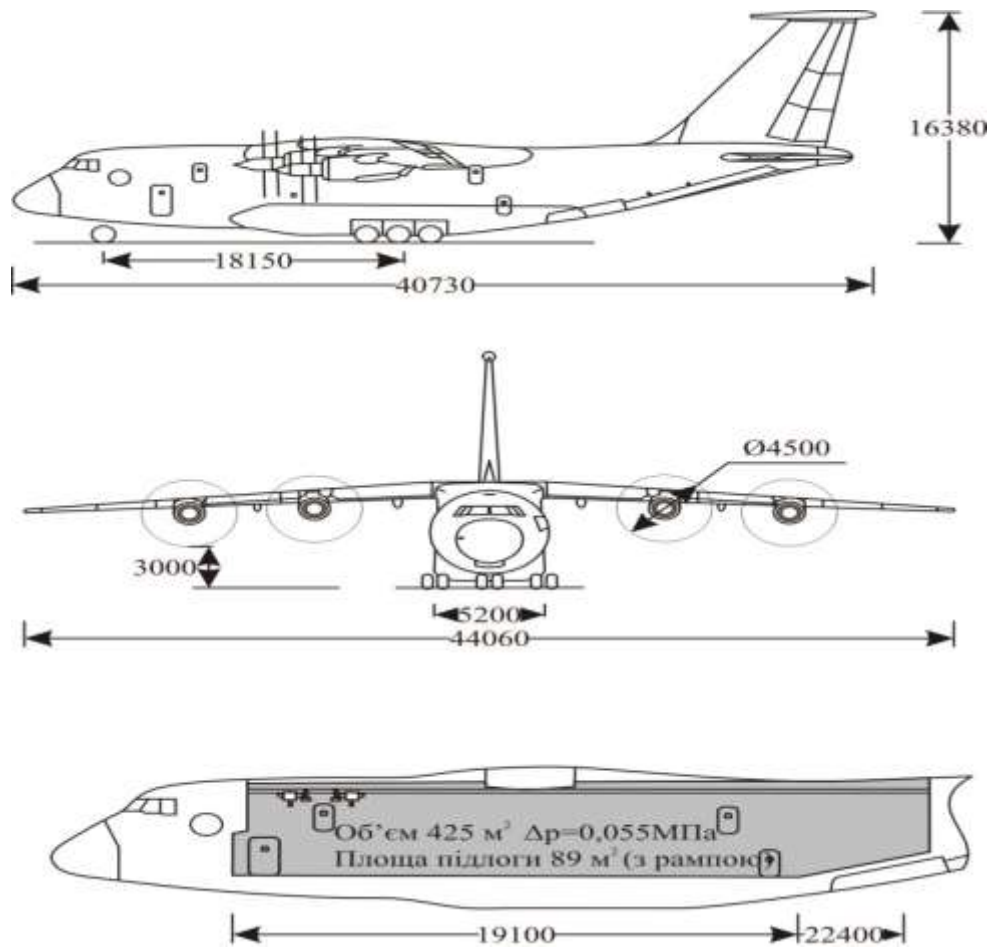


Рисунок 1.9 – Загальний вигляд літака Ан-77

На основі базової моделі розроблено проекти кількох модифікацій цього літака:

– Ан-70Т – цивільний транспортний літак (проект) вантажопідйомністю 35 т, з чотирма двигунами Д-27. Відрізняється відсутністю спецобладнання для десантування військ і техніки. Екіпаж скорочено до 2 – 3 чоловік;

– Ан-70Т-200 – літак вантажопідйомністю 35 т, з двома двоконтурними турбореактивними двигунами НК-93 (проект);

– Ан-70ТК – конвертований вантажопасажирський літак (проект) на 150 пасажирів або 30 т вантажу. Можливі варіанти: лісопожежний, екологічного моніторингу та ін.;

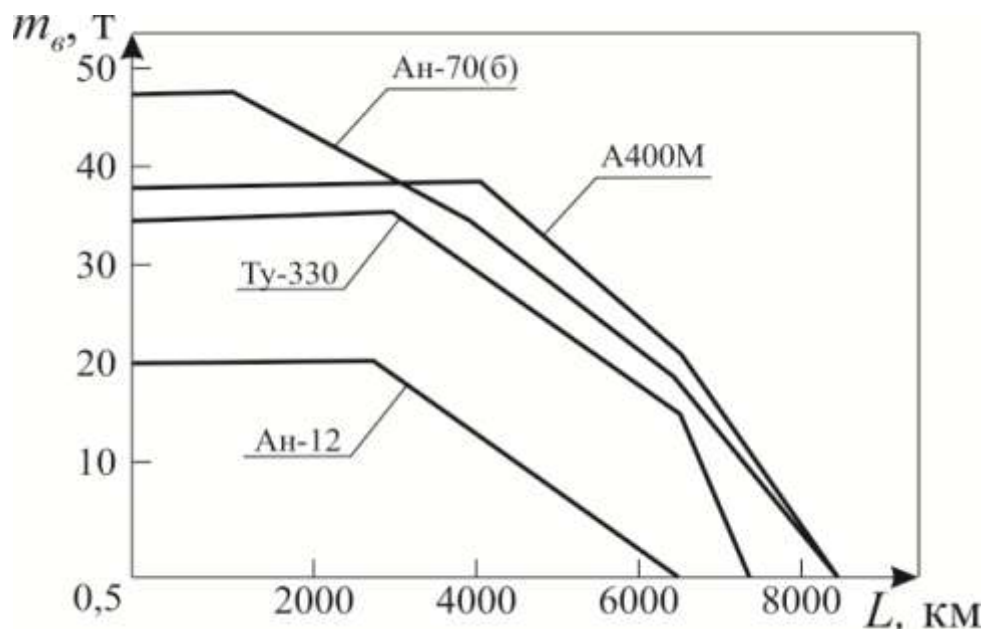


Рисунок 1.10 – Характеристика «вантаж – дальність» базового літака Ан-77 у порівнянні з іншими ВТЛ

Запропоновано ряд модифікацій цього літака з використанням модифікацій двигуна CFM-56:

– Ан-70Т-300 – експортний (проект). Відрізняється двома двоконтурними турбореактивними двигунами CFM56-5A1 і західною авіонікою;

– Ан-70Т-400 – вантажопідйомністю 35 т, з чотирма двоконтурними турбореактивними двигунами CFM56-5C4 (проект);

– Ан-77 – модифікація з чотирма двигунами CFM56-5A1 й авіонікою західного виробництва;

– Ан-7Х – модифікація, що запропонована як основний транспортний літак для європейських країн НАТО;

– Ан-70Д – модифікація, що запропонована в даній роботі, для збільшення дальності при максимальній вантажопідйомності.

Розробка вищеназваних модифікацій переслідує найбільш важливу мету: максимально зайняти «нішу» авіаперевезень в діапазоні l – до 7200 км.

При аналізі конкурентоспроможності літака Ан-77 та його модифікацій слід мати на увазі, що цей оперативно-тактичний варіант ВТЛ має параметри короткого зльоту та посадки, що істотно підвищує можливість його використання на укорочених злітно-посадкових смугах і навіть на ґрунтових аеродромах.

Рішення такої задачі в літаку Ан-77 здійснено шляхом збільшення розрахункового перевантаження при посадці літака на укорочену ЗПС.

Збільшення розрахункової пу позначається не тільки на зростанні маси стояків шасі, які безпосередньо сприймають посадковий удар, але й на збільшенні мас фюзеляжу і крила, що (при фіксованому значенні ЗПС) неминуче веде до зниження вантажопідйомності й навіть до деякого зниження дальності дії ВТЛ. Так, наприклад, збільшення розрахункового перевантаження з 2,56 до 4,15 (що має місце в літаку Ан-7Х) призводить до зниження його вантажопідйомності з 47 т до 30 т.

Важливо порівняти модифікації літака (таблиця 1.10) з іншими оперативно-тактичними літаками ВТЛ.

Таблиця 1.10 – Порівняльна оцінка модифікації Ан-7Х та її конкурентів

Літак	СТС AirTruck Ан-7Х			Airbus Military Company A400M		Lockheed Martin C-130J		Boeing C-17	
	Бетон	Ґрунт		Бетон	Ґрунт	Бетон	Ґрунт	Бетон	Ґрунт
Найвна довжина УПС, м	1800	915	600-700	2000	915	1800	915	2300	915
Максимальна вантажопідйомність при зазначеній довжині ЗПС (при експлуатац. перевезенні), т	47,0 (2,3)	35,0 (3,0)	30,0 (3,0)	37,0 (2,25)	25,0 (3,0)	19,0 (2,5)	19,0 (2,5)	57,0 (?)	36,1 (3,0)
Кількість перевезених людей:									
– десантників ПДВ	110			120		64		102	
– солдат зі зброєю	300			120		92		?	
– поранених з медперсоналом	206			76		72		?	

Порівняльна параметрична оцінка модифікацій Ан-7Х показує, що вони по ряду основних параметрів перевершують зарубіжні аналоги С-130 і С-17, за місткістю озброєних військових та перевезення поранених.

Крім того, модифікації Ан-7Х придатні для використання на аеродромах з ґрунтовим покриттям при умовах повного бойового завантаження. Це означає, що за умов базування вони максимально наближені к зонам бойових дій і техногенних катастроф.

Вагомі переваги модифікації Ан-7Х мають та за іншими технічними параметрами (таблиця 1.11).

Таблиця 1.11 – Техніко-економічні характеристики модифікації Ан-7Х у порівняльній оцінці

Літак	СТС AirTruck Ан-7Х			Airbus Military Company A400M		Lockheed Martin C-130J		Boeing C-17	
Максимальна злітна маса, кг	132000			130000		79380		253890	
Двигуни: – тип – потужність, е.к.с – тяга, тс	Турбовентиляторний Д-27 4х14000 –			Турбогвинтовий – 4х9000 –		Турбогвинтовий – АЕ100D3 4х6100 –		Турбореактивний – двоконтурний F117-PW-100 – 4х18,36	
Можливість завантаження в два ряди	Вантажі шириною до 1,65 м			Вантажі шириною до 1,65 м		Немає		Вантажі шириною до 2,3 м	
Крейсерська швидкість, км/год	750 – 800			720 – 760		570 – 600		820 – 930	
Висота крейсерського польоту, м	до 12000			до 11000		до 8000		до 12500	
Практична дальність польоту, км: – з вантажем 57 т – з вантажем 47 т – з вантажем 37 т – з вантажем 35 т – з вантажем 30 т – з вантажем 25 т – з вантажем 20 т	–	–	–	–	–	–	–	5750	–
	1350	–	–	–	–	–	–	6770	–
	3300	–	–	3150	–	–	–	7600	–
	3800	1450	–	3650	–	–	–	7760	2850
	4980	2600	750	4980	–	–	–	8100	3420
	6100	3750	1800	5560	400	–	–	8400	4000
	7400	4850	3000	6570	1300	4350	400	8700	4800
Витрата палива при максимальному завантаженні, г/т км	126			165		140		185	
Заявлена ціна літака, млн. дол.	48			80		50		200	
Заявлена вартість тридцятирічного життєвого циклу, млн. дол.	?			201		182		602	

На рис. 1.11 наведено ціни літака Ан-7Х, розраховані з використанням українських коефіцієнтів (УК) і коефіцієнтів США (АК). На рисунку також наведено ціни літаків компаній-конкурентів, визначені з використанням коефіцієнтів США. Як видно з рисунку, при підрахунку ціни літака Ан-7Х із

застосуванням українських коефіцієнтів літак Ан-7Х стає неконкурентоспроможним вже до середини 2009 року, хоча він залишається неперевершеним серед оперативно-тактичних військово-транспортних за вантажопідйомністю і габаритами вантажної кабіни.

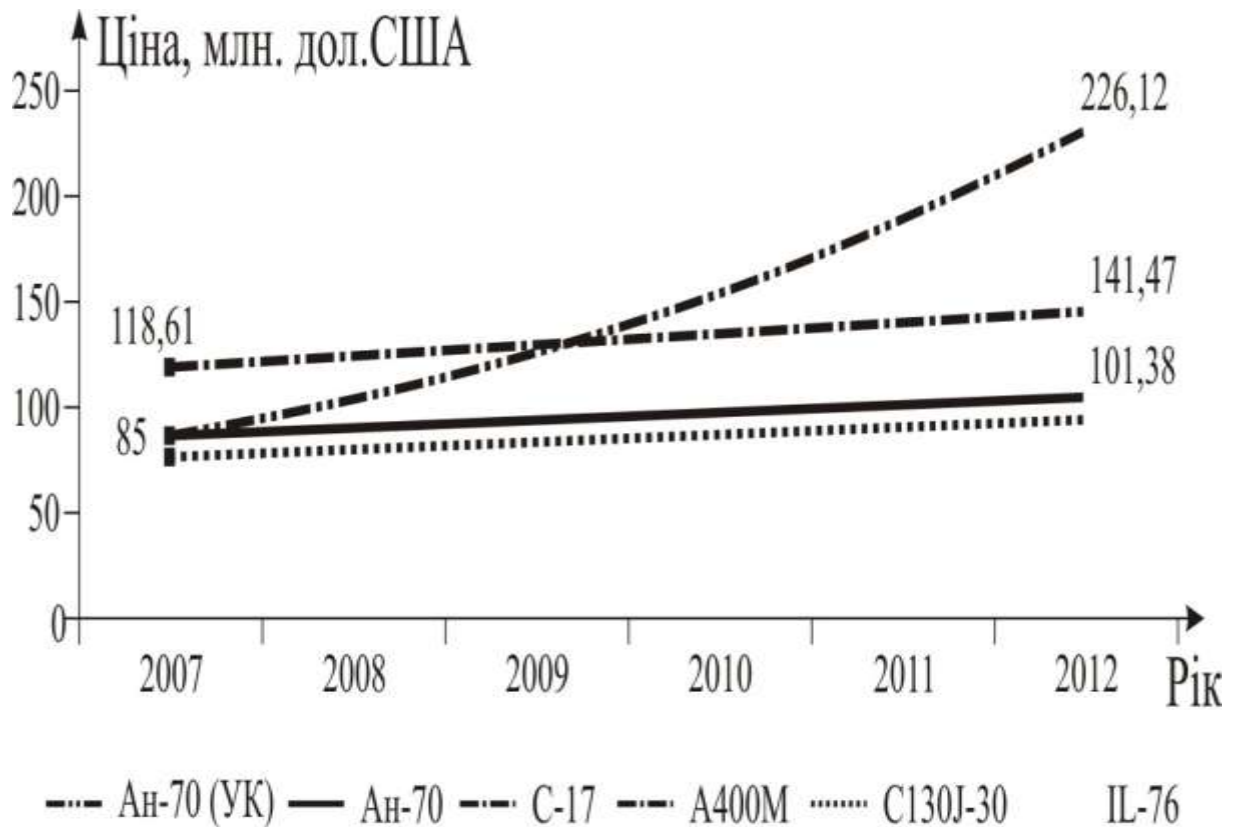


Рисунок 1.11 – Динаміка зростання цін літаків Ан-7Х і конкурентів у секторі оперативно-тактичних і військово-транспортних літаків

Таким чином, рекомендований коридор цін для літака Ан-7Х до 2012 року – 85 – 101,4 млн. дол. Застосування цін в межах цього коридору дозволить, за умови реалізації заходів, забезпечити конкурентоспроможність Ан-7Х на світовому ринку.

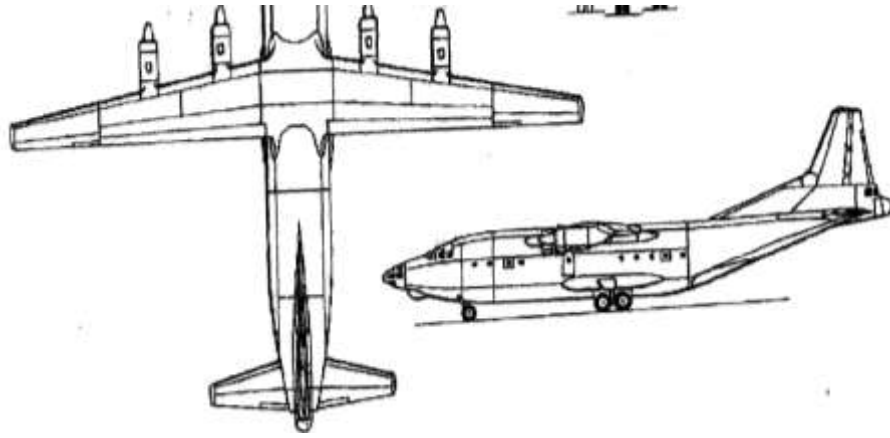


Рисунок 1.12 – Основні види на кресленні ВТЛ Ан-12

Це перший масовий літак у Військово-Транспортної Авіації, що дозволяв проводити масове десантування як парашутистів, так і бойової техніки ПДВ.

Літак дозволяє брати на борт дві бойові машини десанту (БМД-1) або бойові машини, зроблені на її базі (2С9 «Нона», БТР-Д), або 60 парашутистів. Парашутисти у вантажній кабіні розміщуються у чотири ряди. Десантування проводиться у два потоки: першими десантуються бійці в середніх рядах, далі - бійці, які знаходяться вздовж бортів.

Модифікації:

- Ан-12 (виріб «Т») - базова. На Іркутському авіазаводі у 1959-1962 роках випущено 154 літаки.

- Ан-12 «Танкер» - літаюча водорозпилювальна лабораторія для створення умов штучного обмерзання. Відрізнявся баком для води на 8000 л у вантажній кабіні, водорозпилювальним колектором перед крилом. Переобладнано один літак у 1981 році.

- Ан-12А (виріб «ТА») - перша серійна модифікація. Відрізняється двигунами АІ-20А, збільшеним до 16600 л запасом палива. Злітна маса зросла до 61 т, вантажопідйомність - до 20 т. Випускався на Воронежському авіаційному заводі (1961-1965 роки) і Ташкентському авіаційному заводі (1961-1972 роки). Виготовлено 155 літаків.

•Ан-12Б (виріб «ТБ») - модернізований. Відрізняється посиленням центропланом, збільшеним до 19500 л запасом палива, складом обладнання. Випускався з 1963 року на Воронежському і Ташкентському авіаційних заводах.

•Виріб «93Т» - літаюча лабораторія для метрологічного обслуговування й перевірки КЗА на базі Ан-12Б. Переобладнано один літак у 1972 році.

•Ан-12Б (ЛДАТ) - лабораторія дослідження авіаційної техніки. Призначений для проведення робіт на місцях льотних пригод. Переобладнано один літак у 1972 році.

•Ан-12Б «Кубрик» - літак для дослідження інфрачервоного випромінювання надводних, наземних і повітряних цілей. Виготовлений у 1969 році.

•Ан-12Б-30 - літак зі збільшеною вантажопідйомністю до 30 т (проект). Відрізнявся двигунами АІ-20ДК і гвинтами діаметром 5,1 м. Розроблений у 1963 році.

•Ан-12Б-І - літак РЕБ. Відрізняється станцією індивідуальної радіоелектронної протидії «Квасоля». У 1964 році побудовано 7 літаків.

•Ан-12БЗ-1, Ан-12БЗ-2 - літаючі лабораторії для відпрацювання системи дозаправки паливом у повітрі (проект). Розроблений у 1969 році.

•Ан-12БК (виріб «ТБК») - модернізований. Відрізняється оновленим бортовим обладнанням і двигунами АІ-20М. Ширину вантажної кабіни збільшено до 3,12 м. Випускався з 1966 року на Ташкентському авіаційному заводі.

•Ан-12БК - комерційний. Призначений для цивільної авіації. Відрізнявся відсутністю оборонного озброєння.

•Ан-12БК-ВКП «Зебра» - повітряний командний пункт (проект). Обладнаний засобами зв'язку і 18 робочими місцями для оперативного й службового розрахунку.

•Ан-12БК-ІС - літак РЕБ. На борту встановлено станції «Квасоля» і «Бузок». У 1970 році виготовлено 45 літаків. У 1974 році переобладнано ще 105 літаків.

- Ан-12БКВ - бомбардувальник і постановник мін. Міг брати на борт 12 т бомб. У 1969 році виготовлено кілька літаків.

- Ан-12БКК «Капсула» - літак-салон командувача ВТА. Обладнаний герметичною кабіною-капсулою на 20 осіб. У 1975 році переобладнано один літак.

- Ан-12БКТ - заправник літаків фронтової авіації. Міг одночасно заправляти на землі два літаки (об'єм палива, що віддається, 19500 л). Розроблений у 1972 році.

- Ан-12БКЦ «Циклон» - лабораторія для дослідження метеорологічних процесів. У 1979 році переобладнано два літаки Ан-12БК.

- Ан-12БЛ - літак, обладнаний протилокаційним ракетним комплексом Х-28. У 1970 році переобладнано один літак Ан-12Б.

- Ан-12БМ - літак для дослідження можливості дальнього радіозв'язку через супутник «Блискавка-1». У 1962 році переобладнано один літак Ан-12Б.

- Виріб «51» - розвідник радіаційного зараження атмосфери на базі Ан-12БП. Відрізнявся фільтрогондолами для забору повітря, дозиметрами ДП-35, лабораторним обладнанням. Випускався в 1968-1969 роках.

- Ан-12БСМ - цивільний літак для перевезення контейнерів. Відрізнявся наявністю двох кран-балок і роликів доріжок. Міг перевозити 8 піддонів ПА-2,5 або 4 піддони ПА-5,6, 8 контейнерів УАК-2,5 або 4 контейнери УАК-5А. Розроблений у 1973 році.

- Ан-12БШ, Ан-12БКШ - літаки для групового навчання штурманів. У вантажній кабіні обладнано 10 робочих місць. У 1970 році переобладнано кілька літаків.

- Ан-12Д - дослідний літак зі збільшеним діаметром фюзеляжу. Розроблений у 1965 році. Оснащений двигунами АІ-20ДК з гвинтами діаметром 5,1 м. Злітну маса збільшено до 83 т.

- Ан-12Д УПС - літак з системою керування прикордонним шаром (проект).

- Ан-12 ЛЛ - літаюча лабораторія. У різні роки переобладнано кілька літаків.

- Ан-12М - модернізований. Відрізняється двигунами АІ-20ДМ потужністю 5180 к. с., гвинтами АВ-68ДМ. Виготовлений у 1972 році в одному екземплярі.

- Ан-12М ЛЛ - літаюча лабораторія для відпрацювання систем катапультивання. Відрізняється кормовою поворотною кабіною. Виготовлений у 1975 році.

- Ан-12П - літак з підпільними паливними баками. Випускався з 1963 року. За типом Ан-12П в 1963-1989 роках допрацьовувалися Ан-12А і Ан-12Б (позначені, відповідно, Ан-12АП і Ан-12БП). На літаках Ан-12БП частково змінено радіобладнання.

- Ан-12ПЛ - полярний літак на лижному неусувному шасі. У 1961 році побудовано два літаки.

- Ан-12ПП, Ан-12Б-ПП, Ан-12БК-ПП, Ан-12БК-ППС - постановники завод.

- Ан-12ПС - пошуково-рятувальний літак. Має на борту рятувальний катер «Йорж» або «Гагара». Розроблений у 1969 році.

- Ан-12Р - літак зі збільшеною до 25 т вантажопідйомністю (проект). Відрізнявся ТРДД Д-36. Розроблений у 1962 році.

- Ан-12РУ - літак з двома стартовими прискорювачами ПРД-63 (проект). Розроблений у 1962 році.

- Ан-12СН - літак спеціального призначення (проект). Призначався для перевезення танка Т-54 на відстань 1500 км. Відрізнявся двигунами.

- АІ-20ДК - літак з додатковим ТРД РД-9, збільшеною вантажною кабіною, скороченим складом обладнання. Розроблений у 1965 році.

- Ан-12Т - паливовіз (дослідний). Призначався для перевезення різних видів палива. Виготовлений у 1961 році.

•Ан-12ТП-2 - літак для полярної авіації. Відрізняється турбогенератором ТГ-16 в лівому обтічнику шасі, підпільними паливними баками, засобами астронавігації й дальнього радіозв'язку, місцями відпочинку в кабіні супроводу.

У вересні 1961 року брав участь в дальньому перельоті Москва - Мирний (26423 км).

•Ан-12У - літак з системою керування прикордонним шаром (проект). Розроблений у 1962 році.

•Ан-12УД-3 - літак збільшеної дальності з трьома додатковими баками у вантажній кабіні.

•Ан-40 - транспортний літак укороченого зльоту й посадки (проект). Відрізнявся двигунами АІ-30, додатковими розгінними ТРД РД-36-35. Розроблений у 1964 році.

•Ан-42 - варіант Ан-40 з системою керування вектором тяги (проект). Shaanxi Y-8 - китайський варіант Ан-12БК. У 1974-1993 роках побудовано 667 літаків різних модифікацій. Станом на 2012 рік випуск літака тривав.

У 1960-х роках КНР придбала кілька Ан-12 і ліцензію на їх виробництво. Серійне виробництво Ан-12 в КНР під позначенням Shaanxi Y-8, через розрив радянсько-китайських відносин, було розпочато лише у 1981 році. Станом на 2012 рік в КНР тривав випуск Shaanxi Y-8.

•Shaanxi Y-9 - глибока модернізація Shaanxi Y-8, прийнята на озброєння НВАК у 2012 році.

Визначним досягненням авіабудування в Україні є створення військово-транспортного літака Ан-124. На його основі розроблено ряд модифікацій (таблиця 1.12) [3 – 5, 7, 8, 23].

Характерною ознакою всіх модифікацій цього літака є:

- незмінна площа крила – 628 м²;
- незмінна маса порожнього літака – 173 т;
- незмінна довжина злітно-посадкової смуги;
- практично ідентична силова установка 4ТРДД18Т з її доробкою у 3 серії.

При цьому істотно зростала вантажопідйомність модифікацій з 120 т до 150 т, а також практична дальність, що істотно збільшило їх транспортні можливості, тобто призвело до зростання рейсової продуктивності. За цим показником літаку Ан-124-100 немає рівних у світі.

Таблиця 1.12 – Технічні характеристики модифікацій літака Ан-124

Позначення літака (модифікації)	Ан-124	Ан-124-100	Ан-124-100М	Ан-124-100М-150
Розроблено (рік)	1987	1992	1997	2007
Випущено (штук)	23	30	4	1
Технічні характеристики				
Екіпаж (чол)	7	6	4	4
Інженерно-технічний персонал (чол)	9	8	7	7
Вантажопідйомність (кг)	120000	120000	150000	150000
Довжина (м)	69,1	69,1	69,1	69,1
Розмах крила (м)	73,3	73,3	73,3	73,3
Висота (м)	21,1	21,1	21,1	21,1
Площа крила (м ²)	628	628	628	628
Маса порожнього літака (кг)	173000	173000	173000	173000
Номінальна злітна маса (кг)	392000	392000	422000	422000
Максимальна злітна маса (кг)	402000	402000	432000	432000
Масова віддача (%)	58	58	63	63
Силова установка	4 ТРДД Д18Т	4 ТРДД Д18Т	4 ТРДД Д18Т 3 серії	4 ТРДД Д18Т 3 серії
Призначений ресурс (год)	6000	15000	40000	50000
Льотні характеристики				
Максимальна швидкість (км/год)	845	865	865	865
Крейсерська швидкість (км/год)	800	820	850	850
Практична дальність (км)	Залежно від вантажу			
Пeregінна дальність (км)	9800	14200	14600	15700
Практична стеля (м)	12000	12000	12000	12000
Довжина розбігу (м)	2520 – 3000	2520 – 3000	2520 – 3000	2520 – 3000
Довжина пробігу (м)	900	900	900	900

Вартісна оцінка літака Ан-124 (рис. 1.12) показує істотну різницю в ціні цього літака з урахуванням українських (УК) і американських (АК) коефіцієнтів. На цьому ж рисунку наведені ціни деяких літаків конкурентів, підраховані на основі коефіцієнтів (АК).

Як видно при підрахунку ціни літака Ан-124-100 із застосуванням українських коефіцієнтів, він стає неконкурентоспроможним вже до 2012 року.

Таким чином, рекомендований коридор цін для літака Ан-124-100 до 2012 року – 140 – 167 млн. дол. Застосування цін в межах цього коридору при реалізації модифікаційних змін, наведених в розділі 6, дозволить зберегти конкурентоспроможність літака Ан-124-100 на світовому ринку.

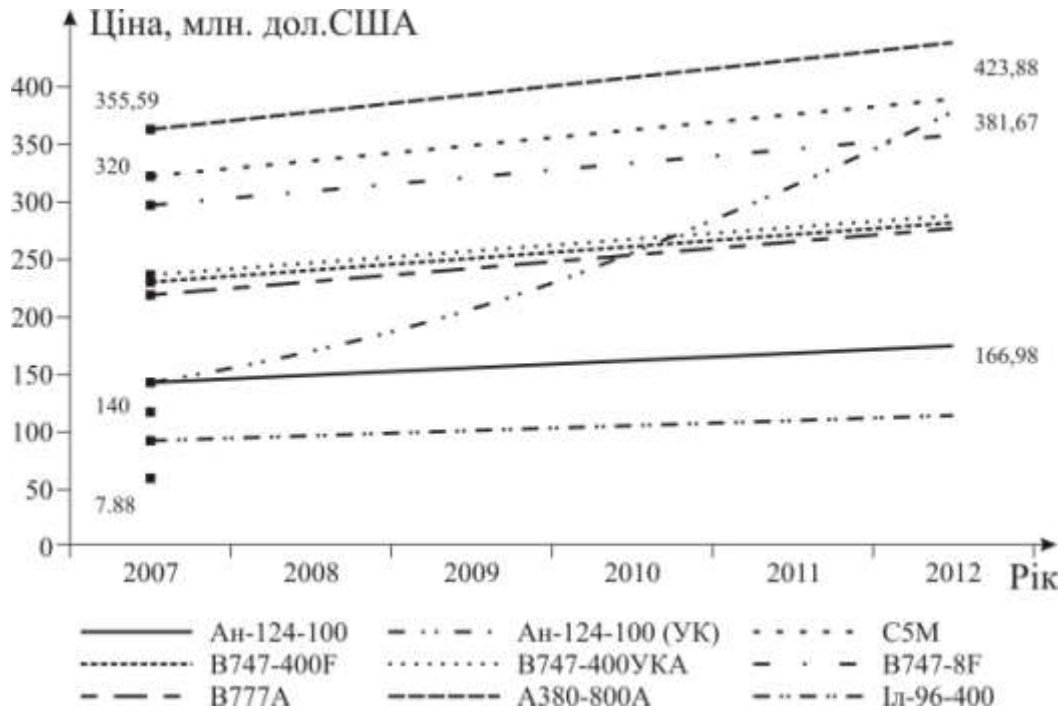


Рисунок 1.12 – Динаміка зростання цін літаків Ан-124-100 і конкурентів у секторі важких транспортних літаків

Очевидно, що за вартістю літак Ан-124 поступається основним своїм конкурентам.

Таким чином, вартість є одним з найважливіших факторів на ринках літаків.

Україна володіє повною лінійкою військово-транспортних літаків: легкі, середні, оперативна-тактичні та важкі, всі вони потребують пройти модифікацію. Постає наступне питання, потрібно визначитися з ціновою політикою на міжнародних ринках продажу ВТЛ різної вагової категорії (рис. 1.13).

В оцінці конкурентоспроможності важливим фактором є так звана «контрактна ціна» на первинному ринку нових літаків. При цьому розрізняють три області: «низьких», «помірних» і «високих» контрактних цін.

На діаграмі представлені «контрактні ціни» американських ВТЛ різної вагової категорії, так як вони мають повну лінійку ВТЛ та зумовлюють ціни на свої вироби на первинному ринку.

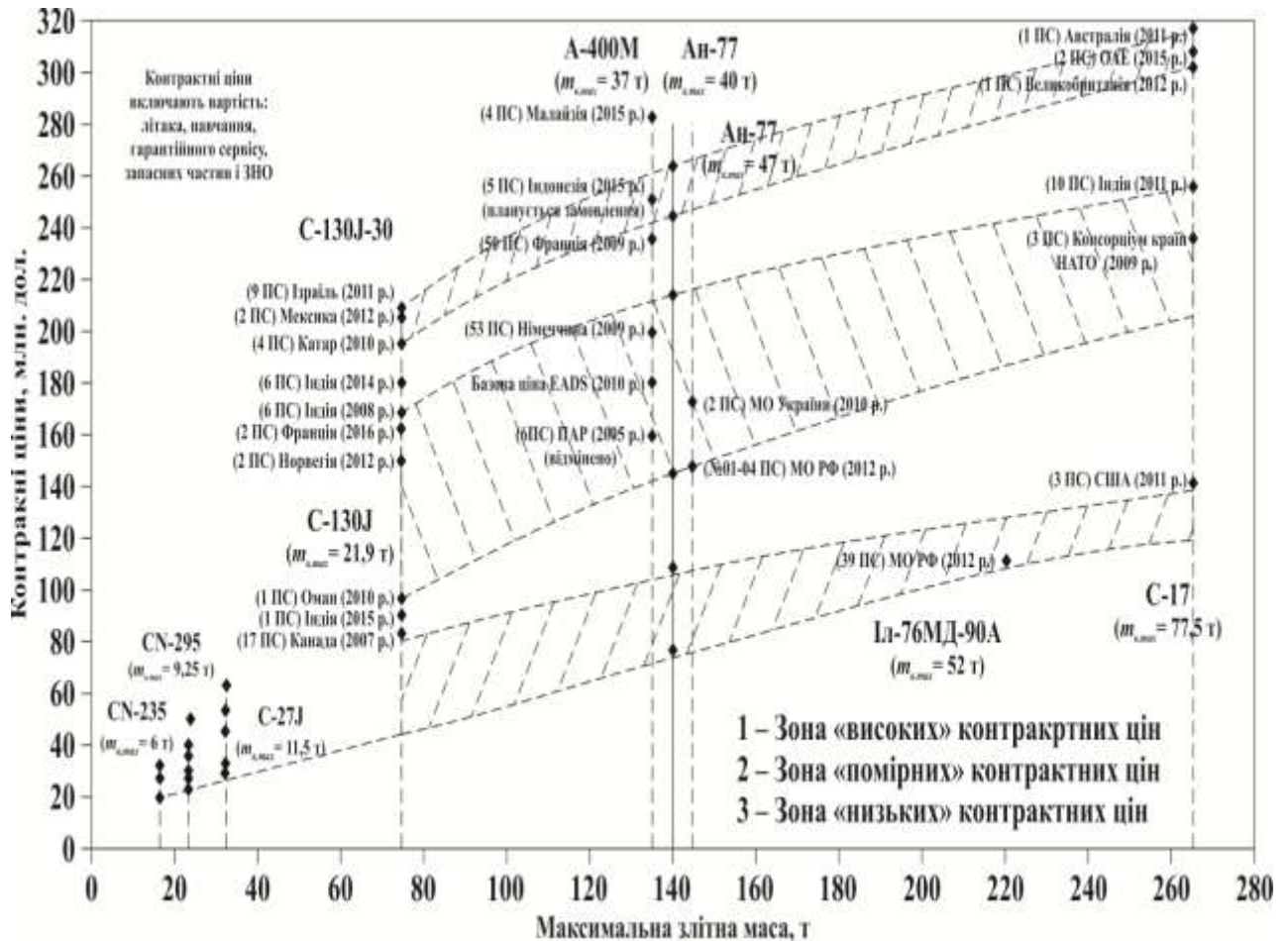


Рисунок 1.13 – Цінові коридори військово-транспортних літаків різних вагових категорії

Вітчизняні оперативна - тактичні літаки ВТЛ Ан-77 у даному ціновому коридорі, на жаль, займає вкрай не вигідну позицію не лише тільки через використання «Українських коефіцієнтів» ефективності, через відсутність заявок на його виробництво, що ще раз підтверджує необхідність проведення з ним модифікаційних змін.

При формуванні цінової політики важливим фактором виступають закупівлі «вживаних» літаків (таблиця 1.11). В цілому ціна 10-річного літака становить всього 50 % від нового літака, а 15-річний літак на 65 – 70 % дешевше, ніж новий.

Вартість літака відіграє важливу роль при ухваленні рішення про купівлю. Але важливі не тільки капітальні витрати на літаки, а й експлуатаційні витрати.

Важливим вартісним показником для ВТЛ виступає вартість літако-години.

Таблиця 1.13 – Співвідношення цін на нові та вживані літаки

Літак	Новий	Вживані літаки	
	\$ mn	\$ mn	Термін
B-737-400	40,0	10,0 – 23,5	5 – 17
B-320-200	50 – 60	14,0 – 40,0	0 – 17
B-767-200F	50 – 60	7,0 – 10,5	19 – 22
B-767-300F	110 – 120	50,0 – 80,0	0 – 10
B-747-400F	180 – 200	76,0	0 – 12

Вартість літако-години (A_r) включає прямі та непрямі витрати.

Для оцінки цих витрат суспільством літакових конструкторів Англії й Асоціації повітряного транспорту (АТА) США розроблено єдині стандартні методи:

- метод розрахунку експлуатаційних витрат, випущений АТА в 1967 році;
- методика розрахунку повних витрат на експлуатацію літаків транспортних категорій, випущена асоціацією Європейських авіатранспортних компаній (АСА) в 1989 році;

- методика розрахунку експлуатаційних витрат авіакомпанії (АТА), запропонована Міжнародною асоціацією повітряного транспорту.

Слід зазначити, що за всіма трьома методиками витрати на експлуатацію оцінюються у вигляді прямих (ПЕВ) і непрямих (НЕВ) експлуатаційних витрат.

Вітчизняна модель оцінки ПЕВ і НЕВ, представлена в роботах провідних фахівців ДП «Антонов» В. М. Короля, В. І. Новикова, О. В. Сляднева, базується на АТА-67, яка враховує прямі та непрямі експлуатаційні видатки (рис 1.14).

Ґрунтуючись на дослідження встановлено, що непрямі експлуатаційні видатки складають приблизно:

- адміністративні – 14,4;

- на пасажирів – 4,8;
- на вантаж – 1,44;
- на рекламу – 0,72;
- на силову установку 6,48.

Прямі експлуатаційні витрати, ґрунтуючись на дослідженнях вище згаданих авторів, складають:

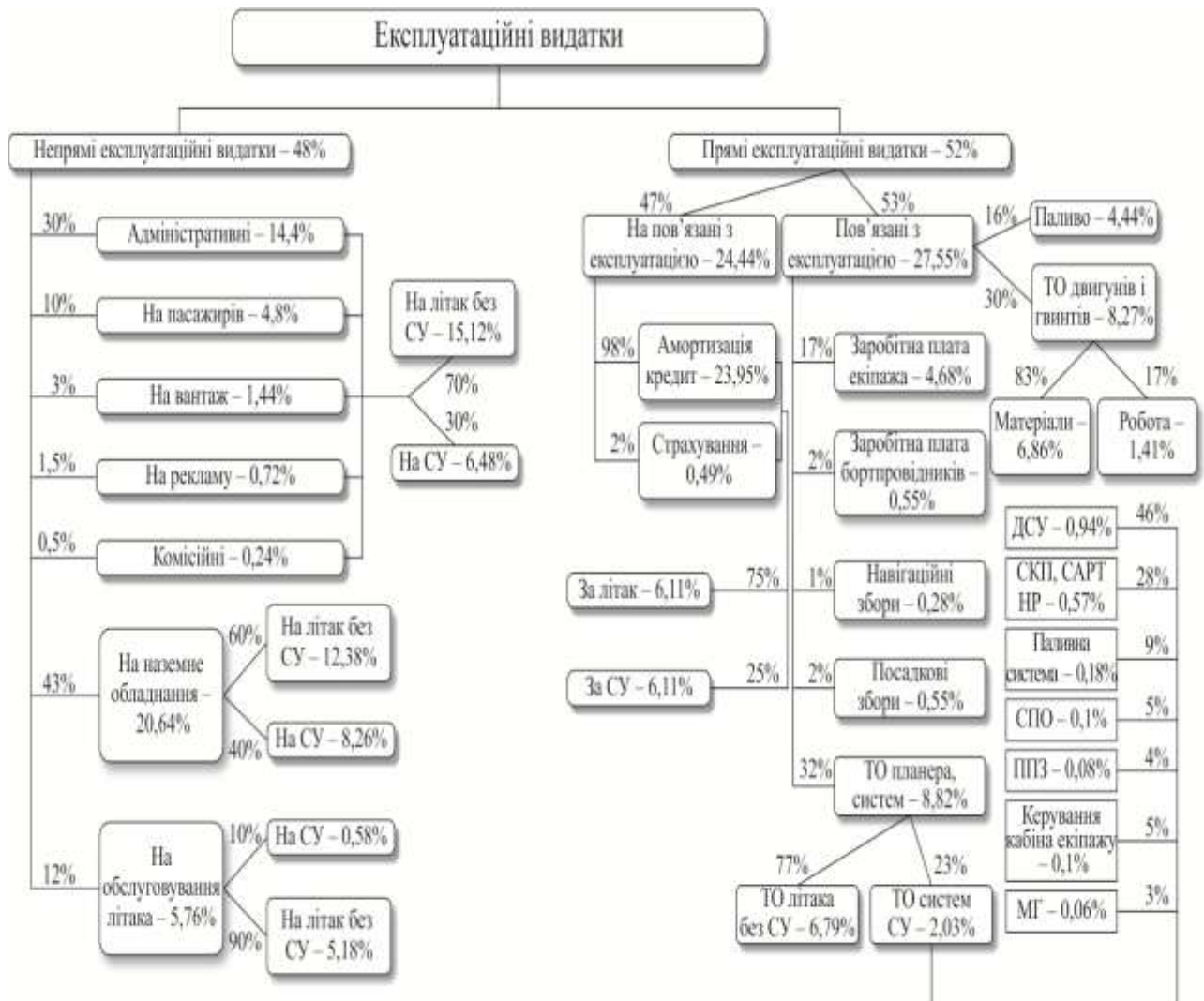


Рисунок 1.14 – Структура зображення непрямих і прямих експлуатаційних витрат у вітчизняних авіакомпаніях

Наведена структура повних експлуатаційних затрат, дає змогу оцінити структуру та напрямки збільшення, або зменшення витрат на час розробки та виробництва модифікації літаків транспортної категорії.

З наведених на рис. 1.8, 1.11, 1.12, 1.13 і 1.14 даних впливає важливий

висновок: для забезпечення конкурентоспроможності наших ВТЛ за параметрами їх вартості потрібно здійснення таких модифікаційних змін й в проектних параметрах, й, особливо, при виготовленні в умовах вітчизняних авіазаводів.

Резюмуючи викладене в підрозділі 1.4, слід зазначити, що вітчизняні вчені й авіаконструктори вносять гідний внесок у створення і методологію оцінки ефективності модифікацій, на основі якої створені та успішно експлуатуються в усьому світі кілька сотень наших пасажирських і транспортних літаків.

1.5 Проблемні питання при проектуванні модифікацій ВТЛ зі збільшеною вантажопідйомністю та дальністю дії

Як уже зазначалося, основною метою створення модифікацій літаків транспортної категорії є безперервне підвищення їх вантажопідйомності й дальності дії, що породжує ряд проблем, пов'язаних з особливостями ВТЛ:

- наявність вантажної кабіни великих габаритів з вантажними люками відповідних розмірів;
- наявність потужної вантажної платформи (підлоги), забезпеченої швартовими вузлами і здатної витримувати великі як скупчені, так і розподілені навантаження від вантажів, що перевозяться;
- наявність елементів конструкції вантажних люків, що виконують роль навантажувальних пристроїв (рампи, трапи тощо) і є одночасно елементами конструкції літака;
- великий діапазон вантажопідйомності та можливість широкої варіації співвідношення мас вантажу, що перевозиться, і палива, яке заправляється;
- великий діапазон центрування, що досягає 18 – 20 % САХ;
- забезпечення повітряного десантування вантажів та особового складу, причому маса десантованого моновантажів може досягати вантажопідйомності літака;
- основні якості та властивості ВТЛ, загалом, є похідними його масових

складових, а, отже, техніко-економічна ефективність повністю визначається структурою і рівнем складових мас, в яких знаходять своє відображення всі інші властивості;

– створення складної технічної системи, такої як ВТЛ – це досить тривалий цикл і, разом з циклом виробництва та експлуатації, час від початку розробки до «піку» експлуатації становить десятки років. У підсумку необхідний прогноз всіх характеристик, а, отже, і мас на цей період;

– за цей період відбуваються певні зміни як вихідних умов, так і внутрішнього змісту проекту ВТЛ, що впливає на його вихідні характеристики і, перш за все, на складові маси.

Ці проблеми поглиблюються тією обставиною, що зі збільшенням розмірів літака все помітніше починає виявлятися вплив закону «квадрата – куба» і відносна маса порожнього літака без прийняття спеціальних заходів, маса всього літака такого типу сильно зростає.

Проблема масових характеристик ВТЛ знаходить своє часткове вирішення шляхом створення модифікацій базового літака з урахуванням науково-технічного прогресу за період його використання у Збройних силах. Проте і при створенні модифікацій існує ряд об'єктивних і суб'єктивних причин істотної зміни їх маси на порозі їх сертифікації.

При аналізі змін мас модифікацій слід виходити з понять їх стартової та злітної маси.

Причини зростання стартової та злітної мас модифікації

Під поняттям **стартової маси** в даній роботі мається на увазі маса сертифікованого базового варіанту і маса модифікації на заключному етапі її проектування.

Незважаючи на наявність фундаментальних робіт [31,35] і величезного досвіду в проектуванні модифікацій із заданими обмеженнями щодо маси, при оцінці її стартового значення слід врахувати причини її неминучого зростання.

- Об'єктивні тенденції.

Недостатня організація робіт відноситься до числа об'єктивних тенденцій зростання злітної ваги з початку етапу проектування.

Потрібний системний підхід в організації та плануванні складного процесу створення ефективного і конкурентного в своєму класі ЛА.

Приступаючи до розробки нового виробу, керівники проекту повинні брати до уваги багато чинників і проблеми, що пов'язані з об'єднанням людей, технічним забезпеченням для виконання проектних, дослідницьких та експериментальних робіт, і наявність матеріальних ресурсів.

Незалежно від того, яку з ланок в організації робіт згаяно (проблема кадрів, інформація про стан розробок конкурентів, натурні випробування, відсутність доробку в різних областях, пов'язаних зі створенням авіаційної техніки), можна впевнено зазначити, що це сприяє зростанню маси на ранніх стадіях проектування.

Недостатність часу на проектування, як правило, призводить до відсутності на початку робочого проектування повного обсягу достовірних даних. Це можуть бути умови та схеми дії навантажень на елементи конструкції, аеродинамічний опір, висотно-швидкісні характеристики розроблюваного двигуна одночасно з ЛА або відсутність якісної оцінки достатньої кількості варіантів різних конструкцій тощо. Відсутність достовірних даних веде тільки до використання минулого досвіду, суб'єктивним рішенням, перестрашуванню як в розрахунках, так і в розробках конструкцій. Все це й призводить до зростання спочатку визначеної стартової маси.

Рівень і досвід фірм-розробників модифікацій відносяться до числа факторів зростання стартової маси з початку проектування.

Приступаючи до створення чергової модифікації, досвідчені розробники в максимальній мірі враховують помилки, допущені при створенні попередніх виробів, тоді як новачки при подоланні об'єктивних причин зростання маси модифікації повинні бути обережними та брати до уваги багато факторів і проблем, що пов'язані з об'єднанням людей, технічним забезпеченням для

виконання проектних, дослідницьких та експериментальних робіт, і наявність матеріальних ресурсів.

Незалежно від того, яку з ланок в організації робіт згаяно (проблема кадрів, інформація про стан розробок конкурентів, натурні випробування, відсутність доробку в різних областях, пов'язаних зі створенням конкретних модифікацій), можна впевнено зазначити – це сприяє зростанню стартової маси на ранніх стадіях проектування.

Під **злітною масою** мається на увазі маса модифікації на етапі її сертифікації, тобто з урахуванням всіх змін, реалізованих в процесі виробництва.

Причини зростання злітних мас модифікацій

Відсутність необхідних матеріально-технічних ресурсів

Рішення багатьох питань при створенні модифікації, наявність достатніх матеріально-технічних ресурсів на початку виробництва нового виробу, їх недостатність диктує неоднозначність конструктивно-технологічних рішень, що і призводить до збільшення злітної маси.

Необхідність підвищення стандартизації та уніфікації

Забезпечення високого рівня стандартизації та уніфікації модифікацій підвищує їх технічні та економічні показники, але неминуче призводить до зростання злітної маси модифікації.

Будь-яка розробка повинна зіставлятися з діючими стандартами. За результатами зіставлення має прийматися рішення про впровадження.

У літакобудуванні високий рівень стандартизації обладнання, агрегатів, деталей нового виробу обов'язково розуміють при їх ваговій досконалості.

З подібних позицій треба підходити й до питань уніфікації. Наприклад, встановлення раніше розробленого силового приводу для рульової поверхні виробу за потужністю більше, ніж потрібно, викликає труднощі конструктивного компонування через габаритні та вагові характеристики.

Ці труднощі вирішуються або на шкоду аеродинаміки, або на шкоду ваги. Встановлення більш потужних, ніж потрібно, приводів для рулів висоти

часто здійсненне при обтічниках на зовнішній поверхні або при ускладненні конструкції (менший відсоток заднього лонжерона стабілізатора або великі окантовані отвори в стінках заднього лонжерона для використання кесонного простору для розміщення приводу).

Слід зазначити, що наведені причини зростання злітної ваги на етапі проектування є найбільш характерними. Разом з тим, у кожному конкретному випадку проектування слід визначати їх кількість і значущість.

Виробничі відхилення більшою мірою залежать від недостатності коштів та культури виробництва.

Прихований брак, відступ від технології виробництва, зміна конструкції деталі або заміна матеріалу сприяють зростанню злітної (порожньої) ваги ЛА. Прикладами прихованого браку також можуть бути:

- завищені товщини стінок литих деталей;
- відсутність отворів полегшень;
- незрізані або незакруглені кути у листових і пресованих деталях;
- перевищення допусків при механічній обробці;
- заміна кріплення тощо.

Вилучення застосування за кресленням обшивок проміжних товщини (наприклад, їх відсутність) є характерним прикладом відступів.

Застосування штамповок, не оброблених хімічним травленням для зняття припусків, надмірність зварних, паяних і заклепувальних швів, відновлення ґрунтування та фарбування планера, усунення розкритого браку тощо відносяться до виробничих відхилень і всі ведуть до зростання ваги на етапі виробництва.

Постачальники покупних виробів (ПКВ), агрегатів, устаткування й систем, які створюються за технічними завданнями (ТЗ) або технічними вимогам (ТТ) розробника ЛА, можуть не виконати вимоги щодо маси виробу й завищити його.

Розробники ПКВ на ранніх стадіях проектування з їх створення

стикаються з тими ж проблемами зростання ваги своїх розробок. Практика постачання на складання перших ПКВ свідчить – агрегати, обладнання та системи постачаються із завищеними ваговими характеристиками в порівнянні із заданими в ТЗ або ТТ.

У програмі створення літака С-5А (США) брало участь 50 фірм–постачальників, контракти з розробниками ПКВ становили близько 60 % конструкції за вагою, а при створенні літака Ан-77 (Україна) – більше 80 %.

Говорити про важливість роботи з колегами, які розробляють ПКВ для нового виробу, яке повинно мати вагову досконалість, немає необхідності.

- **Статичні й втомні випробування нового літака** є обов'язковими при його створенні. Результати випробувань на статичну й втомну міцність конструкції розкривають можливі помилки в розрахунках і конструюванні, недосконалість методик, прийнятих схем навантажень елементів планера. Усунення недостатньої статичної й втомної міцності елементів конструкції здійснюється в більшості випадків за рахунок їх посилення або введення експлуатаційних обмежень.

Надлишок міцності реалізується в наступних розробках, дозволяючи в деяких випадках збільшувати злітну вага.

Підсилення деяких елементів конструкції може знадобитися за результатами випробувань конструкції в цілому або окремих її агрегатів. Це може бути *добробка або заміна недосконалих конструкцій*.

Якщо не передбачити достатнього запасу ваги на ці причини, то можуть виникнути труднощі при виконанні ТТТ замовника.

- **Льотні випробування.** Запас по вазі може знадобитися за результатами заводських, державних, сертифікаційних, експлуатаційних та інших видів випробувань. Запас по вазі може знадобитися для забезпечення виконання ТТТ однієї або декількох характеристик: платного навантаження, льотно-технічних і злітно-посадкових характеристик, заявлених показників надійності та інших гарантованих даних.

Відсутність до моменту початку льотних випробувань резерву по вазі може призвести до погіршення деяких експлуатаційних характеристик, наприклад, крейсерської швидкості, оптимальних режимів роботи двигуна, кілометрової витрати палива, крейсерської висоти польоту, т·км та ін.

• **Непередбачені обставини**, пов'язані з *рішенням виниклих нових* і не передбачених *проблем* на етапі будівництва й випробувань дослідних зразків ЛА. Наприклад: збільшений шкідливий опір ЛА, одержаний при випробуваннях; недостатня стійкість і керованість; мала прохідність по ґрунтах; недостатня надійність роботи ПОС повітрозбірника та ін.

Рішення проблем, що виникли з результатами випробувань, може потребувати конструктивних заходів, пов'язаних в більшості випадків з доробками або заміною окремих конструкцій планера, систем, обладнання і, як наслідок, зростання ваги ЛА.

• **Підвищення безпеки виконання польотів.**

Питання безпечної експлуатації ЛА є першорядними, вимагають термінового розгляду і вирішення, швидкого впровадження.

Комплексна система збору та обробки польотних даних складається з бортової системи збору, перетворення сигналів і наземної системи обробки й аналізу отриманих даних.

Застосування цих систем забезпечує зацікавлені сторони – розробника, виробника і авіакомпанію – точними даними про функціонування авіаційної техніки в умовах реального польоту. Аналіз отриманих даних щодо парку, який експлуатується, дозволяє виявляти причини відхилень в роботі та розробляти відповідні конструктивні та інші заходи для швидкого їх впровадження. Це часто вимагає й вагових витрат.

Переконливим доказом існування проблеми зростання стартових і злітних мас більш вантажопідйомних модифікацій служать дані, наведені на рис. 1.15 і рис. 1.16, з яких випливає, що зростання мас модифікацій притаманне як легким ВТЛ, так і модифікаціям з великою злітною масою. Тобто збільшення стартових і злітних мас модифікацій ВТЛ є об'єктивним процесом.

На рис. 1.15 і 1.16 наведено структуру зміни мас літаків Ан-26, Ан-32, F-27 і В-727 на етапах їх проектування, виробництва та експлуатації, з якими ці модифікації запускаються в серійне виробництво та сертифікуються.



Рисунок 1.15 – Зміни стартової і злітної мас літака Ан-26 та його модифікації по етапах їх створення та експлуатації

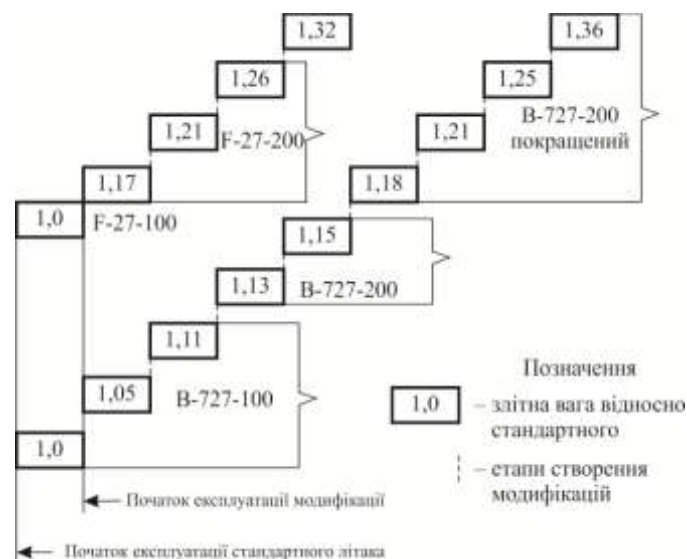


Рисунок 1.16 – Зміни стартової і злітної мас літака F-27 (Нідерланди), В-727 (США) та їх модифікацій щодо базової моделі по етапах їх створення та експлуатації

Об'єктивність впливу названих причин на зміни злітних мас при

створенні модифікацій зі збільшеною рейсовою й годинною продуктивністю підтверджують і дані, наведені на рис. 1.17.

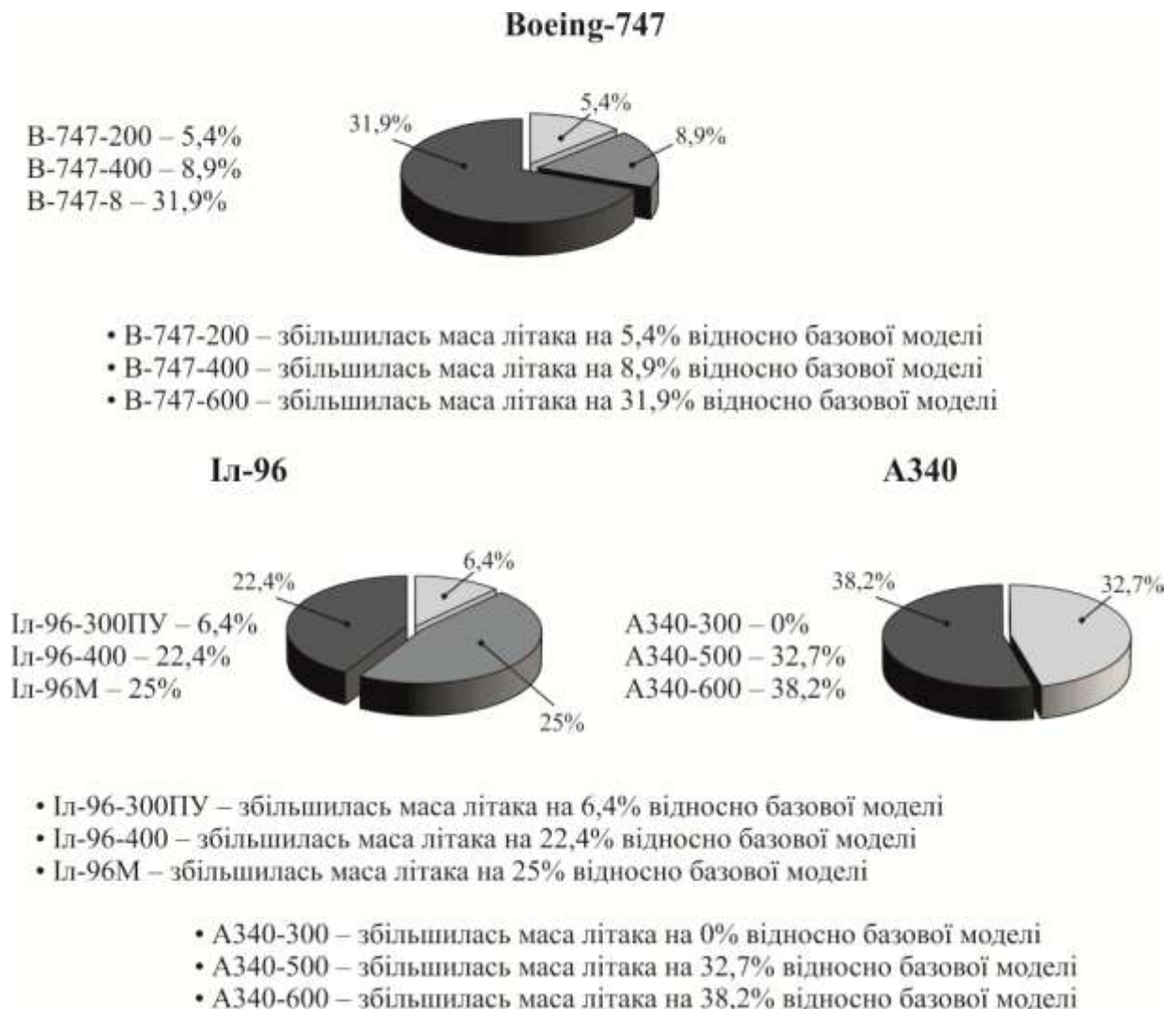


Рисунок 1.17 – Зміна злітних мас модифікацій сертифікованих важких літаків транспортної категорії

Як видно, в категорії важких літаків тенденція зростання злітних мас найбільш яскраво виражена від нуля до 38 %.

Ефективне рішення проблема «утримання» злітних мас важких транспортних великорозмірних літаків одержала в спеціальній програмі, розробленій і реалізованій В. І. Толмачовим при створенні літака Ан-124.

Ця програма охоплює найбільш важливі ділянки життєвого циклу цього літака: розгляд різних варіантів прийняття рішень на етапі проектування та жорсткий контроль за прийняттям рішень на етапі виробництва, що дозволило

забезпечити модифікаціям цього літака неперевершені техніко-економічні характеристики за вагової віддачі важких ВТЛ.

Таким чином, при розробці модифікацій літаків транспортної категорії, коли необхідно зберегти кращі якості базового варіанту й одночасно підвищити ефективність модифікації, основним джерелом таких рішень є витрати маси.

Зростання стартової маси обумовлено вимогою забезпечення необхідної вантажопідйомності й дальності дії модифікації, а також:

- рівнем і досвідом фірми, що створює модифікацію ВТЛ;
- недостатнім часом на проектування.

Зростання злітної маси багато в чому визначається:

- відсутністю необхідних матеріально-технічних ресурсів;
- зростанням мас комплектувальних виробів, що поставляються співвиконавцями;
- необхідністю підвищення стандартизації та уніфікації модифікації.

При реалізації модифікаційних змін найчастіше площу крила залишають незмінною, а це означає, що питома навантаження на крило (при зростанні стартової маси) істотно зростає, а при незмінності силової установки величина тягооснащеності знижується, що і є першоджерелом проблемних питань як з вибору параметрів крила, так і з модифікації силової установки. Причому проблематичність обумовлюється не тільки зростанням злітної маси, але й взаємовпливом один на одного питомого навантаження на крило й тягооснащеності модифікації, на рис. 1.4 показана взаємозалежність стартової оснащеності від питомого навантаження на крило для дозвукових літаків.

В області малих і середніх значень P впливи незначні, тоді як при $P \geq 500$ даН/м² такий взаємовплив сильно зростає.

Слід зазначити істотний вплив зміни питомого навантаження на крило й на величину аеродинамічної якості при відриві на зльоті, що надто важливо для забезпечення базування модифікації на аеродромах, заявлених для базового літака.

При створенні важчих модифікацій неминуче виникає проблема формування їх злітно-посадкових характеристик, таких як довжина розбігу при зльоті, довжина пробігу при посадці та потрібна довжина злітно-посадкової смуги більш важкої модифікації на рівні аналогічних характеристик базової моделі. У разі невиконання цієї умови важчі модифікації доведеться перебазувати на аеродроми більш високого класу, що призводить до падіння конкурентоспроможності модифікації.

З наведених досліджень випливає, що в процесі розвитку літаків транспортної категорії (в тому числі й ВТЛ) накопичено величезний досвід щодо формування масових характеристик їх модифікацій. Але поряд с цим проблема маси модифікацій залишається актуальною досі, оскільки стартова та злітна маси є визначальними при оцінці всіх інших характеристик і параметрів ВТЛ.

З урахуванням існуючих проблем одним з перспективних є напрям здійснення глибоких модифікаційних змін в геометрії крила (заради збільшення його аеродинамічного якості) та узгодженої з цією зміною заміною маршових двигунів.

За такого підходу може отримати дозвіл частина зазначених вище проблем, пов'язаних зі збільшенням вантажопідйомності та дальності дії модифікацій різного призначення, в тому числі й проблема мінімізації витрат маси, що в свою чергу дозволить забезпечити:

- вантажопідйомність, обумовлену замовником;
- дальність дії як при максимальній вантажопідйомності, так і у разі меншого завантаження;
- паливну ефективність з урахуванням сучасних вимог;
- злітно-посадкові характеристики модифікації на рівні базового літака та ін.

Проблема критеріальної оцінки ефективності існує не тільки для всіх модифікацій всіх типів літаків транспортної категорії, але вона актуальна,

особливо, й для військово-транспортних літаків.

В даний час відсутня прийнятна методика визначення рівня конкурентоспроможності складної промислової продукції, в тому числі, авіаційної. Конкурентоспроможність продукції – поняття комплексне, яке вимагає багатогранної оцінки. Тільки починає формуватися системний підхід до управління конкурентоспроможністю складних науково-технічних систем.

Існують такі найбільш відомі методи оцінки конкурентоспроможності:

- метод порівняння з базовим зразком;
- експертна оцінка конкурентоспроможності;
- оцінка конкурентоспроможності за обсягом продажів.

У переважній більшості випадків покупцями літаків є військові частини як кінцеві споживачі. Тому можна стверджувати, що основним узагальнюючим фактором конкурентоспроможності літака є вимоги до його технічних та економічних характеристик з боку замовника. Можна припустити, що ці вимоги в максимальному ступені відповідають характеру конкуренції на ринках літаків й авіаперевезень.

При цьому експлуатанти враховують такі параметри: вантажопідйомність і дальність дії ВТЛ, ціну літака і вартість технічного обслуговування (як головні витратоутворюючі фактори), витрату палива та динаміку зростання цін на паливному ринку, надійність, а також загальний вплив нового літака на парк повітряних суден, що експлуатуються. Інші фактори конкурентоспроможності, такі як, наприклад, акустичні та екологічні характеристики повітряного судна, найчастіше відходять на другий план, але в даний час входять в перелік обов'язкових вимог.

У зв'язку з цим реальніше оцінювати модифікації, виходячи не тільки з технічних, але й з економічних показників.

Розглядаючи такий підхід як одну з моделей порівняльної оцінки ефективності модифікацій, слід зазначити, що в даний час накопичено великий інформаційний матеріал, що дозволяє оцінити модифікацію за її технічними і вартісними параметрами [28, 30, 43, 49].

До таких показників і критеріїв відносять окремі показники (таблиця 1.13).

Таблиця 1.13 – Окремі показники ефективності деяких середньомагістральних літаків

Параметри літака	МС-21-100	МС-21-300	А-320
Пасажиромісткість, місць	132	168	164
Ціна нового літака, млн. дол.	26,6	35,1	54,4
Годинна ставка амортизації, дол./льот.год	333	439	907
Трудомісткість ТОтаР, чол.год/льот.год	3	3	2
Годинні витрати на ТОтаР, дол./льот.год	300	300	200
Середня витрата палива, т/ льот.год	2,2	2,4	2,7
Годинні витрати на паливо, дол./льот.год	1320	1440	1620
Операційні витрати, дол./ льот.год	1620	1740	1820
Вартість льотної години, дол./ льот.год	1953	2179	2727
Вартість пасажиро-кілометра, дол./п.км	0,017	0,015	0,020

Проте з урахуванням багатоваріантності модифікаційних змін виникає ряд труднощів з використанням багатокритеріальності в оцінці ефективності, що пов'язано з низкою принципівих недоліків окремих показників, особливо, на конкретних ділянках життєвого циклу, оскільки вони:

- працюють тільки за схемою «технічний параметр – ефективність», не враховуючи перехресних взаємозв'язків;
- дають відповідь про ефективність модифікації тільки при сукупності їх використання.

Більш узагальненим може розглядатися критерій транспортної ефективності [28]:

$$t = \frac{m_{\text{порожнього літака}}}{m_o \cdot L}.$$

Проте, його розробник визнає, що цій критерій дає оцінку ефективності

літаків транспортної категорії у рамках однієї вагової категорії.

З урахуванням таких обставин Ю. Г. Андрієнко запропонував нову модель вибору проектно-конструкторських рішень за сукупністю техніко-економічних характеристик (рис. 1.18) [26].

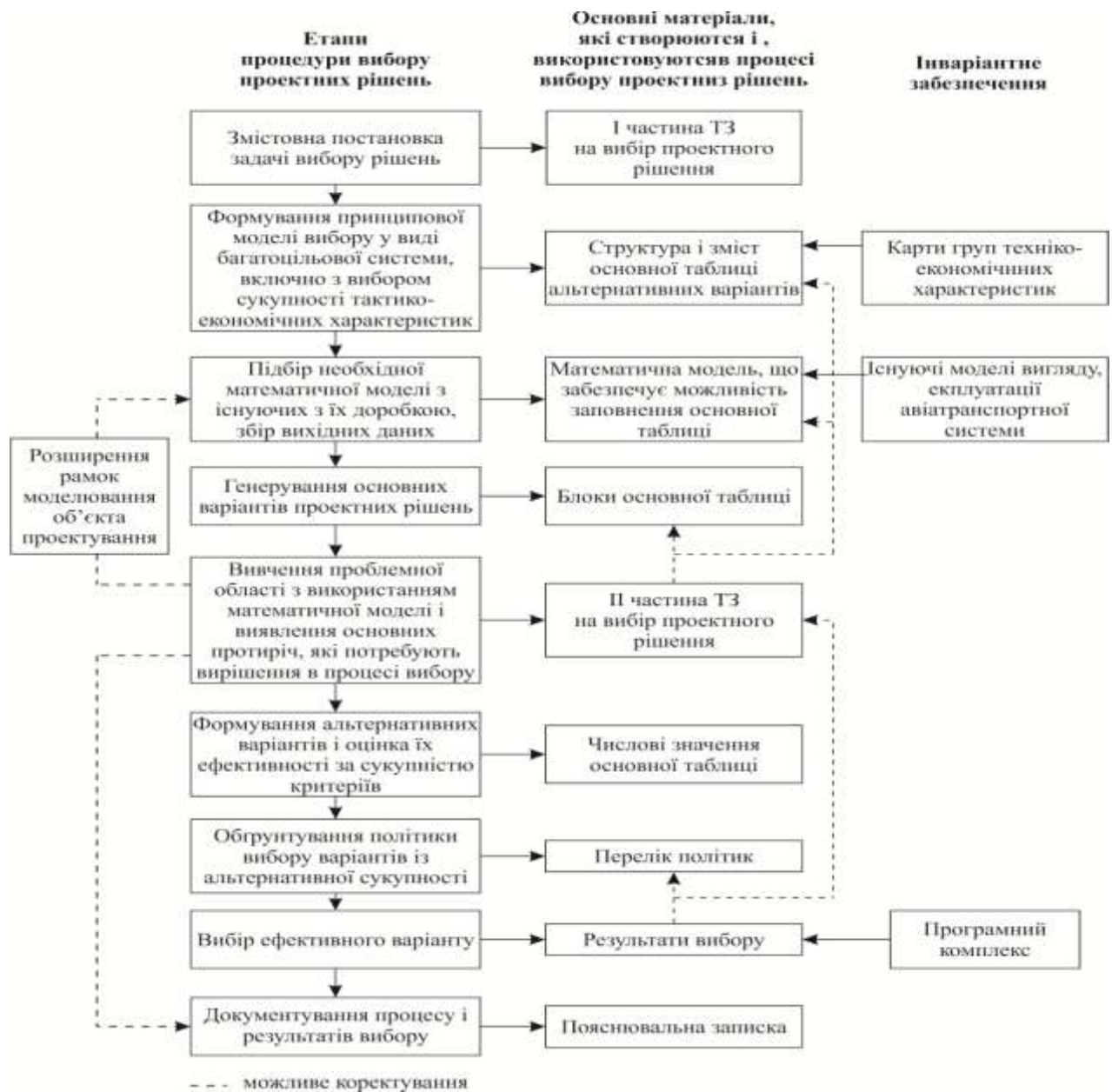


Рисунок 1.18 – Схема вибору проектних рішень за сукупністю техніко-економічних характеристик

Авжеж ця модель більш пригідна для розробки нових літаків, а ні модифікацій.

При порівняльній оцінці ефективності ВТЛ виступають визначальними не

тільки їх вантажопідйомність, дальність дії, боєготовність і паливна ефективність, але й параметри вантажної кабіни, яка визначає можливості військових перевезень.

На рис. 1.19 наведено габаритні розміри вантажних кабін деяких військово-транспортних літаків.

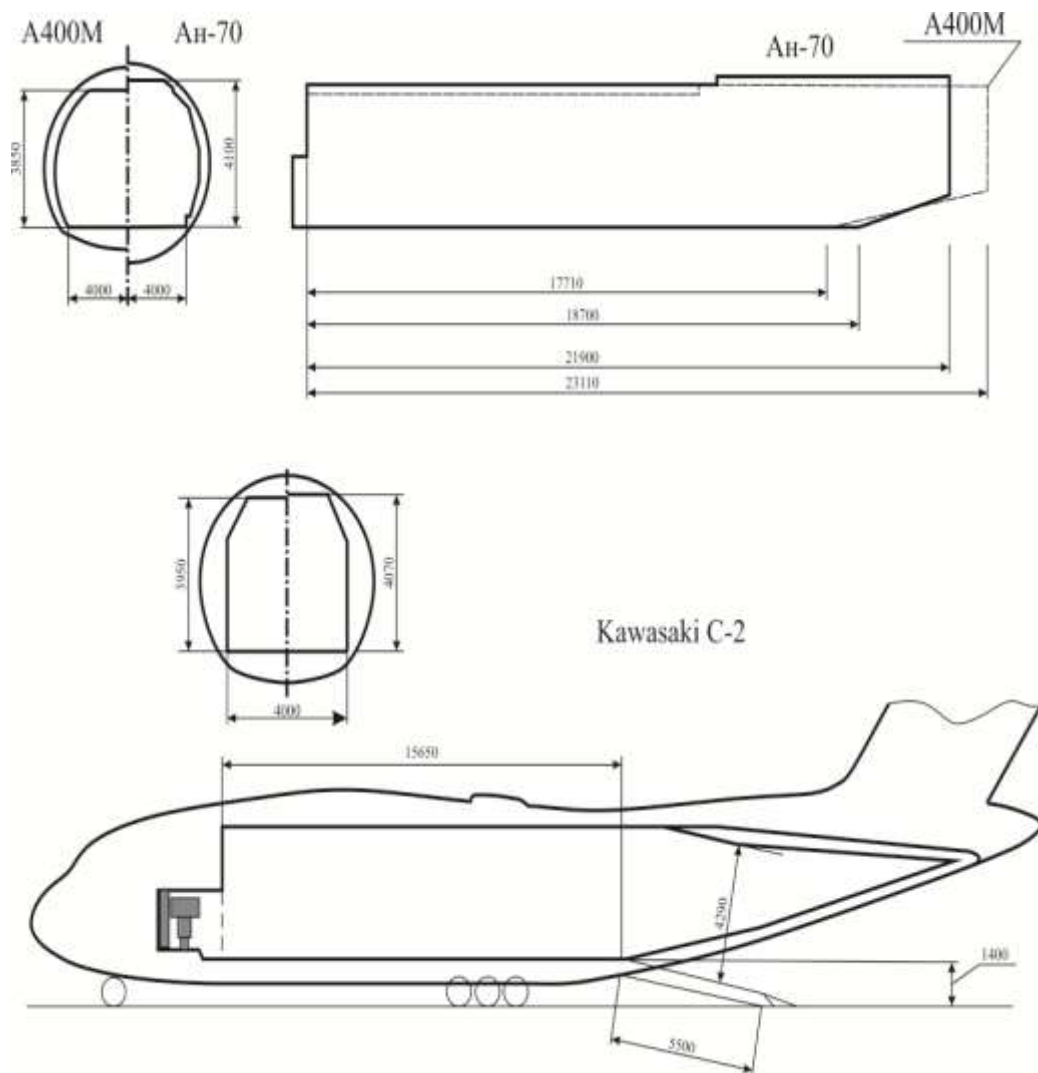


Рисунок 1.19 – Порівняльна схема габаритів вантажних кабін
Ан-77, А400М і С-2

З погляду габаритів вантажної кабіни, від вантажної рампи до центроплану у С-2 вона практично ідентична Ан-77, а далі – висота кабіни менше, ніж у Ан-77 на 150 мм. За довжиною вантажної підлоги Ан-77 перевершує Kawasaki C-2 на 3,05 м. Вантажна кабіна літаків Ан-77 і А400М дозволяє десантувати парашутні платформи без обмеження за їх висотою. На

літаку С-2 ця висота обмежується задньою ступкою вантажолоку (рис. 1.20).

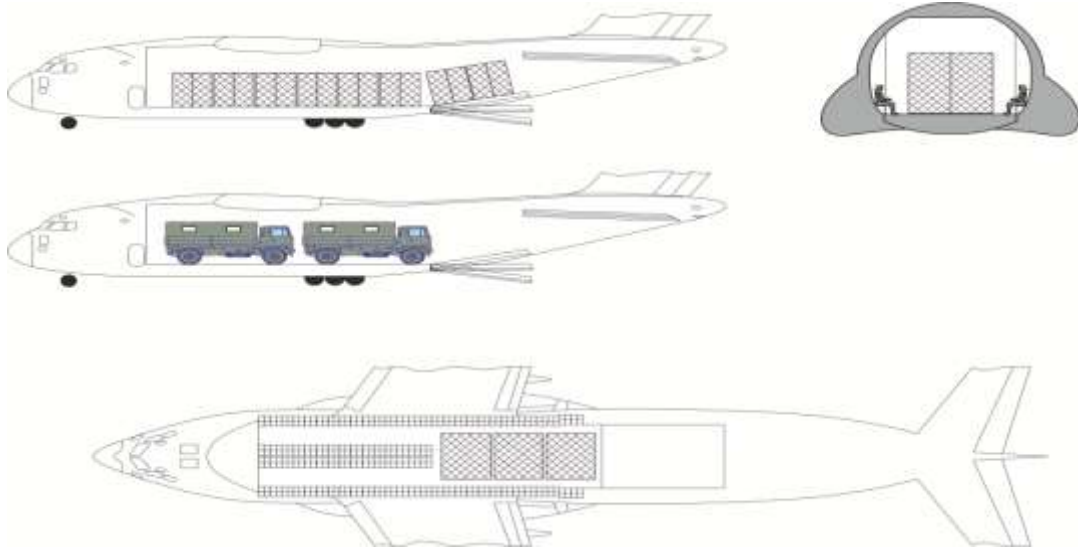


Рисунок 1.20 – Варіанти використання вантажної кабіни для перевезення вантажів і десантників

За кількістю перевезених на борту поранених можливості літака Ан-77 істотно перевищують С-2. Так, на Ан-77 може перевозитися 96 поранених на ношах, в той час як на Kawasaki С-2 тільки 40 (рис. 1.21).



Рисунок 1.21 – Розміщення нош у вантажній кабіні для перевезення поранених

Аналіз, проведений в підрозділі 1.5, показав, що основними проблемами, які виникають при створенні модифікацій ВТЛ, слід вважати:

– неминуче зростання їх стартових мас, викликане необхідністю

забезпечення потрібної характеристики «вантажопідйомність – дальність дії», заради чого й створюються модифікації;

– зростання злітної маси спричиняє збільшення питомого навантаження на крило, що призводить до необхідності зміни його геометрії, знижує тягооснащеність, що вимагає заміни силової установки, а, отже, призводить до необхідності узгодження модифікаційних змін в крилі та в силовій установці.

1.6 Мета і задачі дослідження

1. Створення модифікацій літаків транспортної категорії набуло широкого поширення як у провідних літакобудівних фірмах США, Англії, Франції, так й у вітчизняному авіабудуванні.

Цей процес перетворився в основний напрямок розвитку літаків цивільного призначення та військово-транспортних літаків (ВТЛ).

Слід зазначити, що найбільших успіхів у створенні базових моделей і модифікацій ВТЛ досягли дві країни: США та Україна.

Вітчизняні літакобудівники створили повний ряд конкурентоспроможних ВТЛ різного призначення:

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

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

2. Основна причина такого інтенсивного процесу створення модифікацій – оперативне задоволення швидко мінливих вимог збройних сил:

- безперервне зростання вантажопідйомності ВТЛ;
- зниження трудових і грошових витрат при створенні досить дорогих і стратегічно важливих військово-транспортних літаків усіх класів.

3. При аналізі вже створених модифікацій встановлено, що змінюються не тільки параметри фюзеляжу в зв'язку з необхідністю зміни габаритних розмірів вантажних кабін, але модифікаційні зміни неминучі й в крилі, й в

силовій установці.

4. В умовах необхідності проведення глибоких модифікаційних змін в крилі та силовій установці виникає ряд принципових проблем:

- зростання злітної маси модифікації;
- збільшення питомого навантаження на крило;
- зниження тягооснащеності важчій модифікації;
- погіршення льотних характеристик при зльоті та посадці.

В даний час рішення таких проблем здійснюється розробником на основі окремих, не пов'язаних між собою підходів, і поки не отримало свого методологічного дозволу, особливо, стосовно до модифікацій військово-транспортних літаків.

5. З урахуванням таких обставин, наукові цілі даного дослідження слід сформулювати в такому вигляді:

- створення наукових основ, що забезпечують на етапі попереднього проектування зростання вантажопідйомності та дальності дії модифікацій легких і середніх військово-транспортних літаків шляхом змін в крилі та силовій установці;

- використання одержаних наукових результатів при формуванні параметрів перспективних модифікацій вітчизняних ВТЛ: легкого Ан-132Д, середнього Ан-178 і оперативно-тактичного Ан-188.

Для досягнення таких цілей необхідно вирішити такі задачі:

- розробити структуру методології, тобто складу методів, критеріїв, моделей і функціональних їх взаємозв'язків з урахуванням необхідного зростання продуктивності військово-транспортного літака, геометричного перекомпонування крила й необхідного рівня тягооснащеності модифікації зі збільшеною стартовою масою;

- розробити метод геометричного перекомпонування трапецієподібного крила за критерієм мінімуму індуктивного опору шляхом введення поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила;

- створити моделі визначення сумарного звуження, координат зламу та

кутів геометричного скручування місцевих хорд за розмахом трапецієподібного крила, що забезпечують максимальну величину аеродинамічного якості модифікованого крила на крейсерському режимі польоту;

– розробити моделі зв'язку геометричного перекомпонування крила з необхідним рівнем тягооснащеності на основі критерію паливної ефективності у модифікацій зі збільшеною продуктивністю шляхом глибоких змін в силовій установці.

Практична мета переслідує реалізацію нових методів і моделей при створенні перспективних модифікацій легких і середніх вітчизняних військово-транспортних літаків Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188.

Основні наукові результати наведені у першому розділі, опубліковано у працях автора [1, 2, 3, 11, 21, 22, 23], наведених в анотації.

РОЗДІЛ 2

МЕТОДОЛОГІЯ УЗГОДЖЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПРИ ГЛИБОКИХ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІНАХ В ЛІТАКАХ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Аналіз попереднього досвіду створення модифікацій літаків транспортної категорії показав, що їх загальна спрямованість – підвищення рейсової та годинної продуктивності у всіх типах літаків і у всіх авіабудівних фірмах світу. Тобто створення модифікацій відображає об'єктивні зміни в системі цивільного та військового повітряного транспорту: зростання обсягу перевезень і необхідність підвищення їх техніко – економічної ефективності [17, 21, 27].

Важливим фактором, що характеризує процес створення модифікацій в різних фірмах, служить наявність істотного часового інтервалу в їх створенні. Так, наприклад, базові варіанти літаків В-747 і Ан-26 створено в 1969 році, а їх сучасні модифікації – в 2010 і 2016 роках.

Поряд з цим, слід зазначити специфіку підходів літакобудівних фірм до створення модифікацій.

Так, наприклад, модифікаційні зміни у вітчизняних літаках здійснюються при збереженні незмінної площі крила (таблиця 1.7).

Аналогічний підхід використовується й в російських модифікаціях літаків [6]. Цю відмінну рису можна простежити в модифікаціях літака Іл-76 (таблиця 1.5).

Характерною особливістю модифікаційних змін в літаках західних фірм [19–21, 34] є збільшення подовження фюзеляжу та заміна силової установки, що пояснюється істотно кращими можливостями при виборі відповідного двигуна для модифікації зі зміненою стартовою масою.

Як впливає з таблиць 1.1–1.7, розробники модифікують відомі літаки у всьому діапазоні злітних мас і протяжностей авіаліній, змінюючи в основному їх продуктивність, силову установку, домагаючись зменшення питомої витрати палива.

Зміст нової методології, запропонованої в даній роботі, базується на використанні трьох принципів:

- забезпечення зростання вантажопідйомності та необхідної дальності дії модифікацій ВТЛ різного призначення;
- геометричному перекомпонуванні крил існуючих базових моделей з метою збільшення аеродинамічної якості та дальності дії ВТЛ;
- узгодження модифікаційних змін в крилі з потрібними змінами параметрів силової установки як умови забезпечення необхідної паливної ефективності.

2.1 Структура методів і моделей реалізації модифікаційних змін в крилі та силовій установці

На основі вищеназваних принципів і базується вся методологія досягнення необхідних параметрів за вантажопідйомністю (m_B^M) і дальністю дії (L^M) шляхом модифікаційних змін в крилі [53, 56, 57, 63, 76] та силовій установці літака [114, 119, 126] транспортної категорії (рис. 2.1).

Причиною введення таких змін є постійно мінливі вимоги ринків на літаки такої категорії щодо збільшення вантажопідйомності й дальності дії ВТЛ різного призначення: легких, середніх і важких транспортних літаків. Причому, задоволення таким вимогам повинно супроводжуватися підвищенням паливної ефективності модифікацій, оскільки зниження витрати палива забезпечує не тільки підвищення дальності (при його незмінних об'ємах на борту), але й істотно знижує витрати в грошовому обчисленні.

У запропонованій методології, на відміну від [53, 47], чітко виражено взаємозв'язок і взаємовплив трьох основних показників ефективності модифікації: її вантажопідйомності, дальності дії та паливної ефективності, що досягаються змінами в геометрії крила й шляхом заміни маршових двигунів. Без урахування взаємозв'язків і взаємовпливу цих основних параметрів на етапі проектування неможливо створити конкурентоспроможну модифікацію.

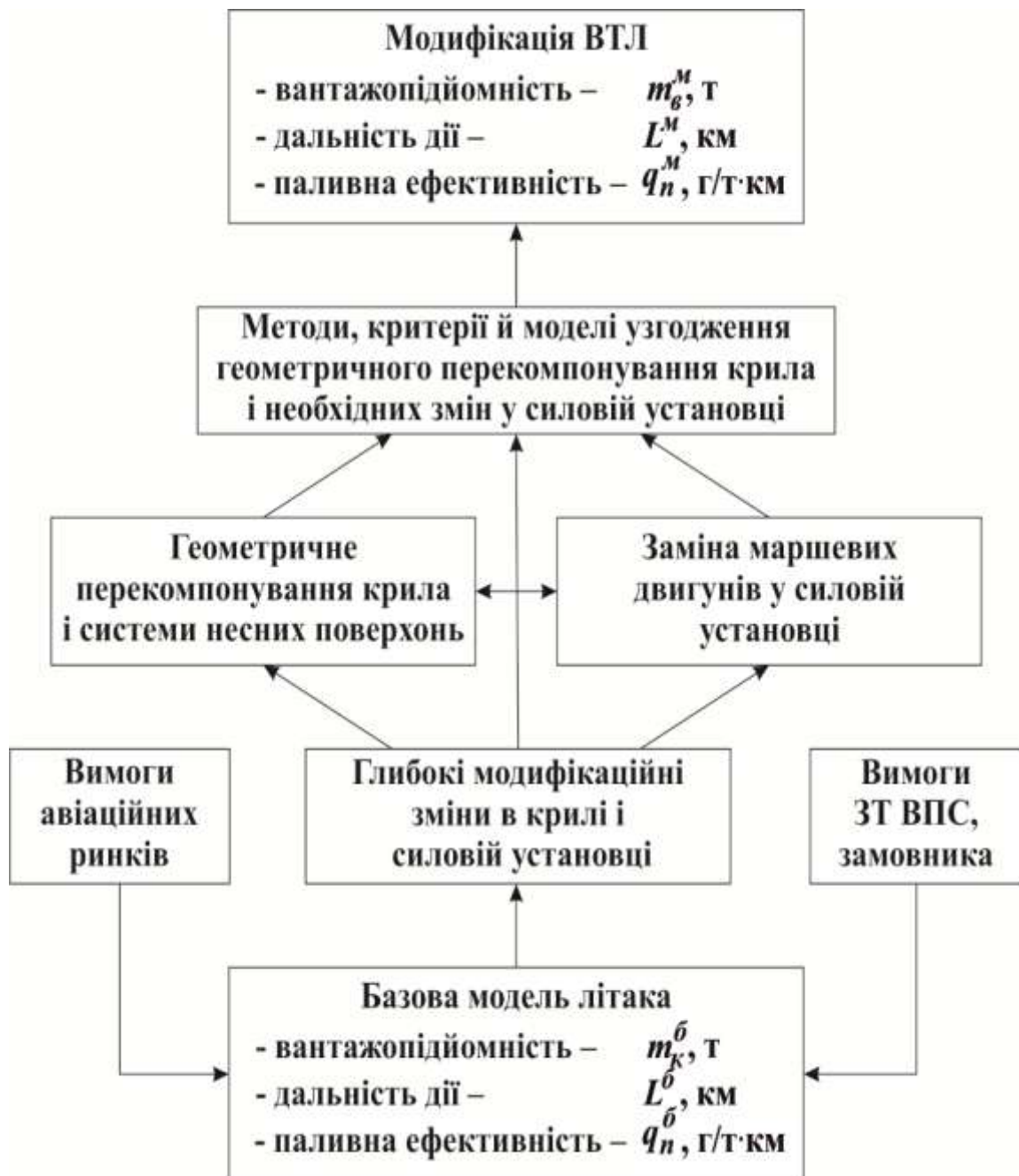


Рисунок 2.1 – Структура методології узгодження модифікаційних змін у військово-транспортних літаках

Такий підхід передбачає розробку нових методів і моделей, що відображають модифікаційні зміни й в геометрії крила, й в силовій установці, а також розробки моделей їх взаємозв'язку з урахуванням показника паливної ефективності. Оскільки таке узгодження має проводитися ще на етапі попереднього проектування модифікації (коли основні параметри щодо m_b і L ще не визначені), то паливна ефективність має бути оцінена за питомими значеннями цих величин і моделям їх взаємовпливу.

2.2 Формування необхідної вантажопідйомності ВТЛ з урахуванням обмежень в характеристиці «цільове навантаження – дальність»

На рис. 2.2 наведено узагальнене зображення характеристики «вантаж – дальність» ВТЛ в координатах $m_B = f(L)$, при цьому під масою корисного навантаження ($m_{к.н.}$) розуміється сума

$$m_{к.н.} = m_B + m_D \quad (2.1)$$

Точка А на діаграмі (рис. 2.2) відповідає максимальній цільовій навантаженості, яка визначається з рівняння вагового балансу літака.

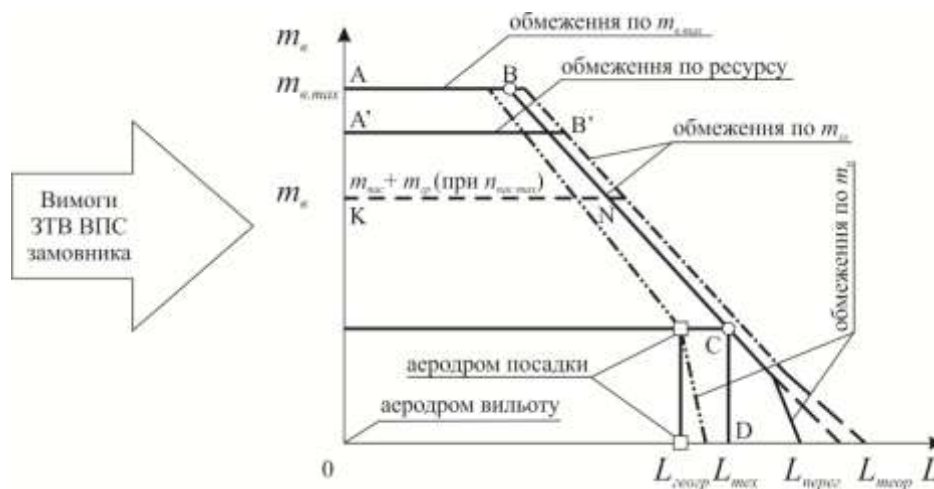


Рисунок 2.2 – Обмеження в зображенні характеристики «вантаж – дальність»:

ОД – максимальна дальність; ОА – максимальне корисне навантаження;

АВ – дальність при максимальній вантажопідйомності;

ОК – маса вантажу; КN – обмеження по вантажу;

А'В' – обмеження по ресурсу

Точка В відповідає максимальній дальності дії ВТЛ з максимальним цільовим навантаженням, відповідним крейсерським умовам польоту з дотриманням норм щодо резерву палива. Збільшення дальності дії можливо тільки шляхом заміни частини цільового навантаження паливом. У точці С запас палива обмежений ємністю баків, і експлуатаційна маса досягає граничного значення.

Подальше збільшення дальності дії можливо тільки в результаті зменшення злітної маси, і таким чином, годинної витрати палива, що призводить до різкого зменшення цільового навантаження. У точці D

маса вантажу дорівнює нулю, що відповідає випадку максимальної дальності без комерційного навантаження, що зазвичай задається для оцінки крейсерської дальності польоту.

Похила (полога) частина діаграми «вантаж – дальність» характеризує літаки–аналоги інтегрально за аеродинамічною досконалістю через аеродинамічну якість «К» і досконалість силової установки, через питому витрату палива «С_е». Ці параметри входять в розрахункові залежності, що визначають дальність дії [6, 31]

$$L = 3,6 \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{VK}{C_e} \frac{dm}{m} \quad (2.2)$$

і тривалість польоту

$$t_p = 3,6 \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{K}{C_e} \frac{dm}{m}, \quad (2.3)$$

де $m_{\text{поч}}$, $m_{\text{кін}}$ – маси літака, відповідно, на початку та в кінці польоту на крейсерському режимі.

Параметри, що входять до виразів (2.2) і (2.3), в свою чергу залежать від інших параметрів узгодження. З урахуванням цієї обставини величину дальності L прийнято [] оцінювати на основі формули Бреге для літаків з ТРД

$$L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_R} \lambda \eta \frac{1}{1-\bar{m}_\Pi}, \quad (2.4)$$

де L – дальність дії, $V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту, K – аеродинамічна якість, C_R – витрата палива, \bar{m}_Π – відносна маса палива.

Таким чином, система рівнянь

$$\left\{ \begin{array}{l} m_B = m_0 - m_{\text{п.л.}} - m_\Pi \\ L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_R} \lambda \eta \frac{1}{1-\bar{m}_\Pi} \end{array} \right\}, \quad (2.5)$$

є параметричної моделлю для зображення модифікації у вигляді «вантаж – дальність» та визначення її вантажопідйомності (m_B) й дальності дії (L).

З урахуванням граничного обмеження на стартову масу, зазнають зміни й питомі показники, пов'язані з масовими характеристиками.

Так, питома працездатність, що припадає на одиницю стартової маси,

оцінюється виразом:

$$\bar{W} = \frac{W}{m_o} = \frac{m_B \cdot L}{m_o} = \overline{m_B \cdot L}, \quad (2.6)$$

а питома паливна ефективність:

$$\bar{t}_e = \frac{m_{\Pi}}{m_o W} = \frac{\bar{m}_{\Pi}}{m_B} \cdot \frac{1}{L}. \quad (2.7)$$

При вирішенні таких задач слід враховувати, що величина стартової маси m_o , що входить у вирази (2.6) і (2.7), в процесі створення модифікацій зазнає суттєвих змін (рис. 2.3).

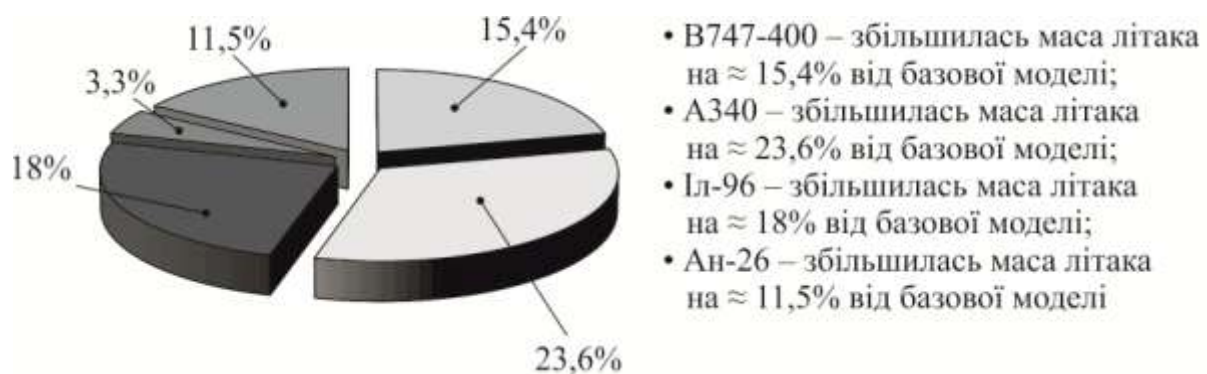


Рисунок 2.3 – Середньостатистичні значення збільшення злітних мас деяких військово-транспортних літаків

Стосовно таких військово–транспортних літаків спостерігаються зміни та зменшення злітних мас (й зменшення цільового навантаження), коли встановлюються обмеження по аеродромах їх базування (рис. 2.4).

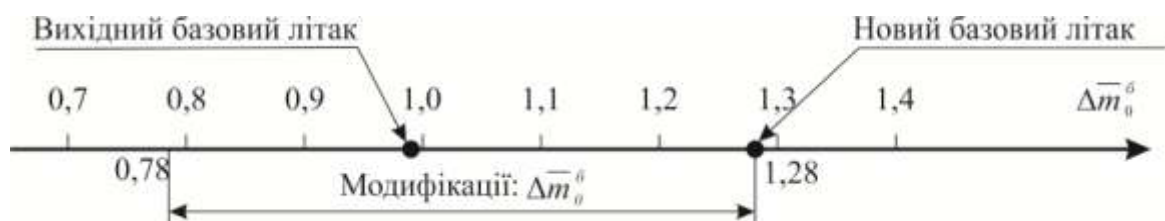


Рисунок 2.4 – Діапазон зміни злітних мас модифікацій військово–транспортних літаків з урахуванням обмежень за умовами базування

Обмеження злітної маси (а, отже, й необхідної величини цільового навантаження) за умовами базування модифікацій призводить до необхідності проведення глибоких модифікаційних змін і в крилі, і в силовій установці базової моделі.

2.3 Використання моделей мінімізації індуктивного опору при геометричному перекомпонуванні системи несних поверхонь модифікації

Несна здатність крил помірних і великих подовжень ($\lambda > 3$) на дозвукових швидкостях польоту при безвідривному обтіканні характеризується коефіцієнтом підйомної сили та його похідної за кутом атаки [81]:

$$C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0), \quad (2.8)$$

де α_0 – кут атаки при $C_y = 0$, залежний від аеродинамічного компонування крила.

Для визначення C_y^α при дозвукових швидкостях польоту можна користуватися виразом:

$$\eta C_y^\alpha = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = 2\pi \frac{\lambda}{\bar{p}\lambda + 2}, \quad (2.9)$$

де \bar{p} – відношення напівпериметру крила до його розмаху визначається геометрією трапецієподібного крила в плані:

$$\bar{p} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\cos \chi_{нк}} + \frac{1}{\cos \chi_{зк}} \right) + \frac{2}{\lambda(\eta + 1)}, \quad (2.10)$$

де $\chi_{нк}$ і $\chi_{зк}$ – відповідно, кути стрілоподібності по передній та задній кромці крила, які пов'язані один з одним таким чином:

$$\text{tg} \chi_{зк} = \text{tg} \chi_{нк} - \frac{4}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \quad (2.11)$$

Створюючи підйомну силу, геометричні форми повинні забезпечувати одночасно мінімальну величину опору крила [95]:

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} = C_{x0} + DC_y^\alpha, \quad (2.12)$$

де C_{x0} – коефіцієнт лобового опору, C_{xi} – коефіцієнт індуктивного опору,

D – коефіцієнт відвалу поляри, який, в свою чергу, визначається виразом:

$$D = B/(\pi\lambda_{ef}), \quad (2.13)$$

і залежить від величини B – коефіцієнта зростання індуктивного опору

Для прикладу на рис 2.5 приведені зміни параметра $p(\lambda)$ для простого трапецієвидного крила при його звуженні $\eta = 2,899$ [103], вододіючий мінімальною величиною індуктивного опору.

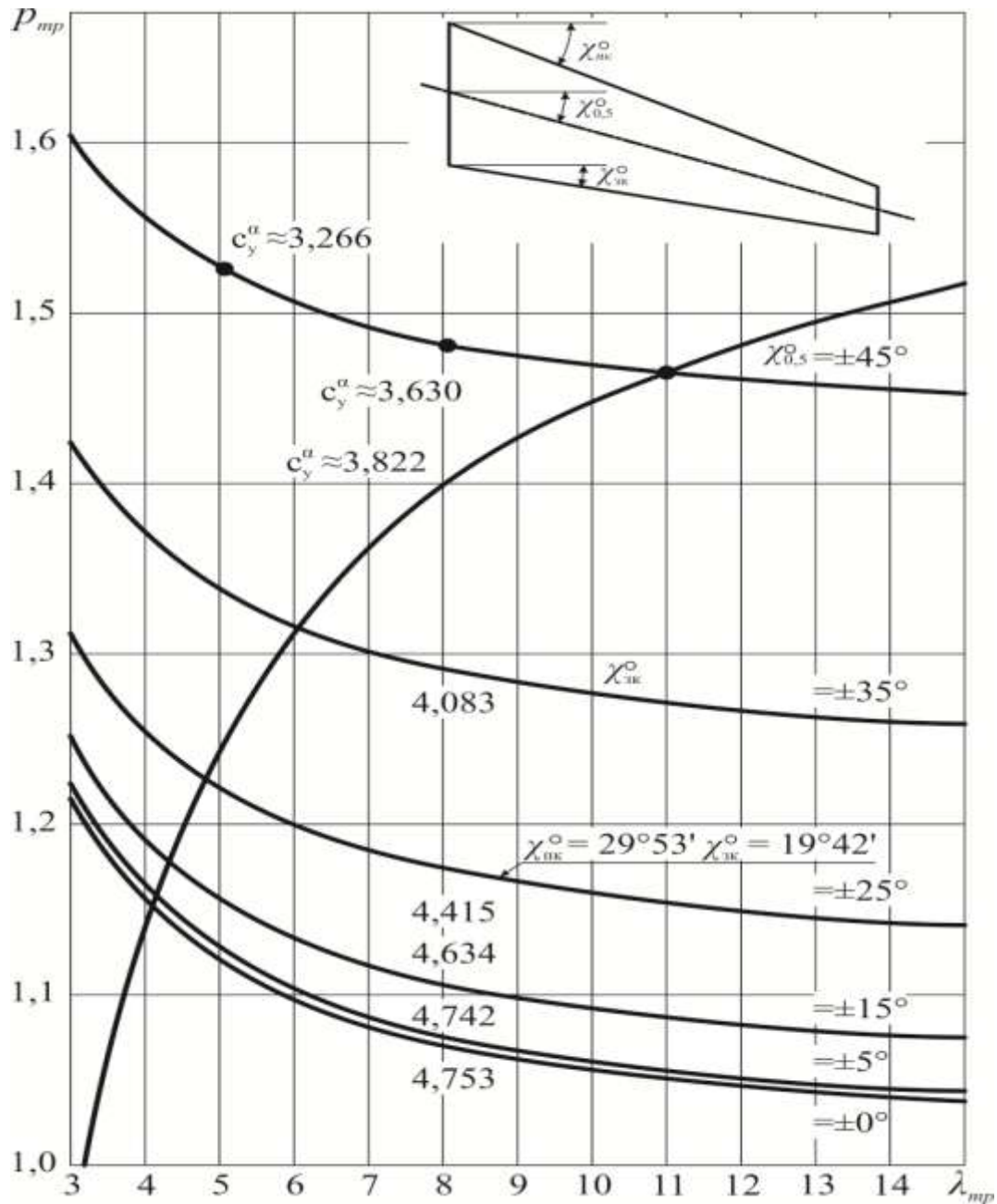


Рисунок 2.5 – Вплив зміни геометричних параметрів

на несну здатність стрілоподібного крила C_y^α при $\eta_{tr\text{opt}} \approx 2,899$

Використання принципу мінімізації індуктивного опору (C_{xi}) [3, 9, 12–15, 17] несних поверхонь модифікації обумовлено наступними обставинами.

Шляхом аналізу повного опору, створюваного літаком (рис. 2.6),

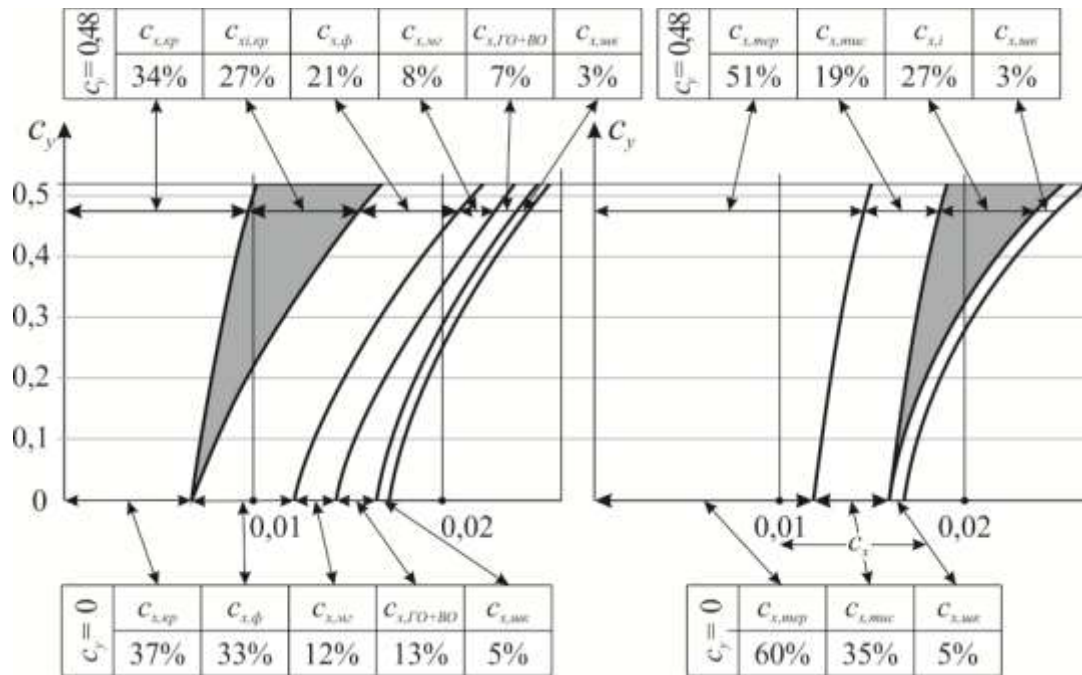


Рисунок 2.6 – Розрахункова оцінка складових коефіцієнта

аеродинамічного опору: а – по агрегатах літака;

б – за видами опору при $M = 0,8$ і $C_y = 0,48$ і $C_y = 0$

встановлено, що величина C_{xi} («крило + горизонтальне оперення», заштрихована область) становить істотну частку в загальному опорі літака й тому зниження його величини (при $Y_0 = Y_M$) при геометричному перекомпонуванні крила є актуальною задачею.

Індуктивний опір обумовлений підйомною силою и складається з двох видів опорів: вихрового та хвильового. Перша складова має місце на всіх швидкостях польоту, друга – на білязвукових і надзвукових швидкостях. Дана обставина підтверджує необхідність мінімізації як C_{xi} крила, так і системи несних поверхонь «крило + ГО».

Зміну величини C_{xi} прийнято оцінювати за коефіцієнтом зростання індуктивного опору

$$B = 1 + \delta_{\text{нест}}, \quad (2.14)$$

$$\delta_{\text{нест}} = \lambda(0,0244 - 0,022 \cos \chi^\circ)$$

При цьому величина C_{xi} оцінювалася виразом

$$C_{xi} = \frac{B_{\text{нест}}}{\pi \lambda_B} C_{y \text{ крейс}}^2 = \frac{1 + \delta_{\text{нест}}}{\pi \lambda_B} C_{y \text{ крейс}}^2, \quad (2.15)$$

величина якого оказує вагомий вплив на поляр при перекомпоновці крила за параметрами: звуження (η), кутів геометричної кривки жорстких хорд (ε), та координат зломів у крилі (\bar{z}_n) рис. 2.7

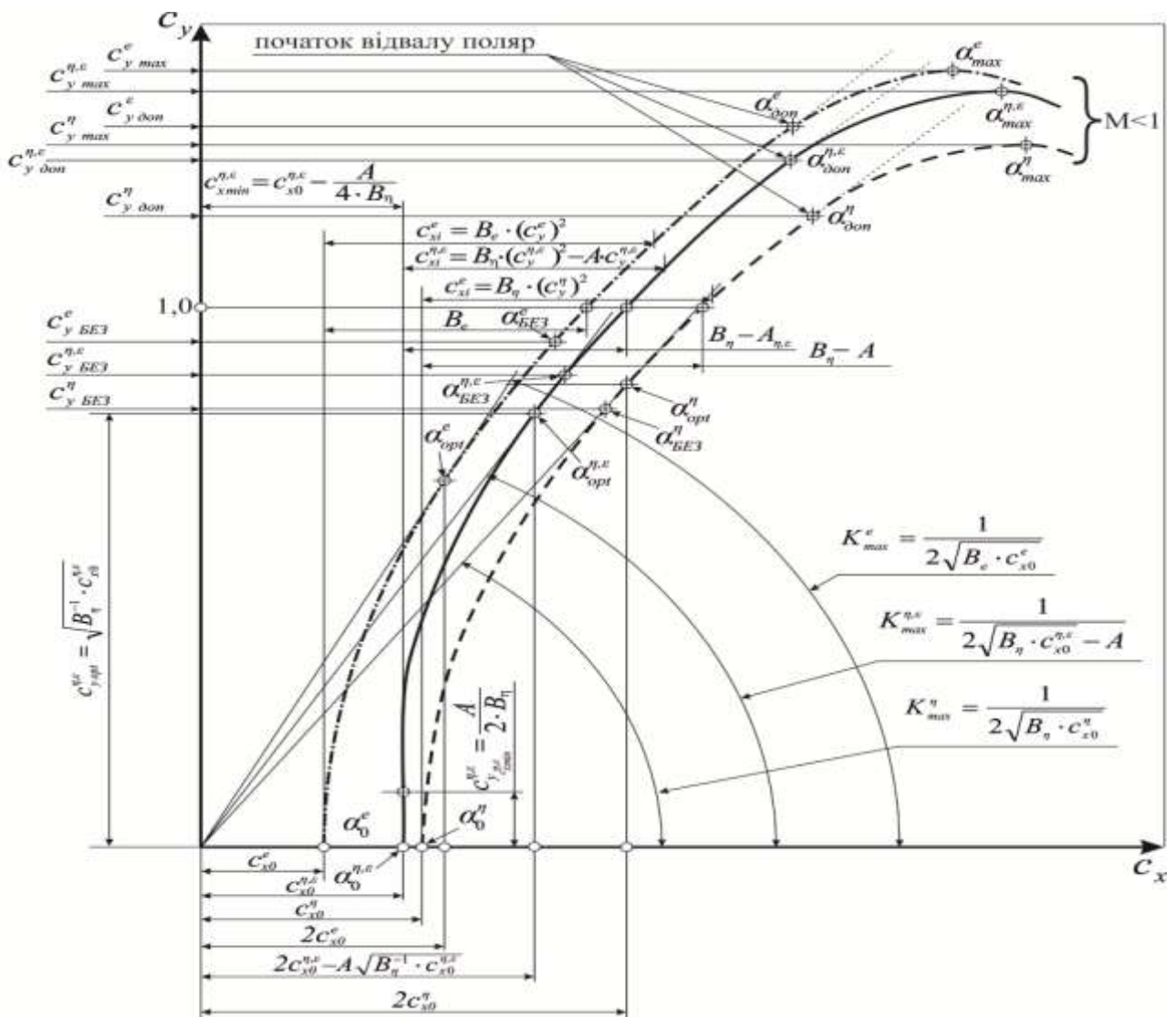


Рисунок 2.7 – Залежність аеродинамічної якості K_{\max} від параметрів геометричного перекомпоновання крила ($\eta, \varepsilon, \bar{z}_n$)

Оскільки параметри геометричної перекомпоновки крила $(\eta, \varepsilon, \bar{z}_n)$ має суттєвий вплив на залежність C_y (C_x), т.е. на аеродинамічну якість, за для реалізації глибинних модифікаційних змін у геометрії крила слід переглянути усю концепцію вибору його параметрів з урахуванням мінімізації величини індуктивного опору, при створенні завдана під ємна сила.

Добре відомо [87], що мінімальну величенну індуктивного опору має еліптичне крило, а цього часу найбільш широке розповсюдження отримали криля трапецієвидної форми, вид у плані яких утворений однією або кількома трапеціями.

Розрахунковими та експериментальними дослідженнями встановлено [75], що найбільш ближчим за величенною C_{ix} є просте трапецієвидне крило з величиною звуження $\eta = 2,899$.

Проте у практиці створення сучасних літаків, за для зменшення маси крила, використовують звуження $\eta \approx 3 \dots 4,6$, що породжує проблему зниження величини C_{ix} .

Концептуальною умовою рішення такої проблеми є введення поняття, коефіцієнта еліптичності трапецієвидного крила, який відображає еліптичний закон змін розподілу циркуляції по розмаху крила.

$$\Gamma = \Gamma_o (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5} \quad (2.16)$$

при величині місцевої хорди

$$b_{zie} = b_{oe} (1 - \bar{z}_{ie}^2)^{0.5} \quad (2.17)$$

що повинно відобразити близькість розподілу місцевих хорд модифікованого трапецієподібного крила до їх еліптичної закономірності при різних варіантах значень звуження, координат зламів складеного крила та кутів геометричного скручування місцевих хорд, що утворюють план крила.

Структура геометричної перекомпоновки крила базується на використанні коефіцієнта еліптичності рис. 2.8.



Рисунок 2.8 – Методи та моделі оцінки модифікаційних змін при геометричному перекомпонуванні крила

З цієї схеми випливає, що введення поняття коефіцієнта еліптичного трапецієподібного крила призводить до необхідності розробки:

- методу геометричного перекомпонування ізольованого крила;
- методу формування геометрії системи несних поверхонь (крило + ГО) з урахуванням коефіцієнта еліптичності модифікованого крила;

– моделей визначення всіх основних геометричних параметрів, що характеризують вигляд нової модифікації.

2.4 Узгодження змін в силовій установці при заміні маршових двигунів геометричному перекомпонуванні несних поверхонь

При глибоких модифікаційних змінах в крилі та силовій установці неминуче виникає питання узгодження таких змін [36, 37]. Таке узгодження можна здійснити рішенням двох задач.

Пряма задача. При визначенні основних параметрів модифікації визначають оптимальні значення параметрів і характеристики літака в цілому, в тому числі й силовій установки, що створює необхідну величину тягооснащеності \bar{t}_0 , яка забезпечує комерційну ефективність в межах 30...35 % без урахування вартості палива.

Зворотна задача. До певної міри є штучною щодо постановки. Наприклад, визначити параметри крила під наявний серійний двигун.

Можливими величинами від оптимізованих параметрів буде або дальність польоту при $m_{\text{кн}} = \text{const}$, або $m_{\text{кн}}$ при $L = \text{const}$. Прикладом такого підходу є літак Ан– 32 з двигунами АІ– 20Д, створений на базі Ан– 26.

Зрозуміло, що при такому підході задача створити літак, що перевершує аналоги або виконує льотне– технічні характеристики при $m_{\text{в}} = \text{const}$, є штучною. Необхідно підбирати оптимальний двигун, а не навпаки.

Неодмінною умовою в процедурі узгоджень при глибоких модифікаційних змінах є виконання ряду основних вимог:

– нормативні вимоги та експлуатаційно-конструктивні обмеження, які визнаються як відомі, задані або обумовлені на будь-якому етапі створення літака;

– авіаційні правила 14 CFR Part 25 [1] (літак), 14 CFR Part 33 [2] (двигун), АП (повітряний гвинт) та ін., вимоги ІКАО, правила України FAR і EASA, державні й галузеві стандарти, власні стандарти всіх учасників розробки літака

та інша нормативна документація, необхідна для одержання сертифікатів типу, які підтверджують льотну придатність модифікації;

– типові профілі польоту.

Ці дані визначають швидкісні, висотні, часові та енергетичні дані по режимах польоту літака.

У процесі прийняття рішень з оцінки конструктором варіантів поєднання різних параметрів при проектуванні широко використовують кількісні значення похідних або еквіваленти різних пар параметрів [6]. Цей метод розширює можливості для вибору конструкторського рішення. Застосовується він на всіх етапах створення, включаючи й регулярну експлуатацію модифікації літака.

Як було зазначено раніше, $G_{зл}$ є універсальним критерієм оцінки [8], оскільки його величина пов'язана з рівнянням вагового балансу.

В силу цього, похідні за вагою використовуються найбільш широко. За їх допомогою легко та швидко приймаються багато рішень. При невеликих змінах будь-якого параметру $\Delta i \leq 10\%$ величина похибки $m = \frac{\partial m}{\partial i} = A_1$ не перевищує 1 %, що цілком задовільно.

Метод можна застосувати не тільки для вагових оцінок, але й для вирішення інших конструкторських задач. Він дозволяє:

– визначити не тільки ступінь впливу на критерій змін будь-якого з параметрів, але й показує напрямок його поліпшення;

– визначати сумарний, часто суперечливий, вплив на критерій оцінки будь-якої кількості параметрів. Оптимальним рішенням буде варіант, для якого має місце екстремум суми збільшень, наприклад, з питомої витрати палива – $[\sum (\pm \Delta) C_e] \min$;

– знаходити еквіваленти різних пар (і більше) параметрів, наприклад, «звуження крила – паливна ефективність».

Стосовно до задачі реалізації та оцінки глибоких модифікаційних змін в крилі та силовій установці за критерієм паливної ефективності, схему наведено на рис. 2.9.

Стосовно до запропонованої методології узгодження параметричних змін в крилі та силовій установці параметрами узгодження можуть виступати:

- необхідне збільшення вантажопідйомності модифікації ВТЛ ($m_B^M > m_B^b$);
- доцільне збільшення тягооснащеності модифікації зі збільшеною вантажопідйомністю (m_B) і дальністю (L) дії;
- забезпечення підвищення паливної ефективності модифікації.

У наведеній структурі узгоджень (рис. 2.9) важливе місце займає параметр тягооснащеності (\bar{t}^M).

Оскільки в новій модифікації реалізується збільшення вантажопідйомності (а, отже, й збільшення стартової маси) і відбувається процес заміни маршових двигунів, то їх узгодження за параметром тягооснащеності модифікації має здійснюватися за критерієм паливної ефективності, що відповідає вимогам конкурентоспроможності.

Принциповою в підході узгодження змін у геометрії крила та в виборі характеристик маршевих двигунів, які забезпечують необхідну тягоозброєність модифікації, є проблема забезпечення необхідною паливною ефективністю на етапі проектування модифікації.

Ця проблема в даній роботі рішається (як вказано далі) на основі зіставлення питомих показників паливної ефективності, питомої працездатності модифікації та питомої дальності її польоту.

Модель зіставлення приведених величин (відносно базової моделі), не формує область прийняття компромісних рішень яка поєднує усі найбільш важливі параметри які у свою чергу зумовлюють ефективність та конкурентоздатність модифікації на етапі проектування.

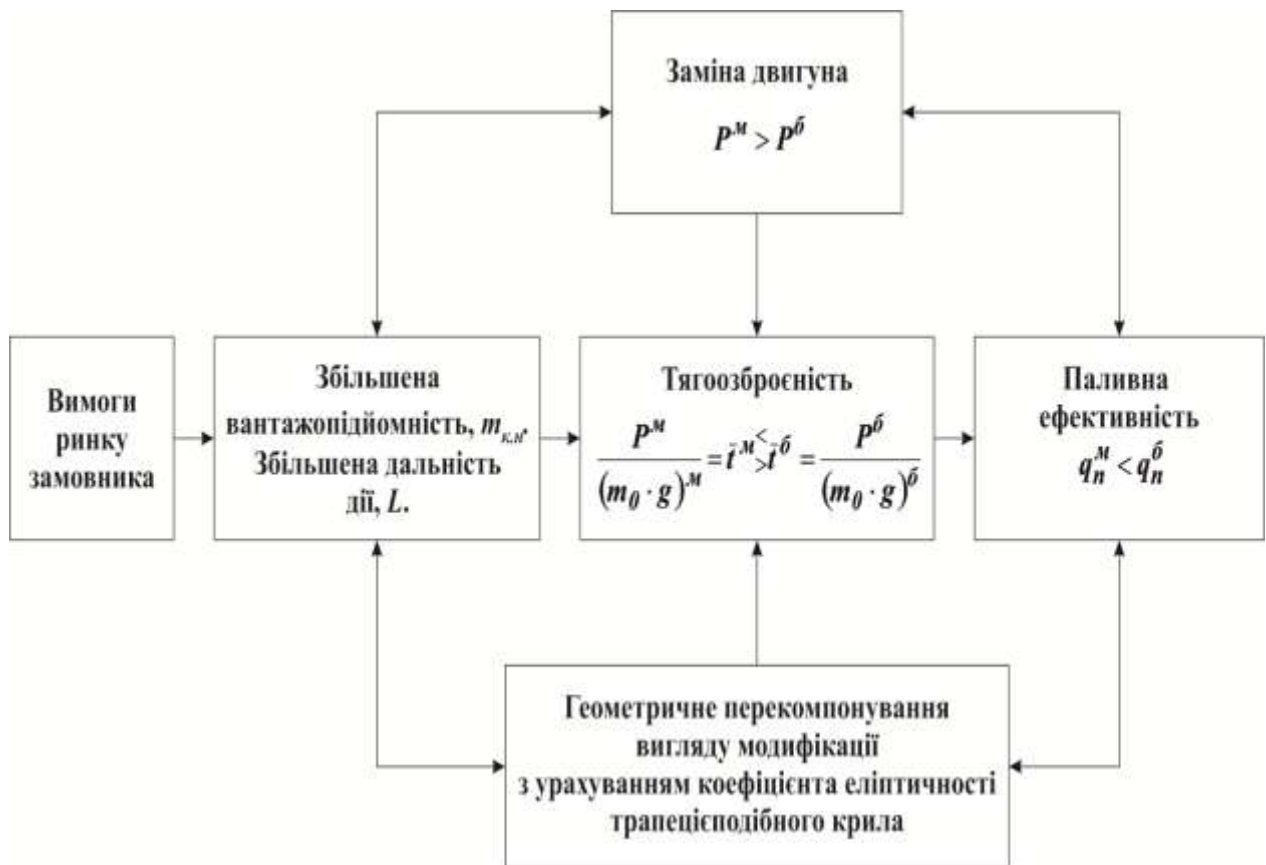


Рисунок 2.9 – Схема узгодження змін в крилі та силовій установці з урахуванням паливної ефективності модифікацій ВТЛ

Попередню реалізацію збільшення дальності дії модифікації можна здійснити на основі виразу [31]:

$$L_{\text{теор}} = \frac{KV}{C_{\text{пит}}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{\text{п}}} = \frac{KV}{C_{\text{пит}}} \ln \frac{1}{\bar{m}_{\text{план}} + \bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_{\text{к.н.}}} \quad (2.18)$$

де $L_{\text{теор}}$ – теоретична дальність переміщення вантажу; K – аеродинамічна якість; V – швидкість польоту; $C_{\text{пит}}$ – питома витрата палива; $\bar{m}_{\text{план}}$, $\bar{m}_{\text{с.у.}}$, $\bar{m}_{\text{к.н.}}$ – відносні значення мас планера, силової установки та корисного навантаження.

Необхідно зазначити, що ця формула дозволяє обчислити тільки дальність крейсерського польоту літака при використанні всього наявного на борту палива. Тому для отримання більш точного результату при формуванні параметрів двигуна в процесі проектування слід врахувати аеронавігаційний запас палива, а також витрати палива на інших ділянках траєкторії польоту літака (розгін – набір висоти, зниження – гальмування, очікування посадки в

зоні аеродрому тощо), тобто використовувати як критерій практичну дальність польоту $L_{\text{прак}}$. Злітна маса літака при цьому приймається постійною. Зміна маси силової установки $m_{\text{с.у}}$ призводить в цьому випадку до зміни запасу палива, а, отже, до зміни дальності польоту $L_{\text{прак}}$. Маса цільового навантаження $m_{\text{в}}$ вважається заданою.

У тих випадках, коли дальність польоту і маса цільового навантаження задані й перевищення їх недоцільно (наприклад, збільшення дальності польоту літака, призначеного для експлуатації на лінії певної протяжності) або неможливо (наприклад, збільшення маси корисного навантаження при недостатньому об'ємі відсіків), критерієм оптимальності може бути злітна маса літака $m_{\text{зл}}$. Очевидно, що за інших рівних умов виробництво літака меншої маси буде дешевше. Такий літак буде витратити менше палива та мати ряд інших переваг.

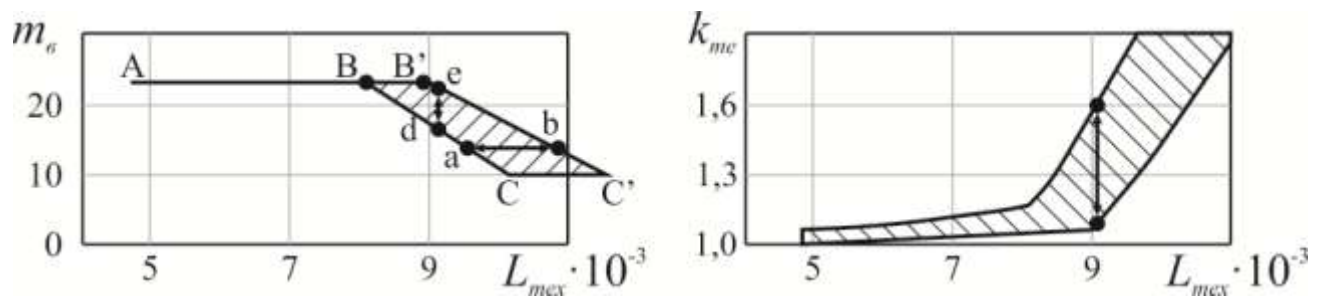


Рисунок 2.10 – Порівняльна оцінка базової моделі (б) та її модифікації (м) за параметрами вантажопідйомності й дальності дії ВТЛ при зміні параметрів силової установки [89]

В області А– В– В' цільове навантаження має максимальне значення, що обумовлено обмеженням об'ємом вантажних відсіків і пасажирських салонів літака. Збільшення витраченого запасу палива з відповідним збільшенням злітної маси літака дозволяє збільшити дальність. Політ на економічну дальність з максимальним корисним навантаженням відповідає польоту з максимальною продуктивністю. Саме ця точка на діаграмі приймається розрахунковою при узгодженні характеристик двигуна та літака.

Аналізуючи представлені на рис. 2.10 дані, можна прийти до наступних

висновків:

1. У модифікацій із заміною двигуна економічність підвищується внаслідок збільшення дальності дії при рівному з базовим літаком цільовому навантаженні (відрізок ed), що важливо для експлуатації такої модифікації на лініях з великою протяжністю.

2. Найбільша ефективність досягається на лініях, доступних і для базового літака, внаслідок збільшення цільового навантаження на одиницю величини cd , відповідну зменшенню витрати палива.

Ключовим моментом забезпечення ефективності глибоких модифікаційних змін є узгодження наявної тягооснащеності модифікації з геометричним перекомпонуванням крила заради зниження питомої витрати палива на основних етапах польоту літака.

Величина тягооснащеності $t = \frac{P_{\text{наяв}}}{G}$ – один з ключових параметрів літака, що впливають на його основні льотні характеристики в значно більшій мірі, ніж інші параметри.

В роботі [35] наведено просту залежність за складовими тягооснащеності, що витрачаються на будь-якому режимі польоту:

$$t = \frac{P_{\text{наяв}}}{G} = \frac{1}{K} + \theta + \frac{a}{g}, \quad (2.19)$$

де $\frac{1}{K}$ – перша складова, яка дорівнює частині тягооснащеності, що витрачається на підтримання літака в повітрі;

K – величина аеродинамічної якості на даному (певному) режимі польоту;
 θ – друга складова, визначальна частина тягооснащеності, що витрачається на набір висоти й залежить від градієнта (кута) набору, вимірюється в радіанах, ($1^\circ = 2\pi / 360^\circ = 0,0175$ радіан);

$\frac{a}{g}$ – третя складова – частина тягооснащеності, що витрачається на відносну величину прискорення $\bar{a} = a/g = n_\chi$, яка дорівнює частці прискорення сили земного тяжіння або перевантаження уздовж осі ОХ.

Тягооснащеність дає можливість визначати допустиму злітну вагу літака.

За режимам польоту літака розрізняють наступні тягооснащеності:

- злітну (стартову), $t_o = P_o/G_{зл}$, працюють всі маршові двигуни;
- надзвичайну, на зльоті або на маршруті, $t_{надз} = P_{надз}/G_{зл}$ або $t_{надз.м} = P_{надз.м}/G_{зл}$ – при відмові одного або більше двигунів;
- потрібну, $t_{пот} = P_{пот}/G_M$, яка необхідна для отримання тих чи інших льотних характеристик;
- наявну, $t_{наяв} = P_{наяв}/G_M$, яку забезпечують працюючі двигуни в розглянутих умовах.

Забезпечення рівності $t_{пот} = t_{наяв}$ – одна з основних задач при проектуванні та порівнянні модифікацій.

Потрібна для крейсерського польоту тягооснащеність визначається формулою [25]:

$$t_{окрейс} = \frac{0,933 p_n M_{крейс}^2}{\xi_{крес}} \left(\frac{F_1}{P} + F_2 \right), \quad (2.20)$$

де p_n – атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту, даН/м²,

$\xi_{крейс} = \xi_v \xi_H \xi_{пз} \xi_{др}$ – коефіцієнти, які враховують зміну тяги двигунів за швидкістю ξ_v та висотою польоту ξ_H , зменшення тяги за рахунок втрат швидкісного напору в повітрязабірнику $\xi_{пз}$, режим роботи двигунів $\xi_{др}$.

$$\xi_v = 1 - (0,5 + 0,133y - 0,0069y^2)M + (0,6 + 0,01y)M^2$$

$$\xi_H = \frac{p_n}{p_o} \left(\frac{T_o}{T_n} \right)^{2+0,2y^2},$$

де p_o – атмосферний тиск біля землі, даН/м²,

T_o, T_n – температура повітря біля землі та на розрахунковій висоті, К.

Коефіцієнт лобового опору крила та оперення обчислюється за формулою

$$F_1 = k_o (C\chi_{mp\ кр} + C\chi_{хв\ кр}), \quad (2.21)$$

Коефіцієнт опору тертя:

$$C\chi_{mp\ кр} = \frac{0,174 (1+2\bar{c}+9\bar{c}^2)(1+\bar{c}M_{крейс})}{(\lg Re_{кр}-1,6)^2 \sqrt{1+0,2M_{крейс}^2}} (1 + K_{инт} \bar{S}_\phi),$$

$$Re_{кр} = f(H)M_{крейс} \sqrt{\frac{g m_{ком}}{10\lambda K_{омоP}}},$$

$$f(H) = \left[2,33 \left(1 - \frac{H}{12} \right) + 0,0045H^2 \right] 10^2.$$

Коефіцієнт хвильового опору:

$$C\chi_{\text{хв кр}} = C\chi_{\text{хв max}} \left(\frac{M_{\text{крейс}} - M_{\text{крит кр}}}{M_{\text{сх.в max}} - M_{\text{крит кр}}} \right)^3 \left(4 - 3 \frac{M_{\text{крейс}} - M_{\text{крейс кр}}}{M_{\text{сх.в max}} - M_{\text{крит кр}}} \right)^3,$$

$$C\chi_{\text{в max}} = \frac{2\pi\lambda(c)^2 \cos^2 \chi_{0,5}}{2 + \lambda(c)^{1/3} \cos^{5/3} \chi_{0,5}},$$

$$M_{\text{св max}} = \frac{1}{\cos \chi_{0,5}} \left\{ 1 + 0,4 \frac{(\bar{c})^{2/3}}{\cos^{2/3} \chi_{0,5}} (2 - \lambda(c)^{1/3} \cos^{2/3} \chi_{0,5}) \right\},$$

$$M_{\text{крит кр}} = 1 - \frac{0,7\lambda^2 \sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0,1} \cos \chi_{0,5}$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу та мотогондoli визначається виразом

$$F_2 = \frac{C\chi_{\text{мп ф}} + C\chi_{\text{хв ф}}}{K_{\text{міо}}},$$

де коефіцієнт хвильового тертя

$$C\chi_{\text{мп ф}} = 3,1\lambda_{\text{ф}} (1 + 0,1M_{\text{крейс}}^2)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\text{Ig Re}_{\text{ф}})^{2,58}} - \frac{1700}{\text{Re}_{\text{ф}}} \right],$$

коефіцієнт хвильового опору:

$$C\chi_{\text{хв ф}} = \frac{1}{4\lambda_{\text{пос}}^2 + 1}.$$

Для дослідження впливу геометричних параметрів крила та механізації на тяго оснащеність

$$t_{0\text{зл}} = \frac{1}{\xi_{\text{зл}}} \left[\frac{0,832p}{C_{\text{у від}} L_{\text{розб}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{від}}} + 2f \right) \right], \quad (2.22)$$

Величина стартової тягооснащеності, потрібної для забезпечення заданого градієнта набору висоти на ділянці продовженого зльоту у відповідність з НГЛ літаків [27]:

$$t_{0\text{без}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{зл}}(n_{\text{дв}} - 1)} \left(\frac{1}{K_{\text{від}}} + \text{tg}\theta \right), \quad (2.23)$$

На рис. 2.11 наведено прями (1), (2) й крива (3), що дозволяють оцінити потрібну величину тягооснащеності на різних ділянках польоту.

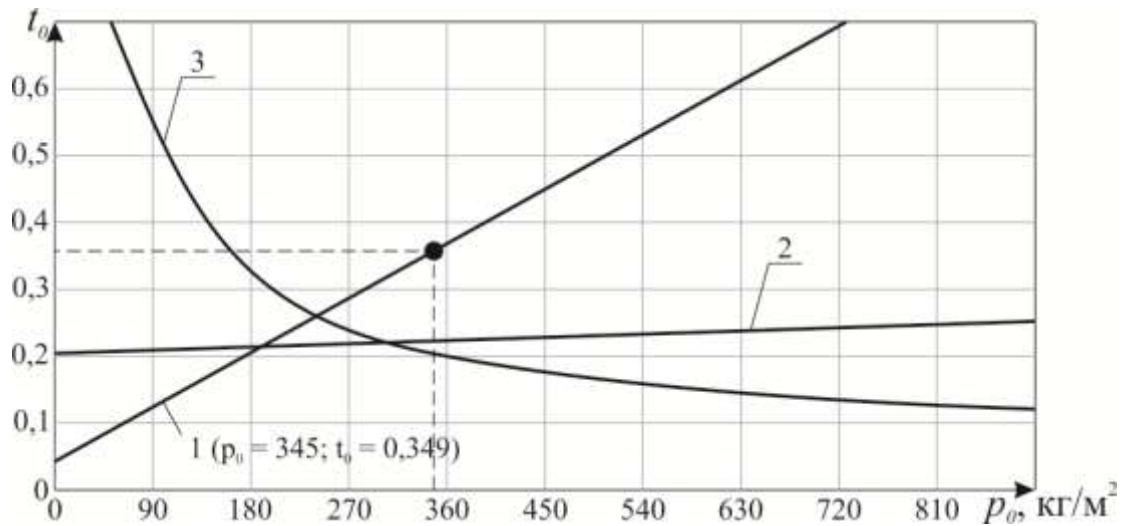


Рисунок 2.11 – Вплив питомого навантаження на крило на старту тягооснащеність:

- 1 – стартова тягооснащеність, яка визначається довжиною розбігу;
- 2 – стартова тягооснащеність, яка визначається безпекою зльоту;
- 3 – стартова тягооснащеність, яка визначається крейсерською швидкістю

Зображення тягооснащеності в таких параметрах дозволяє узгодити зміни геометрії крила та тягооснащеності (обумовленої зміною тяги двигуна) з паливною ефективністю модифікації, враховуючи її профілі польоту.

Паливна ефективність, як питомий показник, являє собою масу витраченого за політ палива на одиницю транспортної роботи [4]:

$$Q_{\text{пит}} = \frac{10^6 Q_{\text{пал}}}{A_{\text{п}}}, \text{ г/т}\cdot\text{км}, \quad (2.24)$$

З урахуванням профілю польоту (рис. 2.12), питома витрата палива становить відношення маси палива, що витрачається на всіх етапах профілю польоту без наземного маневрування, до продуктивності:

$$Q_{\text{пит}} = \frac{Q_{\text{зл}} + Q_{\text{ев}} + Q_{\text{нв}} + Q_{\text{зн}} + Q_{\text{пос}} + Q_{\text{кр}}}{10^{-6} \cdot m_{\text{ком}} \cdot L_{\text{пл}}} = \frac{Q_{\Delta t} + Q_{\text{кр}}}{10^{-6} \cdot m_{\text{ком}} \cdot L_{\text{пл}}} = \frac{Q_{\Delta t} + q_{\text{кр}}(t_p - \Delta t)}{10^{-6} \cdot m_{\text{ком}} \cdot L_{\text{пл}}}, \text{ г/т}\cdot\text{км}, \quad (2.25)$$

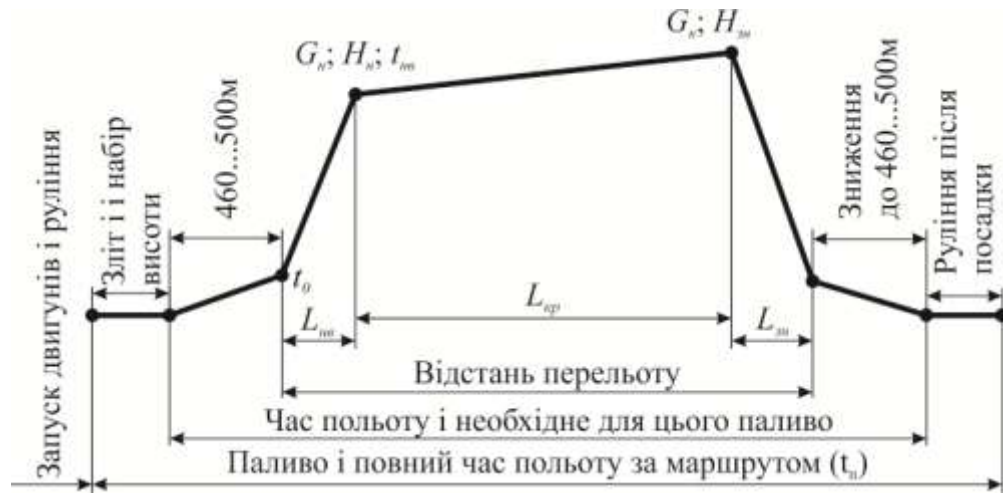


Рисунок 2.12 – Типовий профіль польоту літака

де $Q_{зл}$ – маса палива, витраченого на зльоті, т;

$Q_{пит}$ – питома витрата палива за політ, г/км;

$Q_{ев}$ – маса палива, витраченого на маневрування в районі аеропорту вильоту та посадки, т;

$Q_{нв}$ – маса палива, витраченого на наборі висоти, т;

$Q_{зн}$ – маса палива, витраченого на зниженні, т;

$Q_{пос}$ – маса палива, витраченого при посадці, т;

$Q_{кр}$ – маса палива, витраченого в крейсерському польоті при вибраних елеронах та режим роботи двигунів, т;

$q_{кр}$ – годинна витрата палива в крейсерському польоті, т/год;

$Q_{\Delta t}$ – маса палива, витраченого на некрейсерських етапах польоту, т;

$m_{ком}$ – маса цільового завантаження літака, т;

$L_{пл}$ – протяжність повітряної лінії.

У разі відсутності інформації по етапах профілю польоту літака, методика передбачає використання для розрахунку питомої витрати палива $Q_{пит}$ безпосередньо середньогодинної витрати палива

$$Q_{пит} = \frac{Q_{сер} \cdot t_p}{10^{-6} \cdot m_{ком} \cdot L_{пл}}, \text{ г/т} \cdot \text{км}, \quad (2.26)$$

Протяжність повітряної лінії відповідає практичній дальності польоту

літака, тобто в масі палива, що витрачається на політ, не враховується аеронавігаційний запас (АНЗ) і залишок палива.

Таким чином, параметр $Q_{\text{пит}}$ зумовлює практичну дальність безпосадочного польоту, на яку літак даного типу при максимальній злітній масі може транспортувати максимальну для літаків даного типу масу цільового завантаження.

2.5 Висновки по розділу

У розділі представлена методологія формування основних параметрів модифікацій ВТЛ при глибоких змінах в крилі та силовій установці.

1. Зміст методології базується на використанні трьох принципів:

– забезпечення зростання вантажопідйомності та необхідної дальності дії модифікацій ВТЛ різного призначення;

– геометричному перекомпонуванні крил існуючих базових моделей з метою збільшення аеродинамічної якості та дальності дії ВТЛ;

– узгодження модифікаційних змін в крилі з необхідними параметрами силовій установки як умови забезпечення необхідної паливної ефективності.

2. Новими методами, що утворюють структуру методології, є:

– введення нового поняття – коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила та методу його визначення;

– метод геометричного перекомпонування ізольованого трапецієподібного крила на основі коефіцієнта його еліптичності;

– метод уточнення компонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» з урахуванням геометричного перекомпонування трапецієподібного крила.

3. Як критеріальна база в структуру методології входять моделі:

– мінімізації індуктивного опору крила й всієї системи несних поверхонь;

– узгодження модифікаційних змін в крилі та силовій установці:

- з необхідним зростанням вантажопідйомності;

- з параметрами геометричного перекомпонування крила та всієї

системи несних поверхонь;

- з показником паливної ефективності.

4. Розробка зазначених вище методів, моделей і критеріальної бази становить наукову основу досліджень 3 і 4 розділів, реалізація яких здійснена при створенні вітчизняних ВТЛ Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188 (розділи 5, 6 і 7).

5. Основні наукові результати, наведені у другому розділі, опубліковано у працях автора [4, 5, 7, 8, 11], наведених в анотації.

РОЗДІЛ 3

МЕТОДИ ГЕОМЕТРИЧНОГО ПЕРЕКОМПУВАННЯ ТРАПЕЦІЄПОДІБНОГО КРИЛА НА ОСНОВІ КОЕФІЦІЄНТА ЙОГО ЕЛІПТИЧНОСТІ

Методологія проектування модифікацій літаків транспортної категорії (див. розділ 2) передбачає глибокі зміни у геометрії крила базової моделі.

При реалізації такого підходу неодмінно виникає проблема геометричного компонування крила [56, 57, 69] (рис. 3.1) та його впливу на всю систему несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» [14–18] (рис. 3.2).

Поняття оптимального крила вперше ввів Л. Прандтль [83], під яким він розумів крило, яке створює потрібну піднімальну силу й має при цьому мінімальний індуктивний опір, що і є науковою основою еліптичного крила за виглядом у плані.

У межах такого означення оптимальності Е. Карафолі [75] уперше визначив величину звуження простого трапецієподібного крила ($\eta_{\text{тр опт}} = 2,8571428$), що забезпечує йому мінімальний індуктивний опір при заданій величині піднімальної сили.

При створюванні літаків транспортної категорії досить часто використовують трапецієвидні крила з великою величиною звуження. Це має пояснення, що при збільшенні параметра звуження знижується вага крила, що у свою чергу для проєктантів є жорстким обмеженням.

Збільшення звуження крила, як правило, досягається шляхом двох, трьох та буває чотирьох трапецій у формуванні плану крила, що має вагомий вплив на розподіл циркуляції швидкості за їх розмахом і на величину індуктивного опору цих крил.

Виникає задача вибору параметрів крил з збільшеним за параметром зміни індуктивного опору.

Для оцінювання ефективності складових (утворених декількома трапеціями за виглядом у плані) крил В. І. Новіков та його послідовники [96]

запропонували метод порівняльного їх оцінювання за величинами коефіцієнтів форм ($K_{\text{фе}} > K_{\text{фс}}$ або $K_{\text{фе}} < K_{\text{фс}}$).

Концепція даної роботи, оцінка ефективності крила з великим звуженням, полягає у введенні нового поняття – коефіцієнта еліптичності трапецієвидного крила, план якого утворено кількома трапеціями з цілю зниження його C_{xi} при збільшенні звуження (рис. 3.1)

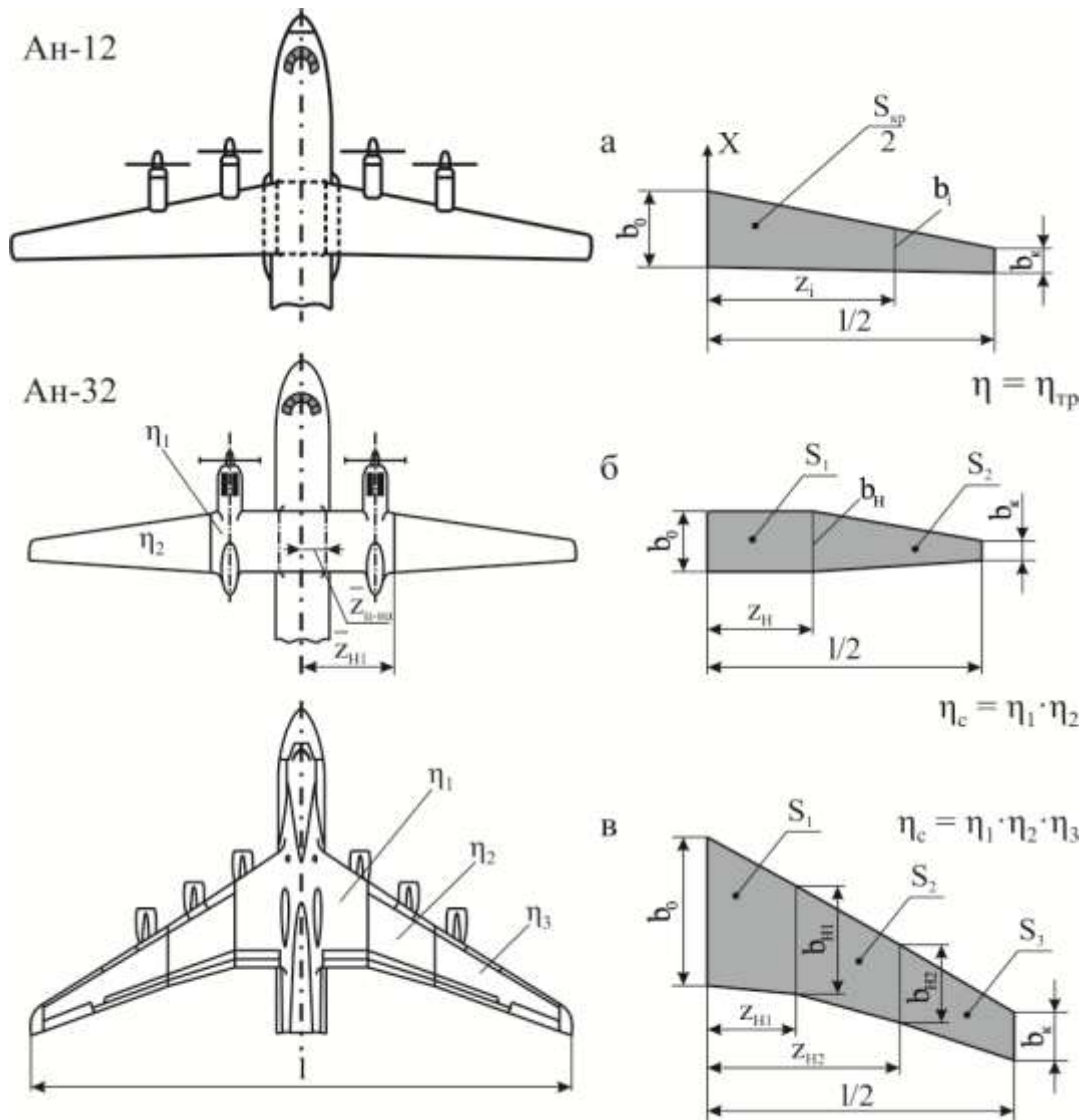


Рисунок 3.1 – Форми трапецієподібних крил за виглядом у плані [89]:

а – складене з двох трапецій за напіврозмахом;

б – складено з двома координатами зламу z_{H1} і z_{H2}

за напіврозмахом на основі трьох трапецій

Науковим завданням розділу є розроблення методу та моделей геометричного перекомпонування ізольованого трапецієподібного крила і всієї

системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» на основі вперше введеного коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, що забезпечує модифікації мінімальну величину індуктивного опору, як ізольованих крил (див. рис. 3.1), так і системи несних поверхонь (див. рис. 3.2).

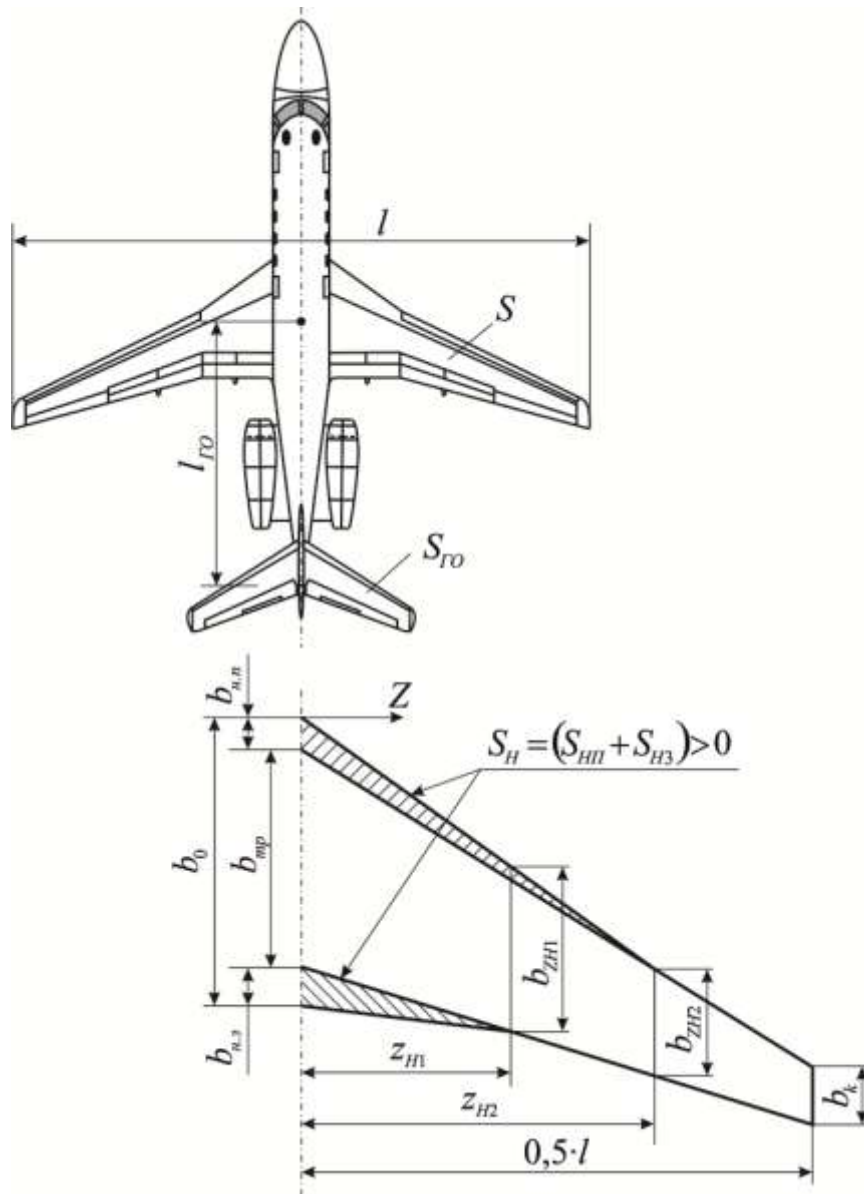


Рисунок 3.2 – Геометрія системи несних поверхонь «крило + горизонтальне оперення» [84], $(S_{го}, L_{го}) = f(z_{ні}, S_{н} b_i)$

3.1 Поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила та модель його визначення

Найважливішою умовою проектування крила є забезпечення максимально близького до еліптичного розподілу циркуляції Γ за його

розмахом (рис. 3.3). В ідеалі, еліптичне крило без геометричного скручування ε у перерізі уздовж розмаху забезпечує у повітряному потоці циркуляцію, що змінюється за еліптичним законом [68,70,73,76,77]

$$\Gamma = \Gamma_0 (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}, \quad (3.1)$$

шляхом змін поточних хорд крила b_i за розмахом [23]

$$b_{zi e} = b_0 (1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}. \quad (3.2)$$

При цьому циркуляція визначається відомою формулою Жуковського:

$$\Gamma = \frac{Y}{\rho V \lambda}, \quad (3.3)$$

де b_z – коефіцієнт поточної хорди;
 Y – піднімальна сила крила;
 ρ, V – густина та швидкість потоку, що набігає;
 λ – розмах крила.

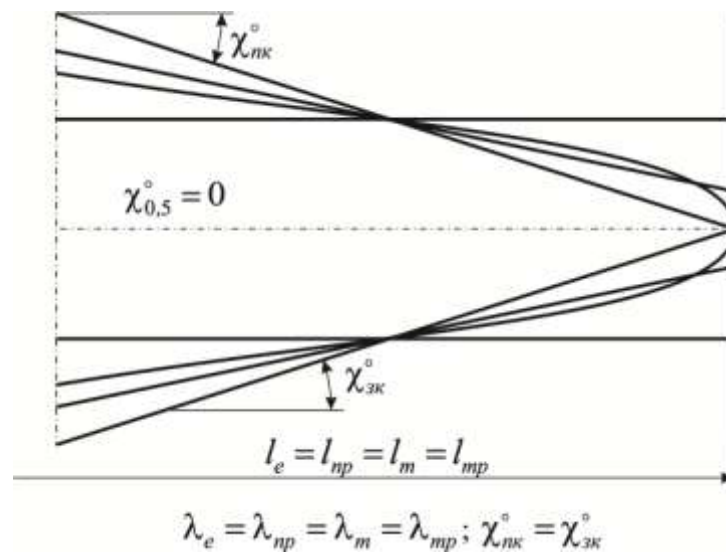


Рисунок 3.3 – Еквівалентність трапецієподібного крила його еліптичній формі

Піднімальну силу можна виразити й через площу крила:

$$Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (3.4)$$

де S – площа крила;

C_y – коефіцієнт піднімальної сили.

З урахуванням виразів (3.3) і (3.4) величина циркуляції визначається так:

$$\Gamma = \frac{1}{2} C_y \frac{S}{\lambda}, \quad (3.5)$$

$$\Gamma_{\text{тр}} = \frac{1}{2} C_{y \text{ тр}} \frac{S_{\text{тр}}}{\lambda_{\text{тр}}}, \text{ а } \Gamma_e = \frac{1}{2} C_{y e} \frac{S_e}{\lambda_e} \quad (3.6)$$

При рівності площ $S_{\text{тр}} = S_e$

$$\frac{\Gamma_{\text{тр}}}{\Gamma_e} = \frac{C_{y \text{ тр}}}{C_{y e}} \cdot \frac{\lambda_e}{\lambda_{\text{тр}}}. \quad (3.7)$$

Якщо відношення $\frac{\Gamma_{\text{тр}}}{\Gamma_e}$ узяти за коефіцієнт еліптичності трапецієподібного крила K_e , то

$$K_{\text{тр}}^e = \frac{C_{y \text{ тр}}}{C_{y e}}, \quad (3.8)$$

де $\frac{\lambda_e}{\lambda_{\text{тр}}}$ – величина, обернена до відомого [102] коефіцієнта форми крила

$K_{\text{ф тр}}$, що визначається співвідношенням

$$K_{\text{ф}}(\eta_i) = \frac{4(\eta_{\text{тр}}^2 + \eta_{\text{тр}} + 1)}{3(\eta_{\text{тр}} + 1)^2}. \quad (3.9)$$

А з урахуванням рівності площ ($S_{\text{тр}} = S_e$) і піднімальних сил ($Y_{\text{тр}} = Y_e$) співвідношення (3.8) набирає вигляду

$$K_{\text{тр}}^e = \frac{3}{4} \frac{(\eta_{\text{тр}} + 1)^2}{(\eta_{\text{тр}}^2 + \eta_{\text{тр}} + 1)}. \quad (3.10)$$

У роботі [75] показано, що найближчим за еліптичним розподілом швидкості циркуляції за розмахом є просте трапецієподібне крило з $\eta_{\text{opt}} = 2,857$. Якщо врахувати цю обставину, то коефіцієнт еліптичності трапецієподібного крила можна оцінити співвідношенням коефіцієнтів форм:

$$K_{\text{тр}}^e = \frac{K_{\text{ф тр}}(\eta = 2,857)}{K_{\text{ф}}(\eta_i)}. \quad (3.11)$$

Результати числового оцінювання $K_{\text{тр}}^e$ показано на рис. 3.4.

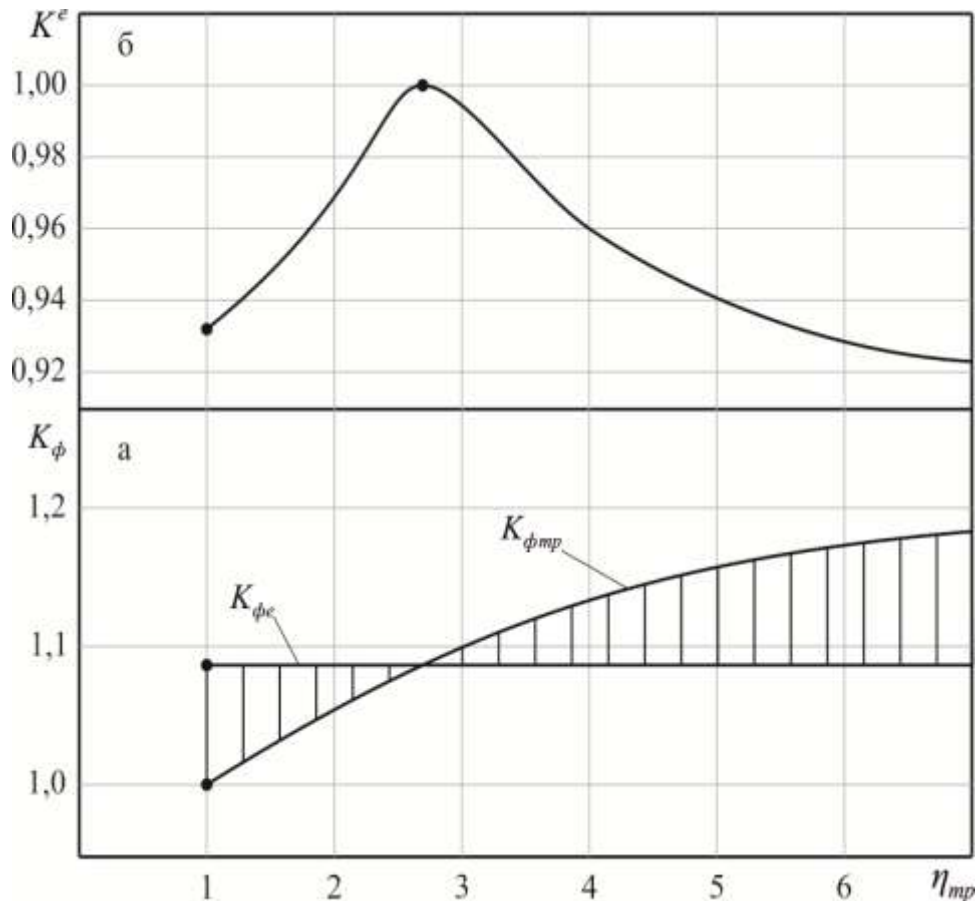


Рисунок 3.4 – Числові значення коефіцієнта еліптичності трапецієподібних крил з різними звуженнями (б)

Як бачимо, у області обмежених звужень ($1,0 < \eta < 5$) зменшення K_{tr}^e становить 8...9 %, що, природно, веде до збільшення коефіцієнта зростання індуктивного опору крила B .

Якщо також урахувати, що збільшення звуження незмінно веде до зниження маси крила, то на рис. 3.4, по суті розв'язуваної задачі, зображено область можливих варіантів формування форми крила.

Чи існують шляхи збільшення коефіцієнта еліптичності розподілу місцевих хорд за розмахом трапецієподібних крил?

Оцінювання такого підходу може бути реалізоване шляхом зміни у виразі (3.9) знаменника цієї залежності на основі:

– використання двох, трьох і чотирьох трапецій при формуванні форми напівкрила за виглядом у плані із загальним звуженням $\eta_c = \eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4$;

– використання геометричного скручування місцевих хорд у кожній із трапецій, що утворюють загальну форму складеного крила ($\bar{\varepsilon}_i(z)$).

3.2 Метод підвищення коефіцієнта еліптичності модифікованого крила шляхом збільшення кількості трапецій, що утворюють його план

Одним із шляхів зниження індуктивного опору при модифікації крила (при $Y^M = Y^b$) є використання змінного звуження (η) уздовж розмаху крила шляхом використання двох (або декількох) трапецій, що утворюють напіврозмах крила з індивідуальними їх звуженнями: $\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_n$ (рис. 3.5).

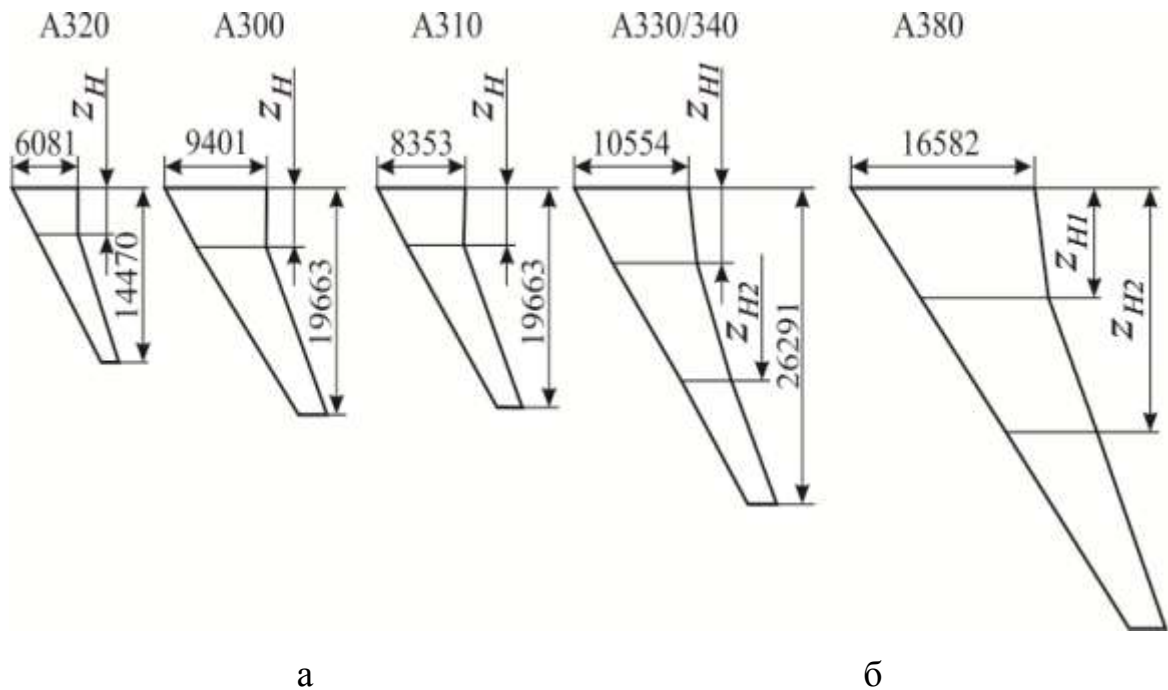


Рисунок 3.5 – Геометрія крил літаків Airbus за їх виглядом у план[125]:
а – з однією координатою зламу (z_H); б – з двома координатами зламу (z_{H1} ; z_{H2})

Модифікація K_n^e для таких крил здійснена шляхом зміни подання знаменника виразу (3.11):

$$K_n^e = \frac{K_\phi(\eta_c = 2,857)}{K_{\phi n}(\eta, z_{ni}, \eta_i, \eta_c)}, \quad (3.12)$$

де K_n^e – коефіцієнт еліптичності форми крила, утвореного декількома трапеціями;

$K_{\phi n}$ – коефіцієнт форми крила [96];

n – кількість трапецій, що утворюють напіврозмах крила;

z_{ni} – координати зламів крила за його розмахом;

η_c – загальне звуження крила, утворене n трапеціями;

K_ϕ ($\eta = 2,857$) – оптимальна величина коефіцієнта форми крила з постійним звуженням [75].

Так, значення знаменника у виразі (3.11) для крила, напіврозмах якого утворений двома трапеціями (рис. 3.3), можна розрахувати за виразом (при $\eta_1 = 1,0$)

$$K_{\phi_{n=2}} = \frac{4}{3} \frac{[(\eta_c^2 + \eta_c \eta_2 - \eta_2 - 1)\bar{z}_n + \eta_2^2 + \eta_2 + 1]}{[(\eta_c - 1)\bar{z}_n + \eta_2 + 1]^2}.$$

На основі таких моделей проведено кількісне оцінювання впливу геометричного компонування трапецієподібного крила на сполучення співвідношення $\bar{z}_n(\eta_c)$.

При модифікації крила, утвореного двома трапеціями з однією спільною хордою, неодмінно виникає питання про розташування цієї хорди за розмахом крила, тобто про координату зламу z_n .

Однією з умов еквівалентності трапецієподібного й еліптичного крил є рівність їх середніх аеродинамічних хорд $b_{сах,c} = b_{сах,e}$ [23].

Виходячи з цієї умови, маємо, що для крила, напіврозмах якого утворений двома трапеціями ($n = 2$) з однією координатою зламу z_n , оптимальним є сполучення $\eta_c = \eta_1 \eta_2 = 3,31$ і $\bar{z}_n = 0,43$.

Відхилення залежностей $\eta_c(\bar{z}_n)$ має місце для крил з додатковими напливами $\bar{S}_n > 0$ (рис. 3.6). Такі «напливи» слід розглядати як додаткові трапеції, які змінюють план крила у кореневій частині, збільшуючи її звуження.

Таке рішення спрямоване на зміну знаменника виразу (3.12). З графічної залежності, показаної на рис. 3.6, неважко визначити, що коефіцієнт форми K_ϕ зменшиться, а отже, величина коефіцієнта еліптичності (3.12) збільшиться.

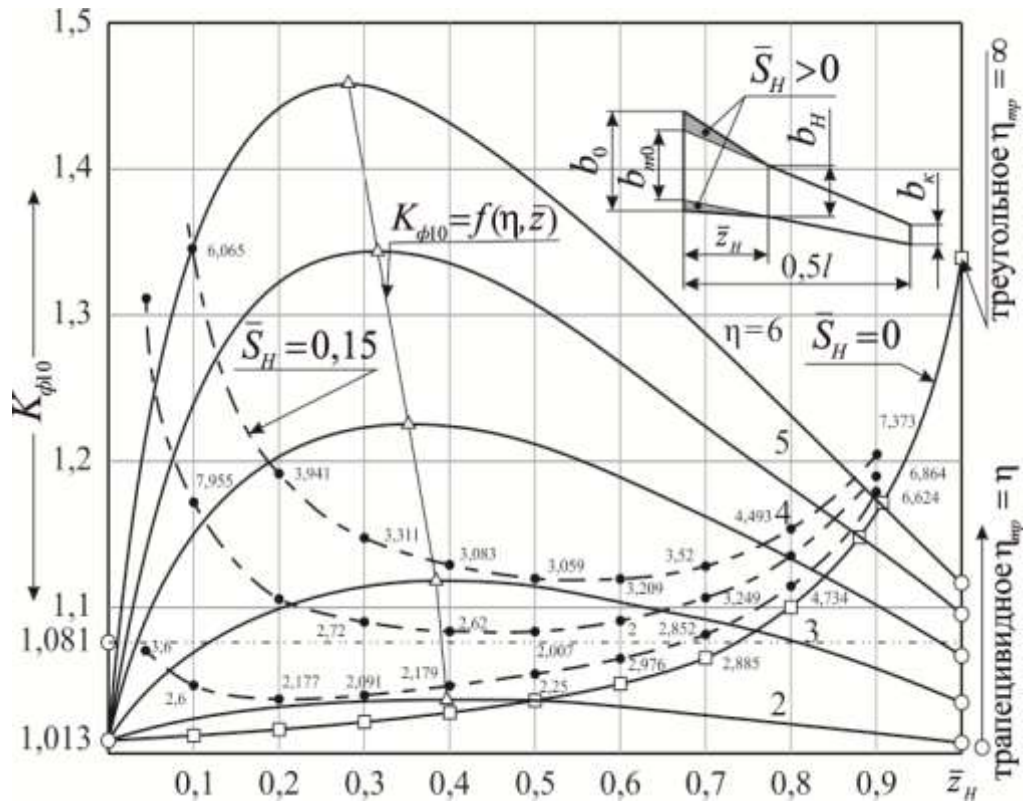


Рисунок 3.6 – Значення коефіцієнта форми крил, утворених двома трапеціями, при $\bar{S}_H > 0$ [102]

Порівняльну оцінку крил такого типу ($n = 2$) за сполученням η_c і \bar{z}_H уже створених літаків наведено у таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Значення сполучень η_c і \bar{z}_H для крил уже створених літаків

Створені літаки	Embraer 170	Embraer 195	Кавасакі C-2	A-300	A-310	A-320	АН-148-200	Opt
Сумарне звуження крила $\eta_c = \eta_1 \eta_2$	3,59	3,17	3,34	3,59	3,32	3,37	3,32	3,31
Величина координати зламу \bar{z}_H	0,37	0,30	0,44	0,37	0,35	0,30	0,35	0,43

Можна зробити висновок, що найбільш оптимальним є сполучення $\eta_c(\bar{z}_H)$ для крила літака Кавасакі C-2.

Залежність $\eta_c(\bar{z}_H)$ впливає на відносну величину коефіцієнта еліптичності \bar{K}^e (таблиця 3.2).

Таблиця 3.2 – Значення \bar{K}^e для крил важких ВТЛ

Параметри	Літаки			
	С-5А	Іл-76	Іл-86	Ан-124
$\eta_c = \eta_i \eta_e$	2,720	3,317	3,935	3,797
\bar{z}_{n1}	0,091	0,095	0,127	0,090
\bar{z}_{n2}	0,438	0,455	0,380	0,390
K^e/K_ϕ	0,6%	3,5%	6,5%	4,6%

Найбільш ефективними слід визнати форми крил літаків С-5А, Іл-76, Ан-124, оскільки розподіл місцевих хорд цих крил максимально наближений до еліптичної форми, а отже, вони мають мінімальну величину C_{xi} .

Форми ж крил літаків Іл-86 за коефіцієнтом $K_{n=3}^e$ істотно відрізняються від оптимальної форми, що й привело до істотного зниження їх паливної ефективності на крейсерському режимі польоту.

Що стосується ефективності модифікованого крила за мінімумом C_{xi} і мінімумом маси, найбільш раціональними слід визнати форму крила літака Ан-124 з його сумарним звуженням $\eta_c = 3,797$ і майже оптимальним $K_{n=3}^e$.

На прикладі крил зазначених літаків показано, що обґрунтоване застосування виразу (3.11) при формуванні геометричного компонування дає змогу наблизити розподіл поточних хорд трапецієподібного крила до його закону у еліптичному крилі й тим самим знизити величину індуктивного опору при однаковому значенні піднімальної сили.

З наведених даних також випливає, що для крила з однією координатою зламу оптимальна величина K_{tr}^e реалізується при сумарному звуженні в діапазоні $\eta = 3 \div 4$ (рис. 3.4, а), що не завжди відповідає вимогам щодо мінімальності маси крила.

Реалізація може бути здійснена при сумарних звуженнях $4 \div 5$, що забезпечується переходом на форми крила, утворені трьома ($n = 3$) і чотирма ($n = 4$) трапеціями з двома і трьома координатами зламу за розмахом такого крила (рис. 3.7).

Вплив збільшення кількості трапецій (n), що стикаються, на зміну

коефіцієнта еліптичності його форми оцінено на прикладі крила військово-транспортного літака В-747-400 [96].

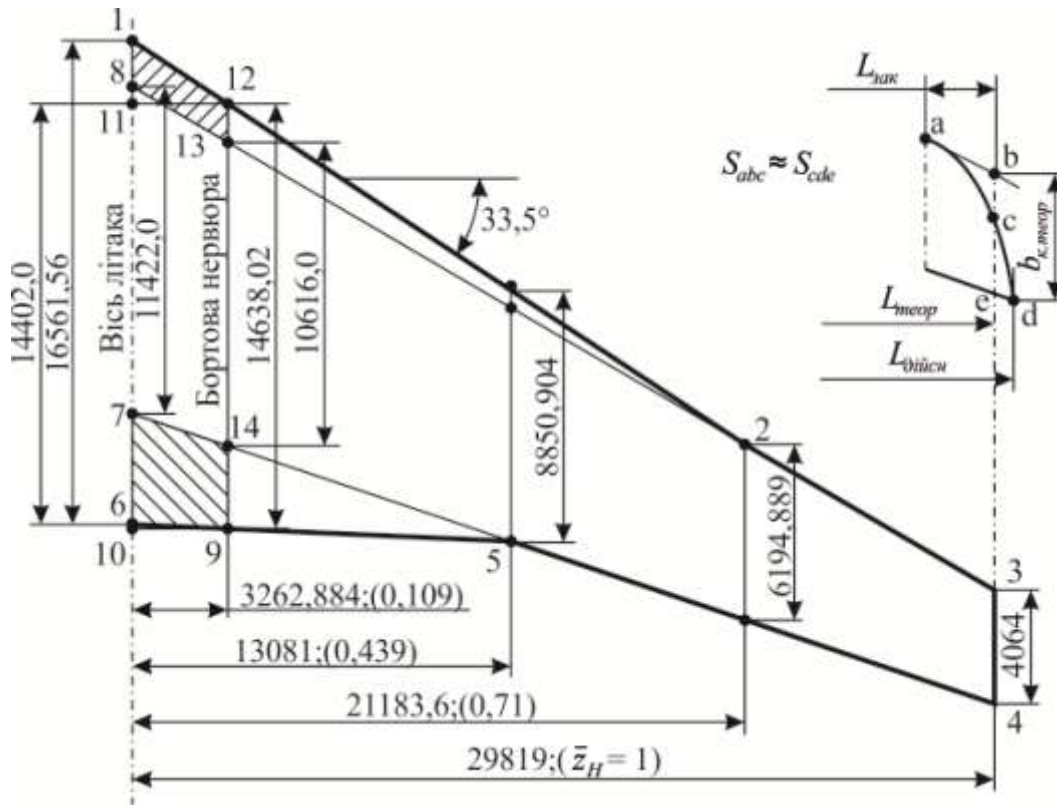


Рисунок 3.7 – Геометричні розміри крила літака В-747-400, утвореного трьома трапеціями та двома «напливами»: 1–12–13–8 і 7–14–9–6 – затемнені частини трапецій[96]

Коефіцієнт еліптичності крил такого типу визначається на основі виразу (3.12) з урахуванням, що знаменник у цього виразу визначається за даними таблиць 3.4 і 3.5.

На основі такого підходу проведено кількісне оцінювання $K_{n=3,n=4}^e$ для варіантів крила, центроплан яких має прямокутну форму, тобто при $\eta_1 = 1,0$, $n = 3$ і $n = 4$ зі звуженням $\eta_1, \eta_2, \eta_3, \eta_4$ та координатами зламів $\bar{z}_{n1}, \bar{z}_{n2}$ і \bar{z}_{n3} .

Результати моделювання за оцінкою $K_{n=3,n=4}^e$ для таких варіантів наведено у таблиці 3.3. При цьому розглядалося два можливих варіанти крила літака В-747-400, коли його напіврозмах утворено трьома і чотирма трапеціями зі своїми значеннями звужень η_i і координат зламів \bar{z}_{ni} .

Таблиця 3.3 – Значення коефіцієнтів еліптичності крила літака В-747-400 при двох і трьох координатах зламу за його розмахом

Варіанти	Параметри								
	η_1	η_2	η_3	η_4	η_c	\bar{z}_{n1}	\bar{z}_{n2}	\bar{z}_{n3}	$\bar{K}_n^e, \%$
$n = 3$	1,871	1,429	1,524	–	1,075	0,439	0,710	–	5,9
$n = 4$	1	1,654	1,429	1,524	3,602	0,109	0,439	0,710	4,3

Як бачимо, збільшення n від 3 до 4 призводить до зниження відносної величини \bar{K}_{cn}^e , а отже, і до адекватного зниження C_{xi} .

Цей результат ще раз підтверджує важливий методологічний висновок про те, що формування форми крила у плані зі змінним звуженням за розмахом (η_{ni}) шляхом застосування можливо більшої кількості трапецій сприяє найбільш повному задоволенню вихідної умови мінімізації індуктивного опору трапецієподібного крила при зниженні його маси.

Підсумовуючи викладене у підрозділі 3.2, можна констатувати:

– запропоновано новий метод оцінювання коефіцієнта еліптичності трапецієподібних крил, план яких утворений кількома індивідуальними трапеціями за розмахом крила, у тому числі й «напливами» по передній і задній кромках;

– на основі таких моделей проаналізовано форми крил кількох уже створених військово-транспортних літаків і порівняно розрахункові значення $\eta_m(z_m)$ з аналогічними параметрами реальних (серійних) військово-транспортних літаків, що підтвердило достовірність розроблених розрахункових моделей;

– модель підвищення ефективності трапецієподібних крил, план яких утворений кількома трапеціями, на основі показника еліптичності розподілу місцевих хорд за його розмахом є основою геометричного перекомпонування модифікованого крила шляхом цілеспрямованої зміни кількості трапецій (n), координат їх зламів (\bar{z}_{ni}), сумарного звуження $\eta_c = \eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4$, що забезпечують для модифікованого крила мінімум індуктивного опору при заданій піднімальній силі.

3.3 Використання коефіцієнта еліптичності при формуванні кутів геометричного скручування місцевих хорд крила, утвореного декількома трапеціями

У концептуальному розділі 2 величину коефіцієнта еліптичності трапецієподібних крил запропоновано оптимізувати не тільки шляхом збільшення кількості трапецій, що утворюють план крила, але й з використанням геометричного скручування місцевих хорд ($\bar{\varepsilon}_i(z_i)$) для кожної з цих трапецій.

При розв'язанні такої задачі критерій (3.9) набуває вигляду:

$$K_\varepsilon^e = \frac{B_{\min}}{B_\varepsilon(b_{zi}, K_{\varepsilon i}, \bar{\varepsilon}_i(z_i))}, \quad (3.13)$$

де B_ε – коефіцієнт збільшення індуктивного опору закрученого крила;

B_{\min} – мінімально можливе значення коефіцієнта збільшення індуктивного опору при заданій величині піднімальної сили;

b_{zi} – значення місцевих хорд крила.

На рис. 3.8 показано зміни величин місцевих хорд відносно еліптичності їх розподілу по напіврозмаху крила для ВТЛ Ан-26 і Ан-12, а також для пасажирського літака Ан-148, крило якого є базовою моделлю ВТЛ Ан-178.

За цими значеннями неважко зробити висновок, що розподіл місцевих хорд за розмахом крила Ан-26 має перевагу перед крилами літаків Ан-12 і Ан-148.

До виразу (3.13) входить також K_ε – коефіцієнт загального скручування крила. Його величина (відповідно до існуючих моделей [83]) визначається залежністю

$$K_\varepsilon = \frac{\bar{\varepsilon}_e \frac{b_{\text{Від}}}{b_e} (1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{\bar{\varepsilon}_i(z_i)}. \quad (3.14)$$

Для реалізації цієї залежності на момент перекомпоновки складеного крила необхідно мати закон змін по розподілу місцевих хорд (рис. 3.8) та значення кутів геометричної їх кривки за розмахом крила (таблиця 3.4).

На рис. 3.8 приведені зміни величин місцевих хорд крила літаків Ан-26 та Ан-148, щодо відношення до їх величини можливої їх еліптичної форми. Як ми бачимо, відхилення у розмірах неадекватності поточних хорд еліптичному закону необхідного (за умовою $C_{xi \min}$) їх розподілу за розмахом крила літака.

Рішення такої задачі може бути забезпечено за рахунок збільшення числа трапецій, які утворюють план крила, та за рахунок геометричного скручування місцевих хорд (таблиця 3.4).

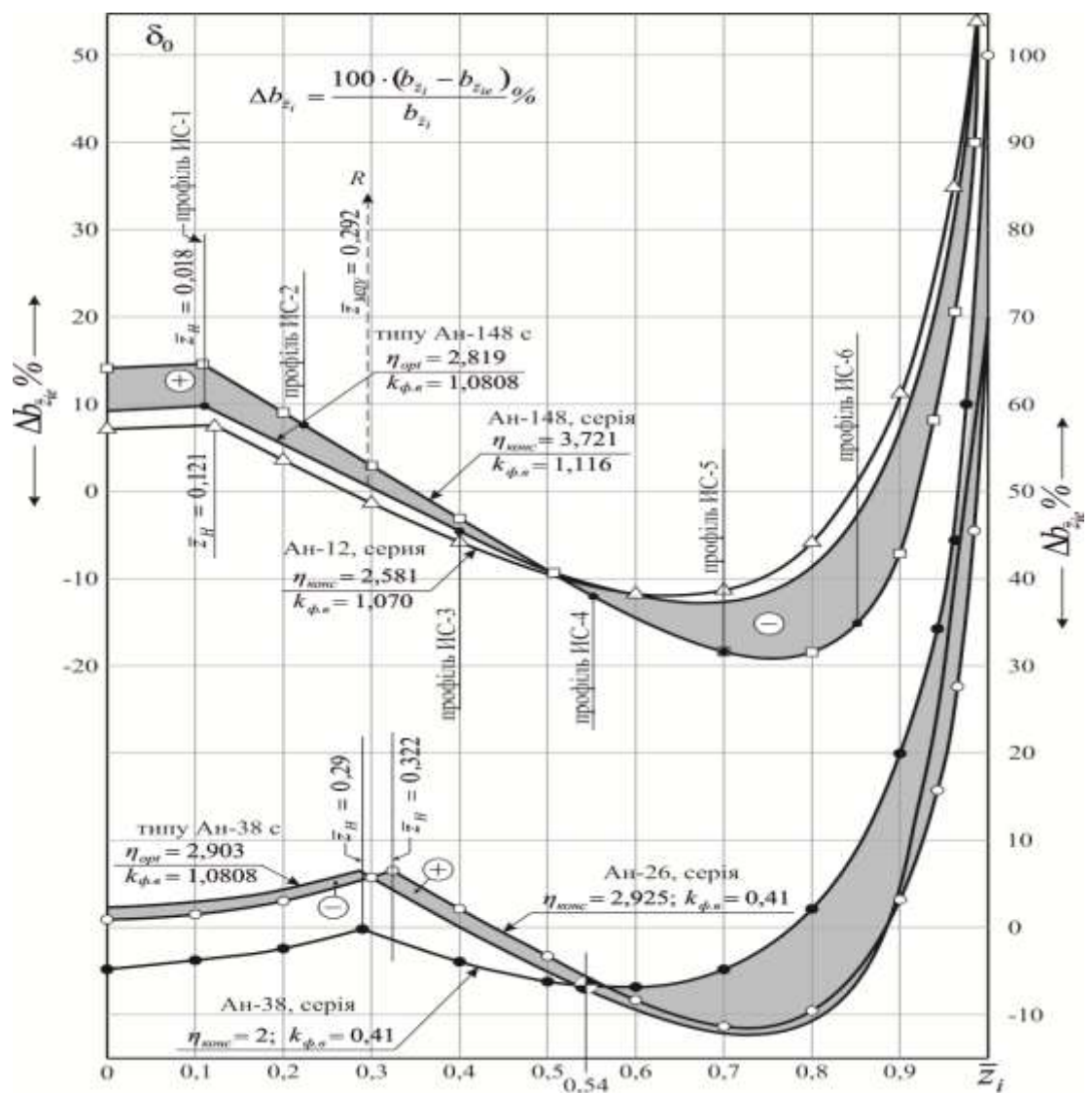


Рисунок 3.8 – Зміна величин місцевих хорд крил літаків Ан-12, Ан-26 і Ан-148 відносно еліптичності їх розподілу по розмаху з урахуванням координати зламу \bar{z}_i крила

Таблиця 3.4 – Залежності для визначення $\bar{b}_{\bar{z}_i}$ і $\bar{\varepsilon}_i$ модифікованих крил з однією координатою зламу \bar{z}_H

Рис. 3.5,а	η_c	Залежності для визначення			
		$\bar{b}_{1\bar{z}_i}$ при $\bar{z}_H \geq \bar{z}_i \geq 0$	$\bar{b}_{2\bar{z}_i}$ при $1 \geq \bar{z}_i \geq \bar{z}_H$	$\bar{\varepsilon}_1$ при $\bar{z}_H \geq \bar{z}_i \geq 0$	$\bar{\varepsilon}_2$ при $1 \geq \bar{z}_i \geq \bar{z}_H$
Форма крил у плані	$\eta_1=1,$ $\eta_2=\eta_c=\infty$	1,0	$\frac{1-\bar{z}_i}{1-\bar{z}_H}$	$\frac{2(1+\bar{z}_H)}{\pi}(1-\bar{z}_i^2)^{0,5}$	$\frac{2(1-\bar{z}_H^2)}{\pi}\left(\frac{1+\bar{z}_i}{1-\bar{z}_i}\right)^{0,5}$
	$\eta_1=1,$ $\eta_2=\eta_c$	1,0	$\frac{\eta_2-\bar{z}_H-(\eta_2-1)\bar{z}_i}{(1-\bar{z}_H)\eta_2}$	$\frac{2[(1-\bar{z}_H)+(1+\bar{z}_H)\eta_2](1-\bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi\eta_2}$	$\frac{2[(1-\bar{z}_H)+(1+\bar{z}_H)\eta_2](1-\bar{z}_i)(1-\bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_2-\bar{z}_H-(\eta_2-1)\bar{z}_i]}$
	$\eta_1=\eta_c>1,$ $\eta_2=1$	$\frac{\eta_1\bar{z}_H-(\eta_1-1)\bar{z}_i}{\eta_1\bar{z}_H}$	1,0	$\frac{2\bar{z}_H(\eta_1\bar{z}_H+2-\bar{z}_H)(1-\bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_1\bar{z}_H-(\eta_2-1)\bar{z}_i]}$	$\frac{2(\eta_1\bar{z}_H+2-\bar{z}_H)}{\pi}(1-\bar{z}_i^2)^{0,5}$
	$\eta_1>1,$ $\eta_2=\infty,$ $\eta_c=\infty$	$\frac{\eta_1\bar{z}_H-(\eta_1-1)\bar{z}_i}{\eta_1\bar{z}_H}$	$\frac{1-\bar{z}_i}{1-\bar{z}_H}$	$\frac{2\bar{z}_H(\eta_1\bar{z}_H+1)(1-\bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_1\bar{z}_H-(\eta_1-1)\bar{z}_i]}$	$\frac{2(\eta_1\bar{z}_H+1)(1-\bar{z}_H^2)}{\pi}\left(\frac{1+\bar{z}_i}{1-\bar{z}_i}\right)^{0,5}$
	$\eta_c>1,$ $\eta_c=\eta_1\eta_2$	$\frac{\eta_1\bar{z}_H-(\eta_1-1)\bar{z}_i}{\eta_1\bar{z}_H}$	$\frac{\eta_2-\bar{z}_H-(\eta_2-1)\bar{z}_i}{(1-\bar{z}_H)\eta_2}$	$\frac{2\bar{z}_H[(\eta_c-1)\cdot\bar{z}_H+\eta_2+1](1-\bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_c\bar{z}_H-(\eta_1-\eta_2)\bar{z}_i]}$	$\frac{2(1-\bar{z}_H)[(\eta_c-1)\bar{z}_H+\eta_2+1](1-\bar{z}_i)^{0,5}}{\pi[\eta_2\bar{z}_H-(\eta_2-1)\bar{z}_i]}$

Таблиця 3.5 – Залежності для визначення у $\bar{b}_{\bar{z}_i}$ і $\bar{\varepsilon}_i$ складених крил з двома (\bar{z}_{H1} і \bar{z}_{H2}) координатами зламів крила

Рис. 3.5	Рис. 3.5 б	Рис. 3.5 бс
	$\eta_1=1, \eta_2\eta_3=\eta_c, \eta_2>1$	$\eta_1>1, \eta_2>1, \eta_0>1, \eta_1\eta_2\eta_3=\eta_c$
$\bar{b}_{1\bar{z}_i}$ при $0 \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{H1}$	1	$\frac{\eta_1\bar{z}_{H1} - (\eta_1 - 1)\bar{z}_i}{\eta_1\bar{z}_{H1}}$
$\bar{b}_{2\bar{z}_i}$ при $\bar{z}_{H1} \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{H2}$	$\frac{\eta_2\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1} - (\eta_2 - 1)\bar{z}_i}{(\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1})\eta_2}$	$\frac{\eta_2\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1} - (\eta_1 - 1)\bar{z}_i}{(\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1})\eta_2}$
$\bar{b}_{3\bar{z}_i}$ при $\bar{z}_{H2} \leq \bar{z}_i \leq 1$	$\frac{\eta_3 - \bar{z}_{H2} - (\eta_3 - 1)\bar{z}_i}{(1 - \bar{z}_{H2})\eta_3}$	$\frac{\eta_3 - \bar{z}_{H2} - (\eta_3 - 1)\bar{z}_i}{(1 - \bar{z}_{H2})\eta_3}$
$\bar{\varepsilon}_1$ при $0 \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{H1}$	$\frac{2[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_1 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi\eta_c}$	$\frac{2\bar{z}_{H1}[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_2\eta_3 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi\eta_2\eta_3[\eta_1\bar{z}_{H1} - (\eta_1 - 1)\bar{z}_i]}$
$\bar{\varepsilon}_2$ при $\bar{z}_{H1} \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{H2}$	$\frac{2(\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1})[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_1 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi\eta_c[\eta_2\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1} - (\eta_2 - 1)\bar{z}_i]}$	$\frac{2(\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1})[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_2\eta_3 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi\eta_2\eta_3[\eta_2\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1} - (\eta_2 - 1)\bar{z}_i]}$
$\bar{\varepsilon}_3$ при $\bar{z}_{H2} \leq \bar{z}_i \leq 1$	$\frac{2(1 - \bar{z}_{H2})[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_1 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi[\eta_3 - \bar{z}_{H2} - (\eta_3 - 1)\bar{z}_i]}$	$\frac{2(1 - \bar{z}_{H2})[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1} + (\eta_2\eta_3 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0.5}}{\pi[\eta_3 - \bar{z}_{H2} - (\eta_3 - 1)\bar{z}_i]}$

Як бачимо, коефіцієнт еліптичності трапецієподібного крила при використанні його геометричного скручування (див. вираз (3.14)) визначає ряд найважливіших факторів, пов'язаних з цим процесом: установлення коефіцієнта загального скручування крила (K_{ε_i}), розподілу місцевих хорд (b_{z_i}), кутів їх скручування ($\varepsilon_i(z_i)$) і коефіцієнтів збільшення індуктивного опору (B_ε і B_{\min}).

Ефективність їх використання оцінимо за їх впливом на зміну індуктивного опору модифікованого крила на основі відомого виразу для його визначення з підсмоктувальною силою [8, 22]:

$$C_{x_i} = B_M \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{\text{еф}}}, \quad (3.15)$$

де коефіцієнт $B_M > 1,0$ визначає, у скільки разів індуктивний опір модифікованого крила більше індуктивного опору еквівалентного крила з такою ж площею ($S_c = S_{\text{екв}}$), з такими ж значеннями коефіцієнта піднімальної сили ($C_{y_c} = C_{y_{\text{екв}}}$), тобто при рівності піднімальних сил ($Y_c = Y_{\text{екв}}$) і подовжень ($\lambda_{\text{еф } c} = \lambda_{\text{еф } \text{екв}}$).

У таких умовах еквівалентності рівність циркуляцій швидкості [26] може бути забезпечена шляхом зображення B_M у вигляді суми

$$B_c = \sum B_i \bar{S}_i \quad (3.16)$$

для кожної з трапецій, що утворюють план крила.

Таким чином, залежності (3.15) і (3.16) являють собою модифікацію критерію еліптичності при використанні кутів геометричного скручування місцевих хорд ($\varepsilon_i^0(z_i)$) по розмаху крила, план якого утворений декількома трапеціями.

Для повної реалізації критерію (3.13) при проектуванні модифікованих крил за формою у плані слід мати на увазі особливість таких крил, яка полягає у тому, що для забезпечення еліптичного закону розподілу циркуляції уздовж розмаху модифікованого крила необхідно розглядати дві й більше частини півкрила, що мають спільні межі таких частин z_{ni} і різні значення звужень η_i на кожній з ділянок такого крила.

Тому значення B шукатимемо, виходячи з умови, що індуктивний опір

модифікованого крила з геометричним скручуванням перерізів уздовж напіврозмаху $((X_{ic})_{\bar{\varepsilon}_c=\text{var}})$ у B разів більше, ніж крила еліптичної форми в плані без скручування перерізів $((X_{ie})_{\bar{\varepsilon}_e=\text{var}})$ при виконанні рівностей: $S = S_e$, $\lambda_{\text{еф}} = \lambda_{\text{еф}e}$:

$$(X_{ic})_{\bar{\varepsilon}_c=\text{var}} = (X_{ie})_{\bar{\varepsilon}_e=\text{var}} = B_M q \frac{(C_y^{\alpha_e} \alpha_e)^2}{\pi \lambda_{\text{еф}}} S. \quad (3.17)$$

Розглянемо крило, яке складається з двох трапецій. Індуктивний опір такого крила по ділянках напіврозмаху, що має геометричне скручування перерізів $\varepsilon_{c1} = f_1(z)$ при $0 < z = z_H$ та $\varepsilon_{c2} = f_2(z)$ при $z = z_H \leq 0$, визначимо як суму індуктивних опорів кожної з ділянок:

$$(X_{ic})_{\bar{\varepsilon}_c=\text{var}} = (X_{ic1})_{\bar{\varepsilon}_{c1}=\text{var}} + (X_{ic2})_{\bar{\varepsilon}_{c2}=\text{var}}. \quad (3.18)$$

Так, для крила, утвореного двома трапеціями з однією координатою зламу z_H , отримаємо, що індуктивний опір на ділянці від 0 до z_H визначається виразом

$$(X_{ic1})_{\bar{\varepsilon}_{c1}=\text{var}} = 2q \frac{(C_y^{\alpha_e} \alpha_e)^2}{\pi \lambda_c} B_1 S_1. \quad (3.19)$$

Аналогічно, на ділянці від z_H до $0,5 \lambda_c$

$$(X_{ic2})_{\bar{\varepsilon}_{c2}=\text{var}} = 2q \frac{(C_y^{\alpha_e} \alpha_e)^2}{\pi \lambda_c} B_2 S_2. \quad (3.20)$$

Вираз для визначення повного індуктивного опору складеного крила отримаємо у такому вигляді:

$$(X_{ic})_{\bar{\varepsilon}_c=\text{var}} = 2q \frac{(C_y^{\alpha_e} \alpha_e)^2}{\pi \lambda_c} S_c (B_1 \bar{S}_1 + B_2 \bar{S}_2). \quad (3.21)$$

За умовами еквівалентності $2q \frac{(C_y^{\alpha_e} \alpha_e)^2}{\pi \lambda_{\text{еф}}} S_c = \text{const}$, отже, $(X_1)_{\bar{\varepsilon}_c=\text{var}} \min$ визначається мінімальним значенням:

$$B_i = \frac{4}{\pi^2} \frac{(\eta_i + 1)[3(\eta_i - 1)(\eta_i - 1) - 2(2\eta_i - 1)\lambda n \eta_i]}{(\eta_i - 1)^3}. \quad (3.22)$$

Підставляючи величини B_i у (3.21), одержимо значення B_m , ураховуючи при цьому, що $\eta_c = \eta_1 \eta_2 \eta_3$. Результати оцінювання наведено у таблиці 3.6.

Таблиця 3.6 – Розрахункові значення коефіцієнтів збільшення індуктивного опору B деяких серійних літаків (за моделлю крила з двома \bar{z}_{h1} , \bar{z}_{h2} при $\eta_1 = 1,0$, $\eta_2 > 1,0$ і $\eta_3 > 1,0$)

Параметри	Літаки				
	Іл-76	Іл-86	Ан-124	С-5А	В-747
\bar{z}_{h1}	0,095	0,127	0,090	0,091	0,439
\bar{z}_{h2}	0,455	0,38	0,39	0,438	0,710
η_1	←————— 1 —————→				1,871
η_2	1,588	1,543	1,460	1,491	1,429
η_3	2,089	2,55	2,601	1,824	1,524
η_c	3,317	3,935	3,797	2,720	4,075
\bar{S}_1	0,148	0,206	0,142	0,135	0,613
\bar{S}_2	0,457	0,339	0,400	0,431	0,224
\bar{S}_3	0,395	0,455	0,458	0,434	0,163
B_1	1,081	1,081	1,081	1,081	1,151
B_2	1,055	1,089	1,065	1,33	1,017
B_3	1,016	1,016	1,017	1,018	1,018
B	1,043	1,054	1,045	1,033	1,099

Як бачимо, найменший коефіцієнт збільшення індуктивного опору має крило літака С-5А, а найбільший – В-747-400.

ВТЛ Ан-124 має досить низьке значення B і це свідчення досконалості його форми з вигляду в плані.

Значення коефіцієнта B для інших вітчизняних ВТЛ (Ан-12, Ан-22, Ан-26, Ан-77 і Ан-72) показано на рис. 3.9.

Використовуючи залежності типу (3.12), можна кількісно оцінити зміни при оптимізації геометричного скручування місцевих хорд крила та при зміні модифікованих геометричних параметрів крила (n , \bar{z}_h , η).

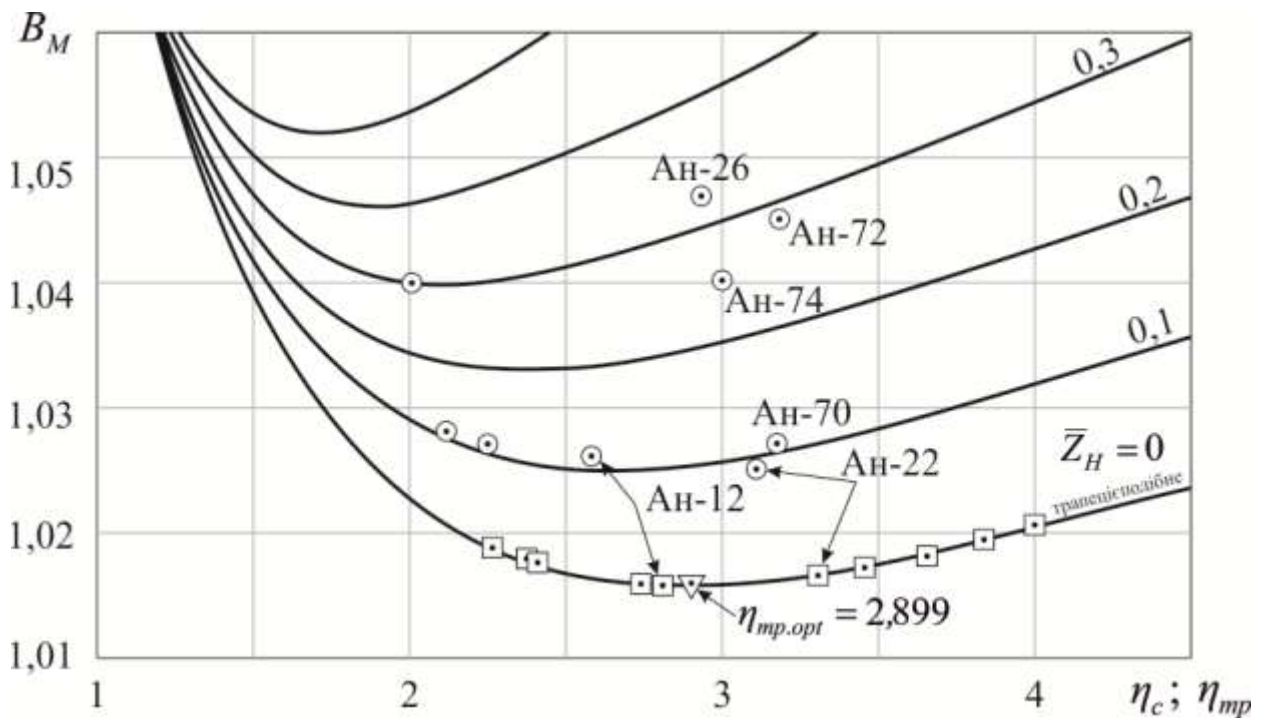


Рисунок 3.9 – Залежність $B_M = f(\bar{Z}_i, \eta_n)$ у крилах типу «прямокутний центроплан – трапецієподібні консолі»: — — розрахункові значення; ∇ \circ \square – у реальних ВТЛ

Аналіз даних, показаних на рис. 3.9, свідчить про те, що мінімізація $K_{\varepsilon i}^e$ досягається шляхом зменшення відносної величини площі «напливів» (\bar{S}_H) і збільшення координат зламів \bar{Z}_H до 0,4...0,5.

На цьому ж рисунку зображено значення $K_{\varepsilon i}^e$ для крил літаків Ан-124 і С-5А. Виходячи з мінімізації $K_{\varepsilon i}^e$, деяку перевагу слід віддати крилу літака С-5А. Однак у крилі літака Ан-124 поряд з малим значенням $K_{\varepsilon i}^e$ вдалося використати збільшене сумарне звуження $\eta_c = 3,797$, що призвело до зменшення маси крила, від якої істотно залежить стартова маса всього літака.

Таким чином, вирішено завдання підвищення ефективності модифікованих трапецієподібних крил шляхом використання коефіцієнта еліптичності їх форми.

Це завдання вирішено на основі моделі інтерполяції скручування місцевих хорд відносно бортової нервюри з використанням раніше розроблених коефіцієнтів форм K_f складових трапецієподібних крил.

Оцінювання коефіцієнта еліптичності форми крил, план яких утворений кількома трапеціями, зведено до розроблення моделей, що встановлюють зв'язок між коефіцієнтом збільшення індуктивного опору B та основними параметрами модифікованих крил, що дають змогу при заданій величині $B = \text{const}$ проводити компромісний вибір площ «напливів» \bar{S}_h і координат їх розташування по розмаху \bar{z}_h , що забезпечують поряд з оптимізованим скручуванням місцевих хорд еліптичний закон розподілу циркуляції швидкості та мінімальний індуктивний опір.

Аналіз крил літаків Ан-124 і С-5А показав, що, використовуючи геометричне скручування місцевих хорд по розмаху кожної з трапецій, коефіцієнт еліптичності цих крил K_{ei}^e можна забезпечити на рівні еліптичного крила, знизити на 3...5 % їх індуктивний опір і адекватно поліпшити паливну ефективність.

3.4. Метод перекомпонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» з урахуванням коефіцієнта еліптичності крила

Ефективність оперення у системі «крило + оперення» оцінюють [65] за величиною моменту, який оперення створює відносно відповідної осі літака:

$$M_{z_{го}} = Y_{го} L_{го}; M_{y_{во}} = Z_{во} L_{во}. \quad (3.23)$$

Підставляючи $Y_{го} = C_{y_{го}} S_{го} q_{го}$ і $Z_{во} = C_{z_{во}} S_{во} q_{во}$ у вирази для моментів оперення, отримуємо:

$$M_{z_{го}} = C_{y_{го}} S_{го} L_{го} q_{го}; M_{y_{во}} = C_{z_{во}} S_{во} L_{во} q_{во} \quad (3.24)$$

Щоб одержати вирази для безрозмірних коефіцієнтів моментів, перший вираз потрібно поділити на $S b_{сах} q$, а другий – на $S \lambda q$, тоді

$$m_{z_{го}} = C_{y_{го}} k_{го} \bar{S}_{го} \bar{L}_{го}; m_{y_{во}} = C_{z_{во}} k_{во} \bar{S}_{во} \bar{L}_{во}, \quad (3.25)$$

де $k_{го} = q_{го}/q$ і $k_{во} = q_{во}/q$ – коефіцієнти гальмування потоку у області

горизонтального й вертикального оперень, а відносні величини визначаються такими співвідношеннями:

$$\bar{S}_{го} = S_{го} / S; \bar{L}_{го} = L_{го} / b_a; \bar{L}_{во} = L_{во} / \lambda; \bar{S}_{во} = S_{во} / S; \bar{Y}_{во} = Y_{во} / \lambda. \quad (3.26)$$

Ці геометричні параметри оперення повинні забезпечити необхідні характеристики стійкості та керованості літака на всіх можливих режимах його польоту.

У роботі [96] показано, що розв'язання такої задачі може бути здійснено на основі виразу

$$\lambda_{еф} = K_{\phi} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} \quad (3.27)$$

або

$$\bar{S}_{хво\min} = 2 \cdot \sqrt{K_{\phi}} \cdot \sqrt{\frac{A_{го} B_{во}}{L_{го} L_{во}} S_{кр}}. \quad (3.28)$$

Ураховуючи, що у оптимальному варіанті коефіцієнт еліптичності модифікованого крила може бути поданий у вигляді (див. (3.12)):

$$K^e = \frac{K_{\phi}(\eta = 2,857)}{K_{\phi i}}, \quad (3.29)$$

де $K_{\phi}(\eta = 2,857) = 1,081$ (за Карафолі [65]), то цей вираз набере вигляду

$$K^e = 1,081 K_{\phi i}^{-1}. \quad (3.30)$$

Використовуючи такі перетворення, можна здійснити перекомпонування агрегатів хвостового оперення з урахуванням коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила шляхом формування залежностей типу

$$(S_{го}, S_{во}, L_{го}, L_{во}) = f(K^e(K_{\phi})). \quad (3.31)$$

Схему формування таких залежностей зображено на рис. 3.10.

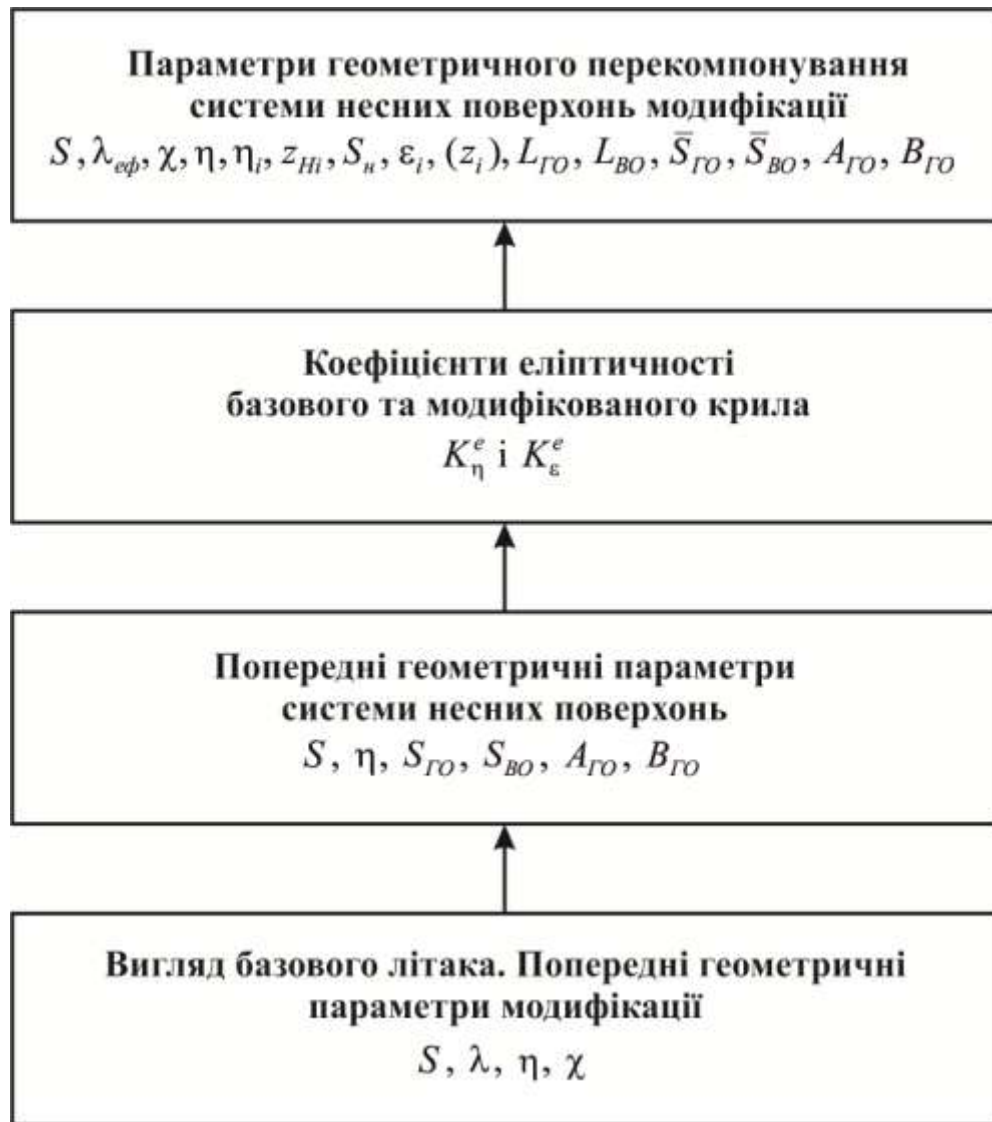


Рисунок 3.10 – Схема формування геометрії системи несних поверхонь на основі коефіцієнтів еліптичності крила, утвореного декількома трапеціями

При призначенні їх остаточних величин слід встановити обмеження, пов'язані із забезпеченням допустимого ступеня поздовжньої статичної стійкості.

Для розв'язання такої задачі зараз використовується метод «граничних ліній» (рис. 3.11), що дає змогу забезпечити мінімально допустимий ступінь поздовжньої статичної стійкості із перевантаження (при гранично задньому центруванні $\bar{x}_{\text{тиз}}$).

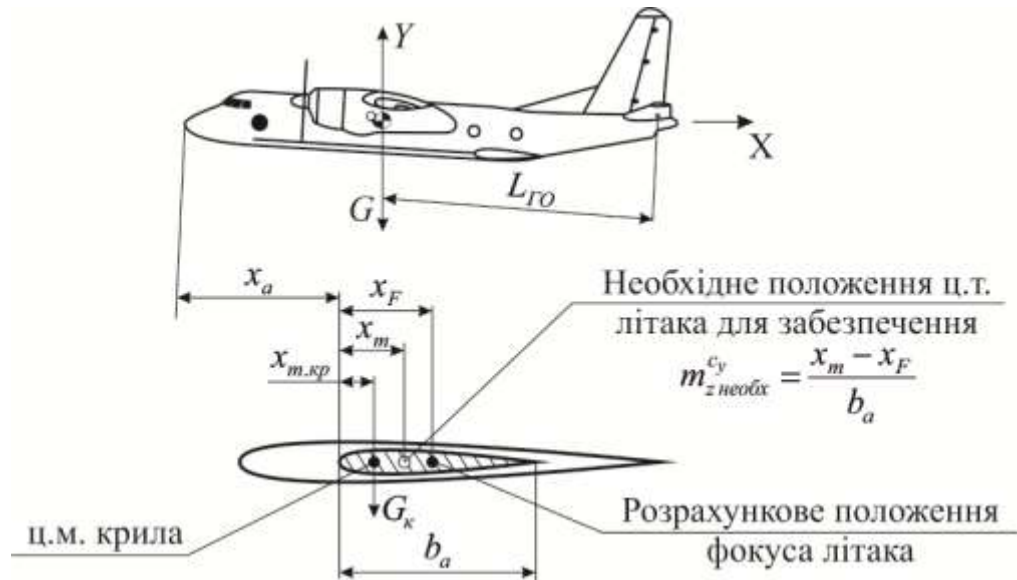


Рисунок 3.11 – Схема сил і плечей несних поверхонь, що забезпечують поздовжню статичну стійкість літака

За даними роботи [36], вимога мінімально допустимого ступеня поздовжньої статичної стійкості із перевантаження при задньому центруванні $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$ записується в таких параметрах:

$$\bar{x}_{\text{F}_{\text{ГО}}} - \bar{x}_{\text{ТПЗ}} + k_{\text{ГО}} A_{\text{ГО}} \frac{\alpha_{\text{ГО}}}{C_y^\alpha} (1 - \varepsilon^\alpha) < \bar{m}_{z_{\text{min}}}^{c_y}. \quad (3.32)$$

З цієї нерівності отримують умову для вибору коефіцієнта статичного моменту горизонтального оперення (рис. 3.12):

$$A_{\text{ГО}} > \frac{\bar{m}_{z_{\text{min}}}^{c_y} - \bar{x}_{\text{F}_{\text{ГО}}} + \bar{x}_{\text{ТПЗ}}}{1 - \varepsilon^\alpha} \frac{C_y^\alpha}{k_{\text{ГО}} \alpha_{\text{ГО}}}, \quad (3.33)$$

де $\bar{x}_{\text{F}_{\text{ГО}}}$ – відносна відстань від фокуса літака до носка САХ (без ГО);

$\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$ – відносна гранично задня відстань від ц.м. до носка САХ;

ε^α – зміна кута скосу потоку при одиничній зміні кута атаки крила;

C_y^α – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки крила;

$k_{\text{ГО}}$ – коефіцієнт гальмування потоку у області ГО;

$\alpha_{\text{ГО}}$ – похідна коефіцієнта піднімальної сили ГО за кутом атаки крила.

З рівняння зв'язку знайдемо $A_{го} = \frac{B_{во} L_{го} \lambda_{г}}{K_{фс} L_{во}}$ і після заміни $A_{го}$ одержимо

$$\bar{m}_{z \min}^{C_y} < \frac{B_{во} L_{го} \lambda_{г} K_{го} \chi_{го} (1 - \varepsilon^\alpha)}{K_{фс} L_{во} C_y^\alpha} + \bar{x}_{F_{го}} - \bar{x}_{T_{пз}} \quad (3.34)$$

Побудовані за виразом (3.34) у координатах граничні лінії утворюють так званий «хрест» (див. рис. 3.12), що обмежує область вибору значень $A_{го}$ залежно від діапазону розбігу центрувань $\bar{x}_{T_{пз}} - \bar{x}_{T_{пн}}$.

Як видно з рис. 3.11, зі збільшенням розбігу центрувань потрібні значення $A_{го}$ збільшуються. Найменше потрібне значення $A_{го \min}$, яке визначається точкою перетину двох граничних ліній, забезпечує задоволення цих двох умов при єдиному положенні центра мас без розбігу центрувань.

З даних, показаних на рис. 3.12, випливає, що величина $A_{го}$ істотно впливає на розбіг центрувань, на параметри керованості, на умови відриву переднього стояка шасі від ЗПС та інші важливі характеристики літака.

Ураховуючи ці обставини, слід мати на увазі, що цей параметр залежить і від коефіцієнта еліптичності крила у системі несних поверхонь (див. (3.28) і (3.31)):

$$A_{го} = \frac{B_{во} \bar{L}_{го} \lambda_{еф}}{\bar{L}_{во} K^e(K_{ф})}, \quad (3.35)$$

$$\bar{m}_{z \min}^{C_y} < \frac{\lambda_{еф} \bar{L}_{го} B_{го} \chi_{го} (1 - \varepsilon^\alpha)}{(K^e(K_{ф})) \bar{L}_{во} C_y^\alpha} + \bar{x}_{T_{бо}} - \bar{x}_{T_{пз}}. \quad (3.36)$$

Із уведенням у умову статичного балансування коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила в систему несних поверхонь виявилася можливість оцінити його вплив на величину $m_{z \min}^{C_y}$.

Як отримано у роботах, діапазон змін $K_{п,е}^e$ становить 10 % його номінального значення, а це суттєво впливає на умови статичного балансування літака.

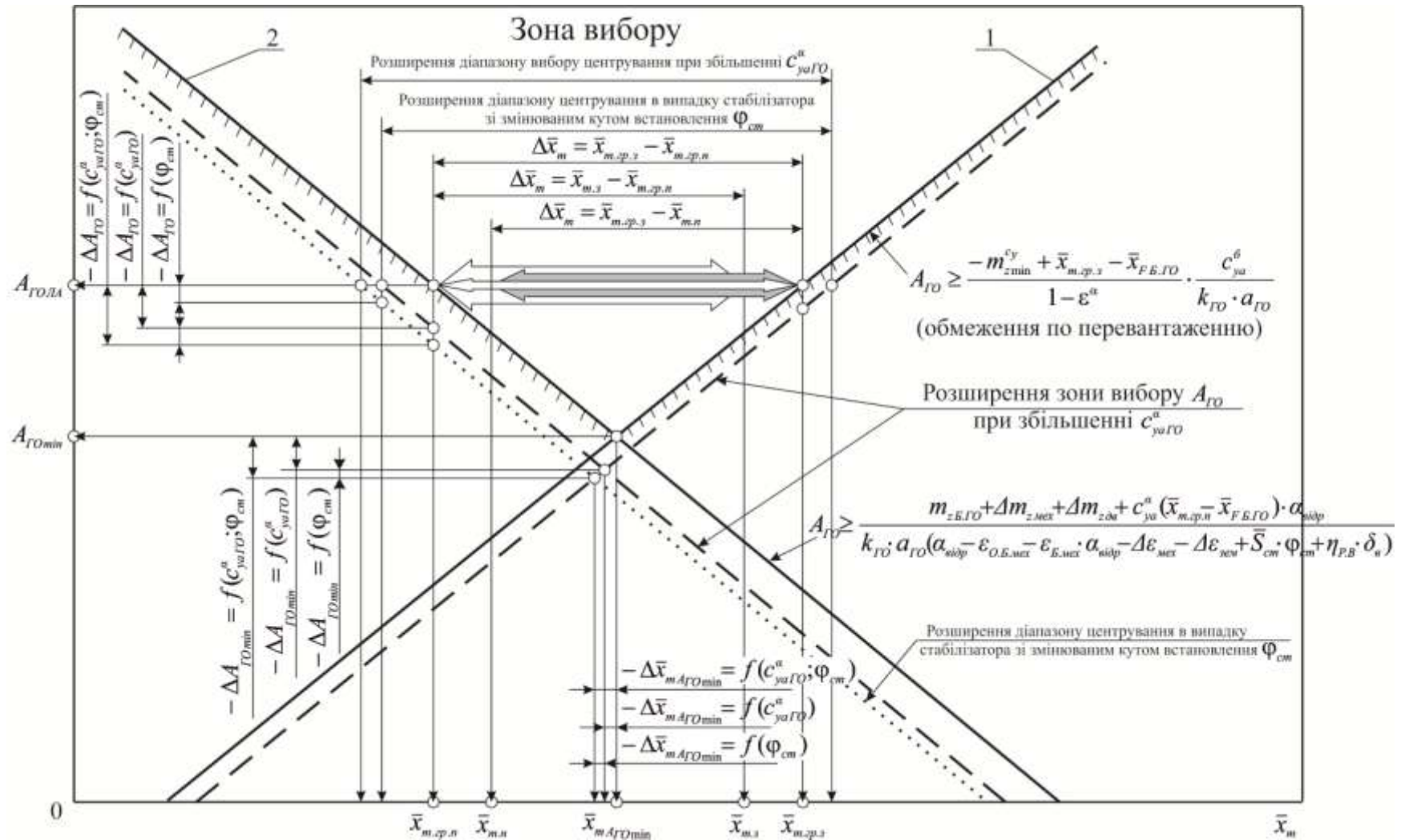


Рисунок 3.12 – Граничні лінії та область вибору параметрів $A_{ГД}$ і \bar{x} : 1 – мінімально допустимий ступінь поздовжньої статичної стійкості; 2 – балансування літака на великих кутах атаки крила [84]

При розгляді спільної ефективності несних поверхонь «крило + оперення» неодмінно виникає питання про мінімізацію втрат на балансування літака. Ці втрати виникають, як тільки на горизонтальному оперенні виникає піднімальна сила.

Величина втрат на балансування визначається не тільки мірою поздовжньої статичної стійкості $m_z^{c_y}$, але й окремими параметрами системи «крило + горизонтальне оперення», такими як $\bar{S}_{го}(K_{тр}^e)$ і $\bar{S}_{во}(K_{тр}^e)$.

Суть явища полягає в тому, що запропонований метод вибору геометричних параметрів системи несних поверхонь на основі таких моделей призводить не тільки до зменшення індуктивного опору, але й до зменшення втрат аеродинамічної якості на балансування літака (таблиця 3.7):

$$\bar{K}_{max} = \frac{K_{max\text{бал}}}{K_{max\text{при } m_z^{c_y} = 0}}. \quad (3.37)$$

Таблиця 3.7 – Вплив коефіцієнтів еліптичності трапецієподібного крила K^e на втрату аеродинамічної якості при забезпеченні балансування \bar{K}_{max}

$-m_z^{c_y}$	K^e		
	1,00	0,98	0,95
1,10	0,985	0,974	0,96
0,15	0,967	0,95	0,93
0,20	0,95	0,98	0,86

Аналіз показує, що втрати аеродинамічної якості на балансування літака при виборі геометричних параметрів його несних поверхонь з урахуванням коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила знижуються на 7...9 %.

Необхідна ефективність поздовжнього керування для балансування літака на злітно-посадкових режимах з повністю відхиленою механізацією крила та при передньому центруванні оцінюється нерівністю (3.31), яку після подібної

підстановки $A_{го}$ можна перетворити відносно $m_{Z_{o б.г.о}}$.

Для прикладу проведемо порівняльне оцінювання ефективності зміни геометрії модифікованих систем несних поверхонь з різними коефіцієнтами еліптичності їх трапецієподібних крил (рис. 3.13).

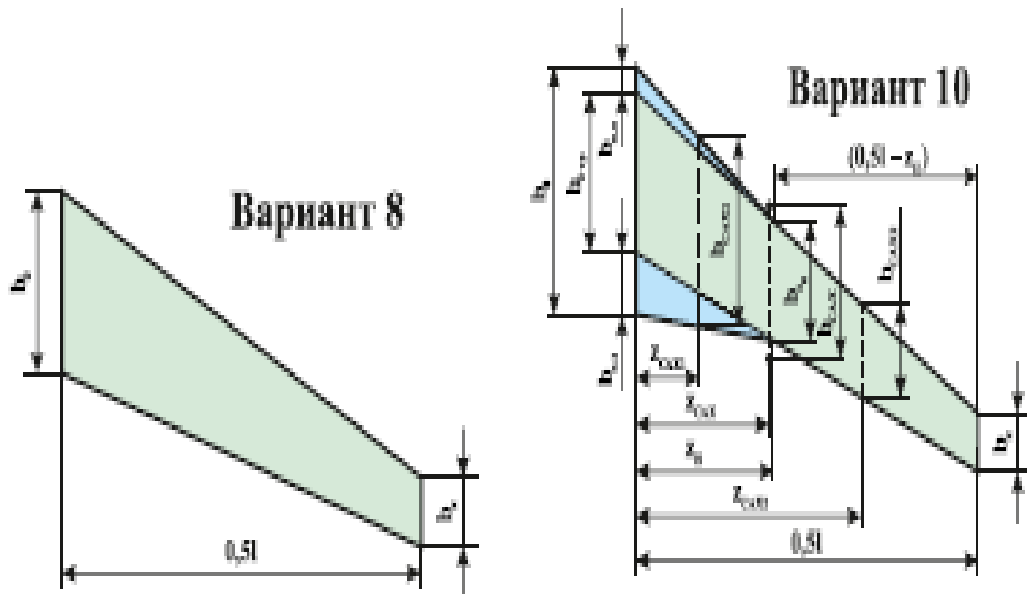


Рисунок 3.13 – Варіанти геометрії трапецієподібних крил з різними коефіцієнтами їх еліптичності

Таке оцінювання можна здійснити на основі залежності

$$C_{xi} = B_c \frac{C_y^2}{\pi \lambda} \quad (3.38)$$

при однакових значеннях подовження λ у базового й модифікованого варіантів.

У таблиці 3.8 наведено деякі з основних параметрів і коефіцієнтів, визначених вище, двох порівнюваних форм у плані гладких крил з оцінкою абсолютних і відносних ($b, \%$) величин, що відіграють важливу роль при оптимізації літака на ранніх стадіях проектування та впливають на поверхневі, вагові, аеродинамічні характеристики, на об'єми крилових паливних баків, розміщення систем агрегатів по крилу, визначення компоновання механізації, поверхонь керування, розміщення силових установок та ін. Зміни K_e спричиняють істотні зміни геометричних параметрів крила.

Таблиця 3.8 – Порівняльне оцінювання параметрів двох варіантів форм крила, що мають різні коефіцієнти еліптичності

№ п/п	Параметри і коефіцієнти	Варіанти		Δi ($\Delta\%$) варіанта 10 відносно варіанта 8	Вплив
		8	10		
1	K°	0,93	0,98	+0,054 (+5%)	На величину C_{xi}
2	η	Трапеція 3	Складене 4,145	+1,145 (+38,17)	На багато параметрів і характеристик
3	B	1,16	1,041	+ 0,025 (+2,46)	На величину C_{xi}
4	l, m	30,000	30,805	+ 0,805 (+2,68)	
5	$z_{\text{борт}}, m$	1,386		–	При рівних d фюзеляжу
6	$b_{\text{борт}}, m$	4,692	5,096	+ 404 (+8,61)	Істотний вплив на міцнісні, вагові, об'ємні, для палива характеристики та компонування крилових систем ...
7	$\bar{C}_{\text{борт}}, \%$	15			
8	$C_{\text{борт}}, m$.704	.764	+ 064 (+8,52)	
9	$b_{\text{сах}}, m$	3,611	3,688	+ 077 (+2,13)	На діапазон експлуатаційних центрувань

Порівняльне оцінювання за коефіцієнтом еліптичності можна здійснити й для трапецієподібних крил реальних літаків. Як приклад наведено оцінювання K_e ряду важких літаків за умови, що план їх напівкрила утворений двома трапеціями ($n_{\text{тр}} = 2$) (таблиця 3.9).

Таблиця 3.9 – Оцінювання деяких літаків за коефіцієнтом еліптичності їх трапецієподібних крил

Коефіцієнт еліптичності	Крило літака			
	С-5А	Ан-124	Іл-86	Іл-76
($n = 2$) K_e	0,98	0,96	0,92	0,98

Порівнюючи наведені результати, можна констатувати, що крила літаків С-5А і Іл-76 мають K_e , найбільш близький до оптимального значення, а отже, і збільшену аеродинамічну якість, і кращу паливну ефективність.

Слід також урахувати, що коефіцієнт еліптичності впливає й на інші узагальнені показники.

Якщо формувати площі хвостового оперення з урахуванням коефіцієнта еліптичності крила, то вираз (3.30) набуде вигляду

$$\bar{S}_{\text{хв о min}} = 2 \cdot \sqrt{1,081K^e} \cdot \sqrt{\frac{A_{\text{го}}B_{\text{во}}}{L_{\text{го}}L_{\text{во}}}} S_{\text{кр}}, \quad (3.39)$$

з якого випливає, що K_e має певний вплив на $\bar{S}_{\text{хв о min}}$.

Однак при цьому необхідно також урахувати, що й величина площі крила набуває різних оцінок. Вітчизняна методика підрахунку $S_{\text{кр}}$ мало чим відрізняється від методики європейських фірм.

Американські фірми при визначенні $S_{\text{кр}}$ виходять з більш реального зображення для складових (з розгалуженою текстурою) крил. При незначних величинах $\bar{S}_i \leq 1 \div 2 \%$ площу крила підраховують за основною трапецією.

Для літака В-747, у якого гладке ізольоване крило має величину $\bar{S}_i = 14,9 \%$, фірма застосувала іншу методику: площа крила визначалася за вирахуванням ділянок напливів у підфюзеляжній частині.

Ураховуючи цей аналіз, можна констатувати, що результати проведених досліджень є необхідними на початковому (попередньому) етапі формування параметрів системи несних поверхонь «крило + горизонтальне оперення».

При остаточному ж виборі параметрів горизонтального оперення слід також урахувати проблему забезпечення стійкості та керованості модифікації з урахуванням затінених частин крила зовнішніми агрегатами (фюзеляжем, мотогондолами, двигунами, вузлами навішування механізації тощо), які впливають на перерозподіл циркуляції. Слід також урахувати наявності автоматичних пристроїв, наприклад автоматів обмеження режимів за α і \mathbf{n}_y , автомата завантаження штурвала з корекцією за q з механічним тривимірним ефектом, автомата вібрації штурвала у випадках відсутності попереджувальних ознак, автомата $K_{\text{ш}}$ – коефіцієнта передатного відношення механічної проводки між важелями керування по каналах РВ і РН, без максимальних (підвищених) дозволених режимів роботи маршових двигунів при критичних ситуаціях у

польоті та ін., неможливе розроблення найкращого конструктивно-аеродинамічного компоновання та схеми літака на ранній стадії проектування.

Проводячи порівняльне оцінювання варіантів (див. таблицю 3.8) з урахуванням наведених обмежень, на ранній стадії проектування слід віддати перевагу варіанту 10.

3.5 Висновки до розділу

У розділі для етапу попереднього проектування модифікацій розроблено й апробовано метод геометричного перекомпоновання ізольованого крила та системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» на основі використання коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, що забезпечує системі несних поверхонь мінімальну величину індуктивного опору.

1. Уперше введено поняття коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, розроблено моделі його кількісного оцінювання з урахуванням модифікаційних змін координат зламів крила по розмаху (z_{ni}) і звужень трапецій (η_c), що утворюють план крила.

2. Для етапу попереднього проектування у структурі запропонованого методу розроблено моделі:

- підвищення коефіцієнта еліптичності трапецієподібних крил шляхом збільшення кількості трапецій, що утворюють план крила, і використання процесу дискретного геометричного скручування місцевих хорд кожної з трапецій. Це є основою геометричного перекомпоновання крила, тобто цілеспрямованої зміни координат зламів (z_{ni}), сумарного звуження (η_c) і кутів скручування місцевих хорд ($\bar{\epsilon}_i^0$), що забезпечують модифікованому крилу мінімум індуктивного опору при заданій величині піднімальної сили;

- визначення основних параметрів агрегатів хвостового оперення $S_{го}$, $S_{во}$, $L_{го}$ і $L_{во}$ з урахуванням коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, що дає змогу забезпечити системі несних поверхонь близьку до мінімальної величину індуктивного опору, що є одним зі шляхів підвищення паливної

ефективності літака;

- забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака з урахуванням коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила та зниження втрат на балансування літака.

З урахуванням таких 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 та впливають на міцнісні, вагові, аеродинамічні характеристики, на об'єми крилових паливних баків, розміщення систем, агрегатів по крилу, визначення компоновання механізації, поверхонь керування, розміщення силових установок та ін. Ці моделі можуть бути використані конструкторами при знаходженні взаємозв'язаних рішень відносно раціональних координат розміщення двигунів на крилі, силових елементів каркаса для крила, ємності паливних баків, механізації та поверхонь керування.

3. Запропонований метод (у вигляді числового експерименту) апробовано на прикладах найефективніших несних поверхонь у модифікаціях військово-транспортних літаків В-747-400, С-5А, сімей А-300 і С-2, що дає змогу з достовірністю його використовувати й при розробленні нових модифікацій ВТЛ різного призначення.

4. Основні наукові результати, наведені в третьому розділі, опубліковано у працях автора [5, 6, 7, 8, 26, 27], наведених у анотації.

РОЗДІЛ 4

МОДЕЛІ УЗГОДЖЕННЯ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У КРИЛІ Й СИЛОВІЙ УСТАНОВЦІ

Однією з основних причин створення модифікацій літаків транспортної категорії та ВТЛ є підвищення їх вантажопідйомності й дальності дії (див. розд. 1) [1–11, 17–27].

При необхідних значних змінах цих параметрів не обійтися без глибоких модифікаційних змін у крилі [56, 57, 63, 64, 72–74, 95, 96, 98, 102, 111] і силовій установці базової моделі [114–118, 142, 143, 167].

У таких умовах виникає кілька напрямів вирішення цієї проблеми:

- залишити незмінними площу та інші геометричні параметри крила, а проблему вирішувати шляхом істотних змін у силовій установці;
- змінити площу крила та його аеродинамічне компонування при незмінних параметрах силовій установці.

Обидва шляхи мають певні переваги, але при їх реалізації виникає кілька проблемних питань:

- надмірне збільшення стартової маси модифікації [22, 26];
- погіршення її злітно-посадкових характеристик [32, 33];
- зниження паливної ефективності та інших техніко-економічних показників, що призводить до зниження конкурентоспроможності модифікації [196, 198, 203, 205, 215].

4.1 Структурна схема впливу геометричного перекомпонування крила та змін у силовій установці на тягооснащеність і паливну ефективність модифікації

Методологія цієї роботи (див. розд. 2) спрямована на реалізацію одночасних модифікаційних змін у крилі й силовій установці. Такий підхід відомий і в теорії, і в практиці [52, 53].

Характерною особливістю цієї роботи є не стільки зміна площі крила, а в основному його геометричне перекомпонування, спрямоване на підвищення

аеродинамічної якості шляхом наближення трапецієподібного крила до еліптичної форми, що забезпечує мінімальну величину індуктивного опору не тільки самого крила, але й усієї системи несних поверхонь модифікації. А це, своєю чергою, тягне за собою необхідність геометричного перекомпонування хвостового оперення, зменшення координат розташування його агрегатів і подовження фюзеляжу.

Така геометрична модифікаційна модель крила, агрегатів хвостового оперення та укороченого фюзеляжу, яка має зменшений опір, потребує й менших наявних тяг (потужностей), ніж при зміні тільки площі крила. Ці обставини й спричиняють необхідність узгодження процесів геометричного перекомпонування крила та параметрів силової установки (рис. 4.1).

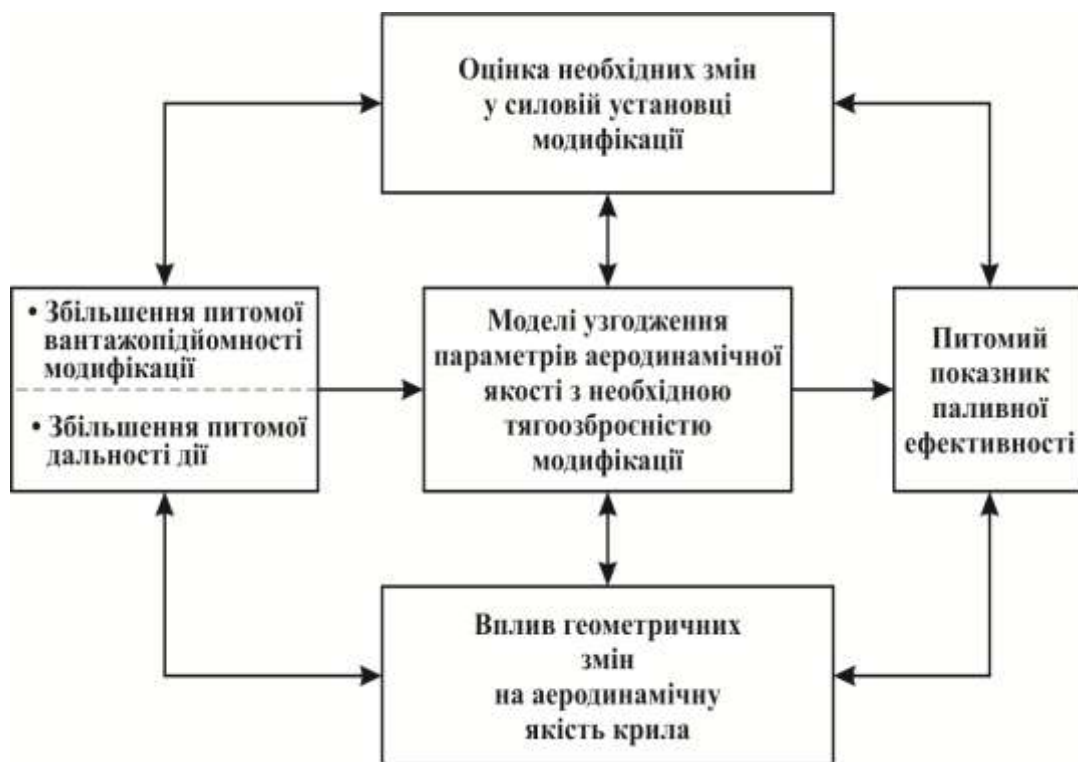


Рисунок 4.1 – Схема узгодження змін у геометрії крила й силувій установці на етапі попереднього проектування модифікації

Основою запропонованої структури є таке:

– можливість підвищення вантажопідйомності й дальності дії модифікації як основної умови її створення;

- узгодження змін у геометрії крила з наявною тягою (потужністю) силової установки при реалізації необхідного підвищення вантажопідйомності;
 - формування необхідної тягооснащеності модифікації зі збільшеною вантажопідйомністю та з урахуванням нормованих умов польоту й режимів роботи силової установки;
 - оцінювання питомої паливної ефективності за підвищенням питомої вантажопідйомності й питомої дальності дії з урахуванням питомої витрати палива двигуна (для етапу попереднього проектування);
 - їх взаємозалежність і послідовність реалізації.
- Методи й моделі цієї структури та їх взаємозв'язок є науковою основою узгодження модифікаційних змін у крилі й силовій установці.

4.2 Моделювання впливу модифікаційних змін у геометрії крила та умов польоту на аеродинамічну якість

Величина потрібного коефіцієнта піднімальної сили для усталеного рівномірного польоту в такому випадку буде розраховуватися за такою формулою:

$$C_{\text{употр}}(H, M) = \frac{m_0 g}{Sq(H, M)}, \quad (4.1)$$

де

$$q(H, M) = \rho(H) \frac{v^2}{2} = \rho(H) \frac{M^2 a^2}{2}.$$

У наведених формулах: q – величина набіжного потоку; H – висота польоту; M – число Маха польоту; $\rho(H)$ – густина повітря; a – швидкість звуку на висоті H .

На режимах безвідривного дозвукового обтікання літака та при відсутності геометричного скручування аеродинамічних профілів уздовж розмаху крила аналітична залежність полярні літака описується виразом [11]

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} = C_{x_0} + DC_y^2.$$

При геометричному скручуванні профілів уздовж розмаху крила полярна має інший вигляд (див. рис. 2.7):

$$C_{x_\varepsilon} = C_{x_0} + C_{x_1, \varepsilon} = C_{x_0} + DC_{y_\varepsilon}^2 - AC_{y_\varepsilon}, \quad (4.2)$$

де C_{x_0} – коефіцієнт лобового опору, який залежить від профільного опору, від сил тертя й тиску, що виникають при обтіканні літака при нульовій піднімальній силі, $C_y = 0$ і $C_{x_0} = C_{x_1, \delta}$;

- A – коефіцієнт поляри, що залежить від закону геометричного скручування аеродинамічних профілів уздовж розмаху крила, $A = A_\delta$;

- $D = D_\delta = \frac{B}{\pi \lambda_{\text{еф}}}$ – коефіцієнт відвалу поляри, що характеризує аеродинамічну якість планера літака й залежить в основному від форми крила в плані [28];

- $B = B_\delta$ – коефіцієнт збільшення індуктивного опору крила, зв'язаний з підсмоктувальною силою;

- C_{x_1} – коефіцієнт індуктивного опору, зв'язаний з піднімальною силою крила:

$$C_{x_1} = \frac{C_{\text{употр}}(H_{\text{кр}}, M_{\text{кр}})}{K} - C_{x_0}.$$

З урахуванням наведених залежностей величина тяги маршових двигунів визначається виразом

$$P = C_x q(H, M) S. \quad (4.3)$$

Відносна величина повного опору оцінюється такими співвідношеннями.

1. При $A = 0$

$$\frac{C_x}{C_{x, \delta}} = \bar{C}_x = \frac{C_{x_0} + DC_y^2}{C_{x_0} + DC_{y, \delta}^2}. \quad (4.4)$$

При повній відповідності зовнішньої конфігурації модифікації і базової моделі максимальні аеродинамічні якості визначаються формулою

$$K_{\text{max}} = K_{\text{max}, \delta} = \frac{1}{2\sqrt{DC_{x_0, \delta}}}. \quad (4.5)$$

Перетворимо залежність (4.5), виразивши

$$C_{x_0, \delta} = C_{x_0} = \frac{1}{4DK_{\text{max}}^2}.$$

Залежність (4.4) подамо у вигляді рівняння

$$K = \frac{C_y}{C_{x_0} + DC_y^2},$$

розкривши яке з використанням (4.5), одержимо квадратне рівняння відносно C_y :

$$C_y^2 - \frac{1}{BK} C_y + \frac{1}{4D^2 K_{\max}^2} = 0,$$

звідки

$$C_y = \frac{1 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{K}{K_{\max}}\right)^2}}{2DK}, \quad (4.6)$$

а його відносна величина визначається співвідношенням

$$\bar{C}_y = \frac{1 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{K}{K_{\max}}\right)^2}}{2DKC_{y.б}} \quad (4.7)$$

2. При $A \neq 0$

$$\frac{C_x}{C_{x.б}} = \bar{C}_x = \frac{C_{x_0} + DC_y^2 - AC_y}{C_{x_0} + DC_{y.б}^2 - AC_{y.б}}; \quad (4.8)$$

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{DC_{x_0} - A}}; \quad (4.9)$$

$$C_{x_0} = \frac{1 + 4AK_{\max}^2}{4DK_{\max}^2}; \quad (4.10)$$

$$K = \frac{C_y}{C_{x_0} + DC_y^2 - AC_{y.б}}; \quad (4.11)$$

$$C_y^2 = \frac{1 + AK}{DK} C_y + \frac{1 + 4AK_{\max}^2}{4D^2 K_{\max}^2};$$

$$C_y = \frac{(1 + AK) \pm \sqrt{(1 + AK)^2 - (1 + 4AK_{max}^2) \left(\frac{K}{K_{max}}\right)^2}}{DK}; \quad (4.12)$$

$$\bar{C}_y = \frac{(1 + AK) \pm \sqrt{(1 + AK)^2 - (1 + 4AK_{max}^2) \left(\frac{K}{K_{max}}\right)^2}}{DKC_{y,6}}. \quad (4.13)$$

При цьому схему оцінювання аеродинамічної якості, що входить у вирази (4.11), (4.12) і (4.13), можна зобразити у вигляді послідовності (рис. 4.2).

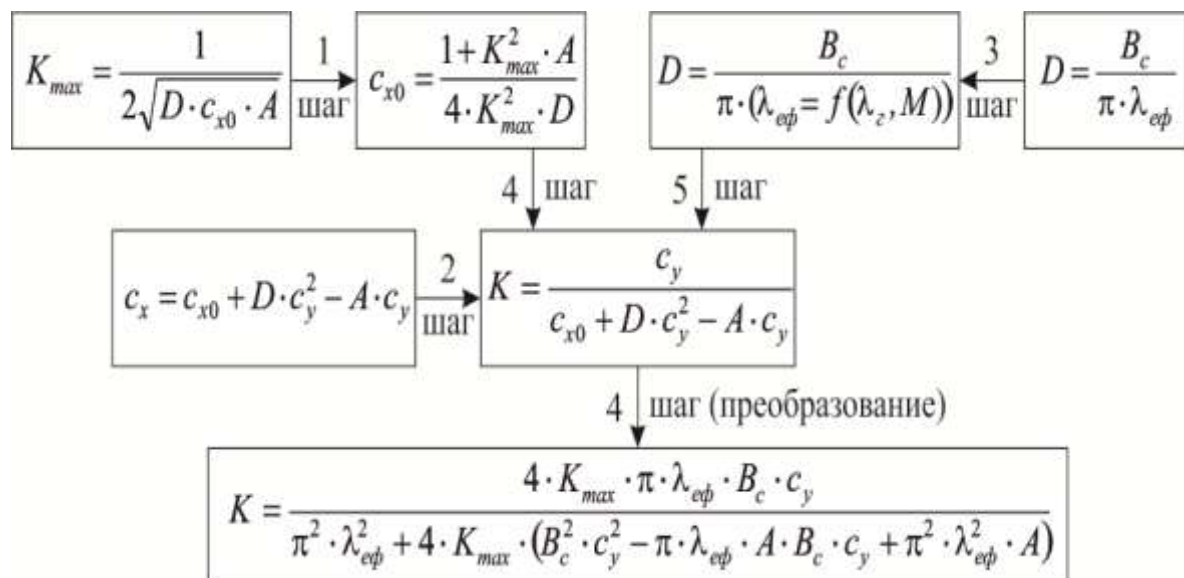


Рисунок 4.2 – Схема оцінювання аеродинамічної якості при геометричному перекомпонуванні крила

Слід мати на увазі, що вводиться допустиме значення $C_{y \text{ доп}}$ за умовами експлуатаційних обмежень, наприклад трясіння або звалювання. Коефіцієнт $C_{y \text{ доп}}$ дозвукового літака відповідає початку нелінійності $C_y = f(\alpha)$ або початку утворення «ложки» у залежності $m_2 = f(\alpha)$.

При нормованій індикаторній швидкості пориву вітру w_i має обов'язково виконуватися умова

$$(C_y)_{w_i} \leq C_{y \text{ доп}}, \quad (4.14)$$

де

$$(C_y)_{w_i} = C_y + \Delta C_{y_{w_i}} = C_y + \frac{W_i}{V} C_y^\alpha.$$

Аналітичний вираз визначення C_y надалі будемо використовувати для оцінювання можливої зміни маси модифікації відносно базового літака при виконанні прямолінійних польотів у вертикальній площині.

Для оцінювання впливу польоту модифікації зі збільшеною стартовою масою розглянемо її рух у нормованих обставинах.

4.2.1 Усталений рух

Ураховуючи, що кінематичні параметри руху літака α , β , γ , H і V протягом незначної частини польоту практично не змінюються, можна без великої похибки користуватися відомими рівняннями усталеного руху для визначення й оцінювання льотних якостей.

Прискорення сили тяжіння вважають постійним і незалежним від висоти польоту. Невеликими силами інерції та кривизною земної поверхні нехтують.

При усталеному польоті має виконуватися основна умова – рівновага всіх зовнішніх сил, включаючи силу тяжіння, що діє на літак.

Розрізняють два види усталеного руху літака: прямолінійний і криволінійний.

4.2.2 Прямолінійний усталений рух літака у вертикальній площині

Рух літака у вертикальній площині протягом досить малого проміжку часу, за який параметри атмосфери істотно не змінюються, можна розглядати як усталений.

Рівняння прямолінійного усталеного руху літака у вертикальній площині без ковзання (β) і крену (γ) у зв'язаній системі координат мають такий вигляд [50]:

$$0,5C_{cy}S_{кр}\rho V^2 + T_n \sin(\alpha - \varphi) = G \cos \theta; \quad (4.15)$$

$$T_n \cos(\alpha - \varphi) = 0,5C_x S_{кр} \rho V^2 + G \sin \theta. \quad (4.16)$$

– кути між тягою в площині x_1Oy_1 і віссю Ox_1 розглянутих ідентичних літаків у силових установках є практично однаковими, тобто $\varphi = \varphi_6$;

– кути нахилу траєкторій польоту розглянутих літаків до місцевої горизонтальної площини є не надто великими, що має місце при реалізації модифікаційних змін у геометрії крила й при заміні маршових двигунів.

Крім того, при реалізації такого підходу можна визначити взаємозв'язок таких основних, але різнорідних параметрів: злітна маса модифікації, потрібна й наявна потужність силової установки, швидкісні характеристики в повному їх діапазоні (див. рис. 4.3) та інші змінні параметри.

З урахуванням спрощень маємо $\sin(\alpha - \varphi) \approx 0$, $\cos(\alpha - \varphi) \approx 1$ і $\cos \theta \approx 1$, вихідні рівняння усталеного польоту набувають вигляду

$$G = 0,5C_y S_{кр} \rho V^2; \quad (4.17)$$

$$T_n = T_{гор} + G \sin \theta = \frac{C}{K} + G \sin \theta = G \frac{1 + K \sin \theta}{K}. \quad (4.18)$$

Відносно базового літака, рівняння прямолінійного усталеного руху модифікації у вертикальній площині у відносних параметрах набирають вигляду

$$\bar{G} = C_y \bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2 + \sin \theta = \frac{1 + K \sin \theta}{K}, \quad (4.19)$$

$$\bar{K} t_n = \frac{1 + K \sin \theta}{1 + K_6 \sin \theta_6}. \quad (4.20)$$

Рівняння (4.19) при $\bar{G} > 1$ використовуємо для оцінювання можливості збільшення злітної маси модифікації відносно базового літака за можливими режимами польоту: $H = \text{var}$ або $\bar{\rho} \bar{a}^2 = \text{var}$ (рис. 4.4).

Рівняння (4.20) використовується для визначення потрібної тягооснащеності t_n , а данні які вказані на рис. 4.4, використовуються й при встановленні обмеження гранично допустимих висот польоту і режимів набору висоти та зниження.

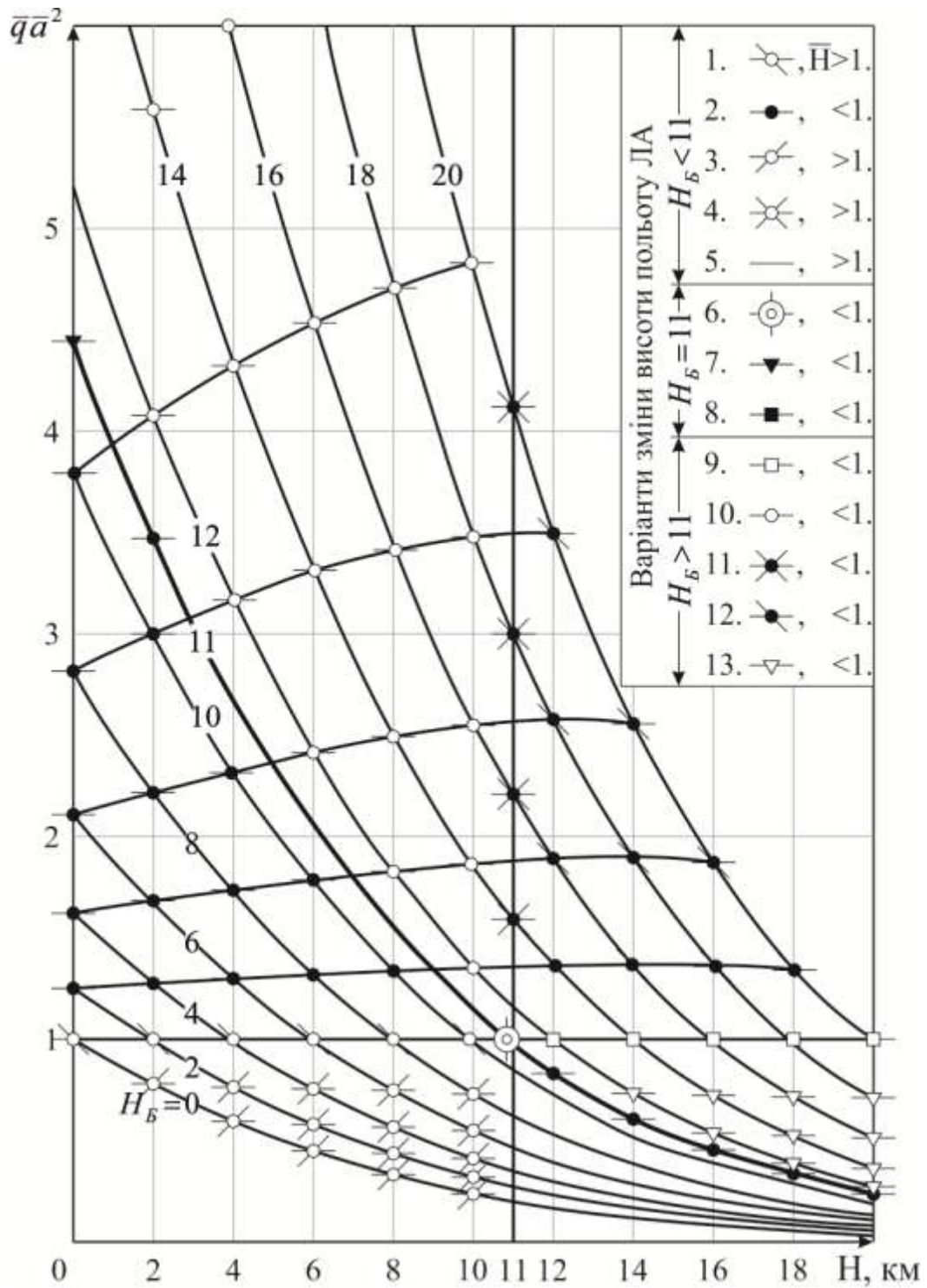


Рисунок 4.4 – Залежність відносної величини $\overline{q\alpha^2}$ від висоти і режимів польоту

Ці данні також є основними для розрахунку оцінки паливної ефективності на крейсерських висотах польоту літака.

Як приклад за результатами льотних випробувань дозвукового базового літака на рис. 4.5 зображено лінійно апроксимовані кути атаки.

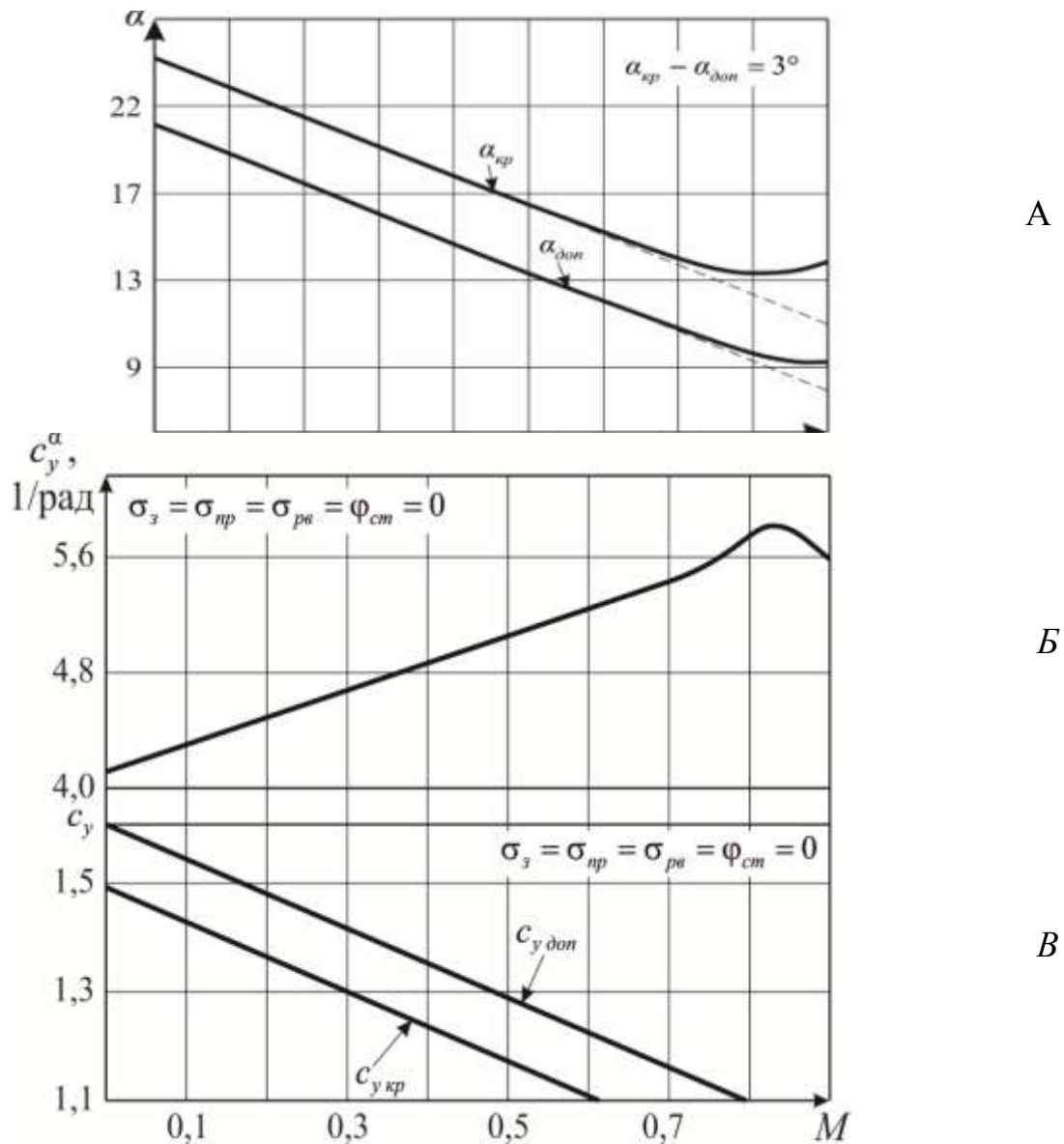


Рисунок 4.5 – Апроксимовані залежності базового літака:

$$a - \alpha_{кр} \text{ і } \alpha_{доп}; \quad б - C_y^\alpha = f(M); \quad в - C_{y\alpha\ кр}, C_{y\alpha\ доп}$$

Як ми бачимо, зміни основних аеродинамічних параметрів зі зміною швидкості польоту мають майже лінійний характер, що дозволить використовувати їх в оціночних моделях.

Істинний індикаторний порив вітру знаходять з рівності

$$w_y = w_{y_i} \sqrt{\frac{\rho_o}{\rho_H}} = \frac{w_{y_i}}{\sqrt{\Delta}}. \tag{4.21}$$

Умова, що величина C_y при попаданні літака у вертикальний порив вітру не перевищить $C_{y\text{доп}}$, має вигляд:

$$C_{y\text{доп}} \geq C_{y\text{без}} + \Delta C_{y_w},$$

де ΔC_{y_w} – приріст коефіцієнта піднімальної сили від нормованого вертикального пориву вітру.

Коефіцієнти $C_{y\text{max}}$ і $C_{y\text{доп}}$ визначаються на основі виразів:

$$C_y^\alpha - C_{y_6}^\alpha = K_{C_y^\alpha} (M - M_6); \quad (4.22)$$

$$C_{y\text{доп}} - C_{y\text{допб}} = K_{C_{y\text{доп}}} (M - M_6), \quad (4.23)$$

де $K_{C_y^\alpha} > 0$, $K_{C_{y\text{доп}}} < 0$ – коефіцієнти лінійно апроксимованих залежностей, а

$$K_{C_y^\alpha} = K_{C_{y_6}^\alpha} \text{ і } K_{C_{y\text{доп}}} = K_{C_{y\text{допб}}}.$$

Проте при польоті літака у вертикальній площині всі параметри атмосфери неперервно змінюються. При дослідженні траєкторії польоту в рівняння сил і моментів входить величина швидкісного напору

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{\rho a^2 M^2}{2}, \quad (4.24)$$

числове значення якого визначається заданим або досліджуваним режимом польоту (H і M) і добутком ρa^2 , що однозначно визначається висотою польоту в стандартній атмосфері (таблиці 4.1):

Дані, що наведено у таблиці 4.1 мають вплив та дуже важливі для розрахунку аеродинамічних й газодинамічних показників та показників міцності.

Данні, приведені у таблиці 4.1, також використовуються як довідник

значень щодо проведення подібних розрахунків.

Таблиця 4.1 – Зміна відносної величини $\bar{\rho} \bar{a}^2$ за можливими висотами польоту (див. рис. 4.4) [127]

H_6	Варіанту	H	\bar{H}	$\bar{\rho} \cdot \bar{a}^2$ - аналітичні залежності
1		3	4	5
$H_6 < 11 \text{ км}$	1	$11 > H = H_6$	$= 1$	1
	2	$11 > H < H_6$	< 1	$\left(\frac{44,308 - H}{44,308 - H_6} \right)^{5,2553} > 1$
	3	$11 > H > H_6$	> 1	$\left(\frac{44,308 - H}{44,308 - H_6} \right)^{5,2553} < 1$
	4	$11 = H > H_6$	> 1	$\left(\frac{33,308 - H}{44,308 - H_6} \right)^{5,2553} < 1$
	5	$11 < H > H_6$	> 1	$\frac{1,007 \cdot 10^8}{e^{\frac{H-11}{6,318}} (44,308 - H_6)^{5,2553}} < 1$
$H_6 = 11 \text{ км}$	6	$11 = H = H_6$	$= 1$	1
	7	$11 > H < H_6$	< 1	$0,993 \cdot 10^{-8} (44,308 - H)^{5,2553}$
	8	$11 < H > H_6$	> 1	$\bar{a} = 1, \dots \dots \dots e^{\frac{H_6-11}{6,318}} < 1$
$H_6 > 11 \text{ км}$	9	$11 < H = H_6$	$= 1$	1
	10	$11 > H < H_6$	< 1	$0,993 \cdot 10^{-8} e^{\frac{H_6-11}{6,318}} (44,308 - 1)^{5,2553} > 1$
	11	$11 = H < H_6$	< 1	$\bar{a} = 1, \dots \dots \dots e^{\frac{H_6-11}{6,318}} > 1$
	12	$11 < H < H_6$	< 1	$\bar{a} = 1, \dots \dots \dots e^{\frac{H_6-11}{6,318}} > 1$
	13	$11 < H > H_6$	> 1	$\bar{a} = 1, \dots \dots \dots e^{\frac{H_6-11}{6,318}} < 1$

В цій таблиці приведені зміни параметру $\bar{\rho} \bar{a}^2$ враховуючи можливі висоти польоту літака (1....13).

$$\bar{\rho} \bar{a}^2 = \frac{\rho_H a_H^2}{\rho_{H_6} a_{H_6}^2} a(H, H_6).$$

Значення ρa^2 є основою для оцінювання відносної величини допустимої маси при різних значеннях відносних величин \bar{C}_y і \bar{M} (таблиця 4.2).

Таблиця 4.2 – Збільшення злітної маси з урахуванням різних режимів польоту модифікації (див. рис. 4.4)[126]

\bar{H}	№ варіанту	Н	\bar{H}	$\bar{\rho} \cdot \bar{a}^2$ див. табл.	$\bar{m} = \bar{C}_y \bar{\rho} \cdot \bar{a}^2 \bar{M}^2 > 1$					
					$\bar{M} = 1$			$\bar{M} > 1$		
					$\bar{C}_y = 1$	$\bar{C}_y < 1$	$\bar{C}_y > 1$	$\bar{C}_y = 1$	$\bar{C}_y < 1$	$\bar{C}_y > 1$
					а	б	в	ж	з	к
$\bar{H} < 1$ H_6	1	$11 \square H = H_6$	$= 1$	$= 1$	\square	\square	\bar{C}_y	\bar{M}^2	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\sigma^2}$	$\bar{C}_y \bar{M}^2$
	2	$11 \square H < H_6$	< 1	$\square 1$	$\bar{\rho} \bar{a}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 > \frac{1}{\sigma^2}$	$\bar{C}_y \bar{\rho} \bar{a}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2 > \frac{1}{\sigma_y}$	$\bar{C}_y \bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2$
	3	$11 \square H \square H_6$	$\square 1$	< 1	\square	\square	\square	\square	\square	\square
	4	$11 = H \square H_6$	$\square 1$	< 1	\square	\square	$\bar{C}_y > \frac{1}{\bar{\rho} \bar{a}^2}$	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\bar{\rho} \bar{a}^2}$	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\sigma_y \bar{\rho} \bar{a}^2}$	$\bar{C}_y \bar{M}^2 > \frac{1}{\bar{\rho} \bar{a}^2}$
	5	$11 < H \square H_6$	$\square 1$	< 1	\square	\square	\square	\square	\square	\square
$\bar{H} = 1$ H_6	6	$11 = H = H_6$	$= 1$	$= 1$	\square	\square	\bar{C}_y	\bar{M}^2	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\sigma^2}$	$\bar{C}_y \bar{M}^2$
	7	$11 \square H < H_6$	< 1	$\square 1$	$\bar{\rho} \bar{a}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 > \frac{1}{\sigma^2}$	$\bar{C}_y \bar{\rho} \bar{a}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2 > \frac{1}{C_y}$	$\bar{C}_y \bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2$
	8	$11 < H \square H_6$	$\square 1$	< 1	\square	\square	$\bar{C}_y > \frac{1}{\bar{\rho}}$	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\bar{\rho}}$	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\sigma_y \bar{\rho}}$	$\bar{C}_y \bar{M}^2 > \frac{1}{\bar{\rho}}$
$\bar{H} > 1$ H_6	9	$11 < H = H_6$	$= 1$	$= 1$	\square	\square	\bar{C}_y	\bar{M}^2	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\sigma^2}$	$\bar{C}_y \bar{M}^2$
	10	$11 \square H < H_6$	< 1	$\square 1$	$\bar{\rho} \bar{a}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 > \frac{1}{\sigma^2}$	$\bar{C}_y \bar{\rho} \bar{a}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2$	$\bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2 > \frac{1}{C_y}$	$\bar{C}_y \bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2$
	11	$11 = H < H_6$	< 1	$\square 1$	$\bar{\rho}$	$\bar{\rho} > \frac{1}{\sigma^2}$	$\bar{C}_y \bar{\rho}$	$\bar{\rho} \bar{M}^2$	$\bar{\rho} \bar{M}^2 > \frac{1}{C_y}$	$\bar{C}_y \bar{\rho} \bar{a}^2 \bar{M}^2$
	12	$11 < H < H_6$	< 1	$\square 1$	\square	\square	\square	\square	\square	\square
	13	$11 < H \square H_6$	$\square 1$	< 1	\square	\square	$\bar{C}_y > \frac{1}{\bar{\rho}}$	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\bar{\rho}}$	$\bar{M}^2 > \frac{1}{\sigma_y \bar{\rho}}$	$\bar{C}_y \bar{M}^2 > \frac{1}{\bar{\rho}}$

\square → $\bar{m} \leq 1$; $\bar{a} = 1$ для варіантів № 8, 11–13

Траєкторія літака змінюється не тільки зі зміною маси \bar{m} , параметра $\bar{\rho} \bar{a}^2$, швидкості польоту \bar{M}^2 , але й зі зміною потрібної величини коефіцієнта піднімальної сили \bar{C}_y , що й потребує їх урахування при уточненні параметра дальності \bar{L} .

При розв'язанні такої задачі, тобто при визначенні потрібної величини \bar{C}_y , скористаємося узагальненою полярною (рис. 2.7), яка дає змогу перетворити C_y^a і $C_{y\text{доп}}$ відносно базового літака:

$$\bar{C}_y^\alpha = 1 + \frac{K_{C_y^\alpha} M_\delta}{C_{y\delta}^\alpha} (\bar{M} - 1), \quad (4.25)$$

$$\bar{C}_{y \text{ доп}} = 1 + \frac{K_{C_{y \text{ доп}}} M_\delta}{C_{y \text{ доп}}^\alpha} (\bar{M} - 1). \quad (4.26)$$

4.2.3 Політ в неспокійному повітрі

Для визначення $C_{y \text{ без}}$ за залежністю

$$\bar{C}_{y \text{ без}} \leq 1 + \frac{C_{y \text{ доп}} C_{y \text{ доп}} - \Delta C_{y w} \Delta \bar{C}_{y w}}{C_{y \text{ без}} \delta} \quad (4.27)$$

необхідно знати величину $\Delta \bar{C}_{y w}$.

При польоті в неспокійному повітрі додатковий кут атаки $\Delta \alpha_w$ унаслідок впливу вертикального пориву вітру при незмінному положенні літака відносно напрямку польоту визначається формулою

$$\Delta \alpha_w = \pm \frac{K_w w_y}{V}, \quad (4.28)$$

де K_w – коефіцієнт демпфірування вертикального пориву вітру, що залежить від градієнта наростання w_i .

Приріст коефіцієнта піднімальної сили від нормованого вертикального пориву вітру:

$$\Delta C_{y w} = \pm \Delta \alpha_w C_y^\alpha; \quad (4.29)$$

$$\Delta \bar{C}_{y w} = \pm \frac{\bar{K}_w \bar{w}_y \bar{C}_y^\alpha}{V}. \quad (4.30)$$

Зменшення коефіцієнта піднімальної сили від w_y , що характеризується знаком «мінус», у подальшому не розглядається.

Величина \bar{w}_y визначається формулою

$$\bar{w}_y = \frac{w_{y_i} w_{y_i \delta}}{\sqrt{\Delta w_{y \delta}}}. \quad (4.31)$$

Коефіцієнт демпфірування вертикального пориву вітру виражається залежністю

$$K_w = 0,8 \frac{1 - e^{-\lambda_w}}{\lambda_w}. \quad (4.32)$$

Інтенсивність λ_w вертикального пориву вітру, що діє на літак, визначається залежністю

$$\lambda_w = 0,5 C_y^\alpha \frac{\rho_H g L_{w\bar{6}}}{G/S_{кр}}, \quad (4.33)$$

де $L_{w\bar{6}} = 30\text{м}$ – довжина ділянки наростання інтенсивності вертикального пориву вітру.

Для функціональної залежності $\bar{C}_{y\text{без}} = f(\bar{V}_{\text{без}})$ визначимо відносні величини $\bar{\lambda}_w$ і \bar{K}_w . Ураховуючи, що $\bar{S}_{кр} = \bar{L}_{w\bar{6}}$ і $\bar{g} = 1$, оскільки $g_0/g_{H=1} = 1,0035$, то після перетворень рівняння (4.19) набуде вигляду $\bar{G} = \bar{\rho} \bar{C}_{y\text{без}} \bar{V}_{\text{без}}^2$.

Відносна інтенсивність вертикального пориву вітру модифікації відносно базового літака має вигляд:

$$\bar{\lambda}_w = \frac{C_y^\alpha \rho}{\bar{G}} = \frac{\bar{C}_y^\alpha}{C_{y\text{без}} \bar{V}_{\text{без}}^2}. \quad (4.34)$$

Якщо область значень λ_w , що діють на дозвукові літаки, подати в простішому вигляді, розклавши $e^{-\lambda_w}$ у степеневий збіжний ряд:

$$e^{-\lambda_w} = 1 - \frac{\lambda_w}{1!} + \frac{\lambda_w^2}{2!} - \frac{\lambda_w^3}{3!} + \dots, \\ K_w = 0,8 \left(1 - \frac{\lambda_w}{2!} + \frac{\lambda_w^2}{6!} - \frac{\lambda_w^3}{24!} + \dots \right), \quad (4.35)$$

то неважко оцінити кількість складових перетвореної залежності $K_w = f(\lambda_w)$ для досягнення прийнятної точності обчислення K_w .

Для сучасних транспортних літаків з величиною питомого навантаження на крило $\rho = G/S_{кр}$ у кінці крейсерського польоту, коли ρ перевищує 400 кг/м^2 , а C_y^α для застосовуваних геометричних і аеродинамічних компонувань крила становить не більше 7 радіанів, оцінку похибок ΔK_w , %, для трьох вибраних

висот польоту подамо в такому вигляді:

$$K_w = 0,8\left(\frac{1 - e^{-\lambda_w}}{\lambda_w}\right); K_{w2} = 0,8\left(1 - \frac{\lambda_w}{2}\right); K_{w3} = 0,8\left(1 - \frac{\lambda_w}{2} + \frac{\lambda_w}{6}\right);$$

$$K_{w4} = 0,8\left(1 - \frac{\lambda_w}{2} + \frac{\lambda_w^2}{6} - \frac{\lambda_w^3}{24}\right),$$

де w_2, w_3 і w_4 – кількість доданків.

Така оцінка похибок ΔK_w дає змогу обмежитися другою складовою перетвореної залежності $K_w = f(\lambda_w)$, оскільки величина її є меншою від 2 % навіть на висотах біля землі.

Отримані відносні величини $\bar{C}_y^\alpha, C_y, \bar{C}_{yw}, \bar{W}_y, \bar{\lambda}_w$ і \bar{K}_w підставимо в залежність (4.27), за якою після перетворень одержимо залежність $\bar{C}_{y\text{ без}} = f(\bar{V}_{\text{без}})$ у вигляді неявної функції:

$$2 - \lambda_w C_{y\text{ без}\beta} \bar{\rho}^{0.5} \bar{a}^2 \bar{V}^3 \bar{C}_{y\text{ без}}^2 - \left\{ (2 - \lambda_w) C_{y\text{ доп}\beta} \left[\bar{a} + \frac{K_{C_{y\text{ доп}} M_{\text{без}\beta}}}{C_{y\text{ доп}}} (\bar{V}_{\text{без}} - \bar{a}) \right] \right\} \times$$

$$\bar{\rho}^{0.5} \bar{V}_{\text{без}} - 2 \Delta C_{yw\beta} \left[\bar{a} + \frac{K_{C_y^\alpha M_{\text{без}\beta}}}{C_{y\beta}^\alpha} (\bar{V}_{\text{без}} - \bar{a}) \right] \left\{ \bar{a} \bar{V}_{\text{без}}^2 \bar{C}_{y\text{ без}} - \right. \quad (4.36)$$

$$\left. - \Delta C_{yw\beta} \lambda_{w\beta} \left[\bar{a} + \frac{K_{C_y^\alpha M_{\text{без}\beta}}}{C_{y\beta}^\alpha} (\bar{V}_{\text{без}} - \bar{a}) \right] \right\} \leq 0.$$

Використовуючи залежність $\bar{G} = \bar{C}_{y\text{ без}} \bar{\rho} \bar{V}_{\text{без}}^2$, одержимо $\bar{G} = f(\bar{V}_{\text{без}})$ також у вигляді неявної функції:

$$\bar{G}^2 - \left\{ \frac{C_{y\text{ доп}\beta}}{C_{y\text{ без}}} \left[\bar{a} + \frac{K_{C_{y\text{ доп}} M_{\text{без}\beta}}}{C_{y\text{ доп}}} (\bar{V}_{\text{без}} - \bar{a}) \right] \bar{\rho}^{0.5} \bar{V}_{\text{без}} - \right.$$

$$\left. - \frac{2 \Delta C_{yw\beta}}{(2 - \lambda_{w\beta}) C_{y\text{ без}\beta}} \left[\bar{a} + \frac{K_{C_y^\alpha M_{\text{без}\beta}}}{C_{y\beta}^\alpha} (\bar{V}_{\text{без}} - \bar{a}) \right] \right\} \frac{\bar{\rho}^{0.5}}{\bar{a}} \bar{V}_{\text{без}} \bar{G} - \quad (4.37)$$

$$- \frac{\Delta C_{yw\beta} \lambda_{w\beta}}{(2 - \lambda_{w\beta}) C_{y\text{ без}\beta}} \left[\bar{a} + \frac{K_{C_y^\alpha M_{\text{без}\beta}}}{C_{y\beta}^\alpha} (\bar{V}_{\text{без}} - \bar{a}) \right] 2 \frac{\bar{\rho}^{1.5}}{\bar{a}} \bar{V}_{\text{без}} \leq 0,$$

а використання виразів (4.21) і (4.22) при $\bar{H} = 1, \bar{p} \cdot \bar{a}^2 = 1, Q = \text{const}$ і

$\Delta C_{y_w} = 0$ (оскільки $\Delta \alpha_w = 0$) у вигляді виразу

$$\bar{G} = \bar{C}_y M^2,$$

що зв'язує найбільш загальні показники модифікації, такі як зведена величина коефіцієнта піднімальної сили в різних режимах польоту, відносна злітна вага, що дає змогу перейти до узгодження змін аеродинамічної якості з потрібною величиною тягооснащеності модифікації.

Система рівнянь рівноважного усталеного режиму горизонтального польоту при $\bar{N} = 1$, $\bar{p} \cdot \bar{a}^2 = 1$, $Q = \text{const}$ і $\Delta C_{y_w} = 0$ (оскільки $\Delta \alpha_w = 0$) набуває такого вигляду:

а) варіанти 1, 6 і 9 (див. рис. 4.4) забезпечують 27 можливих режимів польоту, з яких 15 можуть бути при відповідних умовах зі збільшеною польотною вагою $\bar{G} > 1$;

б) польоти 1в, 6в і 9в при $M = 1$ з $G > 1$ можливі при $\bar{C}_y > 1$ ($\bar{C}_y > C_{y_6}$), поляра базового літака зберігається.

Перетворимо залежність $K = f(C_y)$: $(2D \cdot K \cdot C_y - 1)^2 = \left[\pm \sqrt{1 - (K / K_{\max})} \right]^2$, звідки

$$K = \frac{4K_{\max} D C_y}{1 + (2K_{\max} D C_y)^2}. \quad (4.38)$$

Після підстановки відомих характеристик базового літака (як приклад узято $K_{\max} = K_{\max_6} = 18,02$ і $D = D_6 = 0,07$) залежність (4.38) набирає вигляду:

$$K = \frac{90,922 C_y}{1 + (2K_{\max} D \cdot C_y^2)}, \quad (4.39)$$

що зображено на рис. 4.6.

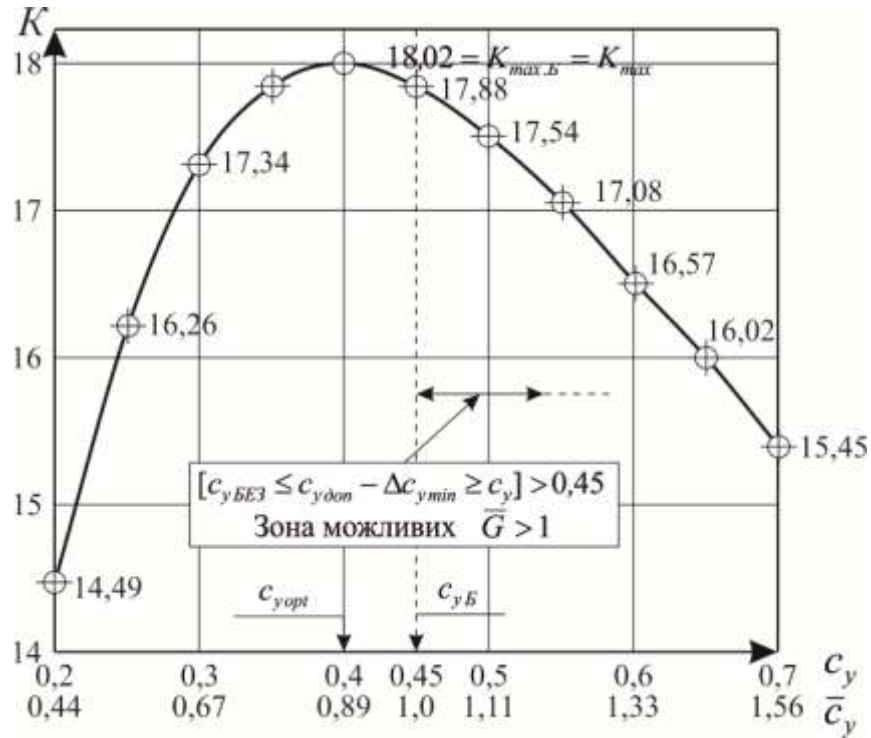


Рисунок 4.6 – Зміна аеродинамічної якості при модифікаційних змінах у крилі, область можливих збільшень стартової маси модифікації

Таким чином, залежність (4.38) можна використовувати при узгодженні параметрів параметричної модифікації на крейсерській ділянці усталеного горизонтального польоту зі збільшеною польотною вагою з потрібною величиною тягооснащеності, мінімальне значення якої визначається співвідношенням при $K^M = K_{\max}^6$:

$$\bar{t}_{n\min}^M = \frac{\bar{t}_{n\min}}{t_{n6}} = \frac{K_6}{K_{\max}} \quad (4.40)$$

яке є основою для оцінювання потрібної тягооснащеності модифікації на етапі її попереднього проектування.

4.3 Узгодження змін у крилі та наявної тягооснащеності (потужності) з аеродинамічною якістю модифікації

Аналітичний вираз залежності $\bar{t}_{\text{гор}} = f(\bar{C}_y)$ одержимо із рівняння $\bar{t}_{\text{гор}} = \bar{K}$:

$$\bar{t}_{n\min} = \frac{1}{\bar{K}} = \frac{\bar{C}_x}{\bar{C}_y} = \frac{C_x}{C_{x6} \bar{C}_y} = \frac{C_{x0} + DC_{y6}^2 \bar{C}_y^2 - AC_{y6} \bar{C}_y}{(C_{x0} + DC_{y6}^2 \bar{C}_y^2 - AC_{y6} \bar{C}_y) \bar{C}_y}. \quad (4.41)$$

Характерна особливість залежності (4.41) полягає ще й у тому, що на її основі можна узгодити зміни не тільки лінійних параметрів у модифікованому крилі з величиною потрібної тягооснащеності, але й урахувати вплив кутів геометричного скручування місцевих хорд крила на $\bar{t}_{\text{гор}}$ (див. поляру, рис. 2.7).

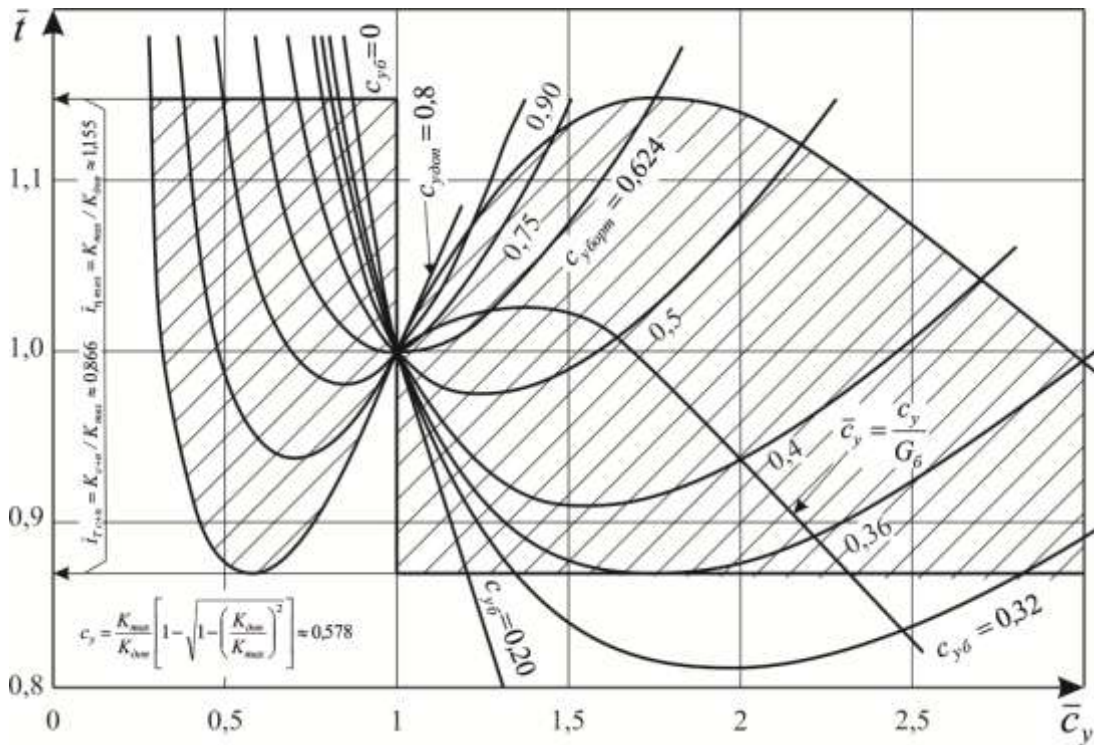




Рисунок 4.7 – Залежність потрібної тягооснащеності від величини \bar{C}_y , спричиненої геометричним перекомпонування крила,

($M = 0,7$; $\lambda_{\text{кр}} = 7$; $C_{\text{хо}} = 0,022$; $B = 0,0565$; $C_{y \text{ доп}} = 1,08$):

 – область $\bar{C}_y > 1_n$; $\bar{t}_r > 1$;  – область $\bar{C}_y > 1_n$; $\bar{t}_r < 1$

У процесі узгодження геометричних та аеродинамічних змін у крилі з потрібними змінами в силовій установці, крім наявних тяг двигунів, слід також урахувати додаткові тягові можливості повітряного гвинта (СУ з ТГД):

$$t_{0 \text{ зл.мод}} > t_{0 \text{ зл.серт}} \quad \text{і} \quad t_{0 \text{ чр.мод}} > t_{0 \text{ чр.серт}} .$$

Для прикладу в таблиці 4.3 наведено зміну тягооснащеності трьох модифікацій легкого ВТЛ з різними діаметрами повітряного гвинта.

Таблиця 4.3 – Вплив діаметра повітряного гвинта на зміну тягооснащеності модифікацій легкого ВТЛ з двома ТГД

t_n , С°	$d_{пг}$, м	$n_{пг}$, об/хв	$V_{окр}$, м/с	$V_{кінц}$ (M_k) при M_p		$N_{зл}$, к. с.	$\frac{N_{зл}}{d_{пг}^2}$, к. с./м ²	$P_{пг зл}$, кГс	$t_{о зл}$	$G_{зл. макс}$, т	$+\Delta G_{зл. макс}$, т
				0,2	0,25						
30	3,72	1200	233, 734 (0,687)	234, 440 (0,716)	248, 734 (0,731)	2500	181	3087	0,287	21,5	0
40						2250	163	2921	0,272		
30	3,90	1145				2750	181	3400	0,287	23,7	2,2
40						2500	164	3220	0,272		
30	3,96	1127				2840	181	3515	0,287	24,5	3
40						2620	167	3440	0,281		

Урахування впливу повітряних гвинтів дає змогу забезпечити не тільки прийнятну тягооснащеність модифікації, але й приріст стартової маси (а отже, і вантажопідйомність) на 2,2...3,0 т.

Установлення взаємозалежності між модифікаційними змінами у крилі через \bar{C}_y і потрібними змінами тягооснащеності (\bar{t}) дає змогу скористатися відомим методом зіставлення потрібних і наявних тяг (потужностей (див. рис. 4.3)) і встановити діапазон швидкостей для модифікацій зі збільшеною вантажопідйомністю.

Теоретична мінімальна швидкість усталеного горизонтального польоту визначається $\bar{C}_{y макс}$:

$$V_{\min теор} = \sqrt{\frac{2G}{\rho_n S_{кр} C_{у макс}}}$$

Політ літака на даному режимі з $C_{у макс}$, як зазначено вище, є неможливим. Мінімальна допустима швидкість для даного режиму польоту визначається $C_{у доп}$:

$$V_{\min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho_n S_{\text{кр}} C_{y \text{ доп}}}}. \quad (4.42)$$

З урахуванням обмежень, що забезпечують безпечну (нормальну) експлуатацію модифікації, визначається мінімальна безпечна швидкість польоту

$$V_{\min \text{ без}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho_n S_{\text{кр}} C_{y \text{ без}}}}. \quad (4.43)$$

4.4 Уточнення оцінки показника паливної ефективності для етапу попереднього проектування модифікації

У структурі узгодження геометричного перекомпонування крила й параметрів силової установки критерієм оптимальності прийнятих рішень є показник паливної ефективності модифікації $q_{\text{п}}$ (г/т·км).

У класичному поданні [22, 143, 171] він оцінюється на основі залежності

$$q_{\text{п}} = \frac{m_{\text{п}}}{m_{\text{к.н}} L}. \quad (4.44)$$

Цей показник є одним з найважливіших показників, що визначають техніко-економічну ефективність літаків транспортної категорії (таблиця 4.4). Він характеризує не тільки витрату палива на одиницю корисної роботи, а й значною мірою визначає екологічну складову, яка загострилася останнім часом.

Таблиця 4.4 – Паливна ефективність залежно від часу створення базових середніх літаків та їх модифікацій [115, 158, 159]

Літак	Рік випуску	Злітна маса, т	Дальність, км	Вантажо-підйомність, т	Паливна ефективність $q_{\text{п}}$ (г/т·км)
ВАС 1-11	1963	44,678	3002	8,9	417,32
B737-200	1967	56,33	2860	13	417,29
Fokker 100	1986	45,81	2390	10,9	407,66
СВJ 700LR	1999	34,93	3708	7	342,39
СВJ 900ER	2001	37,421	2950	8,8	339,75
Embraer 170LR	2002	37,2	3700	7,8	323,46
E-175LR	2003	38,79	3200	8,6	339,46
СВJ-705LR	2005	38,33	3730	7,5	315,28
Comac ARJ21-700ER	2009	43,5	3700	9	305,11

Слід підкреслити, що у кожній наступній модифікації паливна ефективність незмінно підвищується, що ще раз підкреслює важливість цього показника як мети модифікаційних змін:

- Airbus A321-100: паливна ефективність – 23,2 г/пас. км;
- Airbus A321-100/200: питома витрата палива – 18,2 г/пас. км, годинна витрата палива – 3200 кг/год;
- ATR 42: середньогодинна витрата палива – 600 кг/год;
- ATR 42-320: питома витрата палива – 21,7 г/пас. км, годинна витрата палива – 450 кг/год;
- Іл-62: годинна витрата палива – 7300 кг/год;
- Іл-62М: питома витрата палива – 46,6 г/пас. км, годинна витрата палива – 6600 кг/год;
- Boeing 747-100: питома витрата палива – 32 г/пас. км;
- Boeing 747-300: питома витрата палива – 22,4 г/пас. км, годинна витрата палива – 14,5 т/год;
- Ту-204-300: питома витрата палива – 27,0 г/пас. км, годинна витрата палива – 3250 кг/год, кількість крісел (економ) – 166;
- Ту-204СМ: паливна ефективність – 19,25 г/пас. км;
- Іл-96-306: питома витрата-палива – 24,6 г/пас. км, годинна витрата палива – 7,3 або 6,7 т/год, кількість пасажирських місць – 250–300;
- Іл-96-400М: годинна витрата палива – 7,5 т/год, кількість пасажирських місць – 315–436;
- Ан-26: середньогодинна витрата палива – 1087 кг/год;
- Ан-30: середньогодинна витрата палива – 900 кг/год.

Як бачимо, у багатьох випадках використовується показник «питома витрата палива» з тими ж одиницями виміру. Для розрахунків величини $m_{\text{п}}$ на рейс часто використовують поняття «годинна витрата палива», що є найбільш прийнятним для оцінювання паливної ефективності ВТЛ.

З наведених даних також впливає, що процес створення модифікацій чітко спрямований на постійне збільшення показника паливної ефективності наступних модифікацій.

У контексті цієї роботи, тобто при узгодженні геометричного перекомпонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення», спрямованого на підвищення аеродинамічної якості, з одночасною зміною параметрів силової установки, зручніше скористатися модифікаційною моделлю визначення кілометрової витрати палива:

$$q = \frac{C_h}{3,6V}, \quad C_h = \frac{mC_{\text{пит}}}{K}. \quad (4.45)$$

У виразі (4.45) швидкість – у метрах за секунду. При горизонтальному усталеному польоті, коли тяга двигуна дорівнює лобовому опору літака в горизонтальному польоті, кілометрова витрата оцінюється виразами:

$$q = \frac{mC_{\text{пит}}}{3,6VK}; \quad q = \frac{mC_{\text{пит}}}{3,6aMK}. \quad (4.46)$$

Ураховуючи, що витрата палива на одиницю швидкості мінімальна при крейсерському польоті в 1,31 раза. При цій швидкості $K_{\text{крейс}} = 0,86K_{\text{max}}$.

Аналіз залежностей (4.45), (4.46) і параметрів, що в них входять, показує, що швидкість V є обернено пропорційною $\lambda_{\text{еф}}^{1/4}$, а K_{max} – прямо пропорційною $\lambda_{\text{еф}}^{1/2}$ і обернено пропорційною $C_{x_0}^{1/2}$. Тому, для дозвукових літаків при q_{min} вигідніше підвищувати аеродинамічну якість шляхом зменшення C_{xi} , підвищуючи коефіцієнт еліптичності крила:

$$K^e = K_{\phi}^{-1} \cdot 1,081. \quad (4.47)$$

У цьому випадку величина аеродинамічної якості K , що входить у вираз (4.38), також може бути подана з урахуванням впливу величини коефіцієнта еліптичності модифікованого крила (див. розд. 2), значення швидкості V – з урахуванням тягооснащеності через потрібну величину C_y (див. розд. 3), що дає змогу подати величину K у вигляді залежності:

$$K = K_{\text{фм}}^2 B_M \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}} \frac{4\pi K_{\text{max}}^2 C_y}{(\pi^2 K_{\text{фм}}^2 \frac{A_{\text{го}}^2 L_{\text{во}}^2}{B_{\text{во}}^2 L_{\text{го}}^2} + 4K_{\text{max}}^2) (\pi K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}} + B_M K_{\text{фм}}^2 C_y^2 - K_{\text{фм}} C_y)}. \quad (4.48)$$

На основі залежностей (4.46) і (4.48) можна оцінити величину паливної ефективності літака транспортної категорії при різних модифікаційних змінах у геометрії системи несних поверхонь і в силовій установці. Ітераційним методом зміни параметрів геометрії системи несних поверхонь і параметрів силової установки можна отримати показник паливної ефективності, що відповідає вимогам конкурентоспроможності модифікації. Природно, що такий розширений метод призначено для перевірних розрахунків.

Для ранньої ж стадії створення модифікації, тобто для етапу проектування, пропонується спрощений метод узгодження модифікаційних змін у крилі й силовій установці за питомими показниками.

Уведемо поняття питомої рейсової продуктивності на одиницю стартової маси

$$\bar{\Pi}_p = \frac{\Pi_p}{m_o} = \frac{m_B L}{m_o} = \overline{m_B L} \quad (4.49)$$

та питомої паливної ефективності

$$\bar{q}_\Pi = \frac{m_\Pi}{m_o \Pi_p} = \frac{\bar{m}_\Pi}{\bar{m}_B L}. \quad (4.50)$$

Сумарна питома рейсова продуктивність модифікацій та їх сумарна паливна ефективність у всьому діапазоні дальності, будуть такими:

$$\bar{\Pi}_p = \int_L \bar{m}_B L dL, \quad (4.51)$$

$$\bar{q}_\Pi = \int_L \frac{\bar{m}_\Pi}{\bar{m}_B L} dL. \quad (4.52)$$

Якщо ввести поняття «нормованої» діаграми «вантаж – дальність», маючи на увазі, що показник рівня аеродинамічної досконалості для конкретного поєднання параметрів, що визначають діаграму «вантаж –

дальність», є величина постійна, а відносна маса палива для заданої дальності має вигляд

$$\bar{m}_\Pi = (1 - e^{-C_R L / KV}) \quad (4.53)$$

або

$$\bar{m}_\Pi = 1 - e^{-1}, \quad (4.54)$$

де \bar{L} – питома дальність,

$$\bar{L} = \frac{L}{KV} = \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_\Pi}, \quad (4.55)$$

то з урахуванням такого перетворення інтегральна рейсова продуктивність і паливна ефективність наберуть вигляду:

$$\bar{L} = \frac{L}{KV} = \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_\Pi}, \quad (4.56)$$

$$\bar{q}_\Pi = \frac{C_R}{KV} \int_{\bar{L}} \frac{\bar{m}_\Pi}{\bar{m}_B L} \frac{1}{L} d\bar{L}. \quad (4.57)$$

Таке «нормування» діаграми «вантаж – дальність» дає змогу чітко простежити вплив таких параметрів, як рейсова продуктивність і цільове навантаження на паливну ефективність (рис. 4.8).

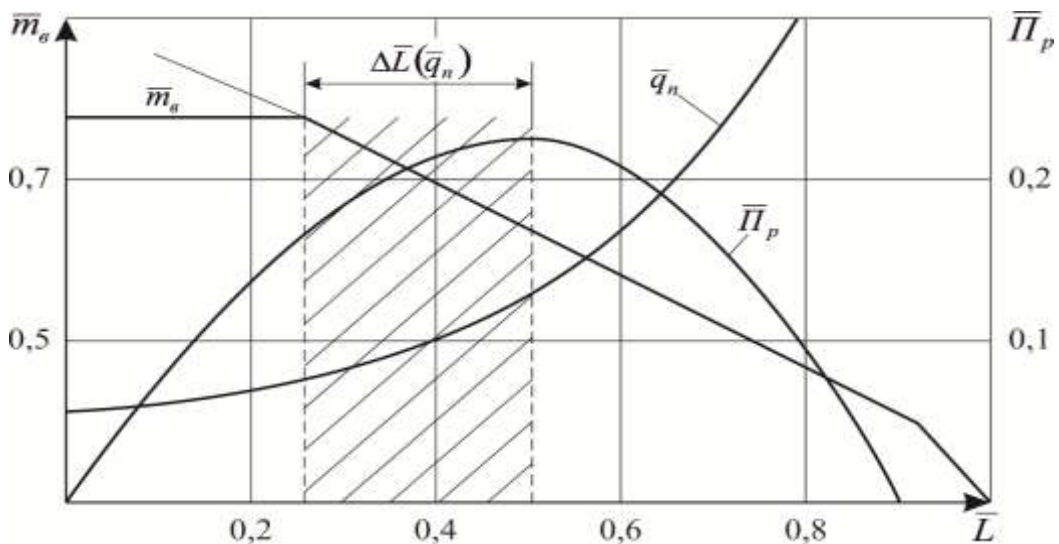


Рисунок 4.8 – Вплив питомої вантажопідйомності \bar{m}_B і питомої дальності дії \bar{L} на показник питомої паливної ефективності \bar{q}_Π ;

$\bar{\Pi}_p$ – питома рейсова продуктивність

Аналізуючи дані, наведені на цьому рисунку, можна зробити важливі висновки стосовно паливної ефективності та шляхів управління її величиною:

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

- адекватність змін рейсової продуктивності спостерігається тільки при $\bar{L} < 0,5$. При $\bar{L} > 0,5$ продуктивність постійно знижується, тоді як питомий показник витрати палива на одиницю роботи зростає в експоненціальній формі;

- 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 величина рейсової продуктивності, тобто основних параметрів, заради яких розробляються модифікації та які мають вирішальний вплив на витрати за їх життєвий цикл.

4.5 Урахування впливу режимів роботи силової установки на паливну ефективність

Згідно з критерієм (4.57) змінними є всі параметри (за винятком цільового навантаження), що входять у цей вираз, залежно від профілю й тривалості польоту. Для забезпечення різних етапів (зліт, набір висоти, крейсерський політ, посадка) передбачено різні режими роботи двигуна: максимальний злітний, максимальний тривалий, злітний, режим набору висоти, максимальний крейсерський, 0,7 номінального, 0,4 номінального, польотний малий газ, земний малий газ (рис. 4.9).

Узгодження змінної маси літака з різними режимами роботи двигунів є доцільним під час узгодження змінних параметрів з метою забезпечення потрібної паливної ефективності модифікації.

Розв'язання такої задачі зазвичай здійснюється шляхом вибору режиму роботи двигуна, що забезпечує рівність потрібної та наявної потужностей при різних режимах роботи двигуна.

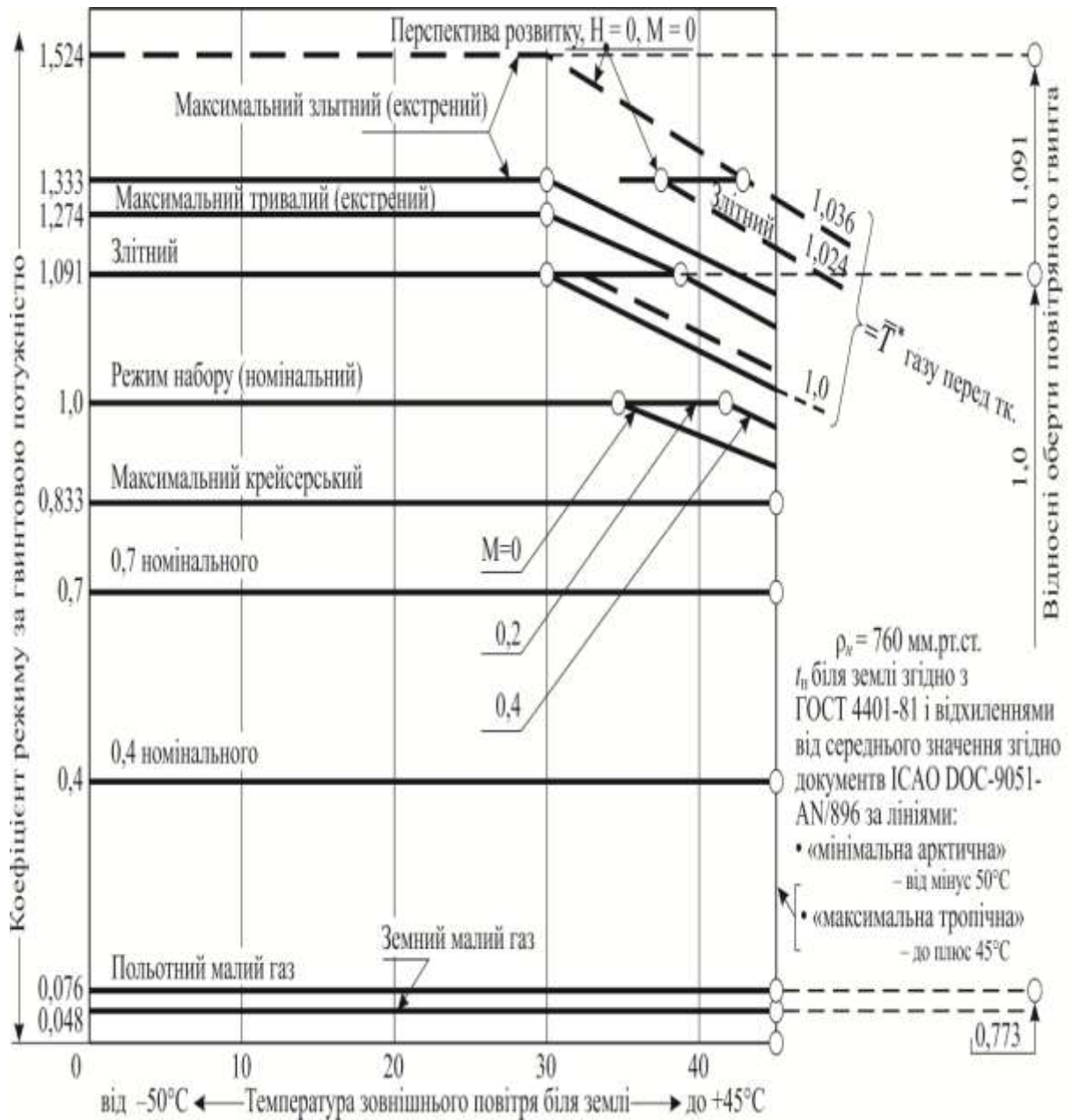


Рисунок 4.9 – Наявні режими роботи двигуна [114]

Швидкість, потрібна для горизонтального усталеного польоту, визначається рівністю

$$X = P_a = N_a / V. \quad (4.58)$$

Беручи до уваги умови $G = Y$ і $P_n = G/K$, вираз $N_n = P_n V = XV$ можна записати в такому вигляді:

$$N_n = GV/K = (GV/C_y) \cdot C_x = \sqrt{2} \cdot (C_x/C_y^{1.5}) \cdot G^{1.5} \cdot \rho_H^{-0.5} \cdot S_{\text{кр}}^{-0.5} \cdot (4.59)$$

Видно, що найменшу потрібну потужність одержуємо при $(C_x/C_y^{1.5})_{\text{мін}}$. Наведене вище рівняння може бути основою одного з алгоритмів оцінювання паливної ефективності на крейсерському режимі польоту.

Одним із найважливіших параметрів силової установки, з огляду на узгодження її зі змінами в крилі, є питома витрата палива.

Для узгодження модифікаційних змін у геометрії крила й силовій установці, особливо при заміні маршових двигунів, крім тягової потужності на різних режимах роботи двигуна слід урахувувати й значення дросельної характеристики (рис. 4.10).

Тут наведено числові значення $C_p(N)$ для авіаційних двигунів різних типів як базових моделей, так і їх модифікацій. Наведені дані свідчать про те, що для різних модифікацій одного й того самого двигуна діапазон змінення $C_p(N)$ є досить значним, що дає змогу найбільш оптимально враховувати параметри дросельної характеристики в моделях узгодження, особливо при забезпеченні найбільшої паливної ефективності.

Так, при заміні маршових двигунів у модифікації легкого ВТЛ Ан-132Д розглянуто всі модифікації двигуна PW100...PW450 і прийнято рішення про встановлення на Ан-132Д модифікації PW150AC з його дросельною характеристикою, що дало змогу реалізувати умову рівності потрібних і наявних тягооснащених при модифікаційних змінах у геометрії крила (через \bar{C}_y) і силовій установці (через \bar{i}) (див. рис. 4.7) для легких ВТЛ з двома ТГД.

Використовуючи значення дросельних характеристик, наведених на рис. 4.10, а також змінюючи потрібні значення (N_p , P_p) шляхом змін у геометрії крила, можна встановлювати величину $\alpha_{(p \text{ пит})}$ з урахуванням висот і швидкостей польоту:

- злітної (стартової) $t_0 = P_0/G_{зл}$ – працюють обидва маршові двигуни;
- надзвичайної на зльоті або маршруті $t_{над} = P_{над}/m_{зл}$ або $t_{над.м} = P_{над.м}/m_{зл}$ – у разі відмови одного з двигунів;
- потрібної $t_{н}$, яка є необхідною для одержання тих чи інших льотних характеристик;
- наявної $t_{н} = P_{н}/m$, яку забезпечують працюючі двигуни PW150 в розглянутих умовах.

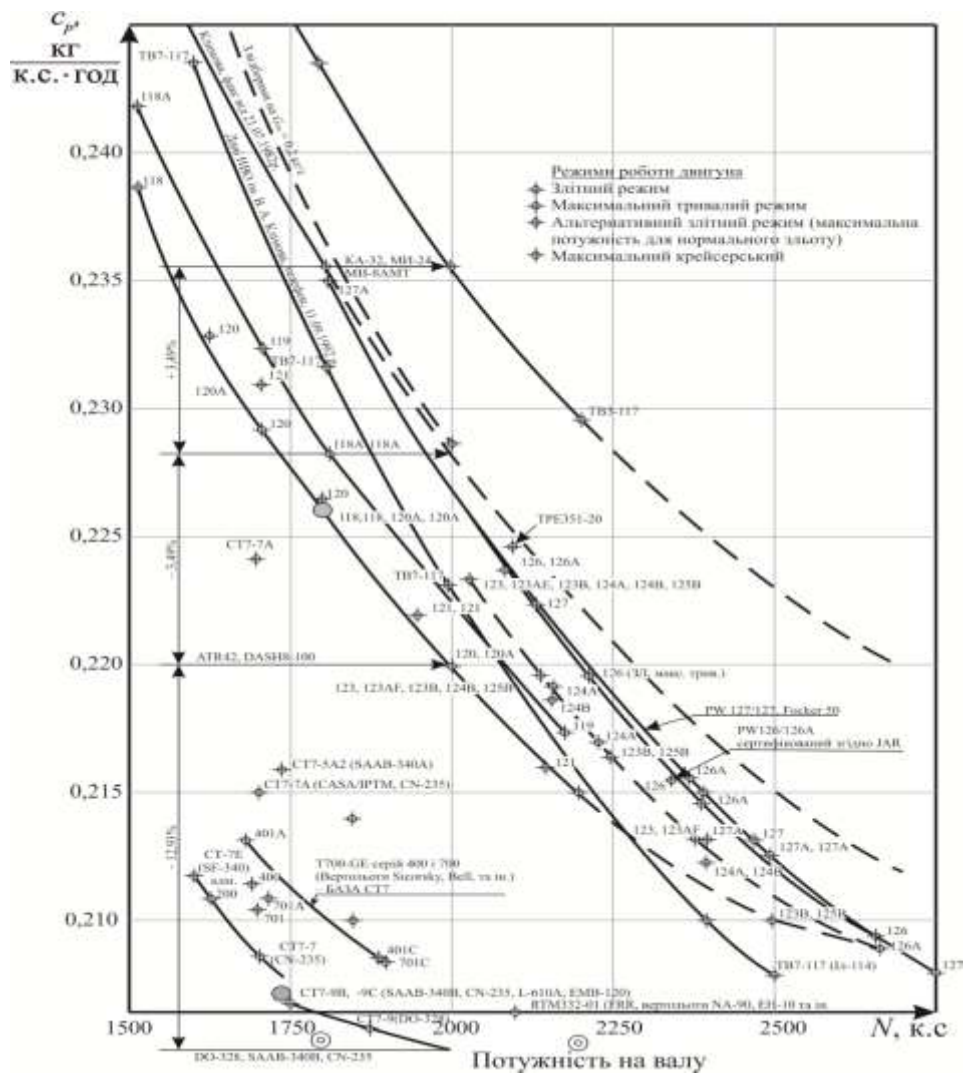


Рисунок 4.10 – Дросельні характеристики ряду вітчизняних і зарубіжних авіаційних двигунів [123]

Забезпечення рівності $t_{п} = t_{н}$ – одне з основних завдань під час проектування й порівняння модифікацій, оскільки саме при такій рівності забезпечується оптимальна паливна ефективність.

4.5.1 Вплив параметрів повітряних гвинтів на паливну ефективність модифікацій з двома ТГД

Для легких і середніх транспортних літаків частіше використовують силові установки з ТГД. Це пов'язано з тією обставиною, що питома витрата палива у таких двигунах є значно меншою від аналогічного параметра ТРД.

Використання ТГД, природно, передбачає наявність повітряного гвинта (рис. 4.11), що істотно впливає на наявні тяги.

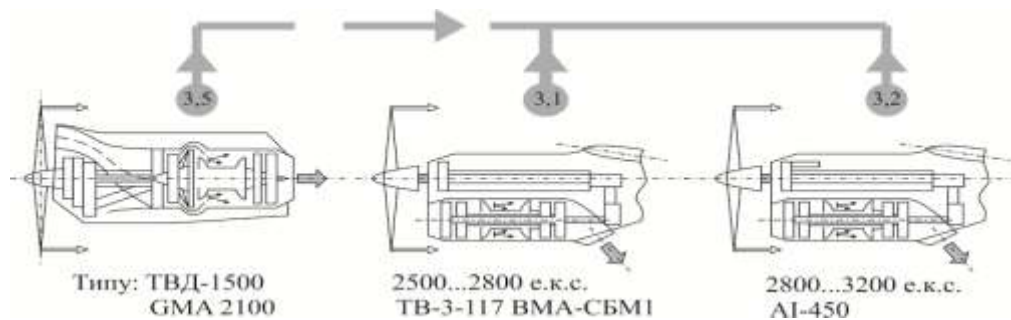


Рисунок 4.11 – Схеми включення повітряних гвинтів до компонування ТГД [123,114]

З наведеної компонувальної схеми ТГД випливає, що повітряні гвинти мають особливість їх включення до створення тяги ТГД.

Повітряний гвинт є рушієм, що перетворює крутільний момент від двигуна на тягу для всього літака.

Найбільш значущими характеристиками гвинтів є:

- діаметр гвинта – розмір, який описує закінцівки лопатей при обертанні;
- крок гвинта – реальна відстань, яку проходить гвинт за один оберт;
- кути геометричного скручування лопатей гвинта, які заміряються (зазвичай) на 2/3 довжини лопаті.

Через ці обставини багатокритеріальна аеродинамічна оптимізація параметрів повітряного гвинта пов'язана зі значними труднощами.

Тому потрібну тягу гвинта на початковому етапі слід визначати на основі узагальненого подання її зміни залежно від потужності ТГД ($N_{зл}$), швидкості польоту та режиму роботи двигуна [141] типу

$$\frac{R_o}{N_{зл}} = f(M).$$

Аналіз цих залежностей показує, що лімітувальним фактором у їх зміні є стартова тяга R_0 (рис. 4.12 – 4.15).

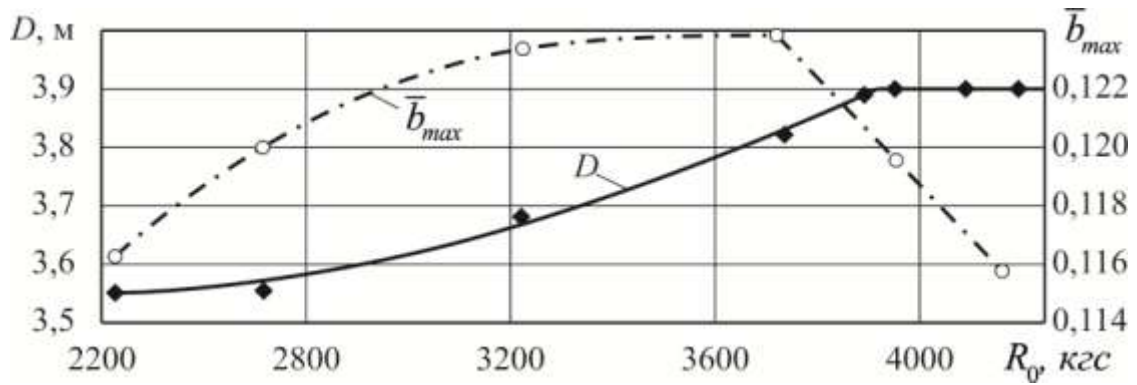


Рисунок 4.12 – Вплив зміни стартової тяги R_0 на потрібні значення діаметра й ширини лопаті гвинта

Як ми бачимо, залежності тяги ванта від потужності носять лінійний характер. Ця залежність збільшується за рахунок підвищення діаметру повітряного гвинта та температури. Це робить залежності достатньо прийнятними при формуванні тяги повітряного гвинта.

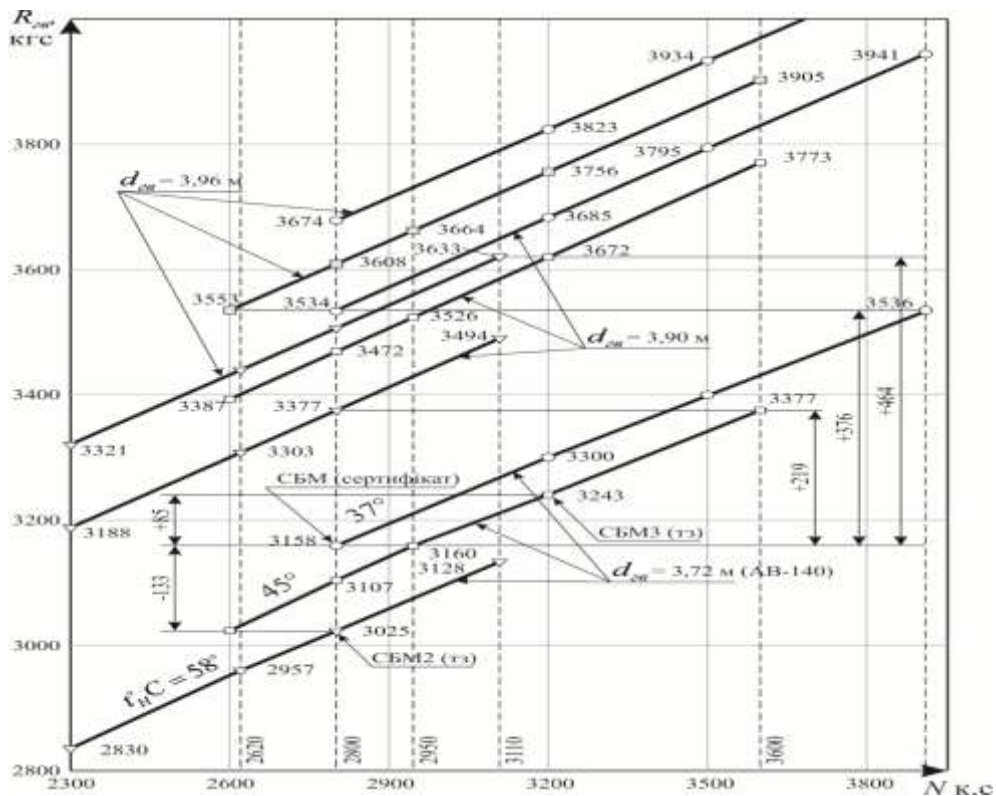


Рисунок 4.13 – Залежність тяги від потужності.

Максимальний надзвичайний режим: $R_{в\ мнр} = f(N_{в\ мнр}, t_n^0, n_{в}, d_{в})$

при $n = 0, M_n = 0$. Джерело: дані ВАТ НВП «Аеросила» [124]

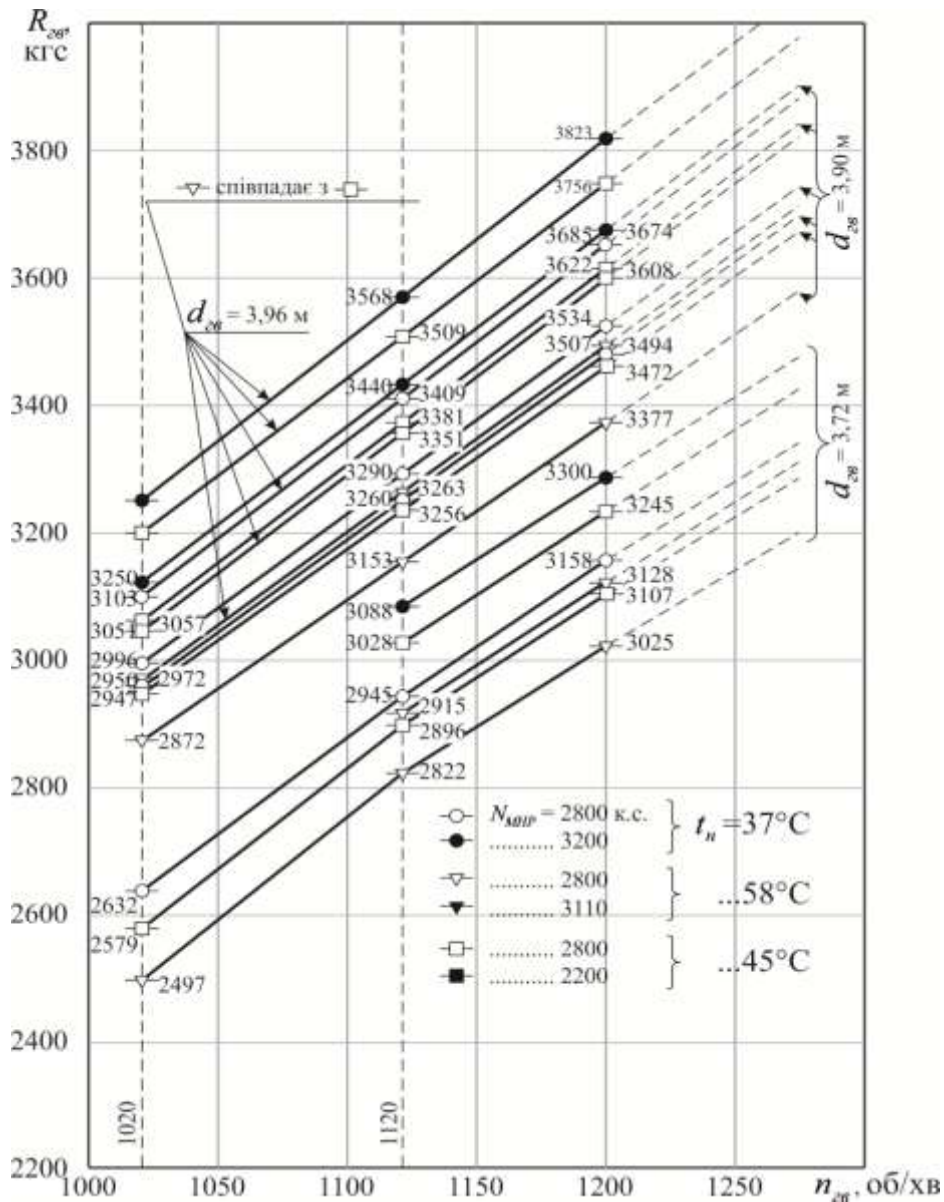


Рисунок 4.14 – Залежність тяги від обертів повітряного гвинта.
 Максимальний надзвичайний режим: $R_{в\text{мнр}} = f(N_{в\text{мнр}}, t_n^0, n_{в}, d_{в})$
 при $N = 0$, $M_{п} = 0$. Джерело: дані ВАТ НВП «Аеросила»

Наведені характеристики погоджують між собою не тільки $R(n_{об})$, але й їх зміни залежно від температури повітря, діаметра гвинта та потрібної потужності, є необхідною умовою щодо вибору гвієта модифікаційного фаршевого гвинта.

Подібні залежності отримують не тільки від розробників гвинтів (див. рис. 4.13, 4.14), але й за розрахунковою методикою ЦАГІ [168] (таблиця 4.5).

Таблиця 4.5 – Узагальнені зміни тягових зусиль повітряних гвинтів

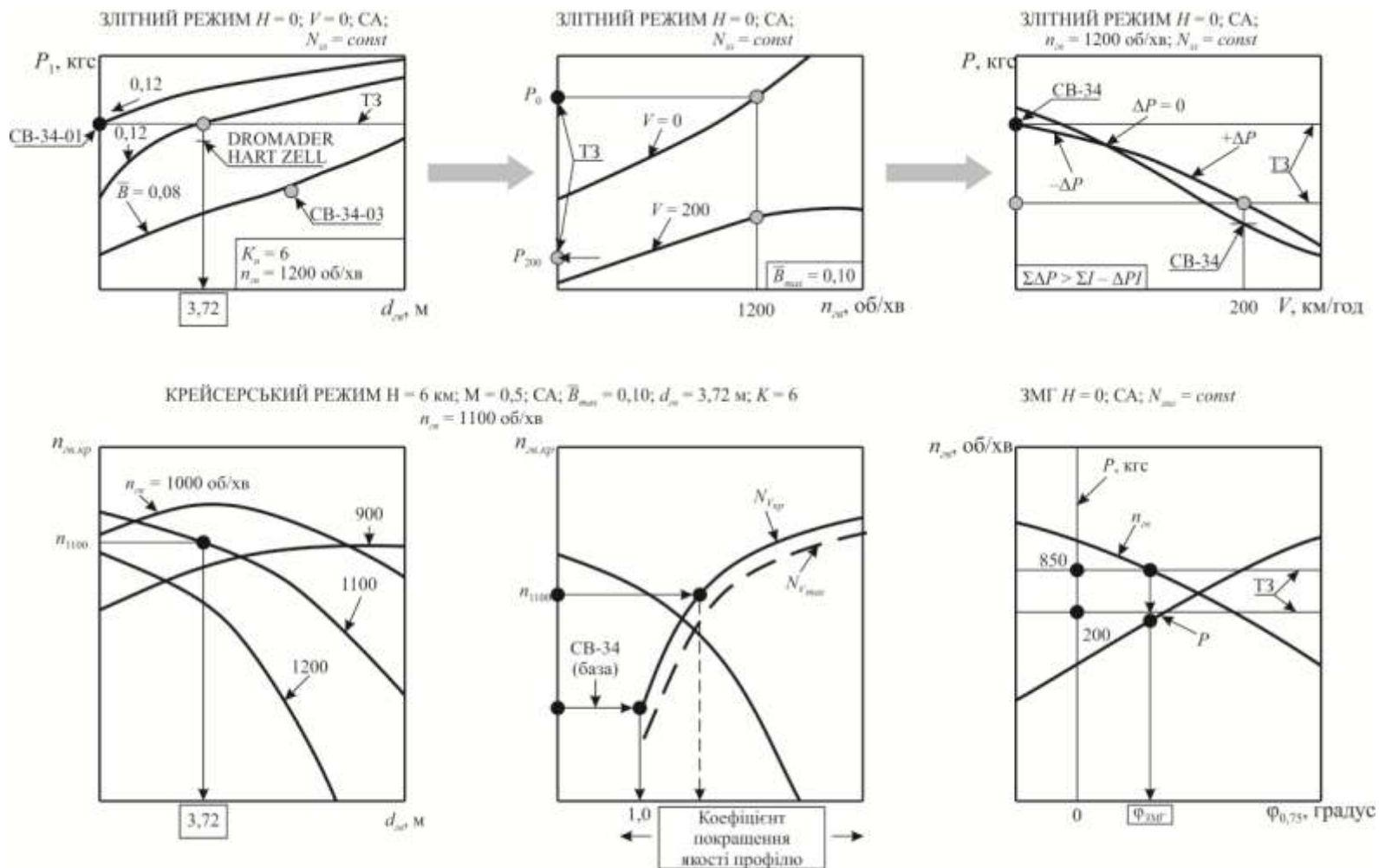
Режим двигуна	t_H на $H=0,$ $M_H=0$	N_B, c	$R_B, кгс$								
			$n_B, об/хв.$								
			1200	1120	1020	1200	1120	1020	1200	1120	1020
			$D_B, м; 6 лопатей$								
			3,72 (АВ-140)			3,9			3,96		
Злітний	30	2500	3087	2883	2630	3478	3219	2929	3623	3342	3040
		2750	3186	2972	2700	3572	3320	3022	3716	3442	3132
		3450	3435	3193	-	3836	3579	3224	3976	3713	3382
	40	2250	2921	2723	2480	3303	3047	2772	3447	3168	2868
		2500	3020	2820	2560	3397	3148	2865	3537	3267	2973
		3080	3238	3026	2760	3616	3377	3078	3753	3498	3186
Максимальний надзвичайний	37	2800	3158	2945	2632	3534	3290	2996	3674	3409	3103
		3200	3300	3088	-	3685	3440	3122	3823	3568	3250
		3500	3400	3141	-	3798	3542	3173	3934	3672	3327
		3910	3536	3207	-	3941	3682	3241	4086	3809	3394
	45	2600	3028	2825	2544	3396	3155	2872	3533	3272	2977
		2800	3107	2896	2579	3472	3236	2947	3608	3351	3051
		2950	3160	2950	2605	3528	3296	3003	3664	3411	3107
		3200	3243	3028	-	3622	3381	3057	3756	3509	3198
		3600	3377	3092	-	3773	3517	3124	3905	3643	3274
	58	2300	2830	2643	2409	3188	2951	2686	3321	3064	2787
		2620	2957	2757	2465	3309	3080	2805	3440	3192	2905
		2800	3025	2822	2497	3377	3153	2872	3507	3263	2972
		3110	3128	2915	-	3494	3260	2950	3623	3383	3086

Грунтуючись на таких даних, з урахуванням потрібної стартової тяги можна сформулювати такі параметри, як діаметр гвинта, його потрібні оберти при необхідній швидкості польоту.

На цьому ж рисунку показано послідовність оцінювання ККД (η) гвинта.

Це дає можливість оцінити кількісну зміну паливної ефективності, пов'язану зі зміною тяги, та інших параметрів повітряного гвинта.

Як приклад проведемо оцінювання паливної ефективності легкого транспортного літака зі злітною масою 21 т з повітряним гвинтом АВ-140 і двигуном ТВЗ-117-ВМА.



Тягу повітряного гвинта $R_{\text{пг}}$ слід розглядати при $n_{\text{пг}} = 1276$ або $n_{\text{пг}} = 1200$ об/хв. При значенні $n_{\text{пг}} = 1200$ об/хв зберігається допустима швидкість $V_{\text{окр}}$ і, отже, швидкості $V_{\text{кін}}$ лопаті при $M_{\text{п}} = 0,2$ є такими ж, як і сертифікованого (базового) літака, що забезпечує нормовані рівні шуму на місцевості при зльоті (таблиця 4.6).

Таблиця 4.6 – Вплив параметрів повітряного гвинта АВ-140 на тягооснащеність і зміну мас модифікацій легкого транспортного літака

Двигуни	Режим	t_n , °C	$n_{\text{пг}}$, об/хв	$V_{\text{окр}}$, м/с	$V_{\text{кінц}}$, м/с; $M_{\text{кінц}}$ при $M_{\text{п}}$		$N_{\text{зл}}$, $N_{\text{над}}$, к. с.	$\frac{N_{\text{зл над}}}{d_{\text{пг}}^2}$, к. с./м ²	$P_{\text{зл}}$, $P_{\text{над}}$, кгс	$t_{\text{о зл над}}$	Модифікація $C_{\text{зл}}$, т
					0,2	0,25					
ТВЗ-117ВМА3+АВ-140Х1 с $d_{\text{вв}}=3,96$ м	Злітний: $H=0$, $M_{\text{п}}=0$	30	112	234	244	249	2840	181	3515	0,287	24,5
			7		0,717	0,732					24,5
		120	249	258	263	2750	175	3716	25,9		
		0		0,759	0,773				25,9		
	40	112	234	244	249	2620	167	3360	0,272	24,7	
		7		0,717	0,732					24,7	
120	249	258	263	2500	159	3537	26				
		0	0,759				0,773	26			
45	НР: $H=0$, $M_{\text{п}}=0$	45	112	234	244	249	3200	204	3540	0,147	24,1
			7		0,717	0,732					24,1
120	249	258	263	3200	204	3756	25,6				
		0	0,759				0,773	25,6			

Дані щодо зміни тягооснащеності трьох модифікацій легкого транспортного літака, наведені в таблицях 4.2 і 4.6, дають змогу оцінити допустиме збільшення маси порівняно з базовим сертифікованим літаком (таблиця 4.7).

Як впливає з цих даних, під час розроблення модифікацій регіонального пасажирського літака зі збільшеною злітною потужністю 2840 к. с. (замість 2750 к. с.) злітні маси допускається збільшувати на 0,56...4,05 т шляхом зміни параметрів їх повітряних гвинтів.

Таблиця 4.7 – Допустиме збільшення злітних мас модифікацій регіонального пасажирського літака при зміні діаметра повітряного гвинта й потужності СУ

Режим	Двигун	t_H , С°	$d_{пг}$, м	$n_{пг}$, об/хв	$V_{окр}$, м/с	$V_{кінц}$; $M_{кінц}$ при $M_{п}$		$N_{над}$, к. с.	$\frac{N_{над}}{d_{пг}^2}$, к. с./м ²	$P_{пг\ над}$, кгс
						0,2	0,25			
Надзвичайний режим продовженого зльоту, відмова одного двигуна, $H=0$, $M_{п}=0$	СБМ1	37	3,72	1200	234	244 0,717	249 0,732	2800	202	3158
	СБМ2	58								3025
	СБМ3	45								3243
	СБМ1	37	3,90	1200	245	254 0,746	259 0,762	2800	184	3534
	СБМ2			1145	234	244 0,717	249 0,732			3368
	СБМ3	1200		245	254 0,746	259 0,762	3377			
	СБМ1	58		1145	234	244 0,717	249 0,732			3230
	СБМ2			1200	245	254 0,746	259 0,762			3622
	СБМ3	45		1145	234	244 0,717	249 0,732			3460
	СБМ1		37	1200	249	258 0,759	263 0,773	2800	179	3674
	СБМ2	1127		234	244 0,717	249 0,732	3464			
	СБМ3	1200		249	258 0,759	263 0,773	3507			
	СБМ1	58	3,96	1127	234	244 0,717	249 0,732	2800	179	3285
	СБМ2			1200	249	258 0,759	263 0,773			3756
	СБМ3	45		1127	234	244 0,717	249 0,732			3536

Як впливає з даних, наведених у таблиці 4.6, зміна параметрів повітряного гвинта істотно впливає на величину наявних тяг у злітному та надзвичайному режимах роботи двигуна, на тягооснащеність і вагові характеристики розглянутих модифікацій, які, своєю чергою, і визначають паливну ефективність. Її залежність від дальності польоту (часу в крейсерському режимі) і крейсерської швидкості зображено на рис. 4.16.

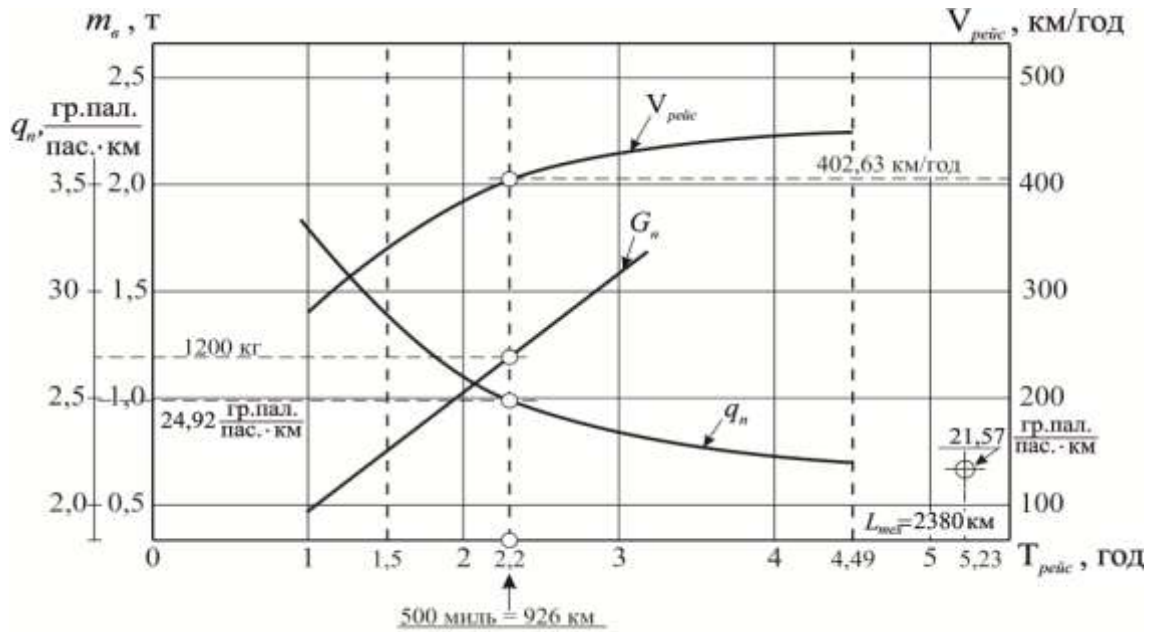


Рисунок 4.16 – Вплив параметрів рейсової продуктивності ($m_{к.н} = 2,67$ т, дальності $L_{тех}$) і рейсової швидкості на паливну ефективність легкого транспортного літака з двома ТГД

Як бачимо, параметр паливної ефективності істотно поліпшується зі збільшенням дальності L (часу розрахунку T). Для найчастіше використовуваної тривалості польоту (для даного типу літака) ($T = 2,3$; $L = 926$ км) на борт треба взяти 1200 кг палива, і при рейсовій швидкості $V_{рейс} = 400$ км/год одержимо витрату палива $q_n = 24,92$ г/пас·км.

4.5.2 Урахування впливу екологічних обмежень на паливну ефективність

Проблема впливу цивільної авіації на екологію стала актуальною з початку 70-х років ХХ століття. Існує три критичні зони впливу: приземний шар атмосфери, де важливою є аеродромна емісія; верхня тропосфера на висоті близько 10 км, де проходить крейсерський політ цивільних літаків; нещодавно до цього додалася нижня стратосфера (10 – 22 км), де, як передбачається, має відбуватися крейсерський політ надзвукового транспорту майбутнього. У першій зоні вплив виявляється в безпосередній шкоді для здоров'я людей, у другій – авіація впливає на зміну клімату, у третій зоні можливим є виснаження озонового шару внаслідок впливу авіації [1–5].

Повітряні судна викидають гази і частинки безпосередньо у верхні шари тропосфери та нижні шари стратосфери. Ці гази і частинки змінюють концентрацію атмосферних «парникових» газів, включаючи діоксид вуглецю (CO₂), озон (O₃) і метан (CH₄), ініціюють утворення конденсаційних (інверсійних) слідів і можуть сприяти розвитку перистої хмарності. Усі ці фактори впливають на навколишнє середовище й людей (таблиці 4.8) [7–11].

Таблиця 4.8 – Фактори впливу експлуатації літаків транспортної категорії на екологію

Шум (звукова дія), створюваний планером і силовою установкою літака	– погіршення здоров'я; – зниження слуху; – перешкоди мовного спілкування й прослуховування ТВ
Емісія палива у вигляді твердих частинок	– респіраторні захворювання; – токсичні симптоми; – дискомфорт
Викиди «парникових» газів	– глобальне потепління; – зміна клімату

ІКАО встановлено суворі обмеження на всі види шкідливих впливів, які в нашій країні подано у вигляді АП-36, їх урахування є обов'язковим при створенні цивільних і військових літаків транспортної категорії.

Слід також зазначити, що екологічні обмеження постійно посилюються.

Вимоги до рівня створюваного шуму для цивільних літаків можуть бути основним фактором, що визначає розмір і тип двигунів, які застосовуються на літаку.

Згідно з вимогами ІКАО [215] рівень шуму, що створюється літаком, нормується в трьох контрольних точках. Контрольна точка № 1 розташовується на лінії, віддаленій на відстань 650 м від осі злітно-посадкової смуги, і збігається з точкою, у якій рівень шуму набуває максимального значення (ділянка зльоту). Контрольна точка № 2 розміщується під траєкторією зльоту літака на осі злітно-посадкової смуги на відстані 6,5 км від початку розбігу (ділянка набору висоти). Контрольна точка № 3 розташовується під глісадою посадки на осі злітно-посадкової смуги на відстані 2 км від посадкового торця

ЗПС (ділянка посадки). Величина допустимого рівня шуму в контрольних точках регламентується стандартом ІСАО і залежить від злітної маси літака.

Вимоги, пов'язані з обмеженням рівня шуму, що ставляться до літака та його силової установки, можуть істотно впливати на вид літака, на вибір відносного розміру силової установки FCU/S , питомого навантаження на крило G/S . Так, одним із дієвих способів зменшення рівня максимального злітного шуму є використання при зльоті знижених режимів роботи двигунів, що досягається збільшенням розміру силової установки. Проте це супроводжується збільшенням маси силової установки, а також може призвести до того, що в умовах крейсерського польоту режим роботи силової установки стане значно відрізнятися від оптимального. Унаслідок цього зменшиться дальність польоту літака, знизиться техніко-економічна ефективність.

На практиці бувають випадки, коли більш жорсткі вимоги до характеристик літака ставляться не при зльоті, а при посадці. Аналіз показує (таблиця 4.9), що заходи щодо зменшення довжини пробігу багато в чому схожі із заходами щодо поліпшення злітних характеристик.

Таблиця 4.9 – Допустимий рівень шуму на різних етапах польоту

Ділянка польоту	Маса літака		
	$m_{\text{літ}} \leq 34 \text{ т}$	$34 \text{ т} \leq m_{\text{літ}} \leq 272 \text{ т}$	$m_{\text{літ}} \geq 272 \text{ т}$
Зліт	102	$6,61g m_{\text{літ}} + 71,9$	108
Набір висоти	92	$16,61g m_{\text{літ}} + 16,7$	107
Зниження	102	$6,61g m_{\text{літ}} + 71,9$	108

Насамперед це використання механізації з метою зменшення посадкової швидкості шляхом збільшення значення $C_{y \text{ max}}$ або зменшення питомого навантаження на крило G/S . Безупинне збільшення обсягів перевезень повітряним транспортом призводить до збільшення забруднення навколишнього середовища продуктами згоряння авіаційних палив. Особливість авіаційних атмосферних забруднень полягає в тому, що токсичні речовини поширюються на дуже великі простори (рис. 4.17).



Рисунок 4.17 – Забруднення атмосфери реактивними літаками
(середні значення) [44]

Авіація сильно впливає й на озоновий шар Землі. З одного боку, емісія NO_x сприяє утворенню озону у верхніх шарах тропосфери. Однак авіаційна емісія сірки (насамперед надзвукових літаків) і води в стратосфері сприяє розкладанню озону. Кількісно ступінь цього впливу поки ще точно не визначено.

Проте підраховано, що за один трансконтинентальний переліт реактивного літака в атмосфері згоряє близько 35 т кисню і в тому числі чимала частка озону.

Урахування екологічних обмежень при розробленні нових модифікацій ВТЛ неминуcho приводить до глибоких модифікаційних змін і в геометрії крила, і в силовій установці.

Завдяки цілеспрямованій зміні геометрії крила знижується його індуктивний опір при заданій піднімальній силі, що приводить до зменшення витрат палива та скорочення шкідливих викидів, заміна маршових ТГД (ТГВД) на ТРД приводить до зниження шуму, а узгодження змін у крилі й силовій установці забезпечує мінімальну величину паливної ефективності модифікації літака шляхом:

- поліпшення характеристик двигуна внаслідок використання термодинамічних циклів з високими параметрами;
- використання змінюваних термодинамічних циклів залежно від умов польоту.

Так, при створенні ВТЛ Ан-188 завдяки заміні чотирьох ТГВД на чотири

ТРД шумовий вплив знизився на 16 %, витрати палива зменшилися до 154 г/т·км, що сприяло зниженню шкідливих викидів, особливо CO₂.

Реалізацією такого підходу у вітчизняному літакобудуванні є створення на базі літака Ан-32Б його модифікації Ан-132Д. При збільшенні вантажопідйомності та дальності дії цієї модифікації шляхом перекомпонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення», а також заміни силової установки вдалося істотно знизити паливну ефективність цієї модифікації до 222 г/т·км, що є найкращим показником для легких транспортних літаків. А це означає, що Ан-132Д найменше впливає на емісію та викиди «парникових» газів.

Крім того, Ан-132Д має й інші переваги:

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

Ан-132Д – це реалізований приклад створення літака транспортної категорії з урахуванням екологічних обмежень.

4.5.3 Особливості оцінювання паливної ефективності в багатодвигунних модифікаціях

Показник паливної ефективності є одним з найважливіших показників, що визначають техніко-економічну ефективність, насамперед літаків з двома маршовими двигунами, що характерно для легких і деяких середніх військово-транспортних літаків як з ТГД, так і з ТРД (рис. 4.18).

Для літаків з такою силовою установкою провідний фахівець з оцінювання ефективності літаків на ДП «Антонов» Ю. Г. Андрієнко запропонував питому витрату палива на тонно-кілометр оцінювати з урахуванням основних етапів профілю польоту і без урахування наземного маневрування [171].

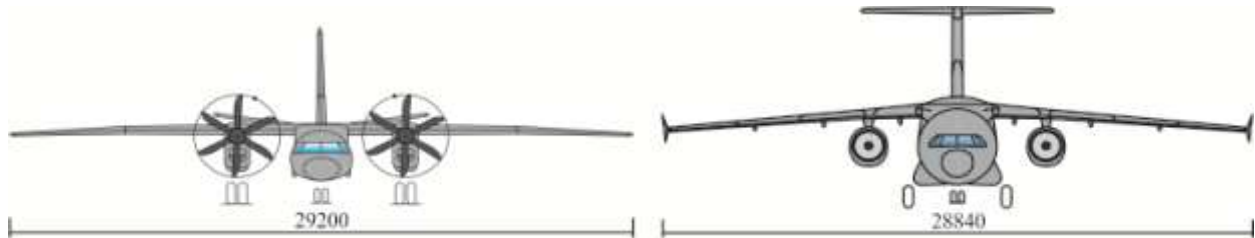


Рисунок 4.18 – Літаки транспортної категорії з силовою установкою, що складається з двох двигунів [37]

Проте в багатодвигунних силових установках (рис. 4.19), що дають змогу використовувати надзвичайні режими, потребується інший підхід до оцінювання такого показника, як питома витрата палива, оскільки використання надзвичайних режимів дає змогу реалізувати додаткові можливості щодо забезпечення необхідних транспортних показників:

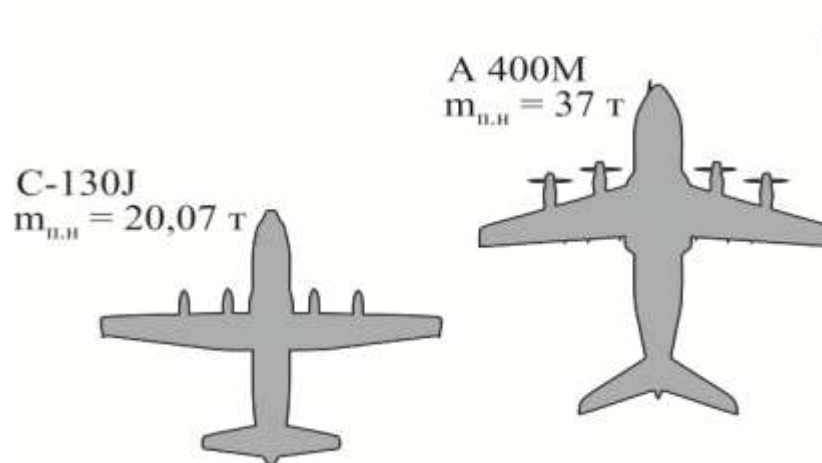


Рисунок 4.19 – Компонування літаків з чотирма маршовими двигунами[37]

- збереження використовуваної мережі аеродромів, збільшення злітної маси зі збереженням або збільшенням стійкості та керованості;
- розширення мережі використовуваних аеродромів шляхом зменшення ділянок по траєкторії продовженого або перерваного зльоту;
- відсутність необхідності встановлювати в створюваній модифікації більш потужних двигунів, вітчизняних або зарубіжних, які не мають форсованих (надзвичайних) режимів роботи;

– розширення можливостей експлуатації в умовах жаркого клімату та високогір'я;

– підвищення безпеки експлуатації в умовах відмови одного або двох двигунів при погіршенні умов зльоту/посадки або польоту, стану ЗПС, в умовах обмерзання та в інших позаштатних ситуаціях, що потребують збільшеної тягооснащеності;

– економія значних матеріальних ресурсів, підвищення комерційної ефективності.

Літак, оснащений маршовими двигунами з форсованими (надзвичайними) режимами, при одночасній або послідовній відмові або вимкненні двох двигунів у будь-якому поєднанні на зльоті, під час включення цих режимів має більшу безпеку. У таблиці 4.10 наведено сумарні тяги літаків з різними злітними масами та варіанти використання злітних мас і МНР залежно від кількості працюючих двигунів.

На основі даних, наведених у таблиці 4.10, можна провести порівняльне оцінювання зміни тяг кількох модифікацій.

1. Базовий літак з $m_{\text{зл. max}} = 392$ т.

1.1. Відмова або вимкнення одного двигуна:

– сумарна тяга трьох працюючих на МНР двигунів незалежно від злітної маси може бути в діапазоні 79332...87450 кгс, а без МНР у діапазоні 67083...71211 кгс, збільшення, відповідно, на 18,3...22,8 %;

– відповідні тягооснащеності з МНР 0,202...0,223 і без МНР 0,171...0,182, збільшення, відповідно, на 18,1...22,5 %.

1.2. Відмова або вимкнення двох двигунів:

– сумарна тяга двох працюючих на МНР двигунів незалежно від злітної маси може бути в діапазоні 52888...58300 кгс, а без МНР у діапазоні 44722...47474 кгс, збільшення, відповідно, на 18,3...22,8 %;

– відповідні тягооснащеності з МНР 0,135...0,149, збільшення, відповідно, на 18,4...23,1 %.

2. Модифікований літак з $m_{\text{зл. max}} = 450$ т.

2.1. Відмова або вимкнення одного двигуна:

– сумарна тягооснащеність з МНР 0,176...0,194 і без МНР 0,149...0,158, збільшення, відповідно, на 18,1...22,8 %.

2.2. Відмова або вимкнення двох двигунів:

– відповідні тягооснащеності з МНР 0,118...0,130 і без МНР 0,099...0,105, збільшення, відповідно, на 19,2...23,8 %.

Таблиця 4.10 – Сумарні тяги модифікацій важкого транспортного літака залежно від кількості працюючих двигунів

Зовнішні умови	Режим роботи двигуна	$P_{зл\ уст},$ $P_{МНР\ уст},$ кГс	$m_{зл.\ max} = 392\ т$			$m_{зл.\ max} = 450\ т$			
			$\sum P_{уст},\ кГс / t_o$						
			4 дв.	3 дв.	2 дв.	4 дв.	3 дв.	2 дв.	
$H = 0; M = 0; t_{н} = +30\ ^\circ C;$ $P_{н} = 760\ мм\ рт.\ ст.$	Злітний	22361	89444 0,228	67083 0,171	44722 0,114	89444 0,199	67083 0,149	44722 0,099	
		22707	90828 0,232	68121 0,174	45414 0,116	90828 0,202	68121 0,151	45414 0,101	
		3737	94948 0,242	71211 0,182	47474 0,121	94948 0,211	71211 0,158	47474 0,105	
	МНР	МНР відсутній	26444		79332 0,202	52888 0,135		79332 0,176	52888 0,118
			27068		81204 0,207	54136 0,138		81204 0,108	54136 0,120
			28110		84330 0,215	56220 0,143		84330 0,187	56220 0,125
			28630		85890 0,219	57260 0,146		85890 0,191	57260 0,127
			29150		87450 0,223	58300 0,149		87450 0,194	58300 0,130

Розрахунки у відносних величинах (%) тяг при відмові або при вимкненні критичного двигуна щодо п'яти довільно вибраних варіантів МНР наведено в таблиці 4.11.

Таблиця 4.11 – Вплив відмови або вимкнення критичного двигуна в модифікації літака Ан-124 на зміну відносного значення тяги при використанні МНР

Варіант	Номери двигунів з МНР		Відносна величина встановленої сумарної тяги	$\bar{M}_{у\text{ лів}}$	$\bar{M}_{у\text{ прав}}$	$\Delta \bar{M}_{у\text{ відм.}}\%$	Ефект порівняно з базовим $\Delta \bar{P}_{уст.}\%$
1	Базовий літак		3	2,8	1,0	1,8	0
2	$\bar{P}_{1\text{ мнр}}=1,18$ 3	№ 3	3,183	2,8	1,183	1,617 (-10,17)	+6,1
3		№ 2 і 3	3,366	2,983	1,183	1,8	+12,2
4	$\bar{P}_{2\text{ мнр}}=1,22$ 8	№ 3	3,228	2,8	1,228	1,572 (-12,67)	+7,6
5		№ 2 і 3	3,456	3,028	1,228	1,8	+15,2

При тих же значеннях МНР розглянуто сім можливих варіантів їх застосування на літаку Ан-188 у разі відмови або вимкнення критичного двигуна на літаку (таблиця 4.12).

Таблиця 4.12 – Вплив відмови або вимкнення критичного двигуна в модифікації літака Ан-188 на зміну відносної величини тяги при використанні МНР

Варіант	Номери двигунів з МНР		Відносна величина встановленої сумарної тяги	Ефект порівняно з базовим $\Delta \bar{P}_{уст.}\%$
1	Базовий літак		3	0
2	$\bar{P}_{1\text{ мнр}}=1,183$	№ 4	3,366	+7,32
3		№ 3, 4	3,549	+10,98
4		№ 2, 3, 4	3,732	+14,64
5	$\bar{P}_{2\text{ мнр}}=1,228$	№ 4	3,456	+9,12
6		№ 3, 4	3,684	+13,68
7		№ 2, 3, 4	3,912	+18,24

Як випливає з даних, наведених в таблиці 4.12, використання МНР при відмові або вимкненні критичного двигуна на зльоті дає змогу не тільки зберегти необхідну тягооснащеність, а в окремих випадках (4, 6, 7) навіть збільшити її на 10...18 %, що дає змогу відійти від поняття перерваного зльоту.

Оскільки у багатодвигунних силових установках тягу двигунів необхідно збільшувати на $\Delta \bar{P}$, то паливна ефективність модифікації зі збільшеною \bar{P} істотно знижується – у 4-двигунних модифікаціях питома витрата палива збільшується майже на 20 %.

4.6 Висновки до розділу

У розділі вперше сформовано наукові основи узгодження глибоких модифікаційних змін, що здійснюються одночасно шляхом геометричного перекомпонування крила (і всієї системи несних поверхонь) та заміною маршових двигунів у силовій установці.

Структурну схему таких основ зображено у вигляді послідовності: необхідне збільшення вантажопідйомності → необхідна тягооснащеність, яку забезпечено заміною двигунів, → геометричне перекомпонування системи несних поверхонь, що забезпечує підвищення аеродинамічної якості, → питома величина показника паливної ефективності.

Новизна такого методу узгодження одночасних модифікаційних змін полягає в розробленні моделей зв'язку типу $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ при одночасній зміні в силовій установці (\bar{t}_o) та геометрії крила (\bar{C}_y) з урахуванням умов польоту (H_i) і режимів роботи силової установки (зліт, крейсерський політ, надзвичайний режим).

Для модифікацій літаків з ТГД уперше досліджено залежність тягооснащеності не тільки від потужності двигуна, але й від параметрів повітряного гвинта. Для реалізації такого підходу вперше наведено узагальнені дані щодо повітряних гвинтів у вигляді залежності відношення тяги гвинта до потужності двигуна від числа M , що дало змогу встановити зв'язок наявних висотно-швидкісних тяг і потужностей у всьому діапазоні швидкостей польоту модифікацій. На прикладі легкого транспортного літака показано, що, варіюючи тягою гвинта, можна допустити збільшення його стартової маси до 3 т.

Для етапу попереднього проектування модифікації запропоновано модель питомої паливної ефективності за параметрами питомої вантажопідйомності та питомої дальності ВТЛ, що дає змогу сформулювати важливі висновки:

- зі збільшенням відносної дальності дії \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 в експоненціальній формі;

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

На такій основі розроблено нову модель питомої паливної ефективності багатодвигунних ВТЛ з ТРД і ТГД при відмові критичного двигуна. Показано, що в такій конфігурації паливна ефективність ВТЛ знижується майже на 20 %.

Реалізація моделей узгодження типу $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ значною мірою залежить від стартової маси літака. З урахуванням цієї обставини ці моделі конкретизовано для легкого ВТЛ у п'ятому розділі, для середнього – в шостому і для оперативно-тактичного ВТЛ – у сьомому розділах.

За результатами досліджень, описаних у цьому розділі, опубліковано статті [5, 9, 10, 12, 13, 20, 29, 30], наведені в анотації.

РОЗДІЛ 5

ВИКОРИСТАННЯ НАУКОВИХ ОСНОВ ЗАПРОПОНОВАНОЇ МЕТОДОЛОГІЇ ПРИ СТВОРЕННІ ПЕРСПЕКТИВНИХ МОДИФІКАЦІЙ ЛЕГКИХ ВТЛ

Як заявлено в розділі 2, запропонована методологія дослідження й реалізації глибоких модифікаційних змін у літаках транспортної категорії базується на джерелах [38–43] і трьох принципах:

- безперервне підвищення продуктивності модифікацій;
- геометричне перекомпонування крила з урахуванням його коефіцієнта еліптичності;
- узгодження параметрів силової установки зі збільшеною вантажопідйомністю модифікації та зі зміненою геометрією її крила.

Для реалізації таких принципів у розд. 3 і 4 розроблено наукові основи глибоких одночасних модифікаційних змін у завданні узгодження основних параметрів на етапі попереднього проектування.

В Україні склалася багаторічна унікальна школа створення легких (Ан-26, Ан-30, Ан-32) військово-транспортних літаків (рис. 5.1), що довели свою конкурентоспроможність на ринках літаків і особливо на ринках перевезень вантажів цивільного та військового призначення.

Природно, що вони і є базою для розроблення модифікацій, частину з яких уже реалізовано у виробництві та експлуатації, інша частина – ще на стадії проектування.

У перспективних модифікаціях, що знаходяться на етапі проектування, дуже важливо закласти проектно-конструкторські зміни, які на етапі експлуатації привели б не тільки до необхідного підвищення продуктивності (заради чого вони і створюються), але й до поліпшення показників паливної ефективності, оскільки від цього параметра (при заданих об'ємах паливних баків) значною мірою залежить дальність дії.

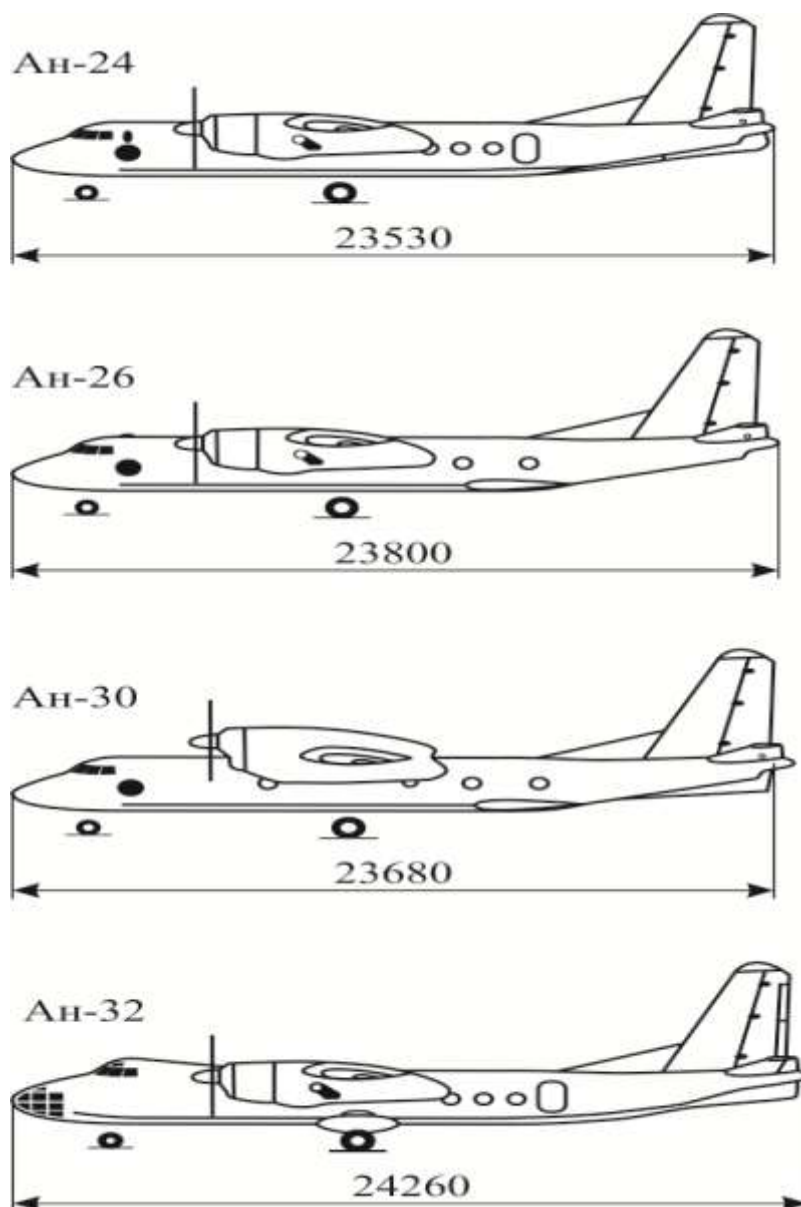


Рисунок 5.1 – Легкі військово-транспортні літаки, створені на ДП «Антонов» на базі пасажирського літака Ан-24 [136]

Збільшення вантажопідйомності, дальності дії і паливної ефективності є визначальним для забезпечення конкурентоспроможності ВТЛ цього класу [37, 134, 136, 148].

Основні тенденції розвитку легких військово-транспортних літаків зображено на рис. 5.2, звідки випливає, що останніми роками спостерігається істотне підвищення рейсової продуктивності модифікацій літаків цього типу, а також різке зниження витрати палива на одиницю корисної роботи за один рейс [42].



Рисунок 5.2 – Підвищення рейсової продуктивності та паливної ефективності легких ВТЛ за роками створення їх модифікацій:

- ◆ – рейсова продуктивність $m_v L$, т·км;
- – паливна ефективність q_n , г/т·км

Слід зазначити характерні особливості таких змін, притаманних військово-транспортним літакам. Так, збільшення рейсової продуктивності $m_v L_p$ здійснювалося в основному шляхом збільшення вантажопідйомності m_v . Дальність дії L_p легких ВТЛ зберігається приблизно в одному й тому ж коридорі.

Необхідне збільшення вантажопідйомності, своєю чергою, неодмінно спричиняє збільшення стартових мас модифікацій, що призводить до погіршення злітно-посадкових характеристик і є серйозним обмеженням, особливо для легких ВТЛ, щодо умов їх базування.

Збільшення паливної ефективності легких ВТЛ спостерігається з початку 90-х років унаслідок уведення в експлуатацію ТГД типу PW-100 та його модифікацій [117, 118], що відповідають вимогам до конкретних ВТЛ.

Проблема підвищення паливної ефективності вирішується і сьогодні, особливо шляхом підвищення аеродинамічної якості крила й узгодження таких змін з характеристиками останніх модифікацій PW-100.

Розв'язання таких проблем може бути здійснено шляхом глибоких модифікаційних змін у системі несних поверхонь модифікації та в її силовій установці, наукові основи узгодження яких наведено у розділах 2, 3 і 4.

5.1 Методика узгодження основних параметрів модифікацій легких ВТЛ на етапі попереднього проектування

Формування основних параметрів модифікацій легких ВТЛ зі збільшеною вантажопідйомністю m_b на етапі попереднього проектування характеризується тим, що необхідно створити моделі, які дають змогу узгодити кілька груп змінених параметрів: стартової маси, рейсової продуктивності, тягооснащеності, геометричного перекомпонування несних поверхонь і прийнятних злітно-посадкових характеристик в єдиному вигляді модифікації.

Насамперед скористаємося видозміненою моделлю визначення стартової маси [22] при необхідному збільшенні m_b :

$$m_o = \psi \frac{m_b + m_{об.сп}(n_{пас}, L)}{1 - [\bar{m}_к(m_o) + \bar{m}_{с.у}(m_o) + \bar{m}_п(m_o)]}, \quad (5.1)$$

де m_b – вантажопідйомність модифікації;

$m_{об.сп}(n_{пас}, L)$ – маса обладнання спорядженого літака, що залежить від кількості членів екіпажу, пасажирів і дальності польоту;

$\bar{m}_к(m_o)$, $\bar{m}_{с.у}(m_o)$, $\bar{m}_п(m_o)$ – відносні маси конструкції планера, силової установки й палива.

Величину $\bar{m}_к$, що входить у вираз (5.1), подамо у вигляді залежності

$$\bar{m}_к = A - B \frac{m_o}{S}, \quad (5.2)$$

де $A = 0,416$, $B = 2,533 \cdot 10^{-4}$ – коефіцієнти, одержані шляхом попереднього поагрегатного розрахунку мас конструкції легкого транспортного літака [127].

Відносну масу силової установки можна оцінити за допомогою виразу [104]

$$\bar{m}_{с.у} = a_1 \left(1 + 0,11 \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}\right) \gamma_{дв} \frac{n_{дв} P_{oi}}{m_o} + b_1, \quad (5.3)$$

у якому для дводвигунних літаків з ТРДД $a_1 = 0,95$, $b_1 = 0,0185$;

$n_{\text{дв.рев}} = 2$ – кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги;

$n_{\text{дв}} = 2$ – кількість двигунів, установлених на літаку.

Після підстановки цих значень одержимо

$$\bar{m}_{\text{с.у}} = C \frac{P_{\text{oi}}}{m_0} + D, \quad (5.4)$$

де $C = 0,37313$, $D = 0,0185$.

Для визначення відносної маси палива необхідною є наявність аеродинамічної якості в крейсерському польоті, яку за аналогією з (3.27) можна знайти за виразом

$$K = \frac{m_0 q}{\rho \frac{V^2}{2} C_x S} = \frac{m_0}{S(C_{x_0} + AC_y^2)}, \quad (5.5)$$

де $C_y = \frac{m_0}{S}$, A – коефіцієнт відвалу поляри:

$$A = \frac{k_1(1 + \bar{S}_{\text{ф.г}})}{\pi \lambda k_2} = \frac{1,02(1 + 1 + 0,2)}{\pi \cdot 9,6 \cdot 0,968} = 0,04192. \quad (5.6)$$

Відносну масу палива подамо у вигляді суми відносних мас:

$$\bar{m}_{\text{п}} = \bar{m}_{\text{п.крейс}} + \bar{m}_{\text{п.н.в}} + \bar{m}_{\text{п.зн.п}} + \bar{m}_{\text{п.н.з}} + \bar{m}_{\text{п.ін}}, \quad (5.7)$$

де $\bar{m}_{\text{п.крейс}}$ – відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\bar{m}_{\text{п.н.в}}$ – відносна маса палива, що витрачається при зльоті та набиранні висоти;

$\bar{m}_{\text{п.зн.п}}$ – відносна маса палива, що витрачається при зниженні та посадці;

$\bar{m}_{\text{п.н.з}}$ – відносна маса палива для навігаційного запасу;

$\bar{m}_{\text{п.ін}}$ – невироблений залишок палива.

Величини відносних мас палива, що входять у вираз (5.7), за даними роботи [176] можна оцінити за співвідношеннями

$$\bar{m}_{\text{п.н.в}} = \frac{0,0035N_{\text{поч}}(1 - 0,03y)}{1 - 0,004N_{\text{поч}}},$$

$$\bar{m}_{\text{п.зн.п}} = 0,002N_{\text{кін}}(1 - 0,03y)(1 - 0,023N_{\text{кін}}),$$

де y – ступінь двоконтурності двигуна;

$$\bar{m}_{п.н.з} = \frac{C_p \tau P}{m_0} = \frac{C_p \tau m_0}{m_0 K_{\max}}, \quad (5.8)$$

де $\tau = 1$ год – час розрахунку навігаційного запасу палива.

Відносну масу палива, що витрачається на крейсерському режимі, можна оцінити за допомогою формули Бреге

$$\bar{m}_{п.крейс} = 1 - \exp \left[- \frac{(L-40H_{\text{сер}})C_{p,\text{крейс}}}{(V_{\text{крейс}}-W)K} \right], \quad (5.9)$$

де $W = 50$ км/год – швидкість зустрічного вітру.

При $\bar{m}_{п.крейс} \leq 0,3$ експоненту у виразі (5.9) можна замінити лінійною функцією

$$\begin{aligned} \bar{m}_{п.крейс} &= E + F \left[- \frac{(L-40H_{\text{сер}})C_{p,\text{крейс}}}{(V_{\text{крейс}}-W)K} \right] = \\ &= E + F \left[- \frac{(L-40H_{\text{сер}})C_{p,\text{крейс}}(C_1 S^2 + Nm_0^2)}{(V_{\text{крейс}}-W)m_0 S} \right]. \end{aligned}$$

Після перетворень і підстановки чисел одержимо:

$$\bar{m}_{п} = I + \frac{J_i S^2 + N_i m_0^2}{m_0 S}, \quad (5.10)$$

де $I = 0,10117$, а J_i і N_i відповідно становлять:

- для дальності польоту $L = 2200$ км: $J_1 = 22,706$, $N_1 = 5,5878 \cdot 10^{-5}$;
- для дальності польоту $L = 5100$ км: $J_3 = 60,767$; $N_3 = 1,4955 \cdot 10^{-4}$.

У вираз (5.1) входить маса обладнання спорядженого літака $m_{\text{об.сп}}$ (кг), величину якої згідно з [104] у першому наближенні можна оцінити за виразом

$$m_{\text{об.сп}} = m_B (5 \cdot 10^{-5} L + 0,66). \quad (5.11)$$

Якщо до виразів (5.1), (5.2), (5.4), (5.7) і (5.10) додати умову Бреге [50]

$$L = \frac{KV}{C_{\text{пит}}} \ln \frac{1}{1-\bar{m}_{п}} = \frac{KV}{C_{\text{пит}}} \ln \frac{1}{\bar{m}_K + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{п.н}}, \quad (5.12)$$

то отримаємо систему рівнянь для оцінювання залежності вантажопідйомності й дальності дії від стартової маси та її складових, від аеродинамічних

характеристик крила, від швидкості польоту і від питомої витрати палива двигуна модифікації легкого транспортного літака з двома ТГД.

Необхідно також урахувати всі видозмінення за їх впливом на злітно-посадкові характеристики, такі як довжина розбігу L_r , довжина пробігу $L_{пр}$ і потрібна довжина злітно-посадкової смуги при відмові під час розбігу одного з двох двигунів.

Довжина розбігу до відмови двигуна $L_{р,до\ відм}$, м, оцінюється виразом

$$L_{р,до\ відм} = \frac{(0,9V_{відр})^2}{2g \left[\frac{P_{сер,до\ відм}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{відр}} + 2f \right) \right]}, \quad (5.13)$$

де

$$P_{сер,до\ відм} = \frac{(P_{oi} + P_{0,9V_{відр}})^2}{2}; \quad (5.14)$$

$$P_{0,9V_{відр}} = P_{oi} \xi_{V=0,9V_{відр}}. \quad (5.15)$$

А довжина розбігу після відмови $L_{р,після\ відм}$, м, визначається формулою

$$L_{р,після\ відм} = \frac{V_{відр}^2 - (0,9V_{відр})^2}{2g \left[\frac{P'_{сер}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{відр}} + 2f \right) \right]}, \quad (5.16)$$

де

$$P'_{сер} = \frac{P_{V_{відр}} + P_{0,9V_{відр}}}{2}; \quad (5.17)$$

$$L_{р,з\ с} = \frac{V_{відр} + 0,9V_{відр}}{2} \cdot 3. \quad (5.18)$$

При цьому довжина повітряної ділянки до нормованої висоти $H = 10,7$ м оцінюється залежністю

$$L_{повіт} = \frac{m_0 \cdot g}{P''_{сер} - Q} \left(\frac{V_{наб}^2 - V_{відр}^2}{2g} + H \right), \quad (5.19)$$

де

$$P''_{сер} = \frac{P_{V_{відр}} + P_{V_{наб}}}{2};$$

$$Q = \int \frac{V_{\text{наб}}^2}{2} C_{x\text{відр}} S; \quad C_{x\text{відр}} = 0,1;$$

$$V_{\text{наб}} = V_{\text{від}} + 10 \text{ км/год.}$$

З урахуванням ділянок до відмови та після неї довжина розбігу визначається формулою

$$L_p = \frac{V_{\text{від}}^2}{2g \left[\frac{P_{\text{сер}}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{відр}}} + 2f \right) \right]}, \quad (5.20)$$

де $V_{\text{від}}$ – швидкість відриву при зльоті, м/с;

g – прискорення вільного падіння, м/с²;

$P_{\text{сер}}$ – середня тяга двигунів при зміні швидкості від 0 до $V_{\text{від}}$, Н;

m_0 – злітна маса літака, отримана в розрахунках;

$K_{\text{відр}} = 14$ – аеродинамічна якість при відриві;

$f = 0,03$ – коефіцієнт тертя коліс об ЗПС під час розбігу.

Швидкість відриву обчислювалася при постійному $C_{y\text{відр}} = 1,4$.

Середня тяга $P_{\text{сер}}$ визначалася таким чином:

$$P_{\text{сер}} = \frac{P_{oi} + P_{V_{\text{від}}}}{2} n_{\text{дв}} = P_{oi} + P_{V_{\text{від}}},$$

де $n_{\text{дв}} = 2$ – кількість двигунів;

P_{oi} – стартова тяга двигуна;

$P_{V_{\text{від}}}$ – тяга двигуна на швидкості відриву, що визначається емпіричним виразом [22]

$$P_{V_{\text{від}}} = \xi_{V_{\text{від}}} P_{oi} = [1 - (0,86 + 0,31y)M + 0,6M^2] P_{oi}, \quad (5.21)$$

де $y = 5,5$ – ступінь двоконтурності двигуна;

M – число Маха, що відповідає швидкості відриву.

Довжина збалансованої ЗПС визначалася як сума:

$$L_{\text{ЗПС}} = L_{\text{р,до відм}} + L_{\text{р,після відм}} + L_{\text{р,З с}} + L_{\text{повіт}}, \quad (5.22)$$

де $L_{\text{р,до відм}}$ – довжина розбігу літака до відмови одного з двигунів;

$L_{p,3c}$ – довжина розбігу протягом трьох секунд, необхідних для прийняття рішення після відмови одного з двигунів;

$L_{p,після\ відм}$ – довжина розбігу після відмови двигуна до досягнення швидкості відриву.

5.2 Оцінювання нормативних обмежень при виборі параметрів модифікації легкого ВТЛ з двома ТГД

Лінійку модифікацій ДП «Антонов» розробило й розробляє на базі легких військово-транспортних літаків Ан-26 і Ан-32В з ТГД (рис. 5.3) [136].

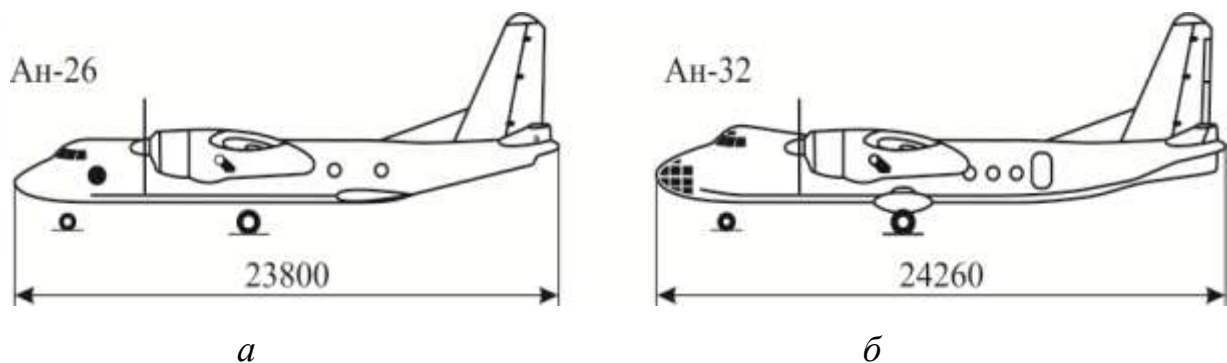


Рисунок 5.3 – Базові моделі ВТЛ Ан-26 (а) і Ан-32В (б) [136]

Згідно з дослідженнями, проведеними у розд. 3, пряме крило (для швидкостей польоту $V_{крейс} \leq 550$ км/год) має мінімальний індуктивний опір C_{xi_min} , якщо розмах утворюється прямокутним центропланом і трапецієподібними консолями з такими параметрами: координата зламу $\bar{z}_H = 0,44$, загальне звуження $\eta_{зв} = 3,31$.

У таблиці 5.1 наведено порівняння трапецієподібного крила літака Ан-32 з еліптичним крилом, що дорівнює йому за площею.

Таблиця 5.1 – Значення величин місцевих хорд

Параметри		Еліптичне крило	Ан-32, серія		$\eta_{\text{відр}} = 2,954$	
		$b_{\bar{z}_1 e}$, м	$b_{\bar{z}_1 e}$, м	$b_{\bar{z}_1 e}$, %	$b_{\bar{z}_1 e}$, м	$b_{\bar{z}_1 e}$, %
$S_{\text{кр}}, \text{м}^2$		72,591				
l , м		29,2				
$\eta_{\text{конс}}$		–	2,925	–	2,954	–
$\eta_{\text{тр}}$		–	3,839	–	3,882	–
$b_{\text{відр}}$, м		–	4,2	–	4,211	–
\bar{z}_H	0	3,165	3,2	1,094	3,204	1,217
	0,1	3,149	3,2	1,594	3,204	1,717
	0,2	3,101	3,2	3,094	3,204	3,215
	0,29	–	–	–	–	–
	0,3	3,019	3,2	5,656	3,204	5,774
	0,322	2,996	3,2	6,375	3,204	6,492
	0,4	2,901	2,958	1,927	2,964	2,026
	0,5	2,741	2,647	-3,551	2,648	-3,512
	0,6	2,532	2,336	-8,39	2,335	-8,437
	0,7	2,26	2,026	-11,55	2,023	-11,715
	0,8	1,899	1,715	-10,729	1,710	-11,053
	0,9	1,38	1,405	1,779	1,397	1,217
	0,94	1,08	1,28	15,625	1,272	15,094
	0,96	0,886	1,218	27,258	1,21	26,77
	0,98	0,63	1,156	45,502	1,147	45,074
1	0	1,094	100	1,085	100	

З наведених даних випливає, що це оптимальне геометричне конструювання крила властиве вже створеній модифікації легкого ВТЛ.

І тому підвищення вантажопідйомності модифікацій літаків такого типу без зміни геометрії крила може бути здійснено тільки при зміні параметрів силової установки (таблиця 5.2).

Таблиця 5.2 – Вплив зміни параметрів силової установки на основні характеристики модифікацій легкого ВТЛ з двома ТГД

№ п/п	Параметри	Літаки		
		Ан-26	Ан-32	Ан-32Б
1	Двигуни: тип, $N_{зл}/N_{надз}$, е.к.с.	АІ-24РВ, 2 820 х 2	АІ-20М, 4 250 х 2	АІ-20Д 5-ї серії, 5 180 х 2
2	ПГ, тип, $d_{пг}$, м х кіл. лоп.	АВ-72, 3,9 х 4	АВ-68ДМ, 4,7 х 4	
3	Екіпаж, чол.	4		3
4	$m_{зл.п}$ ($H = 0$ і $CA + 15^{\circ}$)	23,4	25,3	27
5	$m_{сп}/\bar{m}_{сп.п}$	15,85 / 0,77	17,14 / 0,677	17,4 / 0,644
Дальність дії, км	$m_{в.н} = 6,7$ т			800
	$m_{в.н} = 5,5$ т	440	700	1 350
	$m_{в.н} = 4,0$ т	1 200	1 450	2 060
	$C_{п.н}$ при обмеженні $m_{п}$	2 250 (2 т)	2 200 (2,5 т)	2 050 (4,3 т)
	Перегінна при $m_{п.н} = 0$	2 350	2 320	2 240
6	$N_{крейс}$, е.к.с.	1 650	2 750	
7	C_e , кг/(е.к.с.·год), СА	0,239	0,199	
8	$M_{крейс}$, $N_{крейс}$, $V_{крейс\ max}$	0,38/6000/433	532 км/ч	0,48, 8 000 м
9	$L_{зпс}$ для зльоту, м	1 970	1 990	1 890
10	$L_{зпс}$ для посадки, м	2 070	2 320	2 220
11	Злітна тяга $P_{пг}$, кгс $H = 0$, t_n °С за п. № 1	2 890 при $V = 0$	4 350 при $V = 0$	4 820 при $V = 0$
12	Параметр ефективності $P_{пг} / N_{пг}$, кгс/е.к.с.	1,025	1,024	0,931

Як випливає з наведених даних, заради збільшення вантажопідйомності модифікацій Ан-32 і Ан-32Б наявну потужність силової установки збільшено від 2820 х 2 к. с. до 5180 х 2 к. с. Це й призвело до істотного збільшення середньої вантажопідйомності (рис. 5.4) при збереженні дальності дії.

Зазначені військово-транспортні літаки широко використовуються і в Україні, і в інших країнах світу: Індії, Іраку. Однак їх календарний ресурс уже

закінчується, і актуальним стає питання їх заміни для вирішення вже назрілих проблемних завдань:

- підвищення вантажопідйомності та особливо дальності дії;
- підвищення паливної ефективності шляхом заміни МДУ на двигун PW-150 при єдності планера за зовнішніми аеродинамічними обводами, за винятком МГ, які для цього маршового двигуна (МДУ) є меншими за міделем і поверхнями, що омиваються набіжним потоком повітря;

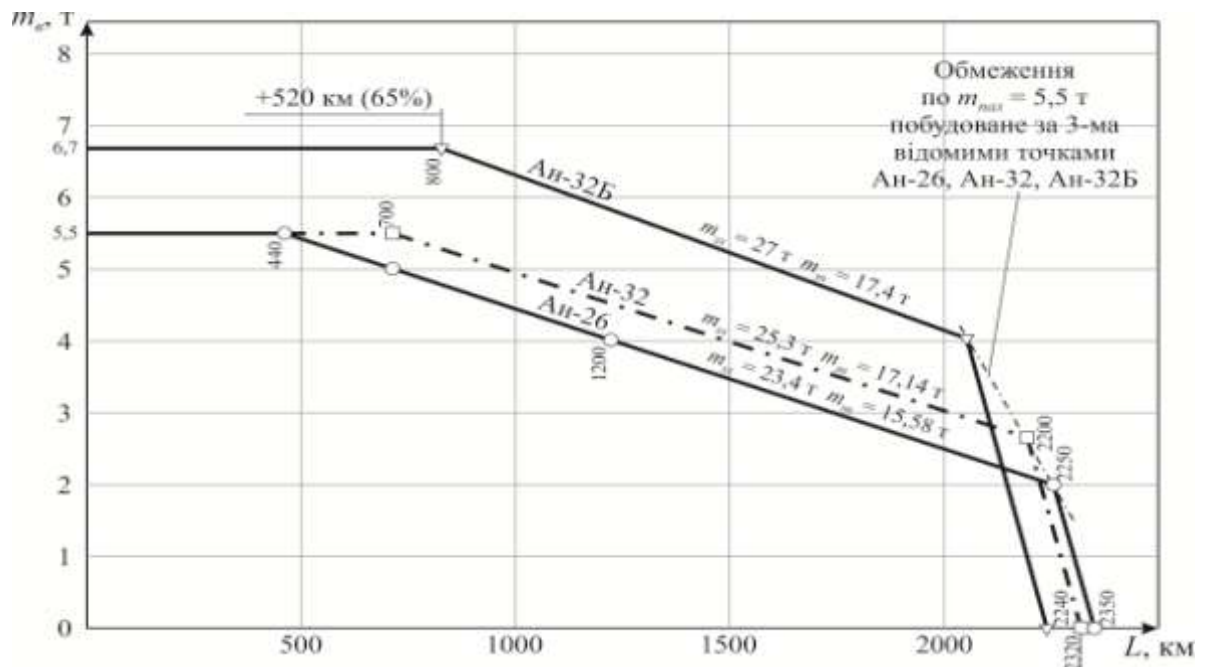
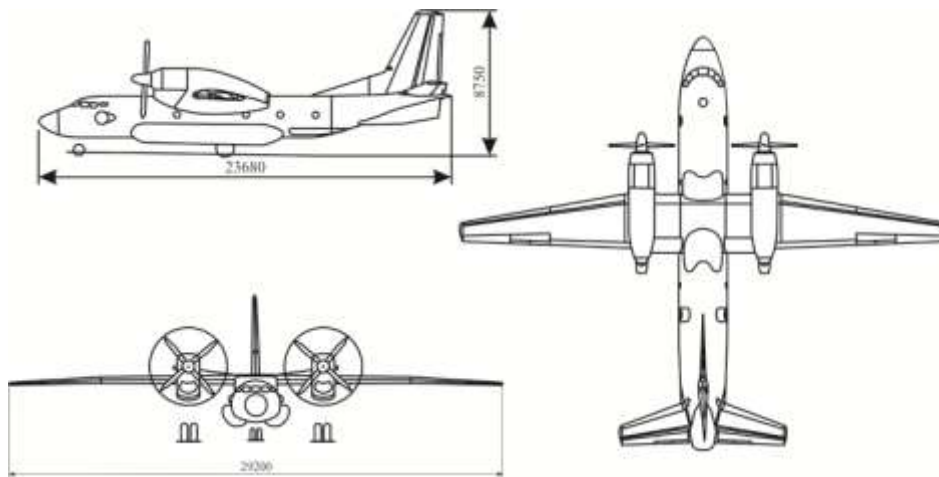


Рисунок 5.4 – Загальний вигляд літака Ан-32 та обмеження в характеристиках «вантаж – дальність» легких ВТЛ [118]

– переобладнання кабіни екіпажу з установленням сучасного БРЕО, використання нової електронної системи керування, діагностики і контролю та поліпшення кліматичних характеристик за потужністю;

- зниження шуму створюваного ТГД;
- посилення протипожежної безпеки.

Для досягнення поставлених цілей щодо збільшення вантажопідйомності та дальності дії літака Ан-32 запропоновано й реалізовано дві концептуальні умови даної наукової основи шляхом:

- збільшення коефіцієнта еліптичності його трапецієвидного крила;
- заміна маршових двигунів, що забезпечують збільшення тягоозброєності його модифікацій зі збільшеною масою.

Завдання збільшення коефіцієнта еліптичності трапецієвидного крила вирішено двома шляхами:

- зміною координати стикування відносно розмаху між прямокутним центропланом і кінцевою трапецією, які створюють план крила (рис.5.5).

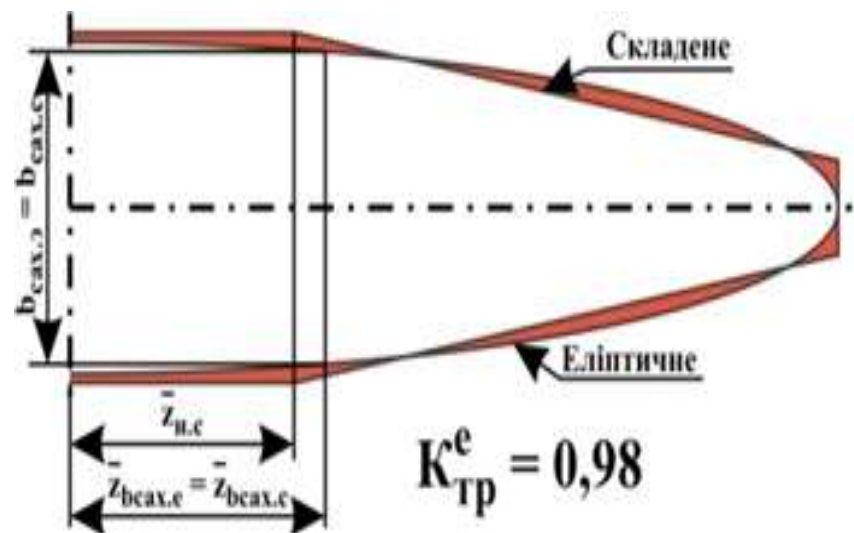


Рисунок 5.5 – Форма крила літака Ан-32Д по виду у плані зі збільшеним значенням коефіцієнта еліптичності трапецієвидного крила $K_{тр}^e = 0,98$

Змінення координати $\bar{z}_н$ у літака Ан-132Д обумовлено тим, що у базовій моделі, утворене двома трапеціями, мало загальну хорду при значенні

$\bar{Z}_H = 0,34$, що відрізняється від оптимальної величини для такого типу крила.

При зміні координати злomu крила, план якого утворено двома трапеціями, стосовно до крила Ан-132 привело до збільшення коефіцієнта еліптичності з 0,954 до 0,98, що забезпечило зниження індуктивного опору крила на 9 %.

Таке проектно-конструкторське рішення забезпечило деяке збільшення дальності.

Але основним фактором збільшення дальності, вантажопідйомності та паливної ефективності є заміна маршових двигунів літака Ан-32 на двигуни PW-150 A, у модифікації Ан-32Д – АИ-20М.

5.3 Реалізація збільшення вантажопідйомності й дальності дії модифікації легкого ВТЛ Ан-132Д при заміні маршових двигунів

На вимогу замовника вантажопідйомність такої модифікації має становити 9,1 т при дальності дії 2500 км [148]. При формуванні характеристики «вантаж – дальність» модифікації Ан-132Д з достатнім ступенем точності, можна вважати на горизонтальних і похилих її ділянках паралельними з аналогічними залежностями для літака Ан-32, з оглядом однаковість планерів за зовнішніми аеродинамічними обводами.

Оскільки на вимогу замовника вантажопідйомність нової модифікації має бути збільшена до 9,1 т, а її дальність – до 2500 км, то при ідеальній формі крила базової моделі рішення створення модифікації під ці вимоги є можливим лише шляхом модифікаційних змін у силовій установці, у тому числі й шляхом заміни маршових двигунів.

У таблиці 5.3 наведено типи двигунів, які застосовано у вже створених модифікаціях.

Оскільки для пропонованої модифікації необхідно збільшити дальність перевезення вантажів, то при незмінному об'ємі паливних баків вирішальним фактором стає питома витрата двигуна.

Виходячи з цієї умови, а також забезпечення ресурсу, обумовленого замовником, перевагу слід віддати модифікаціям двигуна PW-100.

Двигуни PW-100 призначено для сучасних турбогвинтових літаків вантажопідйомністю від 3 до 10 т. У діапазоні потужностей від 1800 до 5000 к. с. цей двигун продемонстрував свою універсальність у літаках з ТГД різного призначення.

Таблиця 5.3 – Характеристики ТГД, що застосовуються в легких транспортних літаках

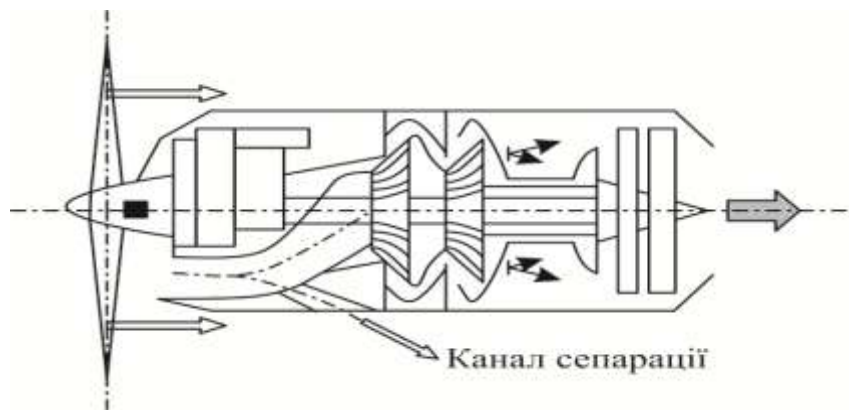
Параметр	Двигун			
	AI-24T	AE2100	PW-127	ТГ7-117СТ/СМ
Фірма	«Прогрес», Запоріжжя	Rolls- Royce	Pratt & Whitney	«Климов», С-Петербург
Країна	Україна	США	Канада	Росія
Потужність на зльотному режимі, к. с.	2820	4850	2750	3500/3000
Витрата повітря на зльотному режимі, кг/с	14,4	13,6	~ 8	8,36
Температура газу на зльотному режимі, К	1070	1485	~ 1390	1425
Ступінь підвищення тиску	7,65	16,6	14,7	15,2
Питома витрата палива на зльотному режимі, кг/(е.к.с.·год)	0,262	0,200	0,209	0,200
Питома витрата палива на крейсерському режимі, кг/(е.к.с.·год)	0,242	0,188	~ 0,190	0,176
Застосування	Ан-24Т, Ан-26	SAAB- 2000	ATR42-500	Іл-114-30, Іл-112

Двигуни PW-100 поєднують у собі новітні передові технології у приводі й мають високі показники продуктивності, надійності, довговічності, витрати палива та екологічності. Двигуни типу PW-100 складаються з трьох валів, двох катушок. Компресори низького й високого тиску живляться незалежно від охолодженої турбіни. Третій вал з'єднує силову турбіну з гребним гвинтом через редуктор, оптимізований для створення найефективнішої комбінації

двигуна та рушія, унаслідок чого – краща в своєму класі витрата палива й низький рівень викидів парникових газів.

Новітні матеріали, дизайн і передові технології керування двигуном дали змогу збільшити довговічність PW-100 до 10 000 год, причому вражають надійність відправлення й забезпечення пілотів та обслугового персоналу легкістю роботи двигуна й технічного обслуговування. Понад 6000 двигунів типу PW-100 (від PW-118 до PW-150) було вироблено й уведено в експлуатацію з 1984 року. Ці двигуни накопичили більше 100 мільйонів льотних годин.

З урахуванням наведених обставин для модифікації легкого ВТЛ Ан-132Д вибрано двигун PW-150А (рис. 5.6).



Engine Model PW150A

Technical Characteristics

Ratings	Maximum Take-off Power – 5 min		Normal Take-off Power – 5 min		Maximum Continuous Power	
	Shaft Power (kW)	Jet Thrust (N)	Shaft Power (kW)	Jet Thrust (N)	Shaft Power (kW)	Jet Thrust (N)
PW150A	3781	3750	3415	3412	3781	3750

Maximum Output Shaft Speed:

Maximum Take-off (RPM)	Normal Take-off (RPM)	Maximum Continuous (RPM)	Transient 20 secs (RPM)
1020	1020	1020 (*)	1173

Maximum Output Torque:

Ratings	Maximum Take-off (NM)	Normal Take-off (NM)	Maximum Continuous (NM)	Transient 20 secs (NM)
PW150A	37529	35404	35404	47795

Рисунок 5.6 – Турбогвинтовий двигун PW-150А [118]

У роботі наведено паспортні дані від фірми - постачальника двигуна PW-150A, які використовувалися у моделях узгодження параметрів двигуна з аеродинамічними та іншими параметрами модифікованого крила з новою полярою, як шлях забезпечення підвищеної паливної ефективності літака Ан-132Д.

Заміна маршових двигунів при компоновці легкого ВТЛ вимагає реалізації змін у інших агрегатах та у системі силової установки Ан-132П.

5.3.1 Системи силової установки

Система управління двигуном та гвинтом працює й забезпечує необхідні кути встановлення ECL і PCL відповідно до вимог проектної й експлуатаційної документації (Керівництва з технічного обслуговування літаків та двигунів та Керівництва з польоту) щодо первинної системи автоматичного управління, так і щодо гідромеханічної (альтернативної) системи.

Електричні схеми системи управління, оповіщення та управління двигуном виконувалися відповідно до вимог, зазначених у проектній документації. Налаштування та встановлення блоків FADEC і PEC проводились відповідно до Стандартних специфікацій матеріалів та процедур та бортових журналів двигунів.

Передбачено «ложний» запуск (розконсервація) та холодна прокрутка двигунів. Час «ложного» запуску та холодної прокрутки становить 40 секунд (згідно з експлуатаційною документацією час становить 40 секунд).

Система запуску забезпечує роботу двигунів. Двигун запускається відповідно до експлуатаційної документації.

Час запуску - 22-29 секунд (згідно з експлуатаційною документацією час повинен бути не більше 70 секунд). На старті максимальна температура газів становить 370-384° С (згідно експлуатаційної документації температура повинна бути не більше 920 ° С).

Основні параметри двигунів і гвинтів, що входять до конфігурації Ан-132Д, при експлуатаційно встановлених і перехідних режимах роботи від максимального режиму реверсу до максимального режиму зльоту, під час

роботи двигунів на землі та в польоті до $H = 8240\text{м}$, $V = 245$ кт, включаючи прискорення та гальмування літака в межах діапазону експлуатаційних швидкостей, виконання маневрів літаків у таких кутових межах: кут крену $\pm 45^\circ$, кут ковзання $\pm 11^\circ$ та кут таунгажу до $+ 27^\circ$ під час підйому, спуску і посадки, вихід на друге коло відповідають експлуатаційній документації (Інструкція з технічного обслуговування та Інструкція з польотної експлуатації).

Частота обертання гвинта (NP):

- в режимах простою на землі - 660 об./хв .;
- у режимах польоту в режимі очікування - відповідно до встановленого положення PCL (850-1020 об./хв., але не менше 740 об./хв.);
- при режимі реверсування тяги - 950 об./хв .;
- у режимах "Максимальний зліт і" Звичайний зліт - 1020 об./хв .;
- у режимі "Максимальний підйом" - 900 об./хв .;
- у режимі "Максимальний крейсерський" - 850 об./хв.

Значення крутного моменту (на землі):

- у режимі "Максимальний зліт" - 111-114% (положення зупинки ECL "MAX");
 - при «Нормальному режимі зльоту - 90% (згідно експлуатаційної документації - 90%);
 - у режимі "Максимальний підйом" - 91% (згідно експлуатаційної документації - 91%);
 - у режимі "Максимальний крейсерський" - 93% (згідно експлуатаційної документації - 93%).
- Перевірку можливостей прискорення та уповільнення проводили згідно з Інструкції з технічного обслуговування двигуна, рухаючи ECL за 1 секунду без відбору повітря. При цьому:

1) На землі:

- час прискорення при польоті в режимі холостого ходу - Звичайний зліт (від початку руху ECL до досягнення крутного моменту 86%, що відповідає зльоту 95%) - ДВИГУН 1-3,8 секунд, ДВИГУН 2-3, 9 секунд (згідно з

Керівництва з технічного обслуговування значення крутного моменту має бути не більше 5 секунд);

- час уповільнення при звичайному зльотному режимі холостого ходу (від початку руху ECL до досягнення крутного моменту, що відповідає режиму холостого польоту) – ДВИГУН 1 - 4,7 секунд, ДВИГУН 2 - 4,1 секунди (згідно з Інструкції з технічного обслуговування - значення крутного моменту не вказано);

- час переходу на максимальний реверс тяги при нормальному зльоті - ДВИГУН 1 - 6,8 секунди, ДВИГУН 2 - 6,3 секунди (згідно з Інструкції з технічного обслуговування - час переходу не вказаний).

2) У польоті на висоті 8000 м:

- час розгону на холостому ходу - максимальний підйом (від початку руху ECL до досягнення крутного моменту 52%, що відповідає максимальному підйому 95%) - ДВИГУН 1-8 секунд, ДВИГУН 2-8 секунд (згідно Інструкції з технічного обслуговування - значення крутного моменту не вказано);

- час уповільнення при максимальному просторі підйому-польоті (від початку руху ECL до досягнення крутного моменту, що відповідає режиму холостого польоту) – ДВИГУН 1-9 секунд, ДВИГУН 2-10 секунд (згідно з Інструкції з технічного обслуговування - значення крутного моменту не вказано);

- час переходу на максимальний реверс тяги при нормальному зльоті - ДВИГУН 1-6,8 секунди, ДВИГУН 2-6,3 секунди (згідно з Інструкції з технічного обслуговування - час переходу не вказаний). При швидкому русі ECL (за 1 секунду), прискоренні та уповільненні газів не спостерігається перевищення швидкості NP. Під час прискорення зменшення швидкості відбувається після застосування ECL до 887-906 об / хв. (на 3,5 секунд). Під час уповільнення зменшення швидкості є нижчим у порівнянні з повільним рухом ECL до 926-933 об / хв. При цьому величина крутного моменту M змінюється плавно і слідує відповідно до заданих значень (QPLA).

Під час їх стабілізації в режимі зльоту не було перевищення значень частоти обертання гвинта та ротора двигуна.

Нестабільних подій роботи двигуна, таких як помпаж, зміна даних, що перевищують допустимі параметри, не виявлено.

Перехід з одного режиму в інший відбувається плавно, без перевищення допустимих значень роботи двигуна.

Було перевірено роботу наступних систем захисту двигуна та гвинта:

- нормальне вимкнення двигуна із застосуванням флюгування гвинта з допомогою важеля управління гвинта;

- аварійне вимкнення двигуна з допомогою зчеплених вимикачів (з'єднаних між собою з допомогою планки), розміщених на панелі «FUEL CUT OFF» (це активує електричний резервний запірний клапан, встановлений в регуляторі витрати палива, і випускний клапан, встановлений у паливній системі літака);

- автоматичне управління пропелером з низькою швидкістю (AUPC) в електронному регуляторі гвинта;

- гідромеханічний регулятор швидкості (OSG) під час випробувального режиму, а також досягнення гранично допустимої швидкості - 1060 об. / хв .;

- захист двигуна під час запуску за відсутності обертання ротора турбіни компресора з автоматичним відключенням двигуна.

Масляна система двигуна забезпечує його нормальну роботу. Параметри масляної системи відповідають стандартам інструкції з технічного обслуговування та інструкції з польотної експлуатації під час експлуатації всіх заправних баків та при всіх режимах роботи двигуна.

Під час усіх перевірених режимів роботи двигуна (у разі нормальної експлуатаційної кількості масла в маслобаках) параметри масляної системи відповідають стандартам інструкції з технічного обслуговування та інструкції з польотної експлуатації та складали:

- тиск масла: у режимі холостого ходу - 62-69 фунтів / кв.дюйм.

- у режимах, що перевищують режим холостого ходу - 61-72 фунтів / кв.дюйм.

- температура масла не перевищувала 107 ° С у всіх режимах (згідно з інструкцією з технічного обслуговування - максимально допустима температура не повинна перевищувати 107 ° С).

Під час перевірених умов і безперервної роботи двигуна на землі протягом 1,0-1,5 годин, а також після вимкнення двигуна температура повітря не була більше 128 ° С в мотогондолі.

Електронна система польотних приладів (EFIS) забезпечує відображення параметрів двигуна та гвинта на екранах МФІ з виведенням необхідних звітів про повідомлення, що є достатніми для роботи двигуна.

Робочі обмеження основних параметрів роботи двигуна вказано в експлуатаційній документації (Керівництво з технічного обслуговування PW150A та інструкція з польотної експлуатації AN-132D. Повнота процедур та інформації, включених до експлуатаційної документації (інструкція з технічного обслуговування двигуна, інструкція з польотної експлуатації), перевірялася під час випробувань.

Під час перевірки умов випробувань не спостерігалось проникнення та потрапляння сторонніх предметів (у небезпечних кількостях) із злітно-посадкової смуги, руліжних доріжок та інших експлуатаційних поверхонь аеродромів під час роботи двигуна, зльоту, посадки та рулювання літака. Час, необхідний для досягнення максимального реверсу двигуна, повинен бути встановлений не менше 30 кт. Під час випробувань пошкоджень конструкції двигуна (впускна секція двигуна, лопатки вентилятора) не спостерігалось.

Під час випробування двигуна було виявлено окремі недоліки, зазначені в розділі 9 цього звіту. Зазначені недоліки не завадили б продовженню випробувальних польотів літаків. Такі недоліки будуть усунені під час випробувань протягом затверджених термінів.

Перевірка роботоздатності системи протипожежного захисту забезпечується вбудованим контролем відповідно до інструкції з технічного обслуговування та інструкції з польотної експлуатації. Система протипожежного захисту працює і забезпечує своєчасне попередження екіпажу про пожежу та подачу протипожежної речовини у відсік капота двигуна та ДСУ.

Електричні схеми систем пожежної сигналізації та пожежогасіння виконуються відповідно до вимог проектної документації. Після завершення робіт у цеху перевіряли правильність компонування протипожежної труби при використанні CO₂ вогнегасників, що розташовані у відведеному пожежному відділенні літака.

Вимірjana об'ємна концентрація речовини для пожежогасіння Hladon-13B1 становила 8,5 - 17,3% (необхідна концентрація для гасіння пожежі не повинна бути менше 6%) у ДСУ при використанні основного вогнегасника.

Вимірjana об'ємна концентрація речовини для пожежогасіння Hladon-13B1 становила 2,2 - 14,5% (необхідна концентрація для гасіння пожежі не повинна бути менше 6%) в капоті двигуна при використанні основного вогнегасника.

Помилкового спрацьовування пожежного попередження у разі примусової розрядки основних вогнегасників, розташованих у відсіку ДСУ та другого двигуна, не було.

Електронна система польотів за приладами відображає достовірну інформацію про стан протипожежної системи електростанції та ДСУ на МФД разом із виведенням необхідної попереджувальної інформації.

Максимальні значення температури в зоні пожежних сповіщувачів, розташованих у правому моторному відсіку, були:

а) у районі датчиків 801-TRSS в "холодній" зоні відсіку:

1) на землі:

- 70-85 ° C.

2) у польоті:

-61-74 ° C.

б) у районі датчиків 801-TRSS в "гарячій" зоні відсіку:

1) на землі:

- 80-107 ° C.

2) у польоті:

-63-115 ° C.

Максимальні значення температури в зоні пожежних сповіщувачів, розташованих у відсіку ДСУ, були:

а) в районі датчиків 801-DRSS - кільце I:

1) на землі:

- 18-56 ° C під час роботи AGTE;

- 13-49 ° C після відключення AGTE.

2) у польоті:

- 33-144 ° C у польоті на висоті $H = 26000$ футів під час роботи AGTE;

- від мінус 6 до 1 ° C на висоті $H = 26000$ футів, коли AGTE відключено.

б) в області датчиків 801-DRSS - кільце II:

- 33-43 ° C при роботі AGTE;

- 29-38 ° C після відключення AGTE.

2) у польоті:

- 52-65 ° C у польоті на висоті $H = 26000$ футів при роботі AGTE;

- від мінус 11 до 4 ° C на висоті $H = 26000$ футів, коли AGTE відключено.

Під час випробування системи протипожежного захисту силової установки було виявлено деякі недоліки, які не завадять продовженню випробувальних польотів повітряних суден. Ці недоліки будуть усунені під час випробувань протягом затверджених термінів.

Забезпечується холодна прокрутка (для розконсервація паливної системи двигуна) та «ложний» запуск. При цьому продуктивність допоміжного двигуна відповідає вимогам експлуатаційної документації і має такі значення: NGG ХОЛОДНА ПРОКРУТКА = 29%, NGG ЛОЖНИЙ ЗАПУСК = 27%. Час ложного запуску становить 31 секунду (якщо ЗРР, 3, -14-100 оснащений новим програмним забезпеченням - 35 секунд), холодна прокрутка становить 25 секунд. Перед виконанням холодної прокрутки або «ложного» запуску двигуна (залежно від установлення головного вимикача) на екрані відображаються повідомлення "WTMTR" ("ДСУ готовий до ложного запуску") або "DRMTR" ("ДСУ готовий до холодної прокрутки") на МФІ.

Циклограми ложного запуску та холодної прокрутки відповідають вимогам експлуатаційної документації.

Пуски ДСУ перевірялися на землі і в польоті при різних теплових умовах двигуна:

1) на землі:

- "холодний" двигун (не раніше, ніж через 2 години після вимкнення, а також після нічної стоянки);

- "гарячий" двигун (відповідно до Керівництва з технічного обслуговування та Керівництва з польотної експлуатації не більше 100°C). Пуски ДСУ виконувались при залишковому значенні $T_{\text{gas_residual}} = 8-112^{\circ}\text{C}$.

Запуск ДСУ забезпечується, коли електроенергія подається від акумуляторних батарей, зовнішніх джерел живлення та генератора двигуна, що працює.

Пуски перевірялися як у режимі первинного старту (разом зі значеннями температури й тиску навколишнього повітря, отриманими від автоматичної системи управління ДСУ із застосуванням систем літаків, з T_{gas} обмежений запуск = 650°C), в альтернативному режимі запуску (без значень P_{H} та $T_{\text{HВ}}$, T_{gas} обмежений запуск = 680°C).

Параметри роботи двигуна відповідають вимогам експлуатаційної документації під час запуску.

Під час старту максимальна температура вихлопних газів становить: у первинному режимі - $T_{\text{gas max}} = 653^{\circ}\text{C}$, при альтернативному алгоритмі запуску (режим) - 691°C (відповідно до Керівництва з технічного обслуговування та Керівництва з польотної експлуатації - не більше 800°C).

2) у польоті:

- на висоті 8000 м і при швидкості 150 кт "холодного" і "гарячого" двигуна ДСУ;

- на висоті 8000 м і при швидкості 200 кт "теплий" і "гарячий" двигун ДСУ;

Час запуску ДСУ становить 28-35 секунд (згідно з Керівництвом з техобслуговування - не більше 45 секунд на землі);

Під час старту максимальна температура вихлопних газів становила $T_{gas\ max} = 643\ ^\circ\ C$ (відповідно до Керівництва з технічного обслуговування та Керівництва з польотної експлуатації - не більше $800\ ^\circ\ C$).

Під час запуску ДСУ працює правильно. Не було недопустимих значень, "раптового підйому", "коливань" або "затримки" параметрів роботи допоміжного двигуна (АЕ), полум'я в камері згоряння, стрибків напруги та відчутних вібрацій двигуна. Під час запуску електронна система польотних приладів працює в штатному режимі. Повідомлення START про готовність до запуску ДСУ видається на МФІ, а повідомлення "ARMED" відображається на кнопці "START" перед запуском ДСУ і під час встановлення головного перемикача в положення "ARMING", а також виконання усіх необхідних умов (підтримка тиску палива, відкривання створок ДСУ та пожежного запірного клапана ДСУ, відсутність поломок). Під час запуску відображається інформація про запуснений ДСУ. Після запуску та досягнення режиму без навантаження повідомлення MODE (про те, що ДСУ працює) відображається на МФІ. Повідомлення "РЕЖИМ" відображається на кнопці "СТАРТ".

Пускова циклограма (включаючи ввімкнення / вимкнення стартера та блоків запалювання, подача палива) виконується за допомогою ЗРПІ-14-100 та ВУК-МС2-02 відповідно до експлуатаційної документації. Розроблено всі технічні методи роботи ДСУ, необхідні для запуску з землі (холодна прокрутка, ложний запуск).

Експлуатацію ДСУ перевіряли на землі та в польоті:

1) на землі:

- на встановлених режимах;
- режим без навантаження;
- з відводом повітря, необхідним для роботи системи кондиціонування повітря (для одного та двох кондиціонерів одночасно);
- з відведенням потужності для роботи генератора ДСУ з максимально можливим навантаженням споживачів (дві гідравлічні насосні станції в режимі випуска-втягування заслінок, всі паливні насоси резервуарів, світлове обладнання, інструментальне обладнання);

- з комбінованим завантаженням разом із відбором повітря для системи кондиціонування та максимальним завантаженням для ДСУ;

- на змінних режимах (у разі активації та відключення живлення).

Забезпечується подача повітря ДСУ для лівого та правого блоку кондиціонування (окремо та одночасно на двох блоках кондиціонування) разом із завантаженням генератора ДСУ.

Параметри роботи ТА 18-100 - швидкість обертання газогенератора (NGG), температура газу (T_{gas}) -відповідають вимогам експлуатаційної документації та є наступними:

- NGG = 99,9 - 100,0% (згідно з інструкцією з технічного обслуговування та інструкцією з польотної експлуатації - NGG = 100,0% \pm 1,0% (згідно з інструкцією з технічного обслуговування та інструкцією польотної експлуатації максимально допустима величина швидкості становить 108%);

- на встановлених режимах максимальне значення T_{gas} - 512° С (відповідно до інструкцією з технічного обслуговування та інструкцією з польотної експлуатації - максимально допустиме значення T_{gas} має бути не більше 700 ° С).

2) у польоті:

- на встановлених режимах;

- режим без навантаження;

- з відбиранням повітря, необхідним для системи кондиціонування повітря (для одного блоку кондиціонування);

- з відведенням потужності для генератора ДСУ (з активованим генератором двигуна);

- з комбінованим завантаженням разом із випуском повітря, необхідним для завантаження системи кондиціонування та ДСУ;

- на змінних режимах (у разі активації та відключення живлення).

Параметри роботи ТА 18-100 - швидкість обертання газогенератора (NGG), температура газу (T_{gas}) -відповідають вимогам експлуатаційної документації та є наступними:

-NGG = 99,9 - 100,0% (згідно з інструкцією з технічного обслуговування та інструкцією з польотної експлуатації -NGG = 100,0% ± 1,0% (згідно з інструкцією з технічного обслуговування та інструкцією з польотної експлуатації максимально дозволена швидкість становить 108%);

- у встановлених режимах максимальне значення T_{gas} - 460 ° C (згідно з інструкцією з технічного обслуговування та інструкцією з польотної експлуатації - максимальне значення T_{gas} має бути не більше 640 ° C, допустиме значення T_{gas} має бути не більше 700 ° C).

Максимальне відхилення обертання частоти обертання турбокомпресора від встановленого значення становило - мінус 2 ... + 3% при активації та дезактивації споживачів (згідно з Керівництвом з технічного обслуговування - не більше ± 3%).

У всіх перевірених встановлених та змінних режимах ДСУ працювала правильно. Не було "раптових підйомів", "коливань" або "затримок" параметрів роботи АЕ, полум'я в камері згоряння, сплесків напруги, відчутних вібрацій двигуна.

Максимальний час безперервної роботи ДСУ разом із завантаженим генератором ДСУ становив 2 години в перевірених умовах та на землі.

Система управління, регулювання та захисту відповідно до граничних параметрів ДСУ забезпечує нормальну роботу двигуна ТА18-100 під час запуску, режимів без навантаження та навантаження.

Активація систем захисту двигуна перевірялася в наступних випадках:

без займання камери згоряння з автоматичним відключенням пуску допоміжного двигуна (у разі розконсервації ДСУ);

перевищення часу запуску на землі (на підставі "Затримка обертання швидкості обертання компресора Turbo - NTC менше 95% через 45 секунд) з автоматичним вимкненням;

автоматичне відключення з обертанням ротора компресора Turbo через 36 секунд при NTC = 54% (NTC менше 60% через 35 секунд після початку пуску);

автоматичне відключення відповідно до зменшення частоти обертання турбокомпресора в режимі менше 90%.

Перевірені системи захисту працюють нормально відповідно до експлуатаційної документації.

Перевірено стандартне відключення двигуна.

При натисканні кнопки «STOP» відбувається припинення подачі палива та зупинка двигуна. При цьому на МФІ відображається повідомлення "SHTDN".

Обертання за інерцією ротора двигуна після вимкнення (з 30% до 10%) становить 20-22 секунди, що відповідає нормам експлуатаційної документації (згідно з Керівництвом з технічного обслуговування - не менше 12 секунд). Стандартне відключення відбувається без зауважень.

Масляна система забезпечувала роботу двигуна в усіх перевірених робочих встановлених і змінних режимах від режиму холостого ходу до режиму максимального завантаження, включаючи:

- в перевірених умовах трубопровід = 49-52 ° С (згідно з інструкцією з технічного обслуговування - максимальне значення робочого часу = 125 ° С, гранично допустиме значення робочого часу = 150 ° С);

- відразу після запуску впускний отвір Poil досяг 5,8-5,9 кг * f / см², в той час як масло нагрівається - тиск впав до норми, що відповідає експлуатаційній документації;

- у всіх режимах значення вхідного отвору підтримувалося на рівні 4,8-5,0 кг * f / см² (згідно з експлуатаційною документацією - вхід популу = 4,5 + 0'5 кг * f / см², але не менше більше 3,3 кг * f / см²).

Під час випробувань не було повідомлень "Мінімальний тиск масла на повітрязабірнику ДСУ", "Гранична температура масла на повітрязабірнику ДСУ", "Стружка в маслі ДСУ", "Засмічення масляного фільтра ДСУ" та "Зниження рівня масла" кількість ДСУ в масляному баку нижче мінімального рівня".

У перевірених умовах та безперервній роботі ДСУ на землі, протягом 2 годин, а також після вимкнення двигуна температура повітря в відсіку ДС не перевищувала 61 ° С.

EFIS забезпечує відображення параметрів роботи ДСУ на МФІ разом з виведенням необхідних повідомлень, достатніх для безпеки ДСУ.

5.4 Результати реалізації модифікаційних змін при створенні ВТЛ

Ан-132 Д

Оцінка паливної ефективності нової модифікації базується на методиці провідного спеціаліста у цієї галузі Ю. Г. Андрієнко [171], оцінювати з урахуванням основних етапів профілю польоту без урахування наземного маневрування:

$$\begin{aligned} Q_{\Pi} &= \frac{m_{зл} + m_{ев} + m_{н.в} + m_{зн} + m_{пос} + m_{кр}}{10^{-6} m_{к.н} L_{пл}} = \\ &= \frac{m_{\Delta t} + m_{кр}}{10^{-6} m_{к.н} L_{пл}} = \frac{m_{\Delta t} + q_{кр} (t_p - \Delta t)}{10^{-6} m_{к.н} L_{пл}}, \end{aligned} \quad (5.23)$$

де $m_{зл}$ – маса палива, що витрачається на зльоті, т;

$m_{ев}$ – маса палива, що витрачається на маневрування в районі аеропорту вильоту й посадки

$m_{н.в}$ – маса палива, що витрачається при наборі висоти, т;

$m_{зн}$ – маса палива, що витрачається при зниженні, т;

$m_{пос}$ – маса палива, що витрачається при посадці, т;

$m_{кр}$ – маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$q_{кр}$ – годинна витрата палива в крейсерському польоті, т/год;

$m_{\Delta t}$ – маса палива, що витрачається на некрейсерських етапах польоту, т;

$L_{пл}$ – протяжність повітряної лінії, км.

Розрахункова маса палива, що витрачається на одиницю корисної роботи, отримана на основі цих залежностей, для літака Ан-132Д становить 222 г/(т·км), що позиціонує цю модифікацію як кращу в класі легких ВТЛ.

Методика яка запропонована у підрозділі 5.1, уточнення основних параметрів легких та середніх транспортних літаків з урахуванням нормованих у них обмежень, при частковій зміні геометрії крила базового літака та повній

заміні маршових двигунів дозволила оцінити значення параметрів «вантаж-дальність» Ан-132Д (рис.5.7)

На рис. 5.8 показано характеристику «вантажопідйомність – дальність дії» модифікації Ан-132Д з новим маршовим двигуном PW-150А.

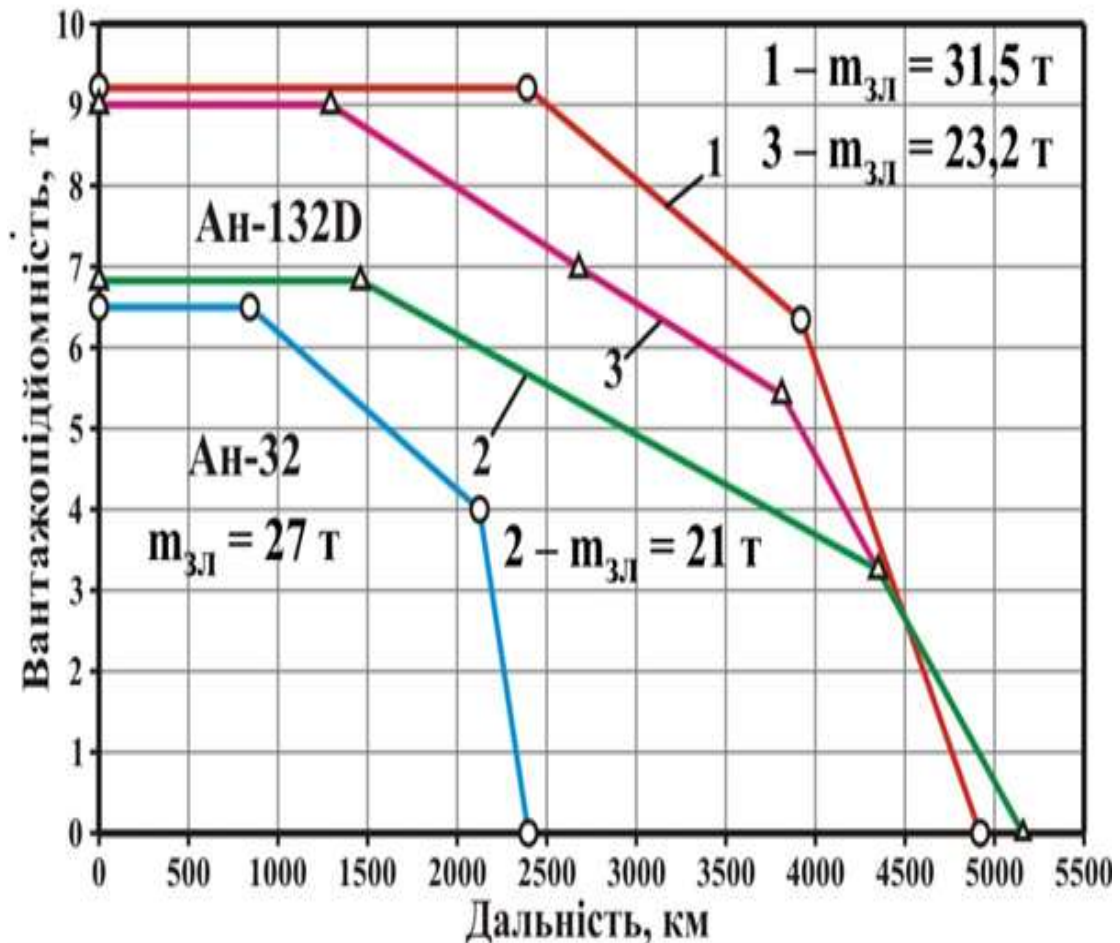


Рисунок 5.7 – Характеристика «вантажопідйомність – дальність дії» легкого ВТЛ Ан-132Д:

$$1 - m_{зл} = 31,5 \text{ т}; \quad 2 - m_{зл} = 21 \text{ т}; \quad 3 - m_{зл} = 23,2 \text{ т}$$

Реалізований літак з наведеними транспортними можливостями щодо вантажопідйомності та дальності дії, зображена на рис. 5.8.



Рисунок 5.8 – Загальний вигляд ВТЛ Ан-132Д

За досягнутими параметрами:

Злітна маса, т	31,7
Максимальне комерційне навантаження, т	9,1
Крейсерська швидкість, км/год	500...530
Висота польоту, м	8 100
Довжина ЗПС (МСА, Н = 0), м	1 800
ДВИГУН	
Тип	PW-150A
Потужність, к. с.	2 x 5180

Ан-132Д є конкурентоздатним серед легких ВТЛ. Модифікація Ан-132Д має й інші істотні переваги порівняно з базовими легкими літаками:

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

5.5 Висновки до розділу

1. У розд. 5 описано реалізацію наукових положень запропонованої методології зі створення на базі легкого транспортного літака Ан-32

модифікації Ан-132Д зі збільшеними вантажопідйомністю й дальністю дії, що відповідає вимогам до сучасних легких військово-транспортних літаків.

2. Досягнення такого результату базується на використанні під час проектування модифікації моделей узгодження, що входять до структури запропонованої методології. До таких моделей належать:

- узгодження стартової маси модифікації з потрібними змінами вантажопідйомності й дальності дії легкого ВТЛ;
- взаємозалежність стартової маси й тягооснащеності з урахуванням змін у силовій установці легкого ВТЛ;
- вплив зміни тягооснащеності модифікації на її швидкісні та злітно-посадкові характеристики.

3. За допомогою таких моделей насамперед встановлено обмеження на граничні значення можливих змін основних параметрів під час розроблення модифікацій базової моделі Ан-32 без змін у крилі й силовій установці. Такими є обмеження:

- за середньою вантажопідйомністю – 6,7 т;
- посадковою швидкістю – 240 км/год;
- потрібною довжиною злітно-посадкової смуги – 2 220 м.

4. При таких обмеженнях у базовій моделі Ан-32, а також з урахуванням того, що крило цього літака є ідеально оптимізованим, тобто не потребується його геометричне перекомпонування, для досягнення заявленої вантажопідйомності 9,1 т запропоновано й реалізовано заміну двигуна АІ-24Т потужністю 2820 к. с. на двигун РW-150А потужністю 5180 к. с.

5. На основі описаних у підрозд. 5.2 моделей узгодження з урахуванням параметрів нової силової установки ($N = 2 \times 5180$ к. с.) сформовано параметри нового ВТЛ Ан-132Д з параметрами:

- вантажопідйомність – 6,9...9,1 т;
- дальність дії – 1500...2500 км з повним навантаженням;
- паливна ефективність (при повному завантаженні) – 222 г/т·км, що є істотно меншою, ніж паливна ефективність базової моделі.

6. Модифікація ВТЛ Ан-132Д має й інші переваги:

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

7. Військово-транспортний літак Ан-132Д реалізовано в повній відповідності до вимог ОТ ВПС. Збережено кращі аеродинамічні властивості базової моделі, а показники «вантажопідйомність – дальність дії», паливна ефективність та екологічні показники перевищують показники аналогів-конкурентів, що й забезпечує затребуваність цієї модифікації на ринку перевезення вантажів військового призначення в класі легких ВТЛ.

Результати досліджень, описаних у п'ятому розділі, опубліковано у вигляді статей і монографії [11, 12, 16, 18, 19, 21, 31], наведених в анотації.

РОЗДІЛ 6

СТВОРЕННЯ СЕРЕДНЬОГО ВТЛ АН-178 НА БАЗІ ЛІТАКА АН-148 ШЛЯХОМ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА Й ЗАМІНИ МАРШОВИХ ДВИГУНІВ

При створенні середніх військово-транспортних літаків важливим фактором є час доставки вантажів, який визначається не тільки відстанню, але й швидкістю в крейсерському польоті. Вирішення таких завдань забезпечується поліпшенням аеродинамічних характеристик крила й використанням турбореактивних двигунів [2, 5, 20, 122, 175].

Переконливим прикладом такого підходу є створення ВТЛ Ан-178 на базі пасажирського літака Ан-148 (рис. 6.1) [128].

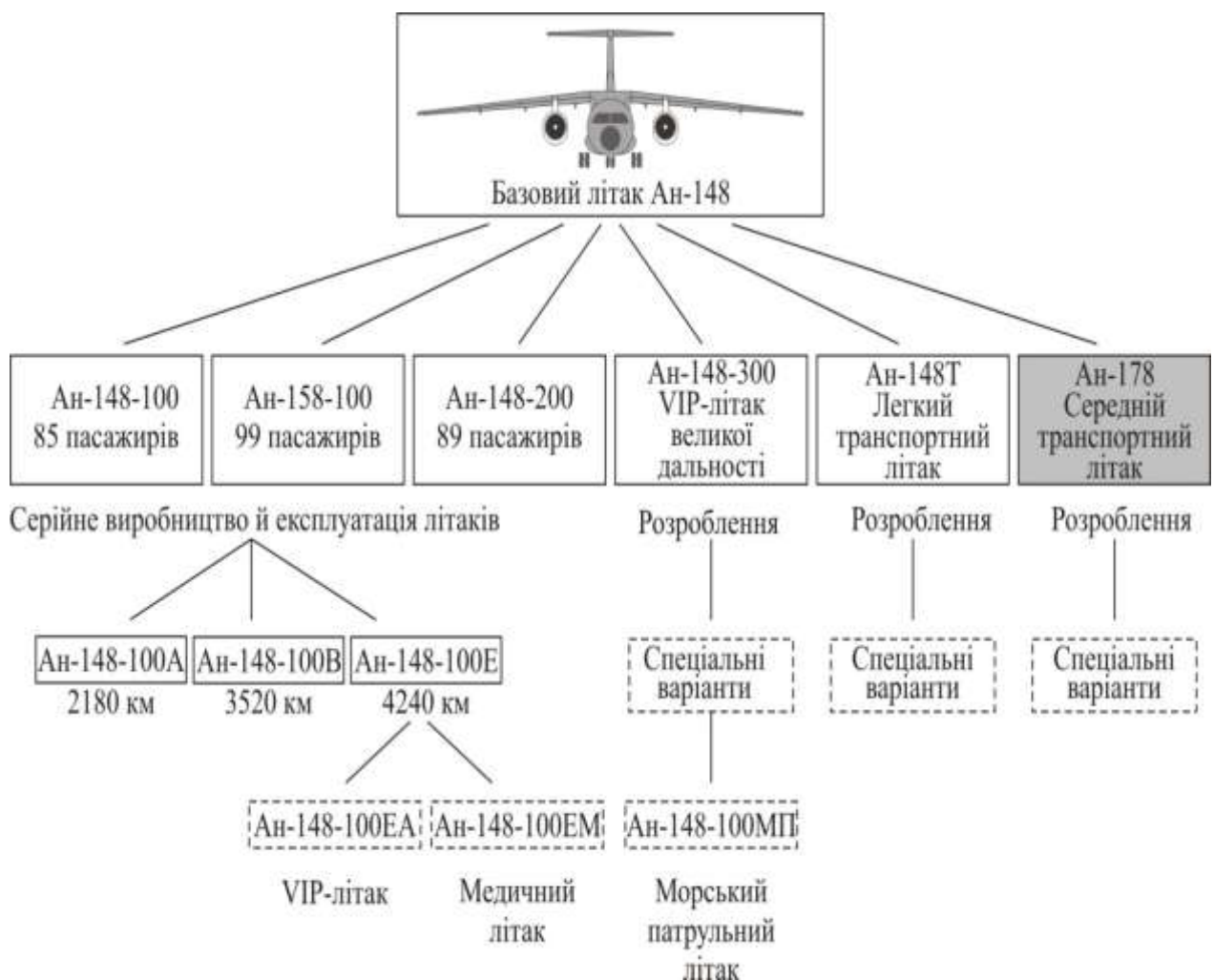


Рисунок 6.1 – Створення середнього транспортного літака Ан-178 у структурі модифікацій на основі базового літака Ан-148 [187]

6.1 Характеристики базових моделей при розробці середнього ВТЛ Ан-178

Загальний вигляд літака Ан-148 та основні льотно-технічні характеристики його модифікацій як базових моделей при розробці середнього ВТЛ Ан-178 представлено на рис. 6.2і у таблиці 6.1.

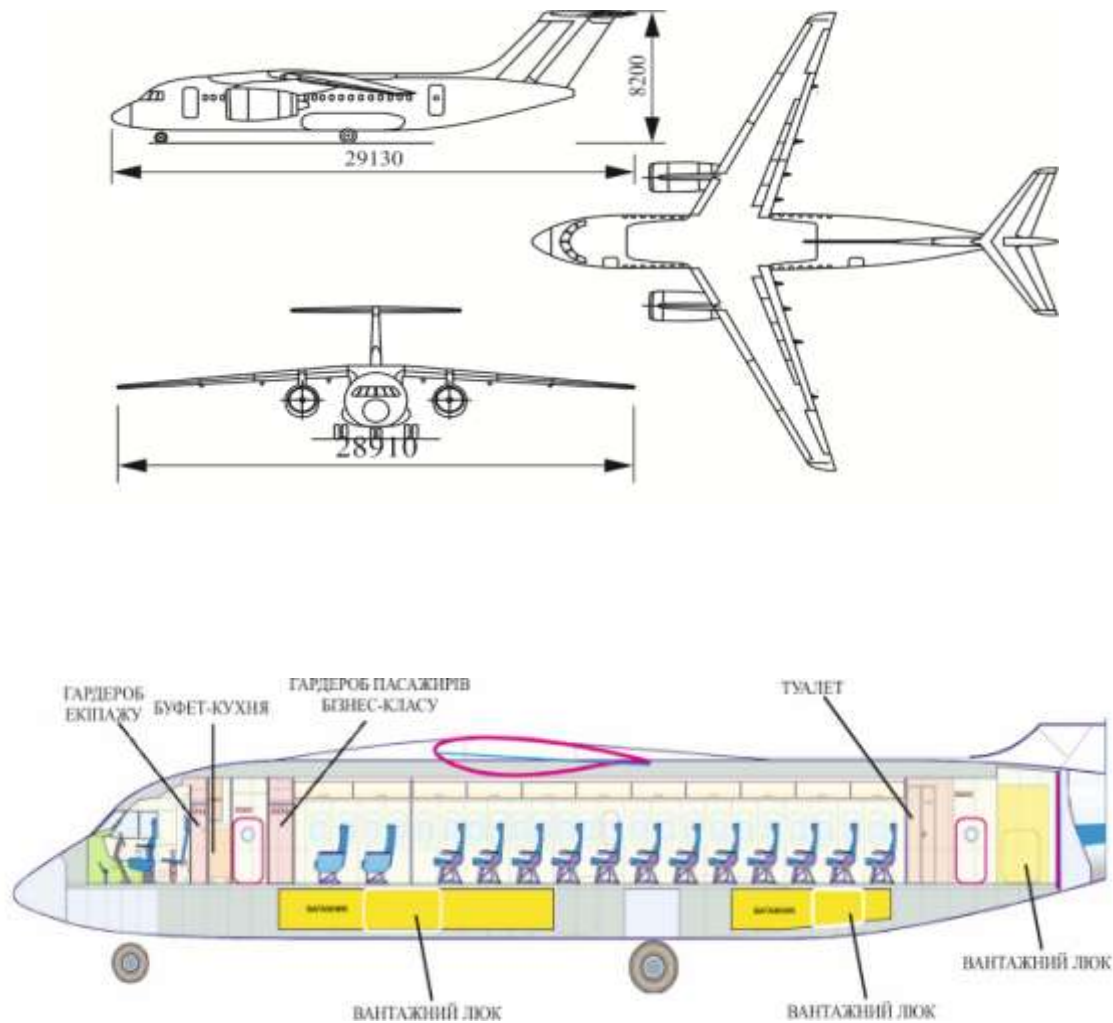


Рисунок 6.2 – Загальний вигляд і компоновка фюзеляжу базового варіанту Ан-148 [140]

Вихідною моделлю при створенні ВТЛ Ан-178 є пасажирський літак Ан-148 (таблиця 6.1, рис. 6.2) з такими параметрами:

- кількість пасажирів – до 90;
- дальність польоту $L = 2200$ км;
- мінімальна тягооснащеність, яку повинен забезпечити необхідний

градієнт набору висоти ($\text{tg } \theta_3 = 0,024$) на третьому етапі зльоту $t_{o, \text{гр}} \geq 0,310$;

• питома витрата палива на крейсерському режимі польоту $C_p = 0,6 \text{ кг}/(\text{даН}\cdot\text{год})$.

Таблиця 6.1– Основні льотно-технічні характеристики модифікацій літака Ан-148

Характеристики	Ан-148-100А	Ан-148-100В	Ан-148-100Е	Ан-148-200 (Ан-158)
Максимальна пасажиромісткість, чол.	85	85	85	99
Максимальне платне завантаження, кг	9000	9000	9000	12000
Дальність з 75 пас., км	2100	3500	4400	2500-5000
Швидкість польоту, км/год	800-870	800-870	800-870	800-870
Висота польоту, м	до 12200	до 12200	до 12200	до 12200
Часова витрата палива, кг/год	1550	1600	1650	1710
Діапазон експлуатаційних температур (на землі)	-55...+45 °С	-55...+45 °С	-55...+45 °С	55...+45 °С
Висота аеродрому, м	до 1500	до 1500	до 1500	до 1500
Клас аеродрому	«В»	«В»	«В»	«В»
Потрібна довжина ЗПС, м	1600	1800	1900	1900
Класифікаційне число РСН R/B (для MTOW)	21,8	24	26,3	29
Ресурс, тис. год / тис. польотів	80/60	80/40	80/30	80/40
Злітна маса, кг	36800	39600	42600	43100
Двигуни	Д436-148	Д436-148	Д436-148	Д436-148
Строк служби	30 років			

На основі наведених даних передбачено створення військово-транспортного літака зі збільшеною вантажопідйомністю, у таблиці 6.2 наведені основні геометричні характеристики крила.

Таблиця 6.2 – Основні геометричні параметри крила базового літака Ан-148

№ за/п	Параметри плоского теоретичного крила	Позначення	Ан-148
	Розмах: – повний	$l_c, \text{ м}$	28,84
2	– координата зламу	$z_{нз}, \text{ м}$	3,12
	– відносна	$\bar{z}_н$	0,108
3	Кінцева хорда	$b_{кц}, \text{ м}$	1,2
4	Площа: – центроплана	$S_1, \text{ м}^2$	13,931
	– відносна	\bar{S}_1	0,161
5	Площа: – консолей	$S_2, \text{ м}^2$	72,744
	– відносна	\bar{S}_2	0,839
6	Площа: – крила	$S_c, \text{ м}^2$	87,32
7	Звуження: – крила	η_c	3,721
	– трапеції	$\eta_{тр.с}$	4,052

Виходячи з наведених даних важливо порівняти параметри базового літака Ан-148 з іншими середньомагістральними літаками подібного класу.

Так, модифікація Ан-148-100В достойно конкурує серед пасажирських середньо магістральних літаків з масою від 33 до 50т, причому з двигунами вітчизняного підприємства «Прогрес», за всіма параметрами (таблиця 6.3).

Слід також пояснити, що аеродинамічна компоновка верхнеплана з класичним Т-образним оперенням цього літака у повній мірі може бути використано і як базовий варіант військово-транспортного літака та як конкурент середньо транспортним літакам американського та європейського виробництва.

Про можливість подальшого розвитку свідчать дані, які приведені у таблиці 6.3, у якій представлена порівняльна оцінка Ан-148 з середньо магістральними літаками інших фірм.

Таблиця 6.3 – Параметричне оцінювання літака Ан-148 в порівнянні з конкурентами [6, 8]

Параметри	Ан-148-100В	ВАе146	Fairchild Dornier 728	ERJ-170 Embraer	Sukhoi Superjet 100/95LR	Embraer E-195
m_o ($m_{зл}$), кг	41950	33110	37500	36600	49450	50100
S , м ²	87,32	79	75	77,5	120	128
ℓ , м	28,91	26,07	26,62	25,9	27,8	28,72
χ°	25	15	16	18,5	15	22
V_{max} , км/ГОД (M_{max})	870	890	917	925	860	890
H_{max} , км	12500	12500	11300	12000	12500	12500
$V_{кр}$, км/ГОД ($M_{кр}$)	840	806	864	870	830	810
$H_{кр}$, км	11600	10000	10000	10000	12200	13000
$V_{зл}$, км/ГОД	275	220	250	250	280	260
$L_{км}$ (з max $m_{п}$)	3500	3043	4260	3080	4578	4000
$L_{км}$ (з max $m_{в}$)	3200	3500	4200	2780	4100	3350
$L_{розб}$, м	1800	1400	1600	1550	2052	2100
$L_{проб}$, м	1560	1500	1450	1400	1630	1900
Кількість і тип двигунів	2 x Д436Е1 «Прогрес»	4xТГД Textron Lycoming ALF502R-5	2xТРДД General Electric CF34-8E	2xТРДД General Electric CF34-8E	2xТРДД SaM146	2xТРДД GE CF34-10E
P_o , кН	75	54	61,3	61,3	77,4	89
$m_{дв}$, кг	1450	1856	1200	1200	1708	1700
C_p , кг/(кВт·год)	0,61	0,37	0,385	0,385	0,69	0,64

Таким чином, базова модель літака Ан-148 має значні можливості щодо створення модифікацій зі збільшеною вантажопідйомністю.

Розв'язання такої задачі під час створення Ан-178 здійснено на базі методології (розділ 2), методів (розділ 3), моделей (розділ 4), шляхом реалізації змін у геометрії крила та силовій установці.

Проте перш ніж приступати до таких змін у крилі й силовій установці необхідно встановити межі можливих та допустимих змін у літаків середньо вагової категорії.

6.2 Моделювання модифікаційних змін у середньо-магістральних літаків

При формуванні вагових характеристик нової модифікації літака Ан-178 слід користуватися отриманими в підрозділі 5.2 виразами, які встановлюють зв'язок між стартовою масою і змінюваними параметрами [38, 39].

Однак при реалізації геометричного перекомпонування крила (що передбачено в Ан-178) потрібно уточнити моделі для оцінювання розбігу й пробігу, оскільки модифікаційні зміни в геометрії крила істотно впливають на аеродинамічні коефіцієнти C_y і C_x [50].

Під час розбігу літак переміщається по злітно-посадковій смузі зі швидкістю від $V_p = 0$ до швидкості відриву $V_{\text{відр}}$.

При розрахунку зльоту літака вважаємо, що весь розбіг відбувається на основних опорах шасі, кути атаки й відхилення тяги в процесі розбігу вважається постійними, а рівняння для визначення довжини розбігу при цих припущеннях має вигляд:

$$L_p = \frac{1}{2g} \cdot \int_0^{V_{\text{відр}}} \left(\frac{dV^2}{K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 S_{\text{кр}} V^2}{2m_0} (C_{\text{к.р}} - f_k C_{y_p})} \right). \quad (6.1)$$

Інтегрування здійснюється графічно від $V_p = 0$ до $V_{\text{відр}}$:

$$V_{\text{відр}} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 \cdot C_{y_{\text{відр}}} \cdot S_{\text{кр}}}}, \quad (6.2)$$

де m_0 – маса літака при зльоті; $S_{\text{кр}}$ – площа крила; ρ_0 – густина повітря; g – прискорення вільного падіння; $C_{y_{\text{відр}}}$ – коефіцієнт піднімальної сили під час розбігу в точці відриву літака від ЗПС; $C_{\text{к.р}}$ – коефіцієнт аеродинамічного опору під час розбігу.

На основі виразів (6.1) і (6.2) за умови базування модифікацій на аеродромах, заявлених для базового літака, одержано спрощений, але досить точний аналітичний вираз для визначення довжини розбігу:

$$L_p = \frac{V_{\text{відр}}^2}{2g \left(K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{x\text{пр}} S_{\text{кр}}}{6m_0} V_{\text{відр}}^2 \right)} \quad (6.3)$$

де K_1 – коефіцієнт, що враховує падіння тяги двигуна за швидкістю і втрати в повітрязабірниках, для літаків з ТРД при стандартній атмосфері $K_1 \approx 0,9$, для $t_{\text{п}}^0 = +30^\circ\text{C}$ і 730 мм. рт. ст. – $K_1 \approx 0,813$;

f_k – коефіцієнт тертя кочення, $0,02 \leq f_k \leq 0,08$ (0,02 – по сухому бетону; 0,04 – по твердому ґрунту);

$V_{\text{відр}}$ – швидкість відриву;

t_0 – стартова тягооснащеність.

Для оцінювання довжини пробігу під час посадки з урахуванням перекомпонування крила, тобто зміни C_y і C_x , наближений вираз набирає вигляду.

$$L_{\text{пр}} \cong \frac{V_{\text{пос}}^2}{2g \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв}}} \right) \cdot r_p t_0 + f_{\text{пр}} + \frac{1}{3} \frac{C_{x\text{пр}}}{C_{y\text{пр}}} \right]} \quad (6.4)$$

де $n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів; r_p – коефіцієнт відношення тяги реверсу до прямої тяги двигунів; K_1 – коефіцієнт, що враховує падіння тяги двигуна за швидкістю ($K_1 \approx 0,813$); $f_{\text{пр}}$ – зведений коефіцієнт тертя коліс під час пробігу (середнє значення); $C_{x\text{пр}}$ – коефіцієнт аеродинамічного опору під час пробігу; $C_{y\text{пр}}$ – коефіцієнт піднімальної сили під час пробігу.

При цьому величина посадкової швидкості визначається формулою

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2m_{\text{пос}}}{\rho_0 \cdot C_{y\text{пос}} \cdot S_{\text{кр}}}} \quad (6.5)$$

На основі виразів (6.1-6.5) наведено їх взаємозалежність з урахуванням нормативних обмежень.

6.3 Визначення нормованих обмежень у модифікаційних змінах базової моделі

При формуванні основних параметрів літака виникає декілька нормативних обмежень при урахуванні граничних значень змінних параметрів згідно з нормами АП-25 і FAR-25 [2, 8].

На рис. 6.3 зображено значення таких обмежень для середньо-магістрального пасажирського літака.

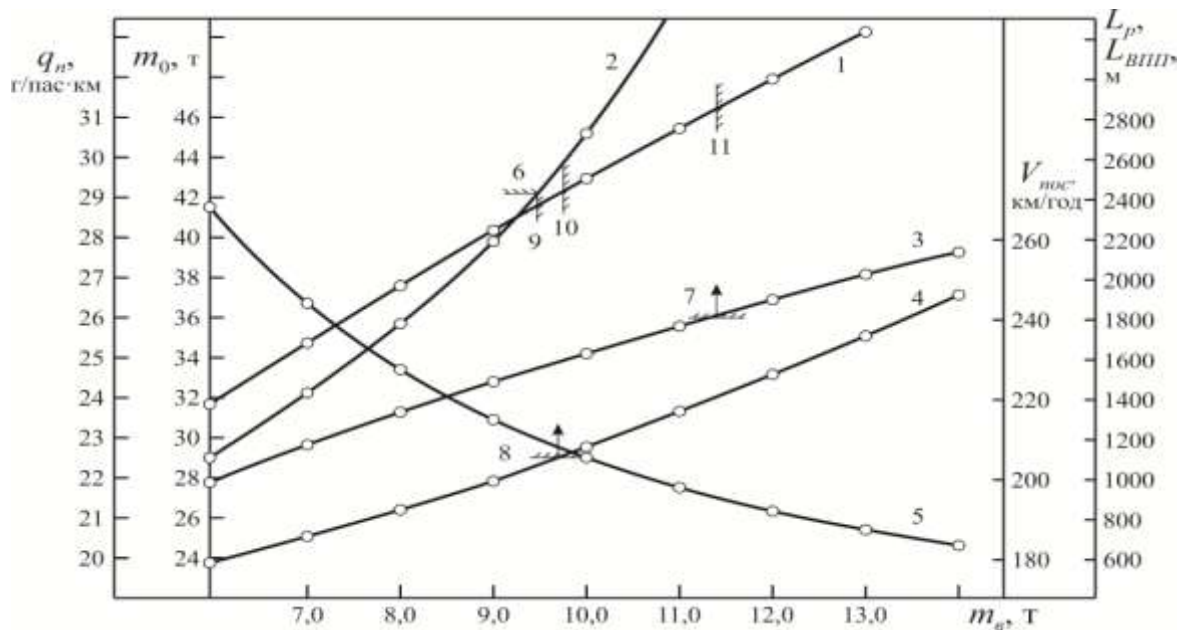


Рисунок 6.3 – Области обмежень при зміні цільового навантаження літака з двома ТРД:

Дані, рисунку вказують на область обмежень за основними параметрами:

- 1 – злітна маса літака m_0 ;
- 2 – довжина злітної дистанції $L_{зпс}$ у разі відмови одного двигуна – довжина продовженого зльоту до висоти 10,7 м;
- 3 – посадкова швидкість $V_{пос}$;
- 4 – довжина розбігу перед зльотом L_p ;
- 5 – паливна ефективність q_p ;
- 6 – гранична довжина $L_{зпс} = 2400$ м;
- 7 – гранична величина $V_{пос} = 240$ км/год;
- 8 – гранична довжина $L_p = 1100$ м;
- 9 – граничне значення «кількість пасажирів – злітна маса» за довжиною ЗПС $L_{зпс}$;

10 – граничне значення «кількість пасажирів – злітна маса» за довжиною розбігу L_p ;

11 – граничне значення «цільове навантаження – злітна маса» за величиною посадкової швидкості $V_{\text{пос}}$.

Обмеження виникають і за іншими важливими параметрами узгодження параметрів літака й силової установки (рис. 6.4).

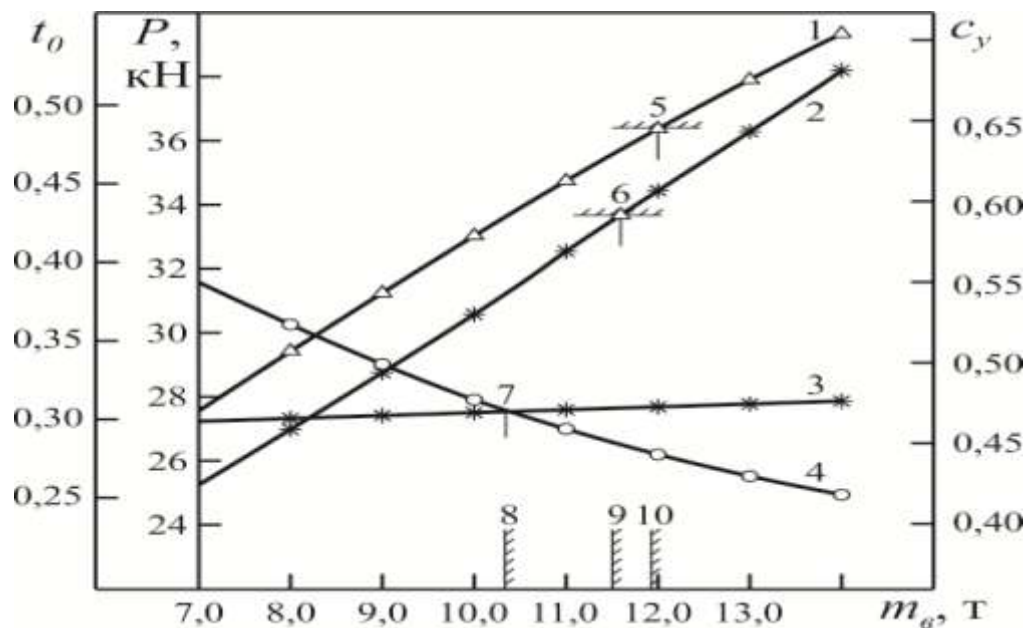


Рисунок 6.4 – Обмеження за параметрами узгодження в процесі розроблення модифікацій пасажирського літака з двома ТРД:

Через значну інформативність рисунка й великий обсяг заданих умов обмеження, необхідно зробити деякі роз'яснення:

1 – величина коефіцієнта піднімальної сили, необхідної для крейсерського

польоту на висоті $H = 11600$ м зі швидкістю $V = 800$ км/год;

2 – сумарна величина тяги двигунів для забезпечення крейсерського польоту ($H = 11600$ м, $V = 800$ км/год);

3 – необхідна величина стартової тягооснащеності літака для забезпечення необхідного за НЛГС-3 градієнта набору висоти на третьому етапі продовженого зльоту при відмові одного з двигунів, $t_{0 \text{ потр}}$;

4 – стартова тягооснащеність, яку має літак при роботі двигунів на максимальному режимі, $t_{0 \text{ наяв}}$;

5 – граничне допустиме значення коефіцієнта піднімальної сили для крейсерського польоту $C_{y\text{ гр. доп}} = 0,65$;

6 – сумарна величина тяги двигунів, яку має літак при роботі на номінальному режимі $P_{\text{наяв}} = 3370$ даН;

7 – «кількість пасажирів – злітна маса», при якому $t_{0\text{ наяв}} = t_{0\text{ потр}}$;

8 – обмеження величини «кількість пасажирів – злітна маса» за величиною градієнта набору висоти на етапі продовженого зльоту;

9 – обмеження величини «кількість пасажирів – злітна маса» за величиною тяги, необхідної для крейсерського польоту;

10 – обмеження величини «кількість пасажирів – злітна маса» за величиною коефіцієнта піднімальної сили

Якщо беруться обмеження величин: $V_{\text{пос}}$, L_p , $L_{\text{зпс}}$, $t_{0\text{ крейс}}$, C_y і $P_{\text{крейс}}$, то й величина стартової маса є також обмеженою ($m_0 = 42000$ кг) за довжиною дистанції продовженого зльоту при відмові одного двигуна [32].

$$\bar{m}_0 = \frac{\frac{K_1}{f_k + C_{x\text{ p}}/3C_{y\text{ відр}}} t_0^6 t_0^M - 1}{\frac{K_1}{f_k + C_{y\text{ p}}/3C_{y\text{ відр}}} t_0^6 - 1} \quad (6.6)$$

де t_0^6 , t_0^M – тягооснащеність базового літака та його модифікації.

У такій моделі визначення \bar{m}_0 досить строго можна врахувати немінучі обмеження m_0 :

- $m_{0\text{ min}} = 0,78$; цю умову введено при експлуатації модифікації зі зниженими злітними масами (що найчастіше й відбувається в практиці експлуатації літаків з $m_0 > 300$ т);

- $m_{0\text{ max}} = 1,26$; така умова відображає можливість експлуатації модифікації з підвищеною злітною масою (при забезпеченні умов міцності).

Виконання нормативних обмежень приводить до розуміння того, що без глибоких модифікаційних змін, тобто без геометричного перекомпонування крила і всієї системи несних поверхонь, а також модифікаційних змін у силовій установці, створити модифікацію ВТЛ з істотно збільшеною вантажопідйомністю просто неможливо.

6.4 Геометричне перекомпонування крила базової моделі при проектуванні ВТЛ Ан-178

Для зміни геометрії крила літака Ан-148 є всі підстави, оскільки основні його параметри, тобто залежність зниження η_c від координати злому \bar{z} , істотно відрізняються від оптимального значення для крила яке має прямокутний центроплан і трапецієвидні консолі.

Як відомо, напіврозмах крила літака Ан-148 утворюється двома трапеціями різного звуження (η_1, η_2), що мають загальну хорду з координатою $\bar{z}_H = 0,108$.

Порівняння параметрів такого типу крила $\eta_c(\bar{z}_H)$ з їх значеннями при коефіцієнті еліптичності K^e , що наближається до одиниці, а це забезпечує крилу мінімальну величину C_{xi} (див. розд. 3), свідчить про те, що за показниками крило літака Ан-148 явно потребує перекомпонування за параметрами $\eta_c(\bar{z}_H)$.

З наведених на рис. 6.5 даних слід, що розробники складових трапецієвидних крил здійснюють стикування прямокутного центроплана кінцевої трапеції у діапазоні $\bar{z}_H = 0,3-0,4$.

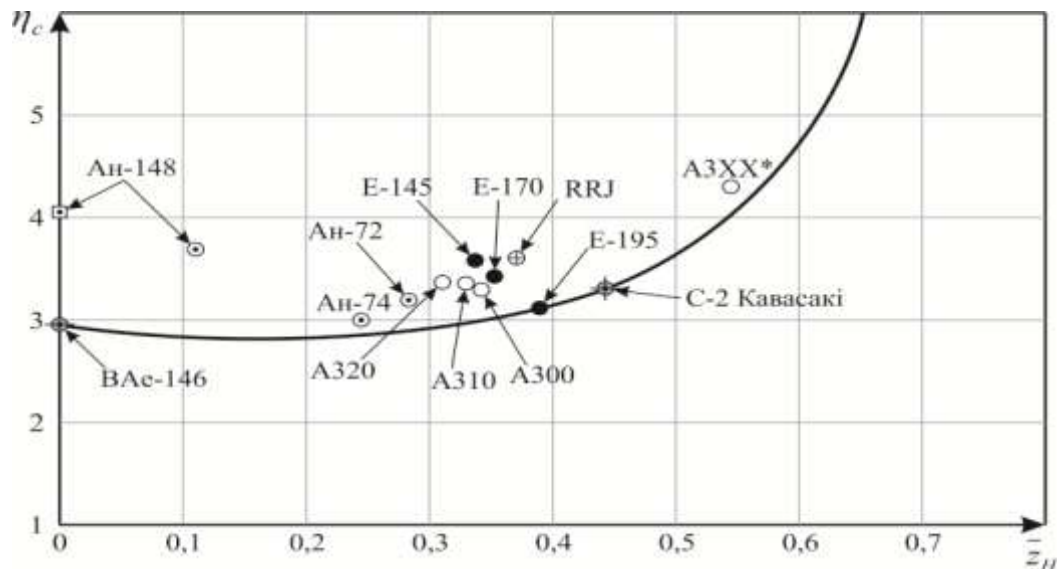


Рисунок 6.5 – Порівняльне оцінювання відносних геометричних параметрів крил:

— параметри, оптимізовані за умовою забезпечення еліптичного закону розподілу циркуляції швидкості вздовж розмаху крила;

\circ , \square , \circ , \bullet , \oplus – параметри крил реальних літаків транспортної категорії

Згідно з теоретичними основами геометричного перекомпонування трапецієподібних крил на основі коефіцієнтів еліптичності їх форм $K_{\text{тр}}^e$ передбачається вибір розмірів крила $(n, \bar{z}_{ni}, \eta_i, \eta_c)$ за виглядом у плані, у тому числі й геометричного скручування місцевих хорд по розмаху крила $\bar{\varepsilon}^0(z_i)$ [13–18].

Для крила літака Ан-178, утвореного двома трапеціями та прямокутним центропланом кінцевої симетричної трапеції, сумарне зниження повинне складати: $\eta_{\text{орт}} = 3,31$ при $\bar{z}_H = 0,43$.

Така величина звуження $\eta_{\text{орт}} = 3,31$ є меншою, ніж у базового варіанта літака Ан-148.

Виходячи з виразу, неважко визначити, що у розглянутих складових крил (прямокутний центроплан + трапецієвидні консолі з однією координатою \bar{z}_H), оптимальне значення відносної величини \bar{z}_H складає 0,446, тобто у величину \bar{z}_H для модифікованого крила слід наблизитися до цього значення (рис. 6.6).

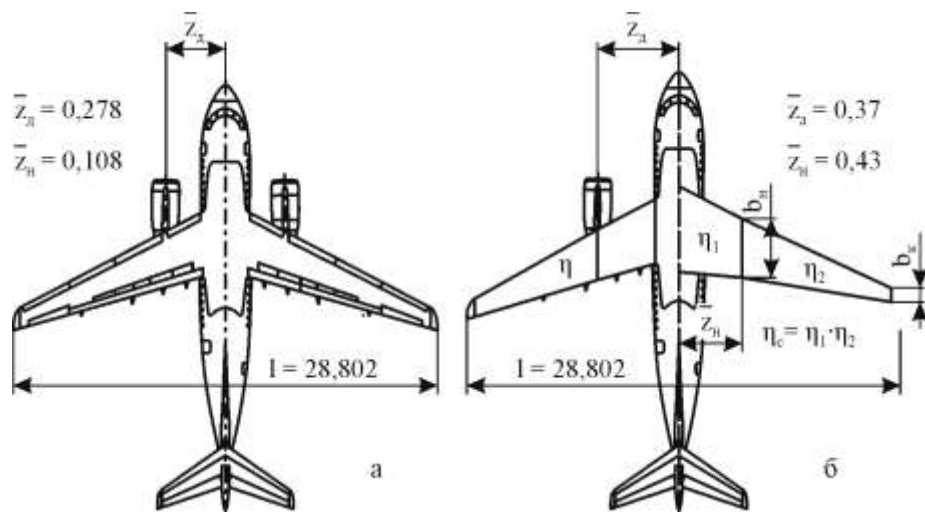


Рисунок 6.6 – Геометричне перекомпонування крила ВТЛ Ан-178

$$\text{при } \lambda^M = \lambda^6$$

Зміни \bar{z}_H, η_c і K_2 потребують змінення й геометричної кривки місцевих хорд, яке здійснюється на основі закономірності при $\bar{z}_H \geq \bar{z}_i \geq 0$, щодо виразу:

$$\bar{\varepsilon} = 0,027(1 - \bar{z}_i^2)^2, \text{ а у зоні крила з координатою } 1,0 \geq \bar{z}_H \geq \bar{z}_i, \text{ щодо виразу:}$$

$$\varepsilon_2 = \frac{1,815(1 - \bar{z}_i^2)^2}{1,24 - \bar{z}_i}$$

Таблиця 6.3 – Зміна геометричних параметрів модифікованого крила

Параметри		Ан-148		Оптимальний варіат	
\bar{z}_H		0,108		0,446	
$\eta^2 = \eta^c$		3,721		3,31	
$\kappa_1 = \kappa_2$		0,858		1,027	
$\bar{\varepsilon}_1$	$\bar{z}_H \geq \bar{z}_i \geq 0$	$1,0 \geq \bar{z}_H \geq \bar{z}_i$	$\bar{z}_H \geq \bar{z}_i \geq 0$	$1,0 \geq \bar{z}_H \geq \bar{z}_i$	
$\bar{\varepsilon}_2$	$0,858 \left(1 - \frac{\bar{z}_i^2}{\bar{z}_i}\right)^2$	$\frac{1,047 \left(1 - \frac{\bar{z}_i^2}{\bar{z}_i}\right)^2}{1,328 - \bar{z}_i}$	$0,858 \left(1 - \frac{\bar{z}_i^2}{\bar{z}_i}\right)^2$	$\frac{1,815 \left(1 - \frac{\bar{z}_i^2}{\bar{z}_i}\right)^2}{1,24 - \bar{z}_i}$	
$\bar{z}_{\varepsilon 2 TP, \max}$	-	0,753	-	0,807	
$\bar{\varepsilon}_{2 TP, \max}$	-	1,198	-	1,112	
\bar{z}_i	0	$\bar{\varepsilon}_{1 \max} = 0,858$	-	$\bar{\varepsilon}_{1 \max} = 1,027$	-
	0,1	0,854	-	1,022	-
	0,104	0,853	-	1,021	-
	0,108	0,853	0,853	1,021	-
	0,2	-	0,909	1,006	-
	0,3	-	0,972	0,980	-
	0,4	-	1,034	0,941	-
	0,446	-	1,062	0,919	0,919
	0,5	-	1,095	-	0,954
	0,6	-	1,151	-	1,018
	0,7	-	1,191	-	1,078
	0,8	-	1,190	-	1,111
	0,85	-	1,154	-	1,101
	0,9	-	1,066	-	1,045
0,99	-	0,437	-	0,460	

Як заявлено в запропонованій методології (див. розд. 2), одним із напрямів геометричного перекомпонування крила є не тільки збільшення кількості трапецій, що утворюють план крила, але й геометричне скручування місцевих хорд по його розмаху.

У розд. 2 наведено моделі таких геометричних змін для простих трапецієподібних крил і крил, напіврозмах яких утворюється кількома трапеціями.

Оскільки в крилі базового літака Ан-148 передбачено аеродинамічне скручування, значення кутів скручування місцевих хорд ($\bar{\varepsilon}^{\circ}(z)$) для крила літака Ан-178 слід брати з урахуванням і аеродинамічного скручування (див. рис. 6.7) аеропружності крила.

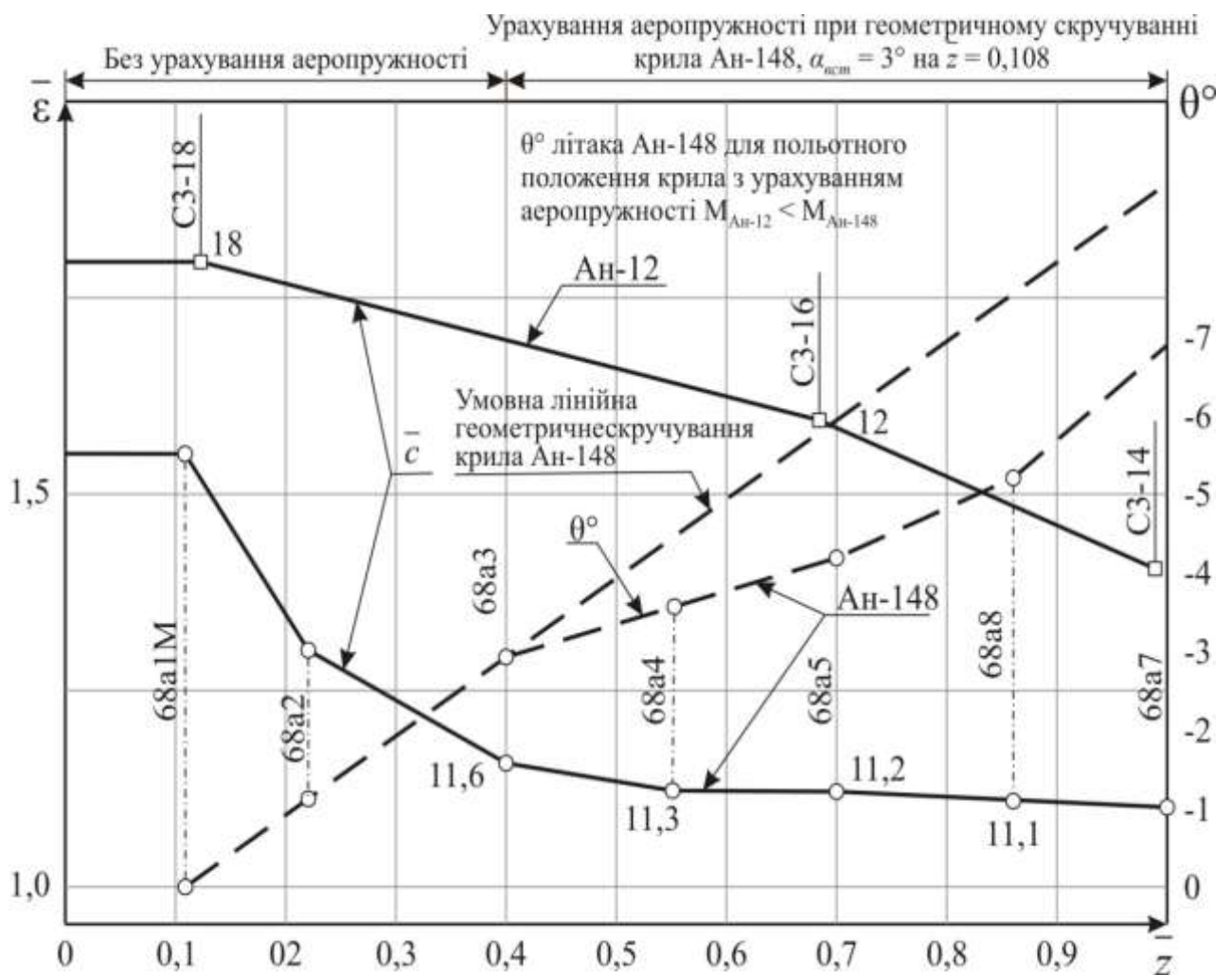


Рисунок 6.7 – Аеродинамічне ($\theta^{\circ} = f(\bar{z})$) і геометричне ($\bar{\varepsilon}^{\circ} = f(\bar{z})$)

скручування крила літаків Ан-12 і Ан-148 [110]

На консольній частині напіврозмаху крила потребується несуттєве геометричне скручування, але необхідно встановити більше двох аеродинамічних профілів.

Характерною особливістю такого компоновання є те, що в ньому чітко сформовано складене крило, утворене двома трапеціями з координатою зламу $\bar{z}_h^{M1} \approx 0,4$. При цьому сумарне звуження крила ($\eta_{\bar{h}} = \eta_1 \eta_2$) має бути таким: $\eta_c = 3,1$.

Важливо порівняти реалізовані значення у крилі літака Ан-178 з конкурентними літаками, аналогами у середньомагістральній категорії таблиці. 6.4.

Таблиця 6.4 – Порівняльне оцінювання геометричних параметрів крил регіональних літаків з двома ГРД

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 координата зламу \bar{z}_h	0,365	0,39	0,44	0,108	0,43	0,4
Відносні координати розташування двигуна на крилі z_d	0,314	0,33	0,36	0,278	$\approx 0,37$	0,4

де *Opt – значення параметрів, знайдені з умови забезпечення максимуму коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила з однією координатою зламу \bar{z}_h .

Як бачимо, геометричні параметри крила Ан-178 достатньо близько узгоджуються з крилами літаків-аналогів і є максимально наближеними до оптимального варіанта який відповідає забезпеченню крила мінімальною величиною індуктивного опору.

6.5 Компоновано-конструктивна реалізація крила

Крило літака - стріловидне, високо розташоване, великого подовження, вільнонесуче, прямокутної форми в плані на ділянці між нервюрами № 3 і трапецієподібної форми на ділянках від нервюр № 3 до нервюр № 28 (до закінцевок). Зовнішні обводи крила по перетинах утворені набором профілів різної товщини

Крило складається з центроплана і двох консольних частин (КЧК), з'єднаних між собою фланцевими стиками.

Конструкція крила - кесонного типу. Кесон утворений лонжеронами, нервюрами і панелями обшивки. Кесони центроплана й консольних частин крила являють собою герметизовані паливні баки-відсіки (рис.6.8)

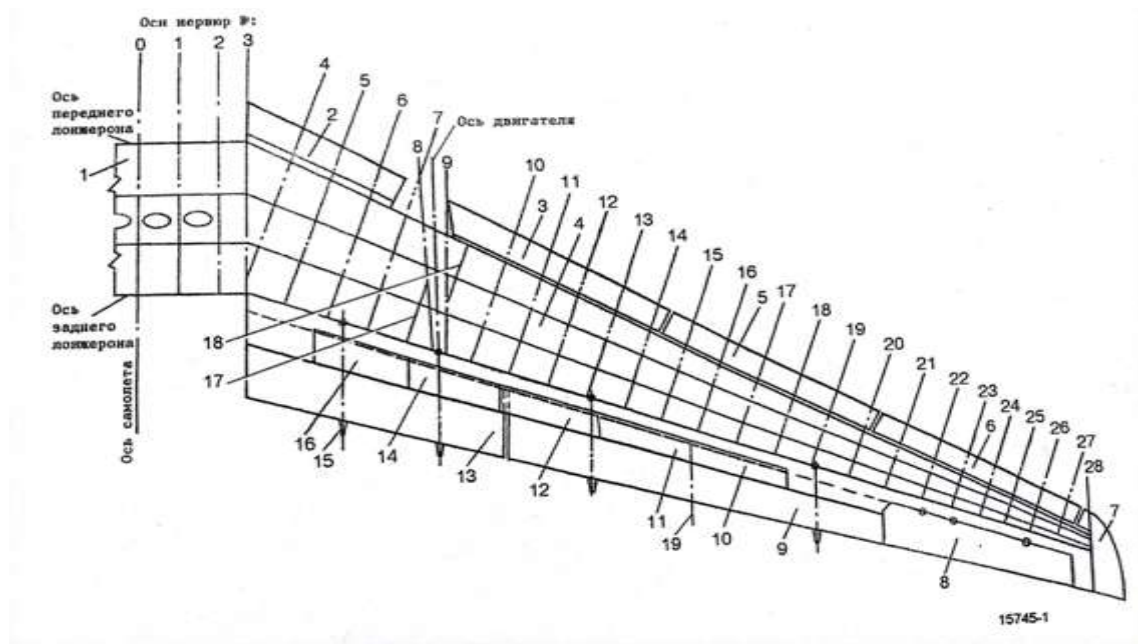


Рисунок 6.8 – Конструктивно-силова схема крила

- | | |
|---------------------------------|---|
| 1 – центроплан; | 11 - інтерцептори (секція № 4); |
| 2 - відхилений носок; | 12 - інтерцептори (секція № 3); |
| 3 - передкрилок (секція № 1); | 13 - закрилки (секція № 1); |
| 4 – КЧК; | 14 - інтерцептори (секція № 2); |
| 5 - передкрилок (секція № 2); | 15 - обтічник механізму навішування закрилка; |
| 6 - передкрилок (секція № 3); | 16 - інтерцептори (секція № 1); |
| 7 – закінцівках; | 17 - вісь балки № 2; |
| 8 – елерон; | 18 - вісь балки № 1; |
| 9 - закрилків (секція № 2); | 19 - вісь опори закрилка. |
| 10 - інтерцептори (секція № 5); | |

Поздовжній силовий набір центроплана утворюється двома лонжеронами, переднім і заднім, і силовими панелями. Лонжерони центроплана - збірної конструкції, кожен складається з верхнього й нижнього поясів і стінки,

з'єднаних між собою болтовим швом, і набору стійок з монолітних профілів. На лонжеронах між нервюрами № 2 і площиною стику з КЧК встановлені кронштейни 1 і 7 для здійснення фланцевого стику центроплана з фюзеляжем з силових шпангоутів № 18 і 23 фюзеляжу. На розвинених вертикальних полках цих кронштейнів є отвори для стикування з лонжеронами КЧК.

Між лівою і правою нервюрами № 2 на стінках переднього і заднього лонжеронів встановлені кронштейни дугової форми (дуги) для припасування силового набору фюзеляжу в зоні вирізу під центроплан.

Нижні панелі центроплана виконано з набору п'яти монолітних панелей. На нижній поверхні центроплана по нервюрі № 2 встановлено профіль для кріплення поздовжньої балки фюзеляжу.

На нижній поверхні центроплана, що виходить у пасажирську кабіну, встановлено піддон.

Піддон виконано зі штампованих листів з вікнами, закритими гермокришками і які посилені рифтами. Піддон кріпиться до профілів і лонжеронам центроплана по швах болтами з подовженою різьбовою частиною.

Верхні панелі виконано з набору трьох монолітних панелей. На середній панелі є чотири люки-лази, на крищі одного з них виконано заливну горловину паливної системи. На верхній панелі встановлено знімний заліз у зоні заднього лонжерона, виконаний з КМ. Заліз кріпиться до верхніх панелей болтами.

Поперечний силовий набір складається з нервюр балочній конструкції.

Стикування центроплана з фюзеляжем виконано по нервюрах № 0, 1 і 2, по нервюрах № 0 і 1 є кронштейни, до яких кріпляться дуги лонжеронів. Кожна нервюра складається з поясів, стінки, профілів і стоїк. Стінки виконано з дуралюмінового листа, пояси і стоїки - з пресованих профілів різних перетинів.

Консольна частина крила має - трапецієподібну форму в плані, складає з силового каркасу, виконаного у вигляді кесона, носового та хвостового відсіків.

Кесон кожної КЧК розташовується між нервюрами № 3-28 і складається з герметичного паливного відсіку (бака-кесона) між нервюрами № 3—22 і "сухого" відсіку між нервюрами № 22—28.

Поздовжній силовий набір складається з двох лонжеронів і верхньої і нижньої панелей.

Передній і задній лонжерони КЧК - збірної конструкції, аналогічної лонжеронам центроплана.

У стінках лонжеронів є отвори для монтажу паливної системи. На передньому лонжероні кріпляться кронштейни для встановлення механізмів навішування відхиленого носка і секції передкрилків. На задньому лонжероні кріпляться кронштейни для встановлення механізмів навішування закрилків, елеронів та інтерцепторів.

Верхня панель складається з набору трьох збірних панелей. Кожна панель складається з обшивки і набору стрингерів. Середні панелі від нервюри № 20 до № 22, від № 22 до № 27, від № 27 до № 28 - знімні. На верхній панелі, у районі нервюри № 4, розташовано заливну горловину паливної системи. Нижні панелі кесона — збірної конструкції, складаються з обшивки й набору стрингерів.

Середня панель (№ 2) - монолітної конструкції з люками-лазами. Між нервюрами № 20 і 22 на нижній панелі виконано люки для встановлення і монтажу паливних насосів.

Поперечний набір складається з нервюр балочної конструкції. Нервюри № 3, 20 і 27 – герметичні, нервюри № 12, 17 і 20 - напівгерметичні. На нервюрах № 8 і 9 встановлено кронштейни вузлів навішування пілона кріплення двигунів. На нервюрах № 6, 8, 9, 13 і 19 встановлено кронштейни кріплення вузлів навішування закрилка.

Закрилки призначені для поліпшення злітно-посадкових характеристик літака. Закрилок складається з двох секцій - № 1 і 2.

Секції закрилка розташовуються за заднім лонжероном крила, між нервюрами № 3-21. Секція № 1 розташована між нервюрами № 3-11, секція № 2 - між нервюрами № 11-21. Кожна секція встановлена на двох механізмах, які кріпляться по нервюрам № 6, 8-9, 13 і 19. Конструкції секцій закрилків - аналогічні, конструкції механізмів закрилків - аналогічні. Підйомники встановлені за механізмами закрилків.

Закрилків – двохщільні, з фіксованим дефлектором, висувний. Секція закрилка складається з основної ланки і дефлектора. Конструкція основної

ланки – збірноклепана. По торцях секцій закрilка є ущільнювальні гумові профілі.

Передкрilки складаються з трьох секцій, розташовані між нервюрами № 9-28. Передкрilки - металеві збірно-клепаної конструкції, з повітряно-теплової протиобліднювальною системою. Кожна секція передкрilка - двохопорного. Висування передкрilків на монорейці - по кругових траєкторіях навколо загальної осі. Приводи управління передкрilками суміщені з їх опорами.

У якості конструкторських матеріалів при створенні крила використовують: панелі ЦЧК монолітні, з двома закінцівками, вафельної конструкції з пресованих плит. Верхні панелі (4 шт.) з алюмінієвого сплаву 1973Т2, нижні панелі (5 шт.) з алюмінієвого сплаву 1161Т.

Таким чином реалізовано геометричні й компоновані зміни у крилі літака Ан-178, що забезпечують:

- дію у першому наближенні еліптичного закону розподілу циркуляції швидкості по всьому розмаху крила;
- збільшення коефіцієнта піднімальної сили крила на $+ \Delta C_y \approx 1,8 \dots 1,9$;
- зменшення коефіцієнта опору на $-\Delta C_x \approx 0,008 \dots 0,012$;
- розширення діапазону крейсерських швидкостей до $V_{кр} = 870$ км/год при розрахунковій витраті палива для базового варіанта на всіх режимах польоту.

6.6 Реалізація ВТЛ Ан-178 за вантажопідйомністю й паливною ефективністю

Модифікаційні зміни виконано не тільки у геометрії крила Ан-178, але й у силовій установці цього літака.

Як відомо, в базовому літаку у якості маршових двигунів встановлені двигуни вітчизняного виробництва типу Д36-54Ф. З урахуванням цього створено модифікацію Ан-178, яка відрізняється збільшеною вантажопідйомністю, для чого знадобилось встановити нові маршеві двигуни типу D436-148 FM з поліпшеними тяговими характеристиками (таблиця 6.4).

Як ми бачимо, тягові можливості двигунів типу D436-148 FM істотно

зросли, що дало змогу збільшити вантажопідйомність літака Ан-178 до 18 т і розширити діапазон крейсерських швидкостей до $V_{кр} = 870$ км/год.

Слід також зазначити, що помітно зросли тягові можливості при злітному режимі роботи нових двигунів, що значне поліпшує злітно-посадкові характеристики літака. Так, модифікація літака Ан-178 з корисним навантаженням 18 т, має можливість базуватися на аеродромах для Ан-148 з корисним навантаженням 9 т.

Таблиця 6.4 – Вихідні параметри двигуна D436-148 FM у модифікації
ВТЛ Ан-178 [140]

Двигун (установлений)	Д-436-148		Д-436-148ФМ
Варіант налагодження САК	148Б	148Д	148ФМ
Злітний режим, $N_{п} = 0$; $M_{п} = 0$; МСА			
Тяга, кгс	6400	6830	7700
Максимальний надзвичайний режим, $N_{п} = 0$; $M_{п} = 0$; МСА			
Тяга, кгс	7100	7500	8600
Максимальний крейсерський режим, МСА			
Висота польоту, м	11000		11000
Кількість Маха	0,75		0,75
Тяга, кгс	1500		1650
Режим реверсування тяги $N_{п} = 0$; $M_{п} = 0$; МСА			
Максимальна реверсивна тяга, кгс	1300		1450
Габаритно-масові показники			
Діаметр входу, мм	1390		1404
Довжина (без кока), мм	3694		3694
Ширина, мм	1784		1784
Висота, мм	1930		1930
Суха маса, кг	1400		1450

Слід зазначити, що у модифікації Ан-178 встановлені маршеві двигуни вітчизняного виробництва типу Д-436-148ФМ які володіють високим значенням тягових характеристик на усіх режимах роботи: максимальному надзвичайному і максимальному крейсерському режимі.

Цей тип двигунів освоєно у виробництві, та під його експлуатацію створено необхідну інфраструктуру не тільки в нашій державі, але й в інших

держав, що забезпечує його стійку експлуатацію як на внутрішніх, так і на міжнародних авіалініях.

Особливо слід відзначити його високі тягові характеристики у злітному режимі роботи. Це означає, що тягоозброєність Ан-178 істотно зростає при зльоті літака, особливо з невідготовлених вантажних майданчиків, що істотно розширює можливості цього ВТЛ у місцях його застосування.

Унікальною для середньомагістральних літаків є характеристика «вантаж-дальність» ВТЛ Ан-178 (рис. 6.9).

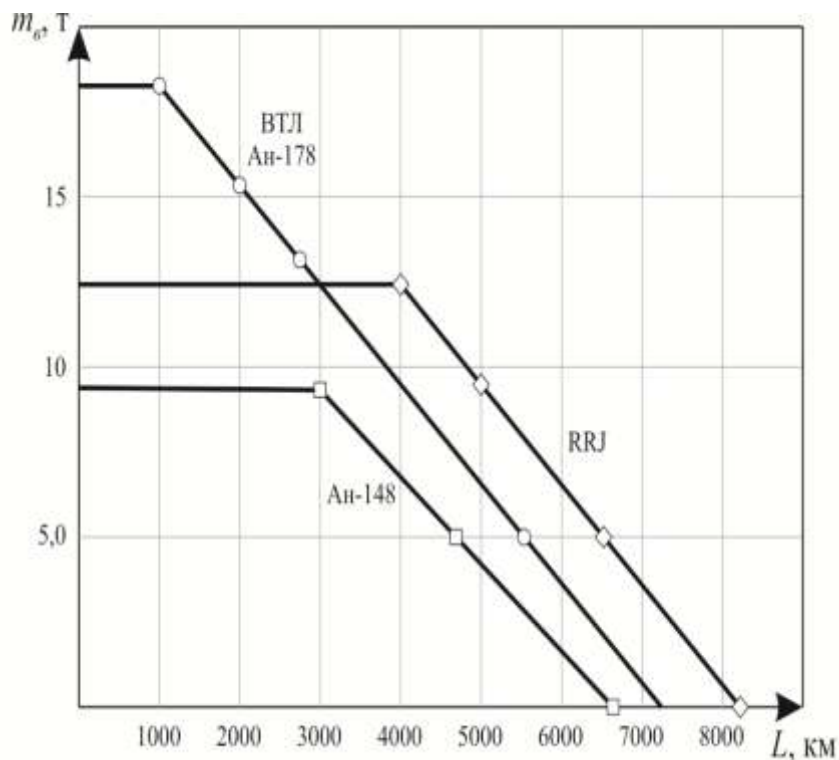


Рисунок 6.9 – Характеристика «вантаж-дальність» військово-транспортного літака Ан-178

Відмінна особливість цього літака полягає в тому, що його вантажопідйомність досягає 18т, що перевищує транспортні можливості інших середньо-транспортних літаків. У класі середніх літаків за показником вантажопідйомність, він не має собі рівних.

Навіть при завантаженості у 9т літак має переваги перед базовим Ан-148 щодо дальності дії майже тисяча кілометрів.

За перегінною відстанню (тобто політ без комерційного навантаження) ця модель теж перевищує величину базової моделі.

З урахуванням збільшених транспортних характеристик модифіковано й вантажну кабіну цього літака.

Для середнього ВТЛ параметри його вантажної кабіни є унікальними (рис. 6.10).

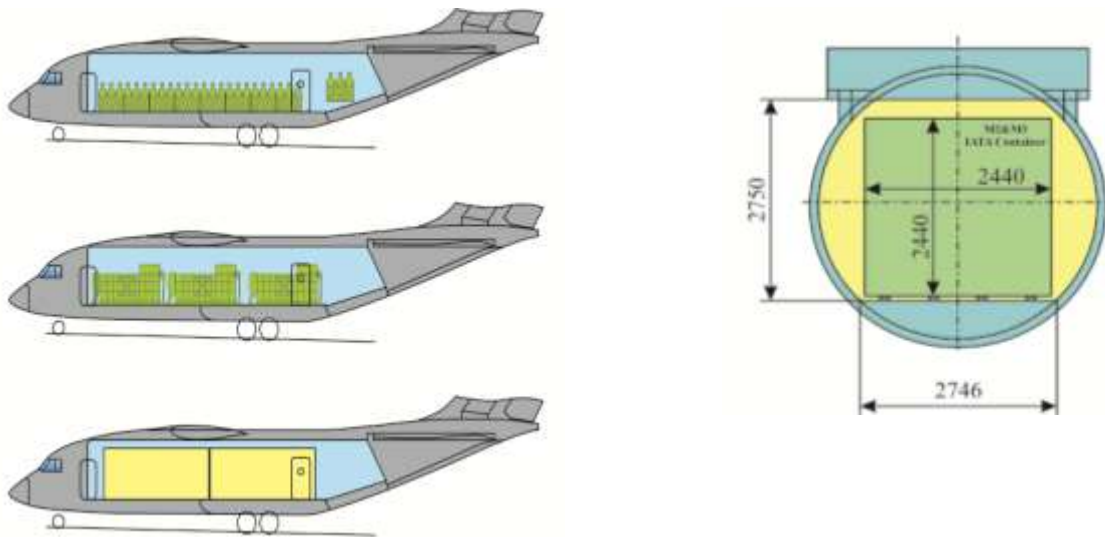


Рисунок 6.10 – Габаритні розміри вантажної кабіни Ан-178 [149].

При перевезенні людей вантажна кабіна вміщує: 99 солдатів, 80 десантників, 40 поранених на ношах. Крім того, кабіна вміщує і стандартні морські контейнери.

Відмінною особливістю вантажної кабіни літака Ан-178 є також можливість перевозити цим літаком стандартні морські контейнери, що розширює можливості використання цього літака в державах з розширеною структурою перевезень.

Такі результати забезпечуються двома головними змінами: геометричною перекомпоновкою та заміною маршових двигунів.

Зміни у геометрії крила забезпечили йому високий коефіцієнт еліптичності, а це й збільшення дальності, а заміна маршових двигунів на вітчизняні Д-436-148ФМ забезпечила двократне збільшення вантажопідйомності.

Досягненням усього колективу ГП «АНТОНОВ» є розробка робочих креслень та формування технологічних процесів, що забезпечують реалізацію проекту Ан-178 у вигляді реального літака (рис. 6.11)



Рисунок 6.11 – Перший екземпляр літака Ан-178 [149].

Створення літака Ан-178 є переконливим свідченням реалізації Урядової програми розвитку авіаційної промисловості в Україні, яка створює можливості для укладення контрактів на виготовлення та поставку різним замовникам середнього військово-транспортного літака.

6.7 Висновки до розділу

1. У розділі здійснено параметричне перетворення пасажирського літака Ан-148 на військово-транспортний літак Ан-178 зі збільшеними вантажопідйомністю й дальністю дії.

Унікальна особливість літака Ан-178 – можливість перевезення всіх існуючих у світі типів пакетованих вантажів (у контейнерах і на піддонах), включаючи великовантажні контейнери 1С (морський контейнер) з поперечними габаритами 2,44 x 2,44 м, що робить цей літак дуже ефективним транспортним засобом для логістичної підтримки як у комерційній експлуатації, так і у застосуванні в збройних силах, а також 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.

Такі результати досягнуто шляхом глибоких модифікаційних змін у геометрії крила й силовій установці.

2. Геометричне перекомпонування крила здійснено шляхом:

– зміни звужень $\eta_c(\bar{z}_H)$ обох трапецій, що утворюють план крила;

– формування кутів оптимізувального геометричного скручування місцевих хорд по розмаху крила.

Так, значення $\eta_c = 3,72$ при $\bar{z}_H = 0,108$ для літака Ан-148 перекомпоновано на $\eta_c = 3,1$ при $\bar{z}_H = 0,4$ для ВТЛ Ан-178, а кути геометричного скручування місцевих хорд у центропланній трапеції (до $\bar{z}_H < 0,4$) лінеаризовано (при підставленні двох профілів) у межах $\varepsilon^0 = -5^\circ \dots -1,5^\circ$. У кінцевій же трапеції внаслідок установлення п'яти профілів кут геометричного скручування зменшено до $-1,5^\circ \dots -1^\circ$.

Таке геометричне перекомпонування сприяло збільшенню коефіцієнта піднімальної сили $+\Delta C_y = 1,72$ і зниження коефіцієнта опору ($-\Delta C_x = 0,009$) модифікації Ан-178

3. Модифікаційні зміни в силовій установці здійснено шляхом заміни двигунів типу ДЗ6-5АФ з тягою $P_0 = 6500$ кгс на двигуни типу D436-148FM з тягою $P_0 = 7700$ кгс.

4. З урахуванням таких змін у крилі й силовій установці на основі моделей, розроблення яких описано в підрозд. 5.1 і 6.1, сформовано характеристику «вантажопідйомність–дальність дії» ВТЛ Ан-178, яка свідчить про те, що вантажопідйомність Ан-178 збільшено порівняно з базовою моделлю в 1,8 раза на авіалініях до 1000 км, а також модифікація переважає за вантажопідйомністю на авіалініях до $L = 4000$ км.

При такому значному переважанні за вантажопідйомністю модифікація Ан-178 має гранично низьку витрату палива на одиницю роботи (223 г/т·км) як наслідок поліпшення аеродинамічної якості через геометричне перекомпонування крила й використання нового двигуна з меншою питомою витратою палива.

5. Військово-транспортний Ан-178 реалізовано в повній відповідності до вимог АП-25 і ОВ ВПС. Кращі якості базової моделі Ан-148 збережено, зберігається спадковість у пілотуванні й технічному обслуговуванні, а суттєва перевага за вантажопідйомністю забезпечить цій модифікації конкурентоспроможність як середнього ВТЛ.

6. Результати досліджень, описаних у розд. 6, опубліковано у вигляді статей і монографій [9, 11, 18, 19, 21, 28], наведених в анотації.

РОЗДІЛ 7

ДОСЯГНЕННЯ ПОВНОЇ ПЕРЕВАГИ Ан-188 СЕРЕД СУЧАСНИХ ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧНИХ ВТЛ ШЛЯХОМ ГЛИБОКИХ ЗМІН У СИЛОВІЙ УСТАНОВЦІ І ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА

Модифікація оперативно-тактичного ВТЛ Ан-188 створюється на базі літака Ан-77, призначеного для транспортування вантажів масою до 50 т, особового складу, повітряного десантування парашутистів і військової техніки, для використання як паливозаправника, який виготовляється в санітарному, патрульному та інших варіантах [8, 11, 22, 30].

Ринкова/транспортна ніша таких літальних апаратів розміщується між важкими, зазвичай широкофюзеляжними ВТЛ вантажопідйомністю від 55 т і вище, і середніми, турбогвинтовими й реактивними вузькофюзеляжними транспортними літаками вантажопідйомністю до 20...25 т. До важких ВТЛ належать Ан-124, С-5, С-17, У-20 і Іл-76 (з обмеженнями за поперечними габаритами вантажної кабіни), до середніх –С-130, С-160, Ан-12, У8/У9, КС-390 [35–37, 146].

Необхідність появи подібних літаків обумовлена збільшенням габаритів і маси сучасної військової й інженерної техніки, нездатністю збройних сил вирішувати свої завдання без застосування таких спеціальних технічних засобів, високою вартістю використання важких транспортних літаків у локальних аеромобільних операціях і нездатністю важкої авіатехніки працювати в зоні ведення бойових дій, насамперед через обмеження з оглядом на довжину та стан аеродромів базування.

На основі базової моделі розроблено понад десять різних модифікацій. Навіть його європейський аналог А400М за зовнішнім виглядом практично «списаний» з Ан-77 [150].

Проте час ставить багато нових вимог навіть до досить досконалих ВТЛ, особливо оперативно-тактичного призначення, з огляду на їх більш високу боєготовність і більшу дальність дії.

Реалізація таких вимог у новій модифікації є неможливою без змін і в

крилі, і в силовій установці, тому завданням цього розділу є:

- виявлення тенденцій змінення основних параметрів оперативно-тактичних ВТЛ;
- реалізація необхідних змін у силовій установці й крилі модифікації

Ан-188 на основі моделей запропонованої методології.

7.1 Тенденції змінення основних параметрів оперативно-тактичних ВТЛ

Проаналізуємо параметричні зміни в оперативно-тактичних літаках С-130А (США), А-400М (Франція/Німеччина/Іспанія), С-2 (Японія) і Ан-77 (вітчизняний базовий літак).

7.1.1 Американський ВТЛ С-130 та його модифікації

Літак Локхід «Геркулес» (Lockheed «Hercules») [137], який серійно виробляється вже понад 55 років, має конфігурацію, що тепер вважається типовою для військово-транспортного літака: високо розташоване крило для повного використання внутрішніх об'ємів кабіни і гідравлічно керована вантажно-розвантажувальна апарель, що в закритому положенні утворює скіс нижньої поверхні хвостової частини фюзеляжу.

Перший із двох дослідних літаків YC-130 піднявся в повітря 23 серпня 1954 року. Ці дві машини, як і більш ранній літак С-130А, було оснащено чотирма турбогвинтовими двигунами Allison T-56-A-1A потужністю 2796 кВт (3750 к. с.). Літаки С-130 сім'ї «Геркулес» – найпоширеніші в світі транспортні літаки середньої вантажопідйомності (експлуатуються в 65 країнах) – будуються фірмою Lockheed близько 40 років. Випущено більше 2100 військово-транспортних С-130 і цивільних L-100 різних модифікацій.

Створено військово-транспортний варіант С-130J з більш потужними й економічними ТГД Allison AE 2100 з шестилопатевиими «шаблеподібними» гвинтами.

У грудні 1994 року уряд Великобританії уклав контракт на закупівлю 25 літаків С-130J-30 з початком поставок наприкінці 1996 року. Силова

установка C-130J-30 складається з чотирьох ТГД Allison AE 210D3 (4 × 6000 к. с.) з шестилопатеви́ми гвинтами Dowty R391.

7.1.2 Західноєвропейський ВТЛ А400М

Модифікацію А400М [146] розроблено для задоволення потреб країн – членів НАТО. Літак А400М може виконувати завдання, які раніше потребували двох і більше різних типів літаків. Вантажний відсік фюзеляжу має внутрішню корисну ширину 4 м/13 ft, висоту до 4 м/13 ft і корисну довжину 17,71 м/58 ft.

Маючи максимальне корисне навантаження до 37 т (81600 lbs) і об'єм 340 м³ (12 000 ft³), літак А400М може перевозити велику кількість частин негабаритних вантажів, у тому числі машини й вертольоти, які є занадто великими або дуже важкими для попереднього покоління тактичних військово-транспортних літаків типу NH90 або CH-47 Chinook.

Цей літак також може перевозити важкі вантажівки, рятувальні човни, великі підйомні пристрої, наприклад екскаватори або мобільні крани, необхідні для надання допомоги під час стихійних лих.

Літак А400М може також перевозити 116 парашутистів. Завдяки великій ширині фюзеляжу вони можуть бути розміщені в чотири ряди вздовж двох боків фюзеляжу і «спина до спини» уздовж центральної лінії з достатнім простором між поверненими один до одного рядами.

Завдяки чотирьом ТГД Europrop International (EPI) TP 400 літак А400М здійснює польоти на відстань до 4700 км на крейсерській висоті до 37 000 ft при швидкості до 0,72 від числа Маха.

А400М здатний приземлятися й злітати з будь-якої короткої м'якої або грубої непідготовленої злітно-посадкової смуги CBR 6 не більше 750 м / 2500 ft при корисному навантаженні 25 т / 55 000 lbs і з достатнім паливом на борту на 930 км і назад.

Цей літак може вмістити до 116 десантників з повним спорядженням. Важливо зазначити, що дві групи десантників одночасно можуть стрибати з рампи або двох бічних дверей, унаслідок чого зменшуються час стрибків і розкид.

Для зменшення маси, літака А400М 30 % його конструкції виконано з композиційних матеріалів. Це більша частина крила, а також композитні основні лонжерони. Крім того, майже весь хвіст (горизонтальне й вертикальне оперення та рулі), обтічники й лопаті гвинта (з кевларовою оболонкою) виготовлено з композитного матеріалу.

7.1.3 Японський військово-транспортний літак С-2

На міжнародному авіасалоні Dubai Air Show 2017 уперше одночасно було представлено три конкуруючих середних широкофюзеляжних військово-транспортних літаки: «Антонов» Ан-77, Airbus А400М і Kawasaki С-2. Причому для останнього з них ця подія стала міжнародним дебютом [150].

Середній широкофюзеляжний реактивний військово-транспортний літак Kawasaki С-2 є новим конкурентоспроможним ВТЛ (таблиця 7.1). С-2 має високу крейсерську швидкість, перевершуючи за цим показником і Ан-77, і А400М, що забезпечує йому більшу перевагу.

З огляду на транспортні можливості, 141-тонний за своєю злітною масою Kawasaki С-2, що має вантажну кабіну, близьку за габаритами до Ан-77, і максимальну вантажопідйомність 36 т, є прямим аналогом ВТЛ Ан-77 і А400М. При цьому С-2 має більшу крейсерську швидкість ($M = 0,81$) і відповідно рейсову продуктивність.

Завдяки оснащенню сучасними двоконтурними турбореактивними двигунами літак С-2 не має обмежень за рівнями шуму на місцевості, а також має менші рівні шуму й вібрацій усередині вантажної кабіни.

За дальністю польоту з вантажем С-2 перевершує А400М у всьому діапазоні комерційного навантаження, а літак Ан-77 – при комерційному навантаженні від 28 т і менше.

З огляду на технічне обслуговування й підтримку високого рівня готовності до експлуатації, два турбореактивні двигуни є простішими, дешевшими й надійнішими, ніж силова установка, що складається з чотирьох гвинтовентиляторних двигунів.

Таблиця 7.1 – Основні льотно-технічні характеристики ВТЛ С-2

(джерело – Kawasaki)

Загальні розміри		
Довжина літака	43,9 м	144 ft
Висота літака	14,2 м	46 ft 7 in
Розмах крила	44,4 м	145 ft 8 in
Площа крила	240 м ²	2,580 ft ²
Розміри вантажної кабіни		
Довжина вантажної кабіни (без рампи)	15,65 м	51 ft 4 in
Використовувана довжина рампи	5,5 м	18 ft 1 in
Висота кабіни (перед центропланом)	3,95 м	13 ft
Висота кабіни (за центропланом)	4,07 м	13 ft 4 in
Ширина по підлозі	4,0 м	13 ft 1 in
Висота кабіни над землею	1,4 м	4 ft 7 in
Маса		
Максимальна злітна / максимальна проектна посадкова маса (MDLW)	141 т	311,100 lbs
Маса порожнього літака	69 т	151,600 lbs
Максимальне платне навантаження (g = 2,25)	36 т	79,400 lbs
Максимальне платне навантаження (g = 2,5)	32 т	70,500 lbs
Характеристики		
Двигуни	2 x CF6-80C2K1F	
Максимальна операційна стеля (нормальна експлуатація)	13000 м	43,000 ft
Максимальна горизонтальна швидкість / максимальна крейсерська швидкість	0.82 / 0.81 М	
Довжина ЗПС для зльоту (MTOW = 141 т)*	2300 м	7,400 ft
Довжина ЗПС для посадки (LW = 113 т)*	1800 м	6,000 ft
Довжина ЗПС для посадки (MDLW = 141 т)*	2400 м	7,800 ft

7.1.4 Бразильський військово-транспортний літак KC-390

Літак Embraer KC-390 [167] є одним з нових конкурентів, що з'явилися на ринку військових транспортних літаків.

Літак призначено для перевезення вантажів, дозаправки в повітрі, пошуково-рятувальних операцій і медичної евакуації.

Планується, що KC-390 буде напряму конкурувати з C-130J.

Очікується, що швидкість KC-390 буде на 15 % більшою, на 18 % буде більшою вантажопідйомність, для замовника буде у два рази дешевшим. KC-390 має місткий прямокутний вантажний відсік, що може вміщати транспортні засоби масою до 23 т.

Підсилене шасі дає змогу виконувати зльоти й посадки на непідготовлених смугах. Функція заправки для літака є стандартною.

7.1.5 Вітчизняний ВТЛ Ан-77 та його модифікації

Ан-77 – середній оперативно-тактичний військово-транспортний літак [30] короткого зльоту й посадки (рис. 7.1). Виконаний за аеродинамічною схемою чотиримоторного гвинтовентиляторного турбогвинтового високоплана з однокільовим оперенням і хвостовим вантажним люком.

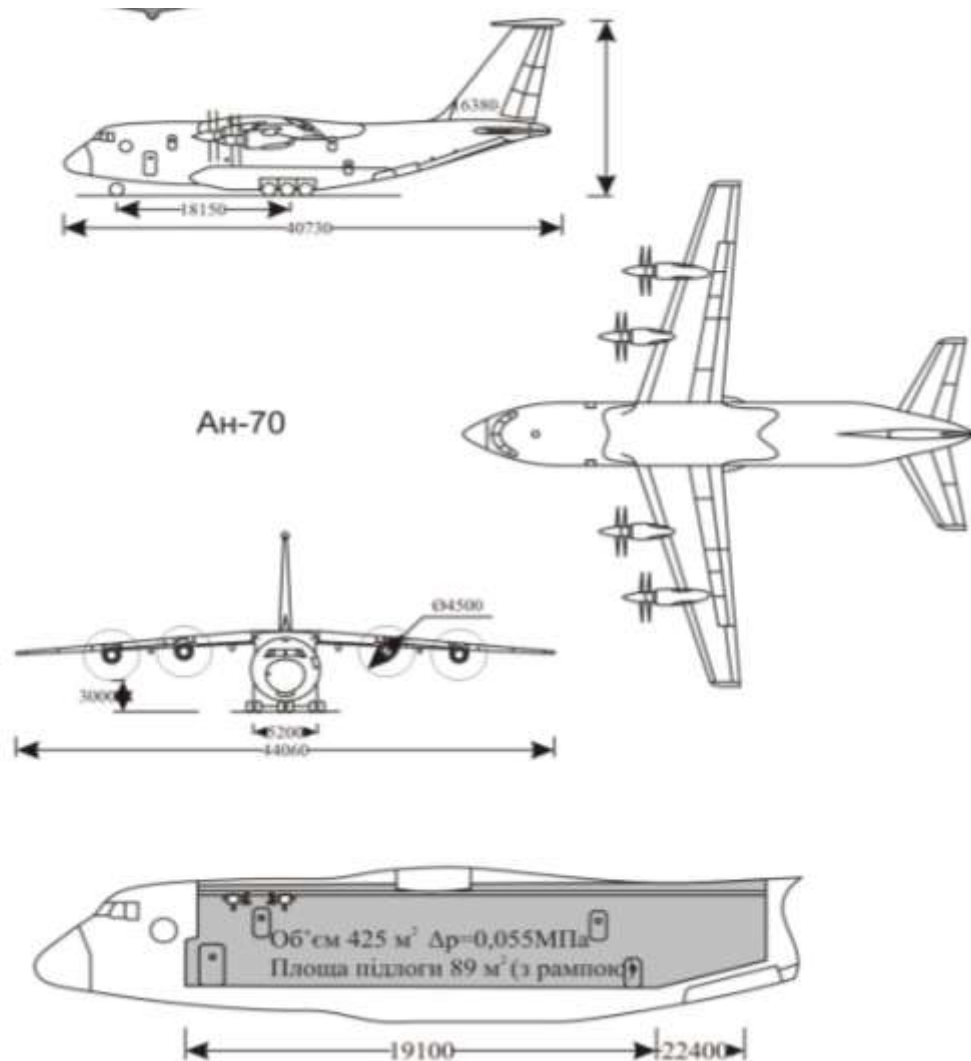


Рисунок 7.1 – Оперативно-тактичний ВТЛ Ан-77
та його конкуренти-аналоги

Літак Ан-77 забезпечує доставку практично всієї номенклатури озброєння й військової техніки мотострілкової дивізії. З літака можна здійснювати парашутне десантування особового складу й техніки, у тому числі й моновантажів масою до 20 т з великих і малих висот, у вантажній кабіні літака можна перевозити 300 солдатів з особистою зброєю або 206 поранених і

хворих.

Під час льотних випробувань доведено можливість роботи літака на непідготовлених ґрунтових смугах завдовжки 600 м, навіть якщо на борту при цьому буде знаходитися до 20 т вантажу.

Одержання заданих характеристик забезпечується насамперед в першу чергу унікальною силовою установкою – двигуном Д-27 і гвинтовентилятором СВ-27. Спроби створити подібного роду силові установки робилися різними двигунобудівними фірмами світу, але реально здійснено тільки цей проект.

Співвісні гвинти дають високонапірний струмінь повітря, що обтікає крило зі швидкістю, яка перевищує швидкість набіжного потоку, що призводить до збільшення піднімальної сили крила, а випущені закрилки (на 60° у посадковому положенні) створюють ефект повороту вектора тяги. Таким чином, при заході на посадку з повністю випущеними закрилками більша частина піднімальної сили на крилі виникає внаслідок силового обдування, а менша – унаслідок набіжного потоку.

Шаблеподібні лопаті багатолопатевого повітряного гвинту ТГВД дають змогу досягти високої якості при відносно малому діаметрі поверхні, яка змітається. Зменшення коллоїдної швидкості закінцівок гвинту сприятливо позначилося на ККД силової установки, а також дало змогу зменшити її гучність порівняно з турбогвинтовими двигунами. Потужний повітряний потік від лопатей, який обдуває крило на значній площі, у поєднанні з потужною механізацією крила дав змогу одержати видатні (для даного класу літальних апаратів) злітно-посадкові характеристики.

Розрахунки показали, що за характеристикою паливної ефективності Ан-77 перевершує кращі військово-транспортні літаки середнього класу типу Ан-12 або Lockheed C-130 «Геркулес» (рис. 7.2) у 1,6–1,8 рази.

При менших витратах і на 40 % меншому комерційному навантаженні Ан-77 за рейсовою продуктивністю практично не поступається більш важкому транспортному літаку Іл-76, істотно перевершуючи його за номенклатурою

вантажів, що перевозяться, паливною ефективністю (за питомою витратою у 1,3 раза, за годинною – у 1,9 раза) та експлуатаційною технологічністю (у 4,4 раза) (таблиця 7.2).

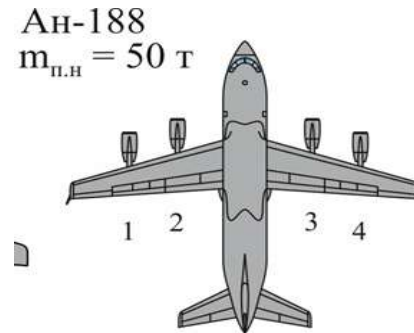


Рисунок 7.2 – Оперативно-тактичні ВТЛ різних країн:
 -США, Європа, Україна

Таблиця 7.2 – Порівняльне параметричне оцінювання оперативно-тактичних ВТЛ

Параметри	ВТЛ		
	С-130J-30	A400M	Ан-77
Максимальне корисне навантаження, т	20	37	47
Злітна маса літака, кг	7 938	141 000	130 000
Практична дальність, км	8 793	7 220	7 400
Дальність дії, км	3 791	4 300	1 350
Тип двигуна	4ТГД Allison T-56-A-15	ТР400-D6	4ТГД Д-27
Потужність силової установки, к. с.	4 x 4 508	4 x 11 000	4 x 19 040
Крейсерська швидкість, км/год	602	780	800
Габарити вантажної кабіни (д/ш/в), м	12,2/3,1/2,7	17,7/4,0/3,8	22,4/4,8/4,1
Злітно-посадкова смуга	Бетон	750 м, грунт	700 м, грунт
Вартість	62 млн \$ (2008 р.)	150 млн € (2012 р.)	67 млн \$ (2012 р.)

З даних, наведених у таблицях 7.1 і 7.2, а також на рис. 7.3 і 7.4 випливає, що максимальна вантажопідйомність Ан-77 дорівнює 47 т, А400М – 37 т. Об'єм

вантажної кабіни Ан-77 – 425 м³, А400М – 340 м³. Крейсерська швидкість у Ан-77 – 750...800 км/год, його конкурента – 720 км/год. З вантажем 37 т Ан-77 може летіти на дальність до 4700 км, А400М – до 3200 км.

Практична стеля Ан-77 становить 12000 м, а літак С-130J-30 може піднятися на 10060 м.

При порівнянні літаків Ан-77 і С-130J стає очевидним, що максимальна вантажопідйомність Ан-77 – 47 т, С-130J-30 – 20 т. Об'єм вантажної кабіни Ан-77 – 425 м³, С-130J – 127 м³, що свідчить про те, що Ан-77 може перевозити техніки значно більше.

Крейсерська швидкість Ан-77 становить 750...800 км/год, С-130J-30 – 602 км/год.

Злетівши зі смуги завдовжки 900 м з вантажем 20 т, Ан-77 може пролетіти до 3000 км, а А400М – до 2000 км. Причому довжину ЗПС 900 м вибрано виходячи з обмежень, що існують для А400М. Вітчизняний літак може злітати з таким вантажем і з коротшої смуги – завдовжки 700 м. Ан-77 має кращу паливну ефективність: А400М – 170 г/(т·км), Ан-77 – 150 г/(т·км). Каталожна ціна європейського літака доходить до 250 мільйонів доларів, що значно вище, ніж ціна Ан-77.

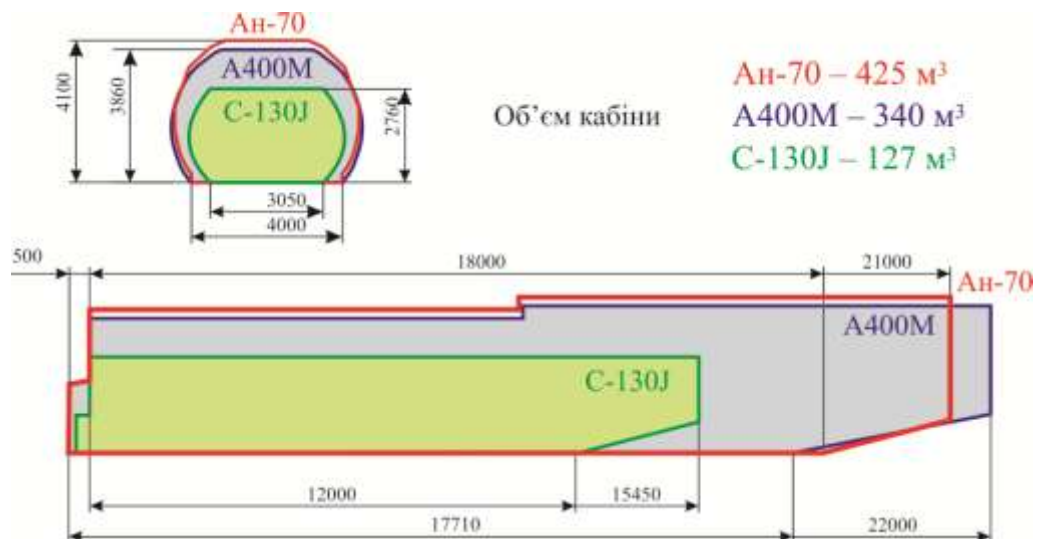


Рисунок 7.3 – Порівняльна схема габаритів вантажних кабін Ан-77, А400М і С-130J

Крім того, літак С-2 не може експлуатуватися на коротких (завдовжки

800...915 м) майданчиках. Його використання безпосередньо в зоні бойових дій поширюється тільки на завдання повітряного десантування, посадкове десантування виключається. Доставка в зону бойових дій великогабаритної техніки та її вивезення звідти, евакуація великої кількості поранених, – у таких завданнях ВТЛ С-2 не може скласти конкуренцію ВТЛ КЗП, таким як Ан-77 і А400М.

Важливим показником оперативно-тактичних військово-транспортних літаків є характеристика «вантаж-дальність» та можливі умови базування літаків.

На рис.7.4 показана характеристика «вантаж-дальність» оперативно-тактичних ВТЛ різних фірм.

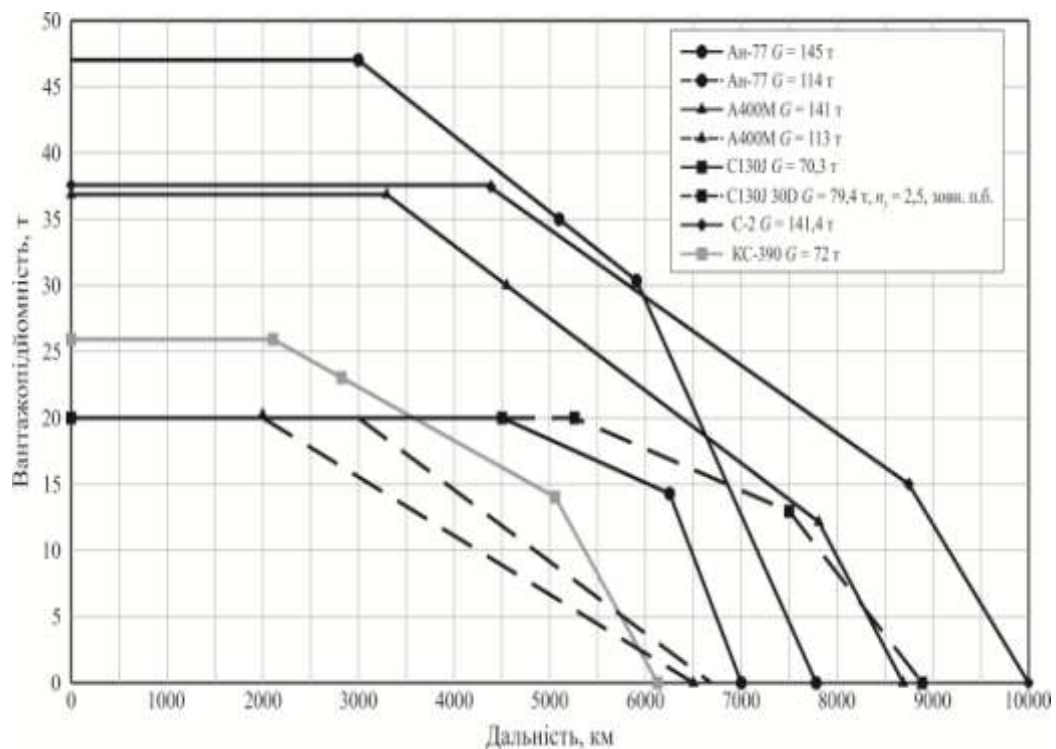


Рисунок 7.4 – Діаграми «вантаж-дальність» існуючих оперативно-тактичних ВТЛ

Порівняльне оцінювання літаків однакового призначення можна виконувати щодо:

- максимальної вантажопідйомності;
- дальності дії з максимальною вантажопідйомністю;
- перегінної дальності тощо.

Унаслідок порівняльного оцінювання слід зазначити наступне, що:

- вітчизняний літак Ан-77 перевершує всі інші ВТЛ інших фірм;
- за дальністю дії з максимальною бойовою завантаженістю літак перевершує європейський аналог майже на 1000 км;
- перегінна дальність (при $m_b = 0$) літака Ан-77 досягає 10 000 км та перевершує всі аналоги конкурентів.

Порівняльне оцінювання параметрів оперативно-тактичних ВТЛ (таблиця 7.3 і рис. 7.4) свідчить про те, що літак Ан-77 мають багато переваг порівняно з ВТЛ цього типу, тому можуть їх можна розглядати як базові моделі для подальшого вдосконалення. При створенні модифікацій на базі Ан-77 слід мати на увазі, що при експлуатації цього літака в режимі короткого зльоту й посадки ($L_{зпс} = 600$ м) параметри Ан-77 значно зменшено: за вантажопідйомністю – до 30 т, а за дальністю дії з цим вантажем – до 7500 км (рис. 7.5).

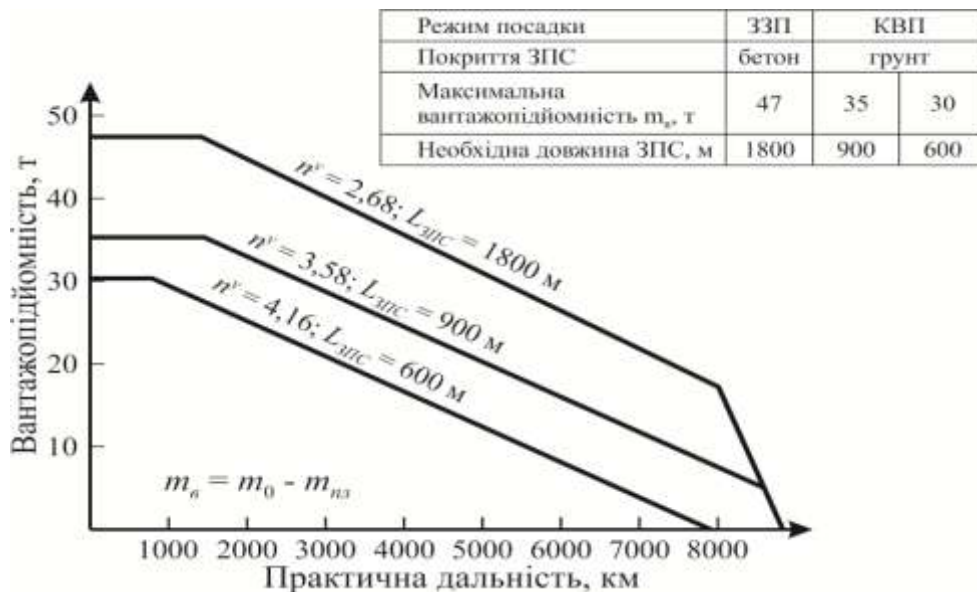


Рисунок 7.5 – Характеристика «вантаж – дальність» літака Ан-77 у режимі КЗП

Габарити вантажної кабіни С-2 від вантажної рампи до центроплана є практично ідентичними Ан-77 (висота кабіни Ан-77 більше на 30 мм), а далі висота кабіни є меншою, ніж Ан-77, на 150 мм. За довжиною вантажної підлоги літак Ан-77 перевершує Kawasaki С-2 на 3,05 м

Таблиця 7.3 - Порівняльне оцінювання існуючих оперативно-тактичних ВТЛ за льотно-технічними параметрами

Умови базування	Літак										
	Ан-77			А400М		С-130J		С-2		КС-390	
	Ordinary runway, concrete ЗЗП, Бетон	STOL short runway, unpaved КЗП, Грунт		ordinary runway, concrete ЗЗП, бетон	STOL short runway, unpaved КЗП, ґрунт	Ordinary runway, concrete ЗЗП, Бетон	STOL short runway, unpaved КЗП, ґрунт	ordinary runway, concrete ЗЗП, бетон	STOL short runway, unpaved КЗП, Грунт	ordinary runway, concrete ЗЗП, бетон	STOL short runway, unpaved КЗП, ґрунт
ЗПС, м	1800	915	600-700	≈2000	915	1800	915	1800	915	1800	915
Вантажопідйомність, т											
- максимальна	47	37		37		20,1					
- розрахункова	35	30	20	30	20	18,1	17,5	37,6		26	
Двигуни:	Turbopropfan D-27 4 x 14000			Turboprop TP 400-D-6 4 x 11000		Turboprop AE2100D3 4 x 6100		Turbofan CF6-80C2 - 2 x 27,8		Turbofan V2500-E5 - 2 x 15,5	
- тип											
- потужність, е.к.с.											
- тяга, тс											
Максимальна злітна маса, т	145			141		70,3		141,4		72	
Крейсерська швидкість, км/год	700...780			720...780		620...680		890		800	
Крейсерська висота, км	9,0...12,0			9,1...11,3	9,6...11,3	8	8	12,2		11	
Витрата палива, г/т·км	150			166		165		175		178	
Розміри вантажної кабіни, м:											
- довжина підлоги (з рампою)	19.1 (22.4)			17.71 (22.9)		12.5 (15.6)		16.0 (21.5)		12.7 (18.5)	
- ширина підлоги	4			4		3,1		4		3,45	
- висота	4,1			3,85		2,74		4		3	
- об'єм, м ³	400			340		127		340		170	
Кількість перевезених, чол.:											
- десантників ПДВ	110			120		64		85		66	
- солдат зі зброєю	174-300			120		92		140		80	
- поранених з мед. персоналом	100-206			76		74		немає даних		74+8	

7.2 Формування параметрів ВТЛ Ан-188 шляхом глибоких змін у геометрії крила й силовій установці

Аналіз тенденцій у розвитку оперативно-тактичних ВТЛ показав, що вітчизняний літак Ан-77 з основними параметрами перевершує своїх конкурентів-аналогів: американський С-130J-30, західноєвропейський А400М і японський С-2. За дальністю дії із заявленим навантаженням цей літак поступається А400М, за крейсерською швидкістю й боєготовністю – японському С-2.

Для досягнення повної переваги необхідно провести глибокі модифікаційні зміни як у силовій установці, так і в геометрії крила з метою підвищення його аеродинамічної якості.

7.2.1 Заміна маршових двигунів у силовій установці Ан-188

Аналіз тенденцій розвитку оперативно-тактичних ВТЛ показав (на прикладі С-2, (див. таблиця 7.1), що з метою підвищення боєготовності розробники ВТЛ пішли шляхом використання силових установок з турбореактивними двигунами.

Найважливішою модифікаційною зміною в літаку Ан-188 є заміна ТГД Д-27 на турбовентиляторний двигун CFM Leap-1A [116] (рис. 7.6).

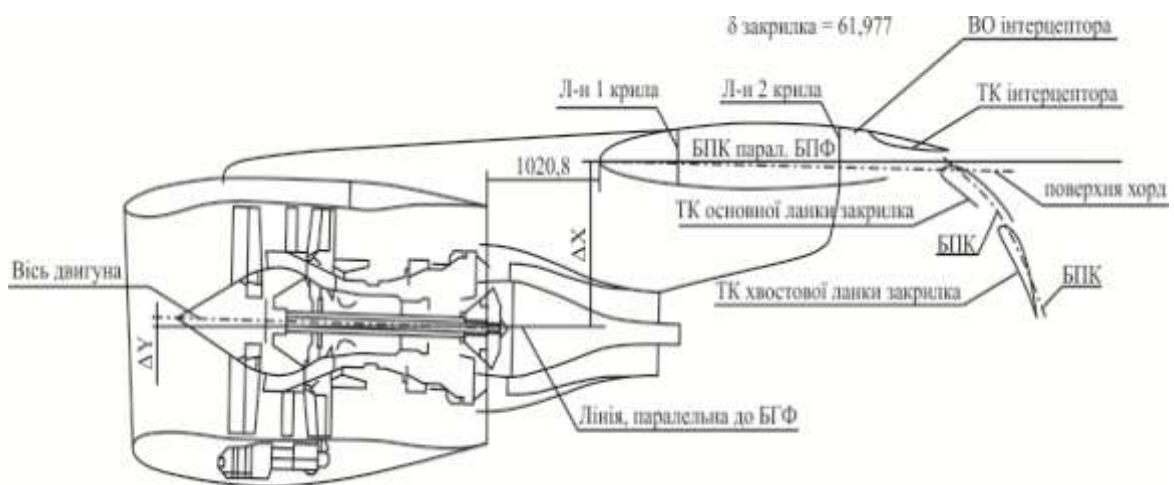


Рисунок 7.6 – Компонування двигуна CFM Leap-1A на крилі літака Ан-188

Двигун з високим ступенем двоконтурності оснащено електронною системою керування й контролю, що забезпечує запуск двигуна, регулювання при переході на стаціонарні режими роботи, а також його контроль у всіх очікуваних умовах експлуатації. Маршову рухову установку оснащено системою реверсу тяги.

За тяговими характеристиками P_i CFM Leap-1A дещо перевершує Д-27 [114].

7.2.2 Використання моделей зміни в геометрії крила й силовій установці для підвищення дальності Ан-188

При аналізі тенденцій зміни параметрів оперативно-тактичних ВТЛ встановлено, що однією з проблем, що постають перед розробниками модифікацій літаків цього типу, є не тільки підвищення їх вантажопідйомності, але й збільшення дальності їх дії з максимальною величиною цільового навантаження, особливо при їх експлуатації в режимах короткого зльоту й посадки (КЗП).

Розв'язання такої проблеми стосовно модифікації Ан-188 здійснено на основі моделей, запропонованих у новій методології, тобто шляхом змін у геометрії крила, що забезпечують підвищення його аеродинамічної якості, і шляхом геометричного скручування місцевих хорд.

Як показано в запропонованій методології (див. розд. 2 і 3), геометричне скручування місцевих хорд є ефективним засобом зменшення індуктивного опору крила й підвищення його аеродинамічної якості, що й стало основою для збільшення дальності дії ВТЛ.

Для зменшення індуктивного опору (наприклад, для крейсерського режиму польоту) навантаження по розмаху крила необхідно розподіляти за законом, близьким до еліптичного.

Тому оптимізувати форму крила в плані слід одночасно з геометричним скручуванням місцевих хорд. Ця задача на етапі попереднього проектування розв'язується з допомогою критерію мінімізації коефіцієнта

збільшення індуктивного опору (див. розд. 2):

$$B_o(\eta_i, \bar{z}_H, \bar{\varepsilon}_i) \rightarrow B_{\min}, \quad (7.1)$$

де $\bar{\varepsilon}_i$ – відносний кут геометричного скручування місцевих хорд крила по його розмаху.

У крилі базового літака оцінювання B_{oi} : $\bar{\varepsilon}_i$ визначається з необхідної закономірності загального скручування [86] за формулою

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{2 \left[(1 - \bar{z}_H) + (1 + \bar{z}_H) \cdot \eta_2 \right] \cdot (1 - \bar{z}_H) \cdot (1 - \bar{z}_i)^{0.5}}{\pi \cdot \left[\eta_2 - \bar{z}_H - (\eta_2 - 1) \bar{z}_i \right]}, \quad (7.2)$$

а його лінеаризацію для напіврозмаху крила зображено на рис. 7.7.

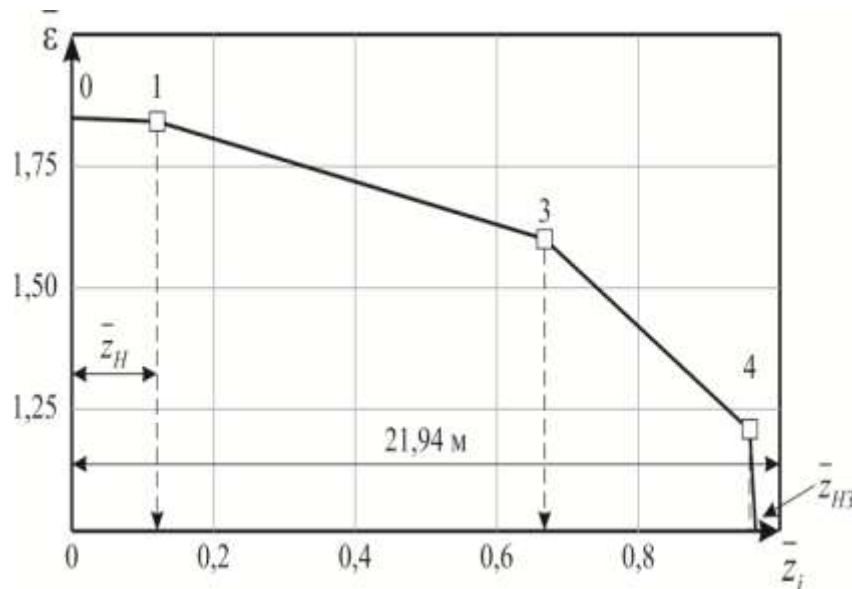


Рисунок 7.7 – Значення кутів геометричного скручування місцевих хорд крила літака Ан-77 з урахуванням його аеропружності

Як бачимо, зміну кутів установлення місцевих хорд по розмаху напівкрила $\bar{\varepsilon}^o(z_i)$ подано у вигляді двох ділянок 1–3 і 3–5 при лінійному законі їх змінення.

Така зміна $\bar{\varepsilon}^o(z_i)$ не забезпечує для крила Ан-188 досить високого коефіцієнта його еліптичності. Це пояснюється тією обставиною, що залежність $\bar{\varepsilon}^o(z_i)$, показану на рис. 7.6, було отримано для гладкого крила без

урахування впливу двигунів, розташованих на крилі. Унаслідок аеродинамічної продувки виявлено, що в місці навішування двигуна (у точці 2 на рис. 7.8) виникає турбулентний потік, що збільшує опір, а це призводить до «недобору» аеродинамічної якості внаслідок збільшеного значення правої частини критерію (7.1).

Оскільки коефіцієнт $B_o(\eta_i, \bar{z}_{Hi}, \bar{e}_i)$ визначається трьома параметрами, два з яких у базовому варіанті є близькими до оптимальних і зберігають своє значення і в модифікації Ан-188, при вирішенні поставленого завдання запропоновано скористатися новою дискретною моделлю оцінювання зміни залежності $\bar{e}_i(z_i)$ на величину коефіцієнта B_o .

Грунтуючись на такому підході, крило літака Ан-188 можна подати у вигляді умовних трапецій на ділянках 1–2; 2–3; 3–4, які прийнято вважати окремими трапеціями з хордами b_1, b_2, b_3 і b_4 , розташованими по розмаху при $\bar{z}_1, \bar{z}_2, \bar{z}_3$ і \bar{z}_4 (рис. 7.8)

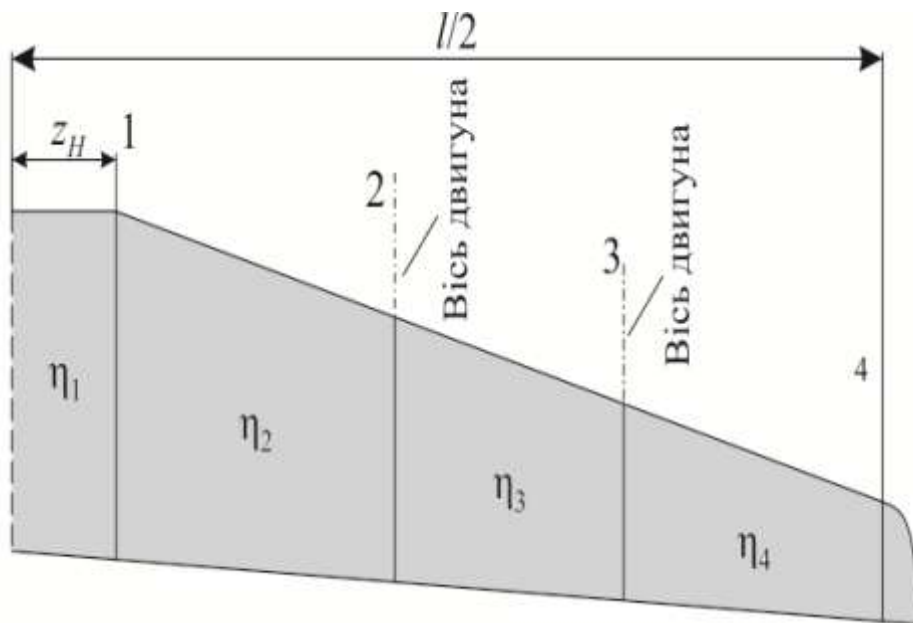


Рисунок 7.8 – Схема умовного членування напіврозмаху крила на трапеції: 1–2; 2–3; 3–4

При такій схемі кути оптимізаційного скручування місцевих хорд кожної з умовних трапецій визначали, як для простого трапецієподібного крила [86].

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{2(\eta_i + 1)}{\pi} \frac{(1 - (\bar{z}_i^2)^{0.5}}{\eta_i - (\eta_i - 1)\bar{z}_i} \quad (7.3)$$

а значення \bar{z}_i брали по довжині кожної з умовних трапецій (див. рис. 7.7).

Результати визначення кутів геометричного скручування місцевих хорд при їх лінеаризації на ділянках 1–2; 2–3; 3–4 зображено на рис. 7.9.

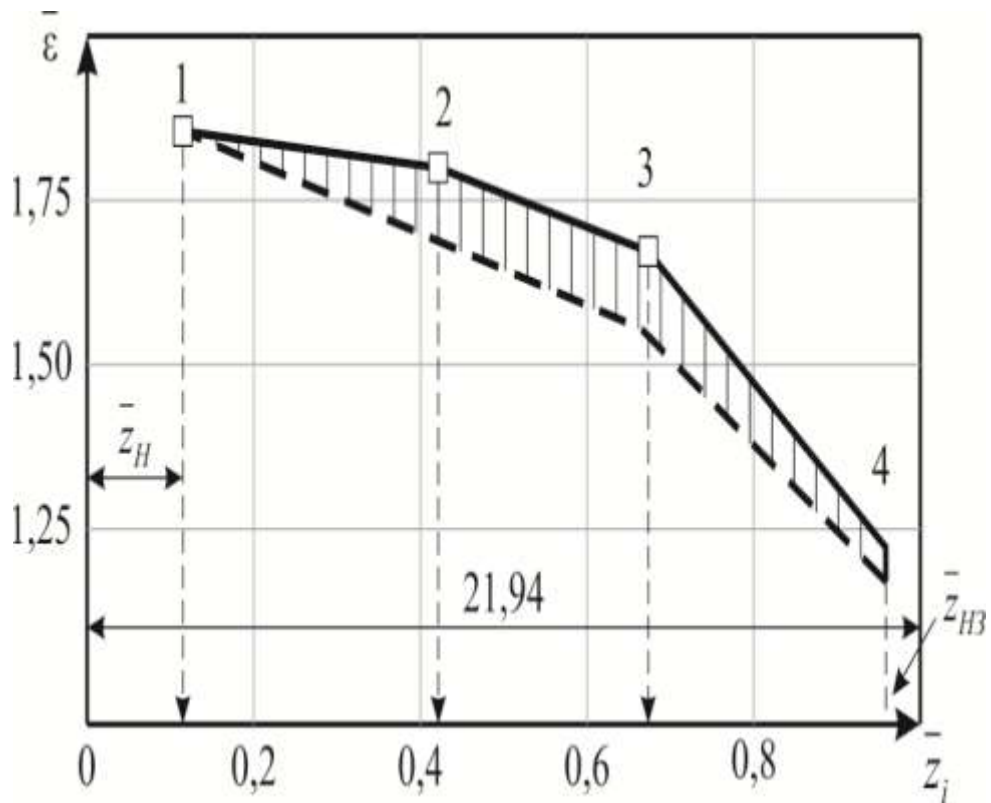


Рисунок 7.9 – Лінеаризовані значення кутів скручування крила літака Ан-188 за схемою 1–2–3–4

Використання значень $\bar{\varepsilon}$ (1–2–3–4), одержаних на основі дискретної моделі, дало змогу в місці навішування двигуна (точки 2 і 3) прибрати турбулентність потоку, підвищити коефіцієнт еліптичності крила, зменшити величину B_0 від базової моделі до 1,01 для модифікації в Ан-188, а також підвищити аеродинамічну якість крила в крейсерському режимі на 1,74 одиниці.

З урахуванням заміни маршових двигунів ТГД Д-27 на турбовентиляторний CFM Leap-1A, а також змін у геометрії крила, що

сприяло до підвищення аеродинамічної якості на 1,74 одиниці, наведено параметри модифікації Ан-188 (таблиці 7.4, 7.5, рис. 7.10–7.12).

Таблиця 7.4 – Основні льотно-технічні характеристики Ан-188

Характеристика	Значення	
Максимальна злітна маса, т	145	
Максимальне корисне навантаження, т	35	
Крейсерська швидкість, км/год	750...800	
Максимальна експлуатаційна висота, м	12000	
Максимальна дальність польоту, км	8000	
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням, км	5100	
Види ЗПС:	– ШЗПС; – ГЗПС	
Силова установка: кількість і тип Двигунів	CFM Leap-1A 4	PW1431

Таблиця 7.5 – Параметри Ан-188 у режимі КЗП

Найменування характеристики	ЗЗП	КЗП
Двигуни: – тип	ТРДД CFM Leap-1A/1C	
Максимальна злітна тяга, кгс	4 × 14580	
Потрібна довжина ЗПС, м	1900	800
Злітна маса, т	145	118
Практична дальність з вантажем, км:		
– 47 т	3000	-
– 35 т	5000	-
– 20 т	6300	3800
– без вантажу ($V_{кр} = 700$ км/год)	7600	7600
Рейсова витрата палива (при перевезенні 20 т), кг/год	4600	4350

Характеристика «вантаж–дальність» розкриває особливості Ан-188 як засіб доставки військового вантажу.

Її відмінна характеристика полягає у наступному:

- При максимальній вантажопідйомності ($m_v = 47$ т) дальність дії Ан-188 становить 2700 км, що не завжди задовольняє замовника;

- Передбачено варіант нормального завантаження у розмірі $m_b = 35$ т. у цьому варіанті дальність дії майже 4000 км, що узгоджується з вимогами замовника;

- При експлуатації ВТЛ Ан-188 у режимі набору висоти й посадки максимальне завантаження цього літака не повинне перевищувати 20т.

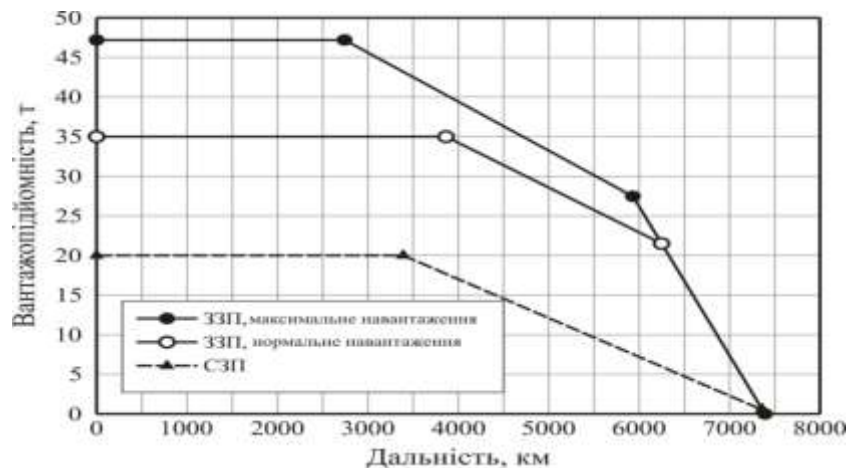


Рисунок 7.10 – Характеристика «вантаж – дальність дії» літака Ан-188 при $m_0 = 145$ т, $m_0 = 114$ т і геометричному скручуванні місцевих хорд за схемою 1–2–3–4

7.3 Реалізація проекту Ан-188

Оперативно-тактичний ВТС Ан-188 створений на базі літака Ан-77, який перевершує своїх конкурентів за основними показниками: величиною вантажопідйомності, можливістю базування на ґрунтових аеродромах, експлуатуватися в режимах короткого зльоту і посадки.

Однак Ан-77 поступається європейському А400М за дальністю польоту з повним навантаженням, а С-2 за крейсерською швидкістю і боєготовністю.

На основі наукових положень, розроблених у даній дисертації, реалізовано проект Ан-188 з такими реальними параметрами.

Досягнення повної переваги цього військово-транспортного літака здійснено шляхом глибоких змін у геометрії крила (див. розд. 2), а також шляхом заміни маршових двигунів 4ТВД Д27 на чотири турбовентиляторного типу.

З урахуванням таких змін у крилі й силовій установці створено робочий проект літака Ан-188 (рис. 7.11).

Основними завданнями літака Ан-188 є:

- перевезення особового складу, техніки, вантажів і коштів МТО;
- доставка військових формувань, техніки і вантажів в інтересах проведення контртерористичних операцій;
- доставка військових формувань, техніки і вантажів в інтересах проведення миротворчих операцій.

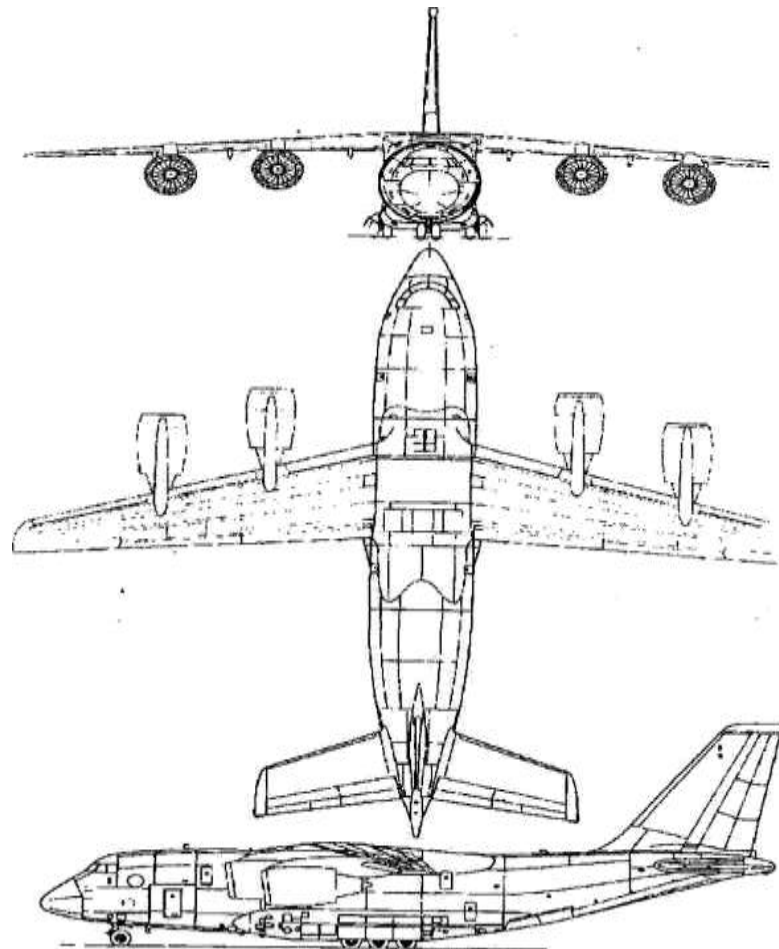


Рисунок 7.11 - Загальний вигляд оперативно-тактичного ВТС Ан-188[150]

Це класичний антоновський варіант верхньоплана з класичним палубним горизонтальним оперенням з чотирма двигунами турбовентиляторів під крилом і сильно рознесеними по його розмаху. Фюзеляж і шасі зберегли спадковість від Ан-77, оскільки саме ці агрегати реалізують ті переваги, якими володіє літак Ан-77.

Основні геометричні параметри, реалізовані в Ан-188 наведено в таблиці 7.6.

Таблиця 7.6 - Геометричні параметри, реалізовані в Ан-188.

Геометричні параметри	Значення
Довжина літака (уздовж осі з обтічником законцовки)	40,65 м
Розмах крила	44,06 м
Висота літака (порожнього) на стоянці	16,4 м
Внутрішні розміри вантажної кабіни:	
• обсяг	425 м ³
• довжина з рампою	22,6 м
• довжина підлоги	18,7 м
• ширина підлоги	4 м
• висота за центропланом	4,185 м
• висота під центропланом	4,1 м
Розміри отвору вантажного люка:	
• довжина проекції на площину вантажної підлоги	11,5 м
• ширина максимальна	4,3 м
• ширина біля порога вантажної кабіни	4 м
Розміри отворів бічних дверей:	
• ширина	0,92 м
• висота	1,8 м
Розміри прорізу бічних аварійних люків (верхніх і нижніх):	
• ширина	0,61 м
• висота	1,22 м
Колія шасі	5,21 м
База шасі	14,0 м
Розміри шин коліс передньої і основних опор ШАРС літака	1120x450 мм

З цієї таблиці випливає, що основну увагу приділено формуванню розмірів вантажної кабіни і вантажних люків, що забезпечує вимоги замовника за щодо умов перевезення вантажів і можливості здійснення їх навантаження і вивантаження.

Розміри шин, наведені в цій таблиці, свідчать про те, що вони можуть

бути використані і в наступних модифікаціях Ан-188 із збільшеною масою.

Однією з переваг літака Ан-188, яку він залишив від базової моделі, є можливість експлуатації цього літака на ґрунтових аеродромах у режимі короткого зльоту і посадки. Це потребує від експлуатаційників дотримання певних обмежень, особливо за величиною вантажопідйомності цього ВТС в варіантах перевантажувальному (47 т), максимальному (35 т) і розрахунковому (20 т). Такі обмеження наведено в таблиці 7.7.

Таблиця 7.7 - Основні характеристики літака Ан-188

Найменування характеристики	ОВД	КЗП
Двигуни:	ТРДД	
- тип	CFM Leap1A/1C	
Максимальна злітна тяга, кгс	4x14580	
Потрібна довжина ЗПС, м	1900	800
Злітна маса, т	145	118
Маса спорядженого літака, т	73,4	73,4
Макс, запас палива, т	42,53	42,53
Вантажопідйомність, т:		
- перевантажувальна	47	-
- максимальна	35	-
- розрахункова	20	20
Крейсерська швидкість, км / год		
- максимальна	800	
- розрахункова	750	
Крейсерська висота, км	9,45-12,0	
АНЗ, годину	(FL310.....FL390)	
	0,5	
Практична дальність з вантажем, км.:		
- 47 т	3000	*
- 35 т	5000	-
- 20 т	6300	3800
- без вантажу ($V_{кр} = 700$ км/ч)	7600	7600
Рейсова витрата палива (при перевезенні 20 т), кг / год	4600	4350

Для військово-транспортних літаків, що забезпечують десантування великих вантажів, дуже важливо забезпечити прийнятне співвідношення ваг і центрувань, що зберігають стійкість і керованість літака.

На рис. 7.12 для реалізованого Ан-188 показано межі ваг і центрувань, в яких є можливим десантування вантажів без втрати стійкості і керованості літака.

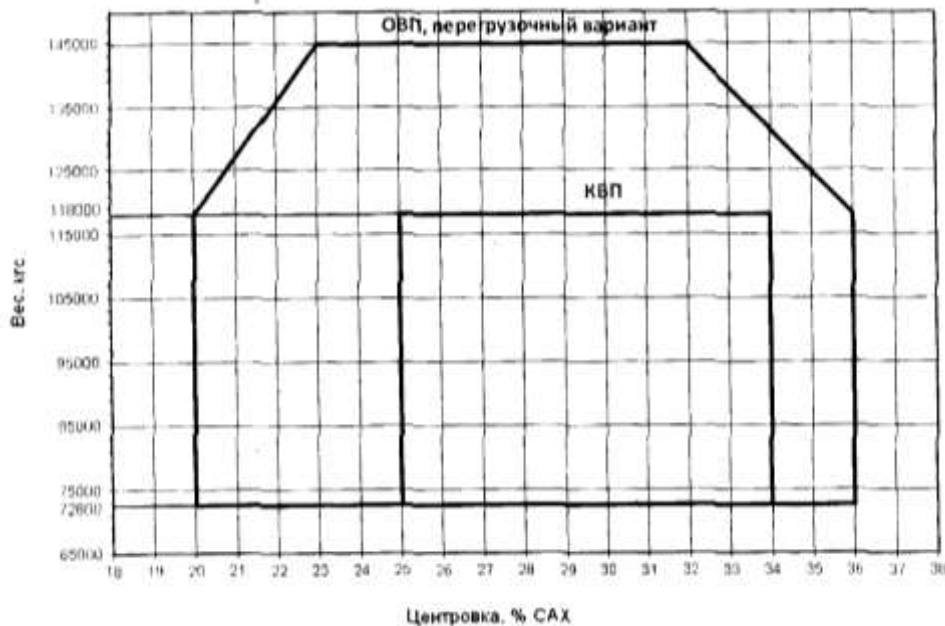


Рисунок 7.12 - Діаграма ваг і центрувань Ан-188

При таких межах зміни центрувань можна також десантувати дуже великі зосереджені вантажі.

Для виконання бойових завдань важливо знизити обмеження за умовами експлуатації:

а) за станом зовнішнього середовища:

Барометричний тиск:

- у всьому діапазоні висот польоту - відповідно до документа ІСАО DOC-7488/3;

- у землі - $P = P_n + 2,65 \text{ кПа}$ (20 мм. рт. ст.).

Температура зовнішнього повітря ($t_{\text{зн}}$) - зміна температури по висоті відповідно до документа ІСАО DOC-7488/3. Відхилення температури від середнього значення для різних висот по лініях:

- «мінімальні арктичні»;
- «максимальні тропічні».

Причому роботоздатність літака та його систем у зазначеному діапазоні температур зберігається після перебування літака на землі при $t_{зп}$ від мінус 55°C до $+60^{\circ}\text{C}$.

Відносна вологість повітря на рівні моря - 98% (при $t_{зп} + 35^{\circ}\text{C}$.)

Масова щільність повітря відповідає діапазону температур зовнішнього повітря і барометричних тисків щодо міжнародних стандартів атмосфері (ISA).

Максимальні складові вітру на зльоті і посадці (суха, бетонована ЗПС, коефіцієнт зчеплення $\mu \geq 0,6$):

- бічна складова - 15 м/с;
- ходова складова - 5 м/с;
- зустрічна складова - 30 м/с;
- під час руління і буксирування - 30 м/с.

При більш несприятливих станах бетонованої ЗПС ($\mu < 0,6$) і на ґрунтових майданчиках максимальні значення бічної складової вітру зменшуються.

б) за експлуатаційними чинниками.

Склад екіпажу:

- командир екіпажу;
- помічник командира;
- тактичний льотчик;
- лоудмайстер.

Тип ЗПС:

- зі штучним покриттям;
- без штучного покриття.

Аеродроми:

- для ОВП - зі штучним покриттям ЗПС:

за класифікацією ЦА - А, Б, В;

- за класифікацією, прийнятою в ЗПС - поза класом, I класу, II класу, (експлуатація на аеродромах без штучного покриття можлива із злітною масою літака, що відповідає міцності ґрунтової ЗПС);

- ґрунтові майданчики з міцністю ґрунту не менше 6,0 кгс/см²;
- аеродроми з максимальним кутом нахилу глісади, град. - 5°.

Перевищення аеродрому над рівнем моря - від мінус 300 до 3000 м.

Стан ЗПС зі штучним покриттям:

- суха;
- волога;
- мокра, з окремими ділянками стоячої води (уточняється на етапі ЧІ);
- покрита сльотою, мокрим снігом товщиною до 1,5 см;
- покрита щойно випав снігом товщиною до 5 см;
- засніжена, з ущільненим шаром снігу (умовна міцність снігового покриву не менше 10 кгс / см²).

Стан ґрунтових ЗПС:

- суха;
- мокра;
- покрита щойно випав снігом товщиною до 5 см;
- засніжена, з ущільненим шаром снігу.

Максимальна маса літака для експлуатації на ґрунтових ЗПС - не більше 180000 кг.

Перевантажувальна маса літака для експлуатації з штучної ЗПС - не більше 145000 кг.

в) за особливостями застосування літака.

Літак призначено для виконання польотів:

- за правилами візуальних польотів та правилами польотів за приладами;
- у простих і складних метеоумовах;
- удень і вночі;
- над рівнинною, гористою місцевістю без орієнтирів;

- над важкодоступними й малонаселеними районами і водними просторами;

- по трасах; у тому числі міжнародних;

Базування в діапазоні географічних широт від 70° північної до 55° південної широти. Експлуатаційні мінімуми погоди для звичайних зльоту і посадки: - мінімум для зльоту - дальність видимості на ЗПС не менше 200 м, що забезпечує успішну експлуатацію цього літака практично в будь-яких погодних умовах.

г) за особливостями вантажної кабіни і десантно-транспортного обладнання.

Для розміщення вантажів та особового складу на літаку є вантажна кабіна, розташована між шпангоутами №13 і №57 (рис. 7.13).

Вантажна кабіна має наступні габарити:

- | | |
|---------------------------|--------------------|
| • довжина | 22,6 м |
| • довжина без рампи | 18,7 м |
| • ширина (по підлозі) | 4 м |
| • ширина максимальна | 4,9 м |
| • висота за центропланом | 4,185 м |
| • висота під центропланом | 4,1 м |
| • об'єм | 425 м ³ |

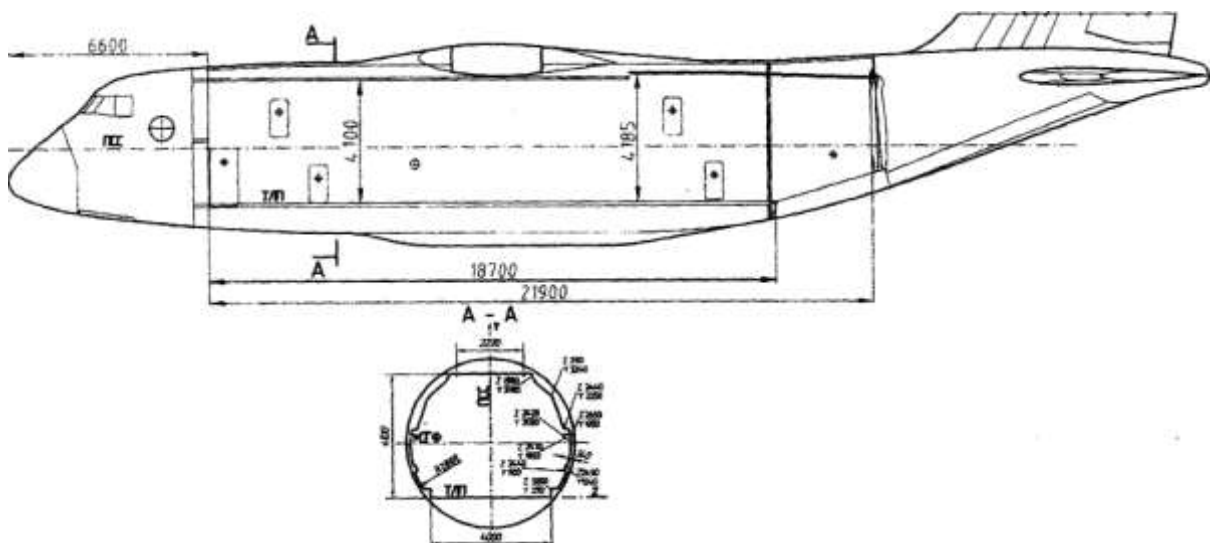


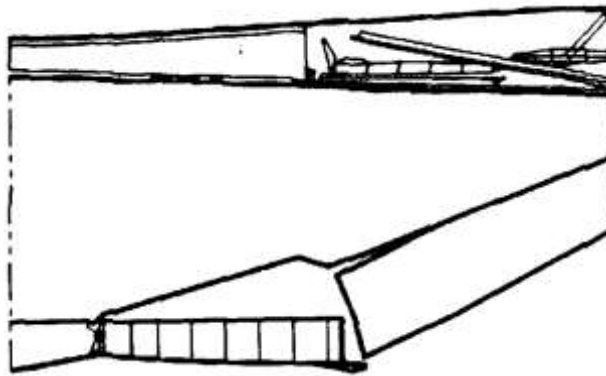
Рисунок 7.13 - Схема вантажної кабіни

У задній частині вантажної кабіни є вантажний люк. Конструкція

вантажного люка складається з відсіку трапів і відсіку стулок.

Відсік трапів розташований у герметичній зоні вантажної кабіни який містить рампу, гермостворку, гермощітки і трапи.

Рампа є продовженням вантажної підлоги і в закритому положенні розташована під кутом 16° до нього. На рампі забезпечується транспортування і піднімання (з положення для завантаження техніки) вантажів загальною масою до 5000 кг.



Вантажний люк у відкритому положенні в повітрі



Вантажний люк у відкритому положенні на землі

Рисунок 7.14 - Положення рампи в повітрі і на землі

Відсік стулок розташований в негерметичній частині фюзеляжу і виконаний з двох бічних стулок, середньої і хвостової стулок.

Залежно від виконуваної завдання грузолук має кілька конфігурацій:

- рампа, трапи розкладаються з оперттям на землю, для завантаження-вивантаження колісної та гусеничної техніки;

- рампа встановлюється горизонтально в лінію вантажної підлоги, грани розташовані на гермостворке для завантаження вантажів за допомогою верхнього навантажувального обладнання.

У передній частині вантажної кабіни між шпангоутами № 13-15 на кожному борту є бічні двері, через які проводиться повітряне десантування особового складу. Ліві двері служать також входними дверима для членів екіпажу та обслуговуючого персоналу.

У передньому лівому кутку вантажної кабіни в районі шпангоутів № 11 і 12 розташовано основне робоче місце лоудмайстра.

Для кріплення транспортованої техніки і вантажів в підлозі встановлені гнізда для швартувальних вузлів: 129 - на вантажній підлозі і 42 - на рампі.

Для забезпечення завантаження - розвантаження техніки й вантажів передбачені опори, що автоматично випускаються які встановлено між шпангоутами 49.

Вантажна підлога при транспортуванні техніки і вантажів витримує такі навантаження:

- у будь-якому місці вантажної підлоги можуть транспортуватися піддони або десантовані платформи, що створюють навантаження до 4000 кг на погонний метр вантажної підлоги.

- у будь-якому місці вантажної підлоги може транспортуватися техніка з тиском в колесах до 0,54 МПа (5,5 кгс/см).

- у будь-якому місці вантажної підлоги може транспортуватися вантаж «навалом», що створює навантаження 0,45 МПа (4,6 кг/см²).

- у зоні вантажної підлоги, розташованої між шпангоутами № 20-43, забезпечується транспортування 3-х-осной колісної техніки з навантаженням на вісь 13000 кг при відстані між двома осями не менше 1,5 м.

- у зоні вантажної підлоги, розташованої між шпангоутами № 12-50, забезпечується транспортування трьохосьової колісної техніки з навантаженням на вісь до 8000 кг при відстані між двома осями не менше 1,2 м.

- у зоні вантажної підлоги, розташованої між шпангоутами № 29-39, забезпечується транспортування гусеничної техніки з навантаженням 10000 кг на погонний метр вантажної підлоги.

- у зоні вантажної підлоги, розташованої між шпангоутами № 20-44, забезпечується транспортування гусеничної техніки з навантаженням 7000 кг на погонний метр вантажної підлоги.

- у зоні вантажної підлоги, розташованої між шпангоутами № 12-50, забезпечується транспортування гусеничної техніки з навантаженням 4000 кг на погонний метр вантажної підлоги.

З метою забезпечення безпеки у час завантаження особового складу і поранених, а також для полегшення завантаження самохідної колісної техніки на вантажній підлозі передбачено протиковзке покриття у вигляді шипів, що дає змогу завантажувати колісні транспортні об'єкти власним ходом.

Транспортування колісної та гусеничної техніки здійснюється на вантажній підлозі і рампі вантажної кабіни літака.

Завантаження-вивантаження техніки здійснюється по рампі і заїжджає через відкритий вантажний люк. в конфігурації, показаної на рис. 7.15.

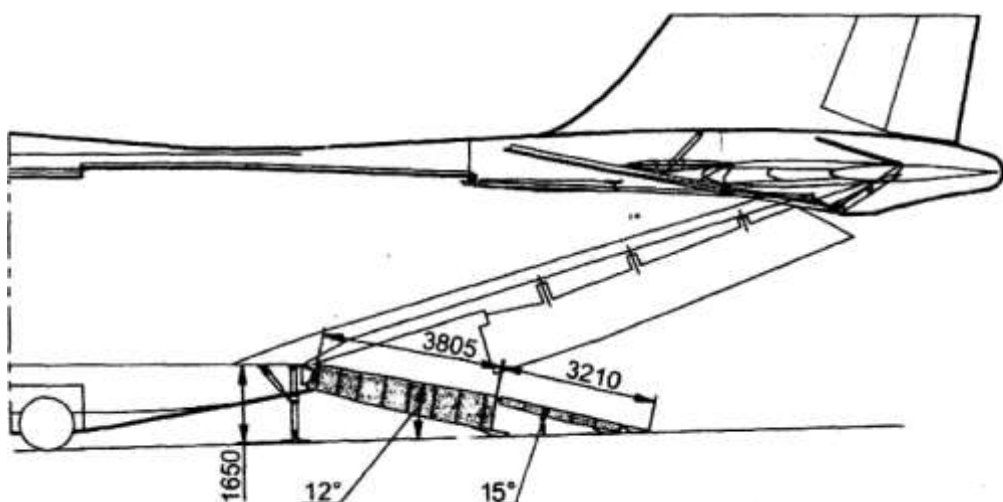


Рисунок 7.15 - Конфігурація вантажного люка при завантаженні - вивантаженні техніки

Для отримання такої конфігурації за допомогою системи «присідання» встановлюється мінімальна висота порога вантажної кабіни, рівна 1650 мм, і фіксується гідроопорами. Рампа, трапи розкладаються до моменту опирання на землю. Гермостулки і середня стулка вантажнооголюка зафіксовані у верхньому положенні, а бічні стулки відхилені за обводи бімсових балок, назвні отвору вантажнооголюка.

Завантаження-вивантаження самохідної колісної та гусеничної техніки здійснюється своїм ходом, а несамохідної колісної техніки з допомогою нижнього навантажувального обладнання. Техніку закріплюють штатним швартувальним обладнанням. Вантажі швартуються на всі польотні випадки.

Електротельфери призначено для піднімання вантажу з землі, з наземного транспортного засобу або підлоги вантажної кабіни літака, переміщення вантажу вздовж вантажної кабіни й опускання його на вантажну підлогу, на землю або на платформу наземного транспортного засобу.

Загальна вантажопідйомність чотирьох електротельферів є - 12000 кгс.

Згідно з концептуальними умовами цієї наукової роботи істотні модифікаційні зміни реалізовано в крилі й силовій установці.

А. Крило літака Ан-188

Крило літака складається з центроплана, лівої й правої консольних частин крила (КЧК).

Кесони крила, центроплана й консолей крила - дволонжеронної конструкції, їх виготовлено з високоміцного алюмінієвого сплаву.

Основні приєднувальні вузли крила:

- фітинги стикування з фюзеляжем;
- вузли стикування центроплана з КЧК;
- кронштейни навішування маршових двигунів;
- вузли навішування закрилків;
- вузли навішування передкрилків;
- вузли навішування відхильних носків;

- вузли навішування інтерцепторів;
- вузли навішування елеронів;
- кронштейни навішування закінцівок.

Центроплан складається з наступних вузлів:

- несний кесон;
- вузли стикування з фюзеляжем;
- вузли стикування з консолями.

До складу конструкції центроплана входять:

- верхні й нижні панелі монолітної конструкції, що складаються з набору елементів (верхня - 4 панелі, нижня - 5 панелей);
- передній і задній лонжерони;
- нервюри балкової конструкції;
- фітинги стикування з фюзеляжем;
- вузли стикування з КЧК.

Як було заявлено, характерною рисою конструкції крила Ан-188 є забезпечення геометричної кривки місцевих хорд за розмахом крила (рис. 7.16).

Ця задача вирішена шляхом установки нервюр у районі навішування першого двигуна під кутами.

Доступ всередину кесона центроплана здійснюється через люки-лази у верхніх панелях. Для забезпечення доступу до всіх відсіків центроплана в нервюрі № 3 виконано люк-лаз.

Кесон центроплана є вбудованим паливним баком. Кріплення, що з'єднує компоненти конструкції, забезпечує герметичність.

До складу кожної консольної частини входять:

- кесон КЧК;
- носовий відсік;
- хвостовий відсік;
- закінцівки крила;
- обтічник вітродвигуна (на правому кесоні КЧК).

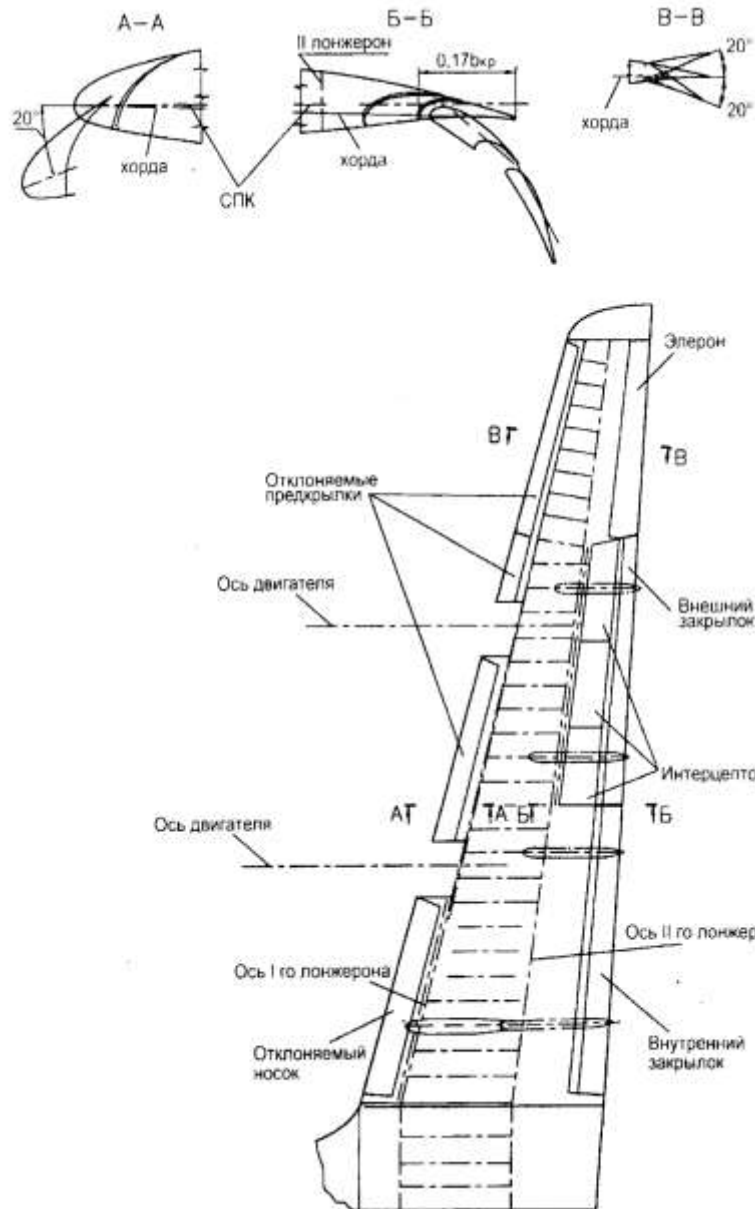


Рисунок 7.16 - Схема крила літака Ан-188[150]

На кожній консольній частині крила встановлено:

- по одному відхильному носку;
- по три секції керованих передкрилків;
- по дві секції двоцільових розсувних закрилків;
- по три секції інтерцепторів;
- по одній секції елеронів.

Силовий кесон містить:

- передній і задній лонжерони;

- чотири верхні і п'ять нижніх панелей монолітної конструкції;
- типові, силові й герметичні нервюри балкової конструкції;
- кронштейни навішування силової установки;
- вузли навішування засобів механізації крила, елеронів і закінцівки крила;
- вузли навішування вітродвигуна (на кесоні правої КЧК);
- вузли стикування з центропланом.

Силовий кесон КЧК є вбудованим паливним баком. Кріплення, що з'єднує компоненти конструкції, забезпечує герметичність. Доступ всередину кесона КЧ здійснюється через люки-лази в нижній панелі.

Закінцівка крила виконана збірною із застосуванням полімерних композиційних матеріалів (ПКМ). Закінцівка має чотири точки кріплення до КЧК. Щілину між КЧК і закінцівкою закрито стрічкою з листового матеріалу.

Скло, що закриває БАН, виконано легкознімним.

До складу носового відсіку входять:

- незнімна носова частина;
- відхильний носок;
- керовані передкрилки (три секції).

Конструкція незнімних носових частин виконана виключає скупчення вологи і має відповідні дренажні отвори. Відхиляється носок і перша секція передкрилка мають електро-теплові (ЕТ) ПОС. Друга і третя секції передкрилка забезпечені повітряно-теплові (ВТ) ПОС.

Секція відхильного носка приводиться в рух двома гвинтовими підйомниками. Секції передкрилків відхиляються механізмами висунання, що складаються з кругової рейки і кареток з роликами. Кожна секція передкрилка приводиться в рух двома механізмами.

Щілини між передкрилками й носовою частиною загерметизовано.

Конструкція секцій передкрилків і відхильних носків - збірно-клепана.

Носова частина крила - збірної конструкції, складається з панелей тришарової конструкції з застосуванням ПКМ і поздовжніх балок.

Хвостова частина крила складається з верхніх і нижніх панелей тришарової конструкції з застосуванням ПКМ.

Закрилки - розсувні, двощільні. Секція закрилка складає основної і хвостової ланки. Кожна секція закрилка висувається за допомогою двох механізмів типу важеля. Привід механізмів здійснюється кульковими підйомниками. Механізми висування закрилків укладено в обтічники, з застосуванням ПКМ, алюмінієвих і титанових сплавів.

Основні матеріали, що застосовуються в конструкції, алюмінієві сплави і ПКМ.

Елерони виконано у вигляді збірної конструкції з застосуванням ПКМ. На крилі забезпечено захист конструкції від зниження або втрати міцності при впливі навколишнього середовища у всіх очікуваних умовах експлуатації, а також є вентиляція і дренаж у всіх відсіках.

Б. Силова установка Ан-188

Концептуальною умовою цієї роботи є досягнення ефективності модифікацій військово-транспортних літаків шляхом одночасних глибоких змін у крилі й силовій установці.

При реалізації Ан-188 такі зміни здійснено шляхом заміни маршових двигунів, що потребувало проведення істотних змін і в інших агрегатах і системах усієї силової установки.

До складу силової установки входять:

- чотири маршові рушійні установки з двигунами турбовентиляторів, встановлені на пілоні під крилом;
- системи управління і контролю рушійних установок;
- допоміжна силова установка, встановлена в лівому обтічнику шасі;
- паливна система;
- масляна система;
- система пожежного захисту.

До складу маршової рушійної установки входять:

- турбовентиляторний двигун;
- кріплення двигуна на літаку;

- гондола двигуна.

Турбовентиляторний двигун з високим ступенем двоконтурності, оснащено електронною системою управління і контролю, що забезпечує запуск двигуна, регулювання на перехідних і стаціонарних режимах роботи, а також його контроль у всіх очікуваних умовах експлуатації.

Маршова рушійна установка має систему реверсу тяги.

Двигун на літаку кріпиться до силового каркаса пілона за допомогою переднього і заднього вузлів підвішування, змонтованих на двигуні.

Передні й задні вузли підвішення двигуна сприймають вертикальні й поперечні сили, що діють на двигун відповідно в кожній площині, моменти від цих сил, а також незрівноважені сили від крутного моменту.

Гондола двигуна забезпечує мінімальний аеродинамічний опір рушійної установки в польоті, організоване охолодження двигуна і його агрегатів і являє собою обмежений відсік, де локалізується поширення вогню в разі виникнення пожежі.

Крім того, гондола призначена для організації повітряного потоку на вході в двигун і формування роздільних реактивних струменів вентиляторного (зовнішнього) і газогенераторного (внутрішнього) контурів.

Для доступу до двигуна, агрегатів і систем у гондолі передбаченої знімні кришки, панелі, обтічники й відкидні кришки.

До складу системи автоматичного керування силової установки літака (САК СУ) входять:

- пульти управління, який встановлено в кабіні пілотів;
- електронний блок комплексування;
- чотири системи автоматичного управління та контролю маршової рушійної установки - (САКК РУ);
- інтерфейс САК СУ.

Блок БК у складі САК СУ забезпечує виконання таких функцій:

- управління підготовкою до запуску, запуском і зупиненням силової установки;
- передпольотний контроль СУ та її систем;

- тестовий контроль електронних блоків САК СУ;
- обмін інформацією між блоками системи;
- обмін інформацією з системами літака.

До складу САКК РУ входять:

- компоненти управління та контролю двигуна;
- датчики положення РУД, встановлені в центральному пульті управління двигунами;
- датчики параметрів і сигналізатори, встановлені на двигуні;
- виконавчі механізми встановлені на двигуні.

Візуальна інформація про стан СУ відображається на багатфункціональних індикаторах у кабіні екіпажу.

Допоміжна силова установка (ДСУ).

До складу ДСУ входить один допоміжний двигун. Він встановлений в лівому обтічнику шасі, елементи кріплення двигуна, вхідний пристрій, протипожежні екрани, система закритою заправки маслом, система повітряного охолодження і вихлопний пристрій.

Допоміжна силова установка забезпечує:

- живлення стисненим повітрям системи повітряного запуску маршових двигунів і систем літака на землі і в польоті;
- живлення бортової мережі літака електроенергією на землі і в польоті.

Запуск допоміжного двигуна - автоматичний, з допомогою електричного стартера, встановленого на двигуні.

Монтаж двигуна у відсіку здійснюється з допомогою спеціального пристрою. Операції з обслуговування й огляду ДСУ здійснюються через отвір, що закривається верхньою і нижньою кришками.

До складу системи автоматичного управління та контролю допоміжної силової установки літака Ан-188 входить:

- щиток запуску ДСУ;
- індикатор параметрів роботи ДСУ;
- електронний блок керування допоміжним двигуном;
- блок управління й контролю ДСУ (БКК).

Електронний блок керування допоміжним двигуном спільно з гідромеханічною частиною (ГМЧ) призначено для виконання наступних функцій:

- а) формування й видача дискретних команд управління агрегатами системи запуску двигуна при запуску на землі і в польоті, при холодному прокручуванні і при помилковому запуску/консервації двигуна;
- б) управління витратою палива на режимах запуску, помилкового запуску і на сталому режимі роботи шляхом взаємодії з паливним агрегатом;
- в) підтримка постійної частоти обертання ротора двигуна на режимах холостого ходу і при всіх передбачених видах навантаження на двигун;
- г) захист двигуна при перевищенні гранично допустимих значень параметрів;
- д) контроль стану двигуна та його систем;
- е) накопичення, зберігання й видача по КВО інформації про несправності, час напрацювання та кількості запусків двигуна;

БКК призначений для:

- обмін інформацією з електронним блоком управління допоміжного двигуна й системами літака;
- формування сигналів управління літаковими агрегатами ДСУ;
- прийом сигналів від виконавчих механізмів, датчиків та органів управління;
- видача сигналів на виконавчі механізми допоміжного двигуна в САС.

Індикатор, призначений для відображення параметрів роботи ВСУ, є резервним і дає змогу запуснути ДСУ при відсутності індикації на екранах.

Зміни в крилі й силовій установці привели до необхідності компонувальних і конструктивних змін і в інших агрегатах: фюзеляжі, агрегатах хвостового оперення і деякі зміни в стойках шасі.

Так, наприклад, на Ан-188 використовується класичне палубне горизонтальне оперення, яке є набагато кращим порівняно з Т-подібним оперенням базової моделі.

Усе це істотно змінило вигляд літака Ан-188 (рис. 7.17), у якому

збережено кращі якості базової моделі і дещо розширено можливості вантажної кабіни (рис. 7.18), що найбільш повно задовольнило вимоги замовника не тільки до граничної маси перевезеного вантажу, а й до його габаритів.



Рисунок 7.17 - Загальний вигляд оперативно-тактичного ВТЛ Ан-188

7.4 Реалізація Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року в частині розроблення ВТЛ Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188

Однією з складових Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України, передбачено створення нового покоління військово-транспортних літаків на базі раніше створених машини і машин, які добре себе зарекомендували.

На початок дії цієї програми [187] Україна мала:

- легкий транспортний літак Ан-32 з вантажопідйомністю 6,7 т і дальністю дії 800 км;
- пасажирський регіональний літак Ан-148 з максимально корисним навантаженням 9 т і дальністю його перевезення на 2000 км;
- оперативно-тактичний ВТЛ Ан-77 з вантажопідйомністю 30 т і дальністю дії з повним навантаженням 4300 км.

Такі літаки, як Ан-32, Ан-148 і Ан-77 були базовими моделями при створенні лінійки військово-транспортних літаків Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188 зі збільшеною рейсовою та часовою продуктивністю та з більш високою

паливною ефективністю.

Для досягнення заявленої мети щодо літака Ан-132Д, тобто вантажопідйомності 9,1 т, запропоновано й реалізовано заміну двигуна АІ-24Т потужністю 2820 к. с. на двигун PW-150А потужністю 5180 к. с.

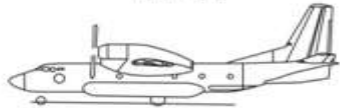
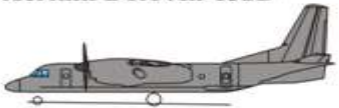

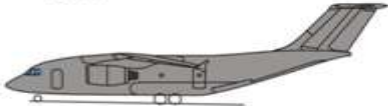
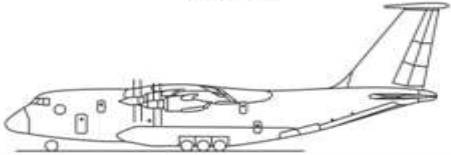
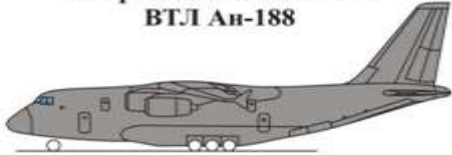
Існуючі базові літаки	Модифікації нового покоління
<p>Ан-32</p> 	<p>Легкий ВТЛ Ан-132Д</p> 
<p>Ан-148</p> 	<p>Середній ВТЛ Ан-178</p> 
<p>Ан-77</p> 	<p>Оперативно-тактичний ВТЛ Ан-188</p> 

Рисунок 7.18 – Програма створення військово-транспортних літаків нового покоління

На основі описаних у підрозд. 5.2 моделей узгодження з урахуванням параметрів нової силової установки ($N = 2 \times 5180$ к. с.) сформовано параметри нового ВТЛ Ан-132Д з параметрами:

- вантажопідйомність – 6,9...9,1 т;
- дальність дії – 1500...2500 км з повним навантаженням;
- паливна ефективність (при повному завантаженні) – 222 г/т·км, що є істотно меншою, ніж паливна ефективність базової моделі (рис. 7.19).

Модифікація ВТЛ Ан-132Д має й інші переваги:

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

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

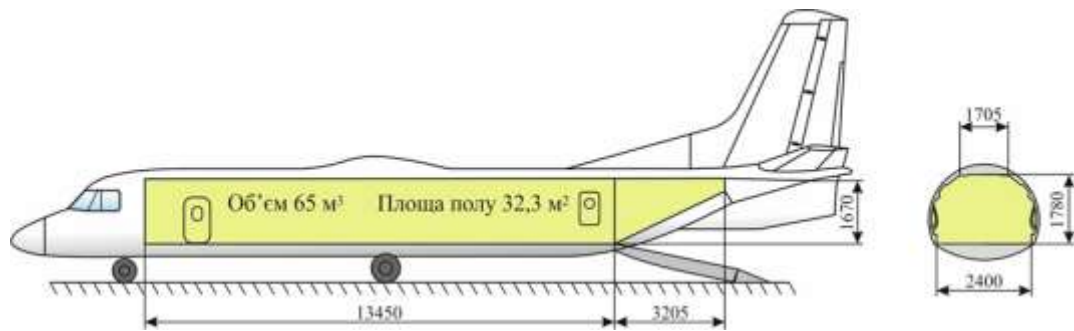


Рисунок 7.19 – Легкий ВТЛ Ан-132Д

Військово-транспортний літак Ан-132Д реалізовано в повній відповідності до вимог ОТ ЗПС. Збережено кращі аеродинамічні властивості базової моделі, а показники «вантажопідйомність – дальність дії», паливна ефективність та екологічні показники перевищують показники аналогів-конкурентів, що й забезпечує затребуваність цієї модифікації на ринку перевезення вантажів військового призначення в класі легких ВТЛ.

Середньомагістральний ВТЛ Ан-178, який створено на базі пасажирського літака Ан-148, призначено для перевезення вантажів та особового складу загальною масою до 78 т при вантажопідйомності 10 т на відстань 4200 км, а паливна ефективність 223 г/т·км при граничній вантажопідйомності (рис. 7.20).

Досягнення таких результатів базується на глибоких модифікаційних змінах у геометрії крила і на заміні маршових двигунів двигунами Д436-148FP.

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 × 1,44 м, що робить його дуже ефективним транспортним засобом для логістичної підтримки як у комерційній експлуатації, так і під час застосування в збройних силах, а також в умовах надзвичайних ситуацій.

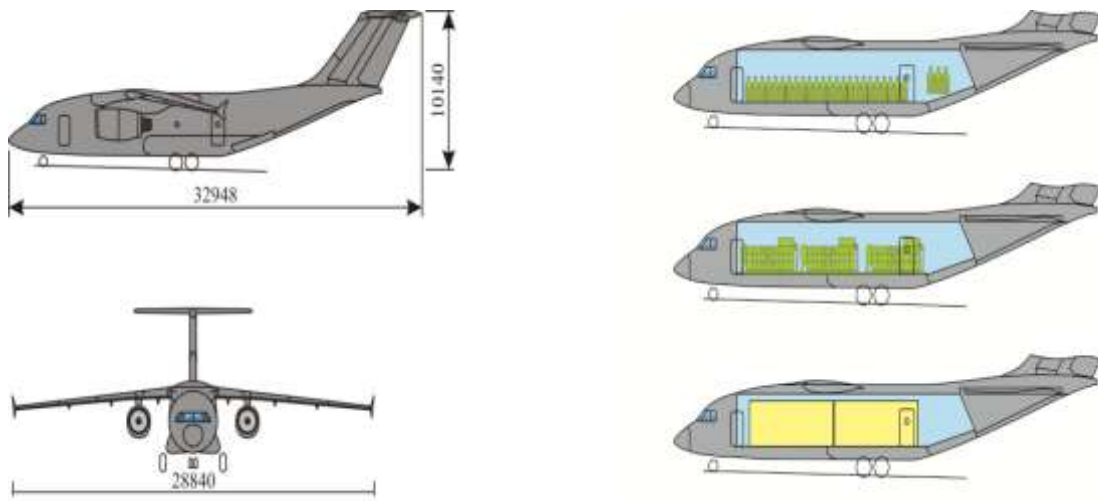


Рисунок 7.20 - Середній ВТЛ Ан-178

Як і всі «антоновські» 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.

Досягнення таких результатів базується на використанні нової методології, запропонованої у цій дисертації [37]

Модифікаційні зміни в силовій установці здійснено шляхом заміни двигунів типу ДЗ6-5АФ з тягою $P_0 = 6500$ кгс на двигуни типу D436-148FM з тягою $P_0 = 7700$ кгс.

З урахуванням таких змін у крилі й силовій установці на основі моделей, розроблення яких описано в підрозд. 5.1 і 6.1, сформовано характеристику «вантажопідйомність–дальність дії» ВТЛ Ан-178, яка свідчить про те, що вантажопідйомність Ан-178 збільшено порівняно з базовою моделлю в 1,8 раза на авіалініях до 1000 км, а також модифікація переважає за вантажопідйомністю на авіалініях до $L = 4000$ км.

При такому значному переважанні за вантажопідйомністю модифікація Ан-178 має гранично низьку витрату палива на одиницю роботи (223 г/т·км) як наслідок поліпшення аеродинамічної якості через геометричне перекомпонування крила й використання нового двигуна з меншою питомою витратою палива.

Військово-транспортний літак Ан-178 реалізовано в повній відповідності до вимог АП-25 і ОВ ВПС. Кращі якості базової моделі Ан-148

збережено, зберігається спадковість у пілотуванні й технічному обслуговуванні, а суттєва перевага за вантажопідйомністю забезпечить цій модифікації конкурентоспроможність як середнього ВТЛ.

Аналіз тенденцій розвитку оперативно-тактичних військово-транспортних літаків показав, що вітчизняний літак Ан-77 за основними параметрами перевершує своїх конкурентів-аналогів: американський С-130J-30, західноєвропейський А400М і японський С-2. Проте за дальністю дії з повним завантаженням цей літак поступається А400М, а за крейсерською швидкістю й боєготовністю – японському С-2.

Для забезпечення повної переваги вітчизняного оперативно-тактичного ВТЛ на базі Ан-77 розроблено його модифікацію Ан-188 шляхом:

- заміни в силовій установці двигуна ТВД Д-27 на турбовентиляторний CFM Leap-1A;

- використання дискретного геометричного скручування місцевих хорд крила, що забезпечило підвищення аеродинамічної якості крила і збільшення дальності дії цього літака до 3200 км при вантажопідйомності 47 т, а також і стотно підвищило його боєготовність завдяки застосуванню турбовентиляторних двигунів.

Літак Ан-188 з його неперевершеними характеристиками щодо вантажопідйомності й габаритів вантажної кабіни слід розглядати як одну зі складових повного комплексу ВТЛ (рис. 7.21), здатних вирішувати завдання не тільки збройних сил, але багато інших завдань, пов'язаних з екологічними катастрофами.

Слід також відзначити, що двигун Leap-1A широко використовується на літаках транспортної категорії, набув широкого застосування на авіалініях світу.

Слід зазначити, що створені модифікації Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188 значно перевершують не тільки базові вітчизняні моделі, а також мають перевагу серед усіх існуючих ВТЛ за основними параметрами: вантажопідйомністю, дальністю дії, можливістю базуватися в режимі КЗП на ґрунтових і засніжених аеродромах, боєготовністю.

Створення такої повної лінійки ВТЛ нового покоління, що використовують структуру обслуговування своїх попередників, є гідним внеском у реалізацію Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року в частині створення військово-транспортної авіації.

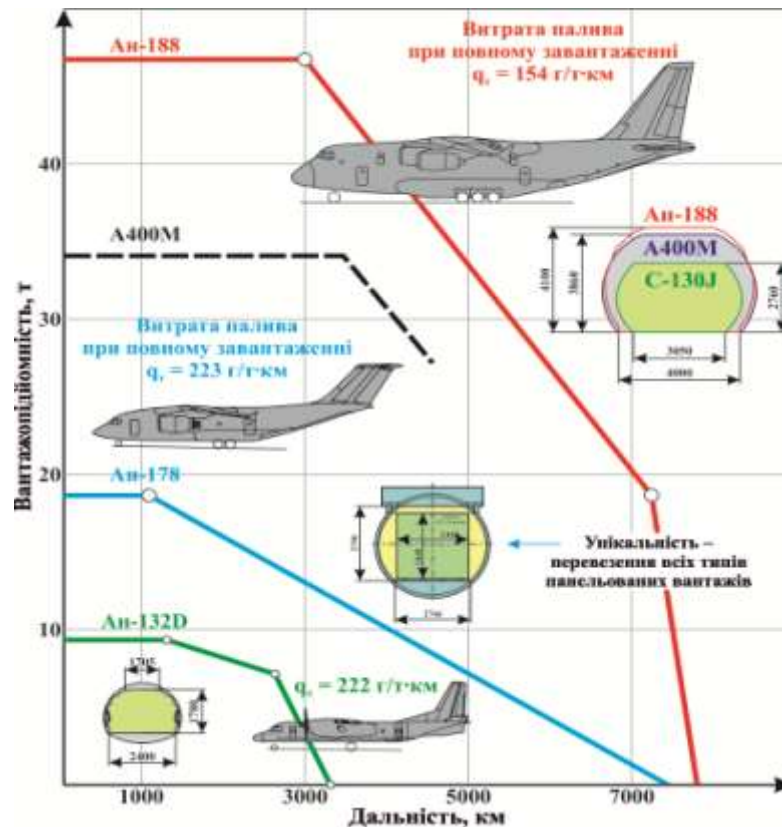


Рисунок 7.21 – Основні параметри лінійних вітчизняних військово-транспортних літаків нового покоління

7.5 Висновки до розділу

1. Аналіз тенденцій розвитку оперативно-тактичних військово-транспортних літаків показав, що вітчизняний літак Ан-77 за основними параметрами перевершує своїх конкурентів-аналогів: американський С-130J-30, західноєвропейський А400М і японський С-2. Проте за дальністю дії з повним завантаженням цей літак поступається А400М, а за крейсерською швидкістю й боєготовністю – японському С-2.

2. Для забезпечення повної переваги вітчизняного оперативно-тактичного ВТЛ на базі Ан-77 розроблено його модифікацію Ан-188 шляхом:

– заміни в силовій установці двигуна ТВД Д-27 на турбовентиляторний CFM Leap-1A;

– використання дискретного геометричного скручування місцевих хорд крила, що забезпечило підвищення аеродинамічної якості крила і збільшення дальності дії цього літака до 3200 км при вантажопідйомності 47 т, а також істотно підвищило його боєготовність завдяки застосуванню турбовентиляторних двигунів.

3. У розділі 7 також показано інтегральну ефективність використання моделей запропонованої методології щодо вітчизняних військово-транспортних літаків:

– на базі літака Ан-32 шляхом глибоких змін у силовій установці, тобто використанням двигунів PW150A, створено модифікацію легкого ВТЛ Ан-132Д зі збільшеними вантажопідйомністю, дальністю з показником витрати палива 222 г/(т·км) на одиницю корисної роботи;

– на базі пасажирського літака Ан-148 шляхом глибоких змін і в геометрії крила, і в силовій установці створено модифікацію середнього ВТЛ Ан-178 з максимальною вантажопідйомністю 18 т і дальністю дії при максимальному завантаженні 10 т до 1200 км, що забезпечує для цієї модифікації «нішу» використання, не зайняту конкурентами-аналогами.

– створена модифікація Ан-188 має повну перевагу за всіма основними показниками серед оперативно-тактичних літаків-аналогів.

Крім того, слід зазначити, що створені модифікації Ан-132Д, Ан-178 і Ан-188 значно перевершують не тільки базові вітчизняні моделі, а також мають перевагу серед усіх існуючих ВТЛ за основними параметрами: вантажопідйомністю, дальністю дії, можливістю базуватися в режимі КЗП на ґрунтових і засніжених аеродромах, боєготовністю.

Створення такої повної лінійки ВТЛ нового покоління, що використовують структуру обслуговування своїх попередників, є гідним внеском у реалізацію відомої Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року в частині створення військово-транспортної авіації.

Результати досліджень, описаних у сьомому розділі, опубліковано в роботах [2, 4, 5, 14, 17, 19, 22, 28, 30], наведених в анотації.

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 силової установки 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 компоновання 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;

- дискретної 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 питомий показник витрати палива на одиницю

роботи постійно підвищується;

– на діаграмі «вантаж – дальність» ($\bar{m}_B = f(\bar{L})$) існує діапазон $0,3 < \bar{L} < 0,5$, у якому показник паливної ефективності $\bar{q}_П$ найбільш прийнятно узгоджується з питомою вантажопідйомністю \bar{m}_B 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 D436-148FM 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 ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

[1] Авиационные правила. Ч.23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов: утв. постановлением 34-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного транспорта 06.12.2013. –М.: Межгос. авиация. ком., 2014. – 208 с.

[2] Авиационные правила. Ч.25. Нормы летной годности гражданских легких самолетов: утв. постановлением 35-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного транспорта 23.10.2013. –М.: Межгос. авиация. ком., 2015. – 290 с.

[3] Авиационные правила. Ч.27. Нормы летной годности гражданских легких самолетов: утв. постановлением 34-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного транспорта 06.12.2013. –М.: Межгос. авиация. ком., 2014. – 128 с.

[4] Авиационные правила. Ч.29. Нормы летной годности гражданских легких самолетов: утв. постановлением 22-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного транспорта 31.10.2002. –М.: Межгос. авиация. ком., 2003. – 130 с.

[5] Авиационные правила. Ч.33. Нормы летной годности гражданских легких самолетов: утв. постановлением 32-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного транспорта 17.02.2012. –М.: Межгос. авиация. ком., 2012. – 86 с.

[6]ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. – Введ. 01.07.1982. – М.: ИПК Изд-во стандартов, 2004. 180с.

[7] Electronic Code of Federal Regulations. Pat 23 – Airworthiness Standards: Normal Utility Acrobatic and Commuter Category Airplanes[Electronic Code]. – Urb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/> - 27.04.2015

[8] Electronic Code of Federal Regulations. Pat 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes [Electronic Code]. – Urb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/> - 27.04.2015

[9] Electronic Code of Federal Regulations. Pat 27 – Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft [Electronic Code]. – Urb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/> - 27.04.2015

[10] Electronic Code of Federal Regulations. Pat 29 – Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft [Electronic Code]. – Urb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/> - 27.04.2015

[11] Electronic Code of Federal Regulations. Pat 33 – Airworthiness Standards: Aircraft Engines Electronic Code. – Urb: <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/> - 27.04.2015

[12] NATO Standard STANAG 3447 Aerial refuelling equipment dimensional and functional characteristics.

[13] Flight – Testing of the FAA Onboard Inert Gas Generating System on an Airbus 320 [Text]/Michael Burns, William M. Cavage, Richard Hill, Robert Morison, Final Report. – FAA US Department of Transportation, 2004. – 39p.

[14] A Study of Helicopter Crash-Resistant Fuel Systems [Text]/ Final Report. – US Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2002. – 170p.

[15] Повітряний кодекс України: введ. В дію Постановою ВР від 19.05.2011 № 3393-VI// Відомості Верховної Ради України. – 2011. - № 48-49. – Ст. 536

[16] Сертифікаційні вимоги до цивільних аеродромів України: затв. Наказом Державіаслужби України від 17.03.2006р. № 201. – К. Державіаслужба. – 149с.

Публікації по формуванню загальних параметрів літаків транспортної категорії

[17] Антонов О. К. Основные проблемы создания тяжелого дальнего транспортного самолета / О. К. Антонов, В. И. Толмачев // ОКБ им. Антонова. Технический отчет № 14526. – 1973.

[18] Антонов О. К. Аванпроект самолета Ан-126 /О.К. Антонов, В.Ф. Ерошин, В. И. Толмачев и др. // ОКБ им. Антонова № 10102. – 1970.

[19] Антонов О. К. Транспортный самолет сегодня и завтра /О.К. Антонов, В.И. Толмачев// Авиация и космонавтика. – 1966. – №8. – С.18 – 22.

[20] Андрианов А.И. Исследование характеристик зарубежных тактических самолетов /А.И. Андрианов, А.И. Блинов, Р.Г. Мартиросов и др.// М.: Воениздат, 1986. – Т. 2. – 317 с.

[21] Андриенко Ю.Г. Необходимость совершенствования методов проектирования основные положения процедуры выбора проектных решений по совокупности технико-экономических характеристик при разработке транспортных самолетов [Текст] / Ю.Г. Андриенко//Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.11. – Х., 2002. – с. 118-124.

[22] Балабуев П.В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие /П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников // Харьков: ХАИ, 2003. – Ч. 2 – 389 с.

[23] Богданов О.К. Альтернативные возможности создания тяжелого дальнего ВТС / О.К. Богданов, В.Ф. Ерошин и др.// ОКБ им. Антонова. Технический отчет № 8971. – 1971.

[24] Богданов О.К. Сравнительные характеристики отечественных и зарубежных ВТС. Коэффициент роста массы ВТС / О.К. Богданов, В. Ф. Ерошин, В.И. Толмачев и др.// ОКБ им. Антонова. Технический отчет № 10176. – 1968.

[25] Богданов О.К. Оценка ЛТХ тяжелых транспортных самолетов / О.К. Богданов, В. Н. Макаренко, В.И. Толмачев и др. // ОКБ им. Антонова. Технический отчет № 8435 – 8566. – 1968.

[26] Большаков М. С. Коэффициент роста взлетной массы при проектировании самолета / М. С. Большаков, В. М. Шейнин // Сб. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. М.: Наука, 1976. – С. 183 – 189.

[27] Братухин А. Г. Авиастроение. Летательные аппараты, двигатели, системы и технологии / А. Г. Братухин // М.: Машиностроение, 2000. – 536 с.

[28] Бычков С.А. Концепция развития компьютерных технологий в процессе создания авиационной техники [Текст]/ С.А. Бычков, А.Г. Гребеников/Технологические системы: - К.: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып.1. – с. 60-67.

[29] Василевский Е.Т. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм летной годности самолетов транспортной категории [Текст]/ Е.Т. Василевский, В.А. Гребеников, В.Н. Николаенко. – Х.: Нац. Аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2006. – 332 с.

[30] «Военно-транспортный самолет Ан-77». – Режим доступа: <http://www.aviaport.ru/direktory/aviation/310.html>.

[31] Егер С. М. Проектирование самолетов / С. М. Егер, Н. К. Лисейцев // М.: Машиностроение, 1983. – 452 с.

[32] Капитанова, Л.В. Основные условия сохранения базовых взлето-посадочных характеристик при разработке модификаций самолетов [Текст] / Л.В. Капитанова Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб.науч. Нац. аэрокосм. ун-та им.Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4/51. – Х., 2007. – с. 18-25

[33] Капитанова, Л.В. Анализ способов обеспечения и улучшения взлето-посадочных характеристик самолета [Текст] / Л.В. Капитанова// Вісті Академії інженерних наук України. – К.: НТУУ «КПІ», 2005. - № 3(26). – с. 102-107.

[34] Катырев И. Я. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы / И. Я. Катырев, М. С. Неймарк, В. М. Шейнин и др.; под ред. Г. В. Новожилова // М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.

[35] Кива Д.С., Гребеников А.Г. Научные основы интегрального проектирования самолетов транспортной категории [Текст]/ Д.С. Кива, А.Г. Гребеников//Научное издание КВ, 2014.4 1,2,3,4

[36] Лось, А. В. Создание модификаций – основное направление развития военно-транспортных самолетов [Текст] / А. В. Лось // Ракетная техника. Южмаш, март

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. . – С. .

[38] Лось, А. В. Методология согласования основных параметров при глубоких модификационных изменениях в самолетах транспортной категории [Текст] / А. В. Лось// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Харьков, 2019. – Вып. 2/98. – С.....

[39] Лось, А. В. Проблема роста стартовой и взлетной масс модификаций самолетов транспортной категории [Текст] /А. В. Лось, В. И. Рябков// Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. – С. ..–...

[40] . 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 : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. . – С. – .

[41] Лось, А. В. Формирование основных параметров модификаций самолетов транспортной категории по параметру топливной эффективности [Текст] / А. В. Лось // Ракетная техника. Южмаш, август

[42] Лось, А. В. Особенности оценки топливной эффективности модификаций самолетов с многодвигательными силовыми установками [Текст] / А. В. Лось //Открытые информационные компьютерные интегрированные технологии. – Х. 2019. Вып. 86. С. – 117-126.

[43] Лось, А. В. Безопасность в авиации, наработки и опыт ГП «Антонов» [Текст] /А. В. Лось// Гідромеханіка в інженерній практиці м. Київ, 2019, с. 120-122.

[44] Лось, А. В. Проблемы создания самолетов транспортной категории с учетом экологических ограничений [Текст] / В. И. Рябков, А. В. Лось, Т. Н. Серeda // Авиационно-космическая техника и технология : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. . – С. – .

[45] Синицын В. Ф. Анализ весовых характеристик пассажирских самолетов / В. Ф. Синицын, П. И. Князев, Р. А. Нечаев // Отчет ЦАГИ. – М.: 1983. – 41 с.

[46] Скворчевский Ю. С. Анализ влияния на весовую отдачу параметров тяжелого транспортного самолета /Ю. С. Скворчевский, О. К. Богданов, В. И. Толмачев и др. // ОКБ им. Антонова. Технический отчет № 8389 – 8653. –1970.

[47] Сляднев О. В. Классификация модификаций гражданских самолетов /О. В. Сляднев// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2003. – Вып. 35(4). – С. 80 – 93.

[48] Стинтон П. Проектирование самолетов /П. Стинтон; пер. с англ.; под ред. В. Д. Мыслинского// К.: КР ВЦП, 1986. – 763 с.

[49] Толмачев В. И. Методика весового расчета транспортных самолетов: Учеб. пособие по дипломному проектированию и выполнению лабораторных работ по курсу «Проектирование самолетов» /В. И. Толмачев, С. А. Бычков// Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1983. – 23 с.

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

[51] Шматко О. Я. Методика использования интеллектуальных технологий в весовом проектировании самолета /О. Я. Шматко, А. В. Абрамова// Открытые информационные и компьютерные интегрированные

технологии. – Харьков: Нац. аэрокосм, ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2013. – Вып. 60. – С. 19 – 29.

[52] Шейнин В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин, В. И. Козловский // М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.

[53] Шейнин В. М. Роль модификаций в развитии авиационной техники / В. М. Шейнин, В. М. Макаров // М.: Наука, 1983. – 226 с.

[54] Bombardier forecast 2007 – 2026 [Electronic resource] / Access mode: www.bombardier.com.

[55] Roskam J. The Elements of Aircraft Preliminary Design, ARIES Publications, Santa Ana, CA, 2000.

По модифікаційним змінам у геометрії крила

[56] Антонов О. К. Крыло летательного аппарата /О. К. Антонов, О. К. Богданов, В. И. Толмачев и др. // Авторское свидетельство № 266.569. – 1970.

[57] Антонов О. К. Способ изменения геометрии крыла /О. К. Антонов, В. Ф. Ерошин, В. И. Толмачев и др.// Авторское свидетельство №236.989. – 1968.

[58] Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. – М. – Пекин: Изд. отдел ЦАГИ. АВИА-Издательство, 1995 - 750 с.

[59] Белоцерковский С. М. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей /С. М. Белоцерковский, А. С. Гиневский// М.: Физматлит, 1995. – 367 с.

[60] Ганиев Ф. И. Расчет индуктивного сопротивления крыла с произвольной деформацией / Ф. И. Ганиев, Нгуен Дык Кыонг // М.: Ученые записки ЦАГИ. – 1989. – 20. – № 3. – С. 1 – 9.

[61] Гребеников А. Г. Основы компьютерного моделирования с помощью интегрированной системы CAD/CAM/CAE/ А. Г. Гребеников, С.В. Удовиченко, А.М. Гуменный // Харьков: ХАИ, 2004. – 198 с.

[62] Гребеников А. Г. Создание каркасных, поверхностных и твердотельных геометрических моделей деталей и узлов горизонтального оперения самолета в компьютерной интегрированной системе CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS /А. Г. Гребеников, В. В. Парфенюк// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: ХАИ, 1999. – Вып. 3. – С. 18 – 27.

[63] Давыдов, Ю.В. Геометрия крыла: Методы и алгоритмы проектирования несущих поверхностей [Текст]/ Ю.В. Давыдов, В.А. Злыгарев. –М.: Машиностроение, 1987. – 136с.

[64] Давыдов Ю. В. Применение метода специального контура для аппроксимации аэродинамического профиля произвольной формы / Ю. В. Давыдов, В. А. Осипов // Изв. вузов. Сер. Авиационная техника. – Казань, 1974. – №4. – С. 194 – 196.

[65] Егер С. М. Основы авиационной техники: Учебник/ С. М. Егер, А. М. Матвеев, И. А. Шаталов; под ред. И. А. Шаталова – 2-е изд. перераб. и доп. // М.: Изд-во МАИ, 1999. – 576 с.

[66] Елизаров А. М. Модели механики жидкости и газа в теории крыла и оптимальное управление аэродинамическими формами / А. М. Елизаров // Моделирование в механике. – 1993. – Т. 7(24). – С. 64 – 90.

[67] Ермоленко С. Д. Экспериментальная проверка метода аэродинамического проектирования прямых крыльев дозвуковых самолетов / С. Д. Ермоленко, Р. Ф. Кисляков // Аэродинамика летательных аппаратов и их систем. Самара, 1987. – С. 53 – 62.

[68] Зайцев А. А. Теория несущей поверхности / А. А. Зайцев // М.: Наука, Физматлит, 1995. – 160 с.

[69] Зінченко Д. М. Оцінка впливу відхилень поверхні крила надкритичного профілювання на аеродинамічні характеристики літака / Д. М. Зінченко, Т. В. Драган //Механіка гіроскопічних систем. НТУУ «КПІ». – К. – 2010. – Вип. № 21. – С. 128 – 134.

[70] Зубцов А. В. Теория крыла конечного размаха / А. В. Зубцов, Г. Г. Судаков // ЦАГИ – основные этапы научной деятельности. – М.: ЦАГИ, 1988 – 1993. – С. 323 – 325.

[71] Игнатъев С. Г. Определение характеристических коэффициентов экспериментальной поляры методом наименьших квадратов / С. Г. Игнатъев, С. И. Скоморохов // Отчет № 1800. – М.: ЦАГИ, 1981. – 46 с.

[72] Исследования аэродинамических характеристик изолированных крыльев, различающихся формой в плане и законом геометрической закрученности при дозвуковых скоростях. Отчет № 8/95. – М.: ЦАГИ, 1982. – 34 с.

[73] Каленюк И. А. Исследование аэродинамических характеристик крыла конечного размаха на больших дозвуковых скоростях / И.А. Каленюк // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіац. техніки: тези доп. Міжнар. наук.-техн. конф., Харків., 19 – 21 квітня 2013 р. – 16 с.

[74] Каленюк И. А. Численное моделирование обтекания сверхкритического профиля с модифицированной верхней (нижней) поверхностью /И. А. Каленюк// сб. науч. тр. Харьк. ун-та Воздушных Сил. – Х., 2011. – № 1(27). – С. 41 – 46.

[75] Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета / Е. Карафоли // М.: АН СССР, 1956. – 479 с.

[76] Кобрин В. Н. Исследование геометрии крыльев серийных самолетов по частным критериям эффективности / В. Н. Кобрин, В. В. Утенкова // Вісті Академ. інженерних наук України. – К.: 2005. – Вип. 3/26. – С. 87 – 91.

[77] Колобкова А. Н. Минимизация индуктивного сопротивления неплоских несущих систем // А. Н. Колобкова, М. И. Николаев// Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей. Моск. авиац. ин-т. – 1991. С.–53–58.

[78] К предварительным материалам испытаний изолированных крыльев № 7, 8, 9 и 11 (модели 6 – 150, 6 – 152) в аэродинамической трубе ЦАГИ Т – 106М. Пояснительная записка № 16246 от 27.07.1972 г.

[79] Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей / А. С. Кравец // М.: Оборонгиз, 1939. – 318 с.

[80] Кривов Г. А. Эффективно организованная электронная технологическая среда – основа компьютерного проекта самолета / Г.А. Кривов // Информационные технологии в наукоемком машиностроении. – К.: Техніка, 2001. – С. 327 – 329.

[81] Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов /Д. Кюхеман // М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.

[82] Лось, А.В. Моделирование изменений в геометрии крыла при их согласовании с параметрами силовой установки / А.В. Лось//

[83] Лось, А.В. Понятие коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла метод его оценки [Текст]/А.В. Лось, В.И. Рябков// Авиационно-космическая техника и технология, - Х.: 2019. Вып 4/156 – с. 57-62

[84] 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 конструкции летательных аппаратов – Х, 2018, Вып 4/196 – с. 84

[85] Лось, А.В. Метод повышения коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла путем увеличения числа трапеций, образующих его план [Текст]/ А.В. Лось// Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов – Х, 2018, Вып 3/95 – с. 59-65

[86] Лось, А.В. Влияние коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла на изменение его индуктивного сопротивления [Текст]/ А.В. Лось// Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов – Х, 2018, Вып 3/95 – с. 59-65

[87] Ляпунов С. В. Неплоские крылья минимального индуктивного сопротивления / С. В. Ляпунов // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. – 1993. – № 2. – С. 103 – 109.

[88] Ляпунов С. В. Разработка метода оптимизации крыльев околозвуковых самолетов / С. В. Ляпунов, В. Д. Боксёр, М. А. Владимирова, М. М. Ковалева // Тр. ЦАГИ. – 1999. – 1. – № 2460. – С. 158 – 168.

[89] Матвеев А. И. Об учёте подсасывающей силы в задачах определения и минимизации индуктивного сопротивления самолета /А. И. Матвеев// Ученые записки Центрального Аэрогидродинамического института. – 1991. – 22. – № 6. – С. 3 – 12.

[90] Меньшиков В. И. Аналитическое исследование влияния геометрических параметров крыла произвольной формы в плане на его аэродинамические характеристики /В.И. Меньшиков// Харьков: ХВАИВУ, 1958. – Вып. 126. – 27 с.

[91] Метод интегрированного проектирования компьютерного моделирования крыла пассажирского самолета с помощью интегрированных систем САД/САМ/САЕ/PLM [Текст]/ В.А. Гребеников, А.М. Гуменный, В.Н. Николаенко, А.Н. Петров// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.27. – Х., 2005. – С. 8-30.

[92] Насырова Л. Л. Оптимизированные алгоритмы проектирования аэродинамических поверхностей с учетом точности формообразования /Л.Л. Насырова// Асимптотические методы в задачах аэродинамики и проектирования летательных аппаратов. Иркутский гос. ун-т. – 1994. – С. 93 – 97.

[93] Нгуен Дык Кыонг. Индуктивное сопротивление крыла малого удлинения / Нгуен Дык Кыонг, М. И. Ништ // Ученые записки Центрального Аэрогидродинамического института. – 1989. – 20. – № 4. – С. 88 – 92.

[94] Николаев М. И. Влияние формы крыла в плане на оптимальную деформацию срединной поверхности /М. И. Николаев// Вопросы

аэродинамики летательных аппаратов и частей. – М.: Моск. авиац. ин-т., 1991. – С. 47 – 52.

[95] Остославский И. В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов /И. В. Остославский, И. В. Стражева// М.: Машиностроение, 1965. – 387 с.

[96] Рябков В. И. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности /В. И. Рябков, Д. В. Тиняков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков. – 2011. – Вып. 52. – С. 26 – 33.

[97] Таковицкий С. Л. Оптимизация поверхности крыла при большом числе геометрических параметров / С. Л. Таковицкий // Техника воздушного флота. – 1998. – 72 – № 2 – 3. – С. 18 – 21.

[98] Тиняков Д. В. Анализ форм трапециевидных крыльев по частным критериям их эффективности /Д. В. Тиняков, В. В. Утенкова// Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков. – 2012. – Вып. 9. – С. 54 – 60.

[99] Тюрёв В. В. Методы оценки оптимизирующей крутки крыла в моделях выбора его геометрических параметров / В. В. Тюрёв, В. В. Утенкова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков. – 2005. – Вып. 26. – С. 169 – 175.

[100] Тюрёв В. В. Оптимизационные задачи нелинейной теории крыла /В.В. Тюрёв// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков. – 2003. – Вып. 19. – С. 34 – 39.

[101] Уокер Б.С. Интерактивная машинная графика: Пер. с англ. /Б. С. Уокер, Дж. Р. Гурд, Е. А. Дроник // М.: Машиностроение, 1980. – 172 с.

[102] Утенкова В. В. Метод оптимизации геометрии крыла самолета в плане по частным критериям /В. В. Утенкова, В. И. Новиков, В. И. Рябков// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков. – 2005. – Вып. 27. – С. 116 – 124.

[103] Утенкова В. В. Сравнительная оценка расчетного и экспериментального методов оптимизации параметров крыла самолета в плане /В. В. Утенкова // Авіаційно-космічна технологія. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2005. – Вып. 4/20. – С. 13 – 18.

[104] Фомин Н. А. Проектирование самолетов /Н. А. Фомин// М.: Оборонгиз, 1961. – 360 с.

[105] Холявко В. И. Исследование влияния формы в плане и удлинении на аэродинамические характеристики крыльев при малых скоростях обтекания / В. И. Холявко, И. А. Еремеев, Ю. Д. Усик // Отчет по НИР № 241. – Х.: ХАИ, 1990. – 212 с.

[106] Шилов Ю.А. Особенности аэродинамики самолета Локхид С-5А «Гэлэкси». – М.: ЦАГИ. Техническая информация № 17 (1135), сентябрь 1969 г.

(перевод: Paterson J. H. Aerodynamic Design Features of the C-5A, SAE Paper № 670847. УДК. 629.735.33.015.3(73) Локхид С-5А).

[107] Шишков В. В. Особенности создания математической модели поверхности легкого многоцелевого самолета /В. В. Шишков, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 1998. – Вып. 1. – С. 10 – 14.

[108] Шубин М. Б. Комплекс программ формирования поверхностей / М. Б. Шубин // М: ВЦ АН СССР, 1979. – 72 с.

[109] Airfoil McDonnell/Douglas DSMA-523A2026 [Electronic resource] / Access mode: <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/html>.

[110] Bombardier forecast 2007 – 026 [Electronic resource] / Access mode: www.bombardier.com.

[111] Prandtl L. Gottingen Nachrichten. – 1918. – P. 451 – 477.

По двигунам і літакам

[112] Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24ВТ. Техническое описание [Текст]. – Ростов на Дону.: Технолог, 2006. – 268 с.

[113] Двигатель Д-30КУ-154 2-й серии. Руководство по технической эксплуатации [Текст]: в 2 кн. – М.: Воздушный транспорт, 1992. – Кн. 2 – 1108 с.

[114] Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели [Текст]/ А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1202 с.

[115] Иностранные авиационные двигатели (По данным иностр. печати). XIII изд-е: Под ред. Л. И. Сорокина. – М.: ЦИАМ, 2000. – 533 с.

[116] Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ. – Вып. 14 / Общ. ред.: В. А. Скибин, В. И. Солонин // М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. – 592 с.

[117] PW127D – сертифицирован в 1992 году с максимальной мощностью при постоянной нагрузке 2148 кВт и может быть преобразован в PW127B.

[118] PW150A – сертифицирован в 1996 году с максимальной мощностью при постоянной нагрузке 3781 кВт.

[119] Информационные технологии в наукоемком машиностроении / Под общ. ред. А. Г. Братухина // К.: Техніка, 2001. – 728 с.

[120] Капитанова, Л.В. Формирование энергетических условий улучшения взлетно-посадочных характеристик модификаций самолетов транспортной категории [Текст]/ Л.В. Капитанова// Вестник двигателестроения. – Запорожье.: ОАО «Мотор Сич», 2007. – т.3 –с. 8-13.

[121] Корниенко О. О. Путь к прогрессу / О. О. Корниенко // Запорожье: ИПК «Запорожье», 2000. – 176 с.

[122] Трёхвальный ТРДД Д-436-148. Руководство по технической эксплуатации [Текст]: в 3 кн. – Запорожье: ГП «Ивченко-Прогресс», 2004. – Кн. 3. – 592 с.

[123] Турбовальный двигатель ТВ3-117. Руководство по технической эксплуатации [Текст]: в 3 кн. – 1986. – Кн. 2. – 506 с.

[124] Турбовинтовой ТВ7-117С. Руководство по технической эксплуатации [Текст]: в 2 кн. – 2000. – Кн. 1. – 506 с.

[125] А-320. Flight Crew Operating Manual [Text]. – Siberia Airlines? 2008/ - 1406 p.

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

[127] Лось, А.В. Реализация модификационных изменений при создании легкого военно-транспортного самолета AN-132D [Текст]/ А.В. Лось, Д.С. Кива//

[128] Лось, А. В. Создание среднего военно-транспортного самолета на базе пассажирского варианта Ан-148 при реализации глубоких модификационных изменений [Текст] / А. В. Лось // Вісник КрНУ імені Михайла Остроградського. Випуск 6/2019 (119). С. 140-145.

[129] Самолеты Ту-204, Ту-204-100. Руководство по технической эксплуатации [Текст]: в 19 кн. – М.: ОКБ им. А.Н. Туполева, 1995. – Кн. 8. – 678с.

[130] SAAB 2000.Aircraft Operating Manual [Text]. - SAAB. 2006 – 454p.

[131] Ил-96-300. Руководство по технической эксплуатации [Текст]: в 22 кн. – М.: ОКБ им. С.В. Ильюшина, 2000. – Кн. 18. – 912с.

[132] MU-2B-60 Marquise/ Pilot's Operating Manual [Text]. – Mitsubishi Heavy Industries. 2004/ - 675 p.

[133] Полная энциклопедия мировой авиации. Самолеты и вертолеты XX столетия. Под ред. Дэвида Дональда. Самара. Корпорация «Федоров», 1997. – 624 с.

[134] Региональный пассажирский самолет Ан-140. Краткое техническое описание. – К.: АНТК «Антонов». – 1997. – 102 с.

[135] Самолет Ан-22. Техническое описание: в 9 кн. – К.: ОКБ им. О. К. Антонова, 1970. – Кн. 3: Силовая установка. – 160 с.

[136] Самолет Ан-26. Техническое описание: в 6 кн. – М.: Авиаэкспорт. – Кн. 2: Конструкция самолета. – 303 с.

[137] Самолет Ан-72. Руководство по технической эксплуатации: в 15 кн. – К.: ОКБ им. О. К. Антонова, 1984. – Кн. 6: Силовая установка.

[138] Самолет Ан-74. Руководство по технической эксплуатации [Текст] в 2 кн. – К.: АНТК «Антонов», 1992. – Кн. 2 – 618с.

[139] Самолет Ан-124. Руководство по технической эксплуатации: в 18 кн. / отв. Ред. В.А. Сумцов. – 274 с.

[140] Самолет Ан-148. Руководство по технической эксплуатации [Текст] в 13 кн. – К.: ГП АНТК им. О. К. Антонова 2006. – 143с.

[141] Таран, И.О. Формирование геометрии лопасти воздушного винта для самолетов вертикального взлета и посадки [Текст] / И.О. Таран, В.И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.69. – Х., 2015. – с. 69-74-124.

[142] Югов О. К. Оптимальное управление силовой установкой самолета / О. К. Югов, О. Д. Селиванов, Л. Н. Дружинин // М.: Машиностроение, 1978.

– 204 с.

[143] Югов О. К. Согласование характеристик самолета и двигателя /О. К. Югов, О. Д. Селиванов // М.: Машиностроение, 1975. – 204 с; 2-е изд., 1980. – 200 с.

[144] 747-400 Freighter Main deck cargo arrangements. – Boeing, 2010. – 10 p. [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.boeing.com/>.

[145] Freight international monthly report, June 2013. – IATA, 2013. – 18 p. [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.iata.org/whatwedo/cargo/efreight/Documents/rl7-ef-monthly-volumes-international.pdf>.

[146] Лось, А.В Достижение полного превосходства оперативно-технического ВТС-Ан -188 путем замены маршевых двигателей и изменения крыла [Текст]/ В.Ф. Шмырев, А.В. Лось, /

[147] Лось, О.В Нове покоління вітчизняних військово-транспортних літаків / Щ.В. Лось, В.І. Рябков, В.Ф. Шмирьов

[148] AN-132D Preliminary ground and Flight Tests first stage [Текст]/ Коллектив авторов, А.В. Лось// Изд-во ГП «Антонов», 2017, с-72.

[149] AN- 178 High level roadmap [Текст]/ Коллектив авторов, А.В. Лось// Изд-во ГП «Антонов», 2016, с-57.

[150] AN- 188 Средний военно-транспортный самолет укороченного взлета и посадки [Текст]/ Коллектив авторов, А.В. Лось// Изд-во ГП «Антонов», 2018, с-118.

[151] A-340. Flight Crew Operating Manual [Text]: in 4 vol. – Airbus Industries, 2004. – V.1: - 992p.

[152] A350 -900 Preliminary Data. Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning [Text]. – AIRBUS, 2012 – 155p.

[153] A – 380 – 800. Flight Deck and Systems Briefing for Pilots [Text]. – Airbus Industries, 2006 – 303 p.

[154] A – 380. Technical Training Manual. Chapter 28. Power Plan t[Text]: – Airbus Industries, 2009. – 198 p.

[155] ATR – 42. Flight Crew Operating Manual [Text]. – ATR, 1995. – 1012 p.

[156] ATR – 72. Flight Crew Operating Manual [Text]/ – ATR, 1999. – 1012 p.

[157] Boeing-737 -300/-400/-500. Operations Manual [Text]. – The Boeing Company, 2002. – 946p.

[158] Boeing-737 -600/-700/-800/-900. Operations Manual [Text]. – The Boeing Company, 2002. – 1506p.

[159] Boeing-737 -300/-400/-500. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 28. Fuel System [Text]. - The Boeing Company, 2010. – 276p.

[160] Boeing-747-400. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 28. Fuel [Text]. - The Boeing Company, 2011. – 1272p.

[161] Boeing-737 -400. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 28. Inter Gas System [Text]. - The Boeing Company, 2010. – 45p.

[162] Boeing-737 -400. Flight Crew Operating Manual [Text]. - The Boeing Company, 2009. – 1606p.

[163] Boeing-757 -200. Flight Crew Operating Manual [Text]. - The Boeing Company, 2010. – 1266p.

[165] Boeing-787 Operations Manual [Text]. – The Boeing Company, 2010. – 1562p.

[166] Flight Manual USAF Series C-5A and C-5B Airplanes [Text]. Lockheed Martin Corporation, 1998. – 1128 p.

[167] Flight Manual USAF Series KC-10A Airplanes [Text]. – Published under Authority of the Secretary of the Air Force. 2008. – 1376 p.

[168] Юрьев, Б.Н. Избранные труды Т.1 Воздушные винты [Текст] / Б.Н. Юрьев – М.: АН СССР, 1961. – 540 с..

По техніко-економічним характеристикам

[169] Анализ мирового рынка средних и стратегических военно-транспортных самолетов в 2001 –2010 г.г. и на период до 2015 года [Электронный ресурс]. – М.: ФГУП «Рособоронэкспорт», 2007. – 5 с. – Режим доступа: <http://vpk.name/news>.

[170] Андриенко Ю. Г. Временная межведомственная методика оценки сравнительной экономической эффективности перспективных самолетов

гражданской авиации / Ю. Г. Андриенко, А. В. Мирошников // М.: Воздушный транспорт, 1984. – 203 с.

[171] Андриенко, Ю. Г. Особенности расчета топливной эффективности самолетов гражданского назначения как одного из критериев оценки принимаемых решений [Текст]/Ю.Г. Андриенко//Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб.науч.тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского. Х., 2002. – с. 87-92

[172] Андрейчиков, А. В. Анализ, синтез, планирование решений в экономике [Текст]/ А. В. Андрейчиков, О.Н. Андрейчикова. – М.: Финансы и статистика, 2001. – 368 с.

[173] Афанасьевская В. Е. Методология интеллектуальной диагностики сложных технических систем /В. Е. Афанасьевская, Е. М. Угрюмова, С. И. Шматков // Системи озброєння і військова техніка. – 2010. – № 4 (24). – С. 88 – 94.

[174] Бабенко Ю.В. Экономические причины разработки самолетных модификаций / Ю. В. Бабенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: 2004. – Вып. 19. – С. 142 – 145.

[175] Бабенко Ю. В. Метод керування основними техніко-економічними параметрами літака на етапі розробки його модифікацій / Ю. В. Бабенко // Вісті академії інженерних наук України. – Харків: 2006. – Вип. 3 (30). – С. 121 – 125.

[176] Бадягин А. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации /А.А. Бадягин, Е.А. Овруцкий // М.: Машиностроение, 1964. – 292 с.

[177] Бізнес-план державного концерну «Антонов» – Х.: ХДАВП, 2004. – 237 с.

[178] Бізнес-план Харківського державного виробничого підприємства. – Х.: ХДАВП, 2007. – 159 с.

[179] Братухин А. Г. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении / А. Г. Братухин, Ю.В. Давыдов, Ю. С. Елисеев, Ю. Б. Павлов, В. И. Суров; под ред. д-ра техн. наук, проф., засл. деятеля наук РФ А. Г. Братухина // М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с

[180] Временная междуведомственная методика оценки сравнительной экономической эффективности перспективных самолетов гражданской авиации. – М.: Воздушный транспорт. – 1984. – 103 с.

[181] Временная методика сравнительной экономической оценки транспортных самолетов (МЭО-82) ГосНИИ ГА, – М.: Воздушный транспорт. – 1982. – 168 с.

[182] Гогунский В. Д. Управление серийными проектами в машиностроении / В. Д. Гогунский, И. И. Становская, И. Н. Гурьев // Сучасні технології в машинобудуванні – Одеса, 2013. – Вип. 8. – С. 254 – 261.

[183] Горбулин В. П. Оборонно-промышленный комплекс Украины – современное состояние и реструктуризация / В. П. Горбулин, А. С. Довгопольский, О. И. Приходько // Технологические системы. – 2001. – Вып. 2 (8). – 2001. – С. 5 – 20.

[184] Далецкий С. В. Эффективность технической эксплуатации самолетов гражданской авиации /С.В. Далецкий, О. Я. Деркач, А.Н. Петров // М.: Воздушный транспорт, 2002. – 216 с.

[185] Данилкович Д. Оценка мирового рынка авиационной техники в 2004 – 2008 г.г. Анализ портфеля заказов на поставку авиатехники в 2009 – 2013 г.г. / Д. Данилкович, В. Шварев / Рынки вооружений. – 2008. – Т.8. – №10.

[186] Денисов В. Т. Управление инновационным развитием гражданского самолетостроения /В. Т. Денисов, Д. Д. Денисов// Экономика промышленности, 2008. – № 1. – С. 26 – 30.

[187] Державна комплексна програма розвитку авіаційної промисловості України до 2020 р. – Затв. Постановою Кабінету Міністрів України № 1665 – 25 від 12.12.2001 р.

[188] Еремеев А. П. Поиск решений на основе аналогий и прецедентов в интеллектуальных системах поддержки принятия решений / А. П. Еремеев, П. Р. Варшавский // Известия РАН. Математика. – 2004. – С. 1 – 12.

[189] Зворыкин Л. О. Особенности определения предпочтительности тендерных предложений при оценке высокотехнологических объектов / Л. О. Зворыкин, К. О. Зворыкин // Технологические системы. – 2000. – № 3. – С. 85 – 94.

[190] Інвестиційний проект впровадження серійного виробництва літаків на Державному підприємстві «Київський авіаційний завод «АВІАНТ», 2007. – 86 с.

[191] Інвестиційні пропозиції (прогнози) щодо економічної ефективності діяльності створеної державної літакобудівної корпорації «Національне об'єднання «Антонов» та підприємств, що входять до її складу (вступ до бізнес-плану) / Під ред. Г. О. Кривова // К.: ВАТ УкрНДІАТ, 2005. – 111 с.

[192] Информационные технологии в наукоемком машиностроении: компьютерное обеспечение индустриального бизнеса /Под ред. П. В. Балабуева, В.А. Богуслаева, А.Г. Братухина, Г.А. Кривова. – К.: Техника, 2001. – 728 с.

[193] Казаков В. П. Базові задачі процесів трансформації українського авіабудування /В.П. Казаков, Г.О. Кривов // Технологические системы. – Вип. 4(15). – 2002. – С. 5 – 10.

[194] Калинина А.В. Современный экономический анализ и прогнозирование (микро- и макроуровень) [Текст] /А.В. Калинина, М.И. Конева, В.А. Яценко// Учебно-методич. пособие. – К.: МАУП, 1997. – 272 с.

[195] Клочков В. В. Прогнозирование спроса на продукцию авиационной промышленности в современных условиях / В. В. Клочков // Проблемы прогнозирования. – 2006. – № 1. – С. 71 – 86.

[196] Козловский В.И. О классификации задач и критериев экономической эффективности. Экономика и математические методы / В. И. Козловский // Т.Х. М.: Наука, 1974. – Вып. 4. – С. 805 – 809.

[197] Король В. Н. Концепция создания международного консорциума «Средний транспортный самолет» / В. Н. Король, Л. Т. Верховодова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Харків: ХАІ. – 2002. – Вип. 30(3). – С. 6 – 27.

[198] Король В.Н. Состояние самолетостроения Украины и авиационного бизнеса / В.Н. Король, О.В. Сляднев // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Науково-техн. журнал. – Харків: ХАІ. – 2004. – Вип. 41(1). – С. 56 – 67.

[199] Король В. Н. Реализация некоторых эксклюзивных форм авиационного бизнеса на основе модификаций базового самолета Ан-74 / В. Н. Король, Ю.И. Повалий, О.В. Сляднев, С.А. Филь // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – 2004. – Вып.36(1). – С. 7 – 17.

[200] Кошкин К.В. Проектирование эффективной организационной структуры управления стоимостью портфеля проектов судостроительного предприятия / А.М. Возный, К.В. Кошкин, А.Н. Шамрай, Т.А. Фарионова // Управление проектами и развитие производства. – Николаев, 2010.

[201] Кривов Г.А. Мировая авиация на рубеже XX - XXI столетий. Промышленность, рынки / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Л. Ф. Афанасьева // К.: КВІЦ, 2003. – 295 с.

[202] Кривов Г.А. Производство пассажирских и транспортных самолетов в 1998 – 2000 г.г.: Аналитический обзор / Г.А. Кривов, В.А. Матвиенко, А.А. Щербак // К.: Техника, 2001. – 148 с. с ил.

[203] Кулаев Ю.Ф. Экономика гражданской авиации Украины /Ю.Ф. Кулаев // Монография. – К.: Изд-во «Феникс», 2004. – 20 с.

[204] Кукушкина С.Н. Экономическая оценка модификаций самолетов /С.Н. Кукушкина // Тр. МАИ, 1971. – Вып. 259. – С. 28 – 40.

[205] Лось, А.В. Экономическая необходимость создания модификаций отечественных военно-транспортных самолетов/А.В. Лось/ Авиационно космическая техника и технология, X., 2019. Вып. 7/159 – с. 6-11

[206] Ларичев О. И. Теория и методы принятия решений / О. И. Ларичев // М.: Логос, 2002. – 392 с.

[207] Международная организация гражданской авиации. Годовой доклад совета. DOC 9916, 2008. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.icao.int/annual.reports>.

[208] Михалевич В.С. Вычислительные методы выбора оптимальных проектных решений / В.С. Михалевич, Н.З. Шор, Л.А. Галустова и др. // К.: Наук. думка, 1977. – 178 с.

[209] Молчанова А. А. Методы прогнозирования спроса на конвертацию пассажирских самолетов в грузовые /А.А. Молчанова, В. В. Ключков/ Труды 51-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук»: часть VI. Аэромеханика и летательная техника. – М.: МФТИ. – 2008. – С. 130 – 132.

[210] Мялица А.К. Технология поддержки жизненного цикла самолета – новый шаг авиастроения на рынке /А.К. Мялица/ Технологические системы. – К.: 2000. – Вып. 3(5). – С. 35 – 42.

[211] Научно-методическое обеспечение управления сложными проектами /Под ред. д-ра техн. наук. М. М. Митраховича// К.: Техника, 2002. – 369 с.

[212] Нечаев П.А. Конкурентоспособность гражданских самолетов. Интегральная оценка / П. А. Нечаев, И. А. Самойлов, В. И. Самойлов // Под ред. д-ра экон. наук, проф. П. А. Нечаева // М.: МАИ, 2003. – 26 с.

[213] Ногин В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход / В. Д. Ногин // М.: Физматлит, 2002. – 176 с.

[214] Орлов А.И. Теория принятия решений [Текст] / А.И. Орлов – М.: Экзамен – 2006. – 573 с.

[215] Офіційний портал ІКАО. ІКАОДАТА+. Pricing Grid. – ІКАО, поточна версія. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.icao.int/datarplus/Pages/Pricing.aspx>.

[216] Петров, Э.Г. Методы и средства принятия решений в социально-экономических и технических системах [Текст] / Э.Г. Петров, М.В. Новожилова, И.В. Гребенник. – Донецк: ОЛБИ-Пресс, 2003. – 380 с.

[217] Про утворення державної літакобудівної корпорації «Національне об'єднання «Антонов» / Постанова Кабінету Міністрів України № 583 від 14 березня 2005 р. – Київ: Урядовий портал. – Режим доступу: <http://www.kmu.gov.ua.control.npd.list>.

[218] Про утворення державної літакобудівної корпорації «Національне об'єднання «Антонов» / Постанова Кабінету Міністрів України № 428 від 14 березня 2007 р. – Київ: Урядовий портал. – Режим доступу: <http://www.kmu.gov.ua.control.npd.list>.

[219] Романів Т. В. Ціннісний підхід за допомогою управління безпекою проекту /Т.В. Романів// Психологія та безпека бізнесу: зб. наук. праць за матеріалами наук. - практ. конф., 30 травня 2012 р. – К.: Університет «КРОК», 2012. – С. 146 – 148.

[220] Руководство по экономическим аспектам аэронавигационного обслуживания. Дос 9161: изд. 4 – Офиц. Изд. ИКАО, 2006. – 214 с.

[221] Саркисян С.А. Экономическая эффективность авиационной техники /С. А. Саркисян// М.: Машиностроение, 1984. – 283 с.

[223] Сафиуллин М. Р. Роль информационных технологий в повышении эффективности экономических систем: инновационный подход /М.Р. Сафиуллин, А.Н. Юртаев, М.В. Савеличев// Казан. Гос. ун-т. – Казань, 2009. – 171 с.

[224] Струков Ю.П. Мировое самолетостроение /Ю. П. Струков// Итоги науки и техники. ВИНТИ. Сер. Авиастроение: – 1991. – Т. 12 – 262 с.

[225] Тельнов Ю.Ф. Интеллектуальные информационные системы в экономике /Ю. Ф. Тельнов// М.: СИНТЕГ, 1998. – 216 с.

[226] Томашевич Д.Л. Конструкция и экономика самолета /Д.Л. Томашевич// М.: Оборонгиз, 1960. – 286 с.

[227] Угрюмова Е.М. Информационная технология формирования облика элементов технических систем на основе дискретных данных об аналогах /Е.М. Угрюмова, А.А. Трончук, В.Е. Афанасьевская// Системні дослідження та інформаційні технології. – 2010. – № 2. – С. 118 – 133.

[228] Чернов С. К. Эффективные организационные структуры управления наукоемкими производствами: Монография. – Николаев: Национальный университет кораблестроения, 2005. – 92 с.

[229] Шейнин В.М. Развитие теории эффективности и весового проектирования /В.М. Шейнин// История авиационной и ракетно-космической науки и техники. – М.: Наука. – 1985. – Вып. 4. – С. 52 – 92.

[230] Boeing, Annual Report 2010, Airbus, 2010 Commercial Review.

[231] Business Requirements Document. NDC 1: Airline Shopping. – IATA, 2013. – 59 p.

[232] Current Market Outlook 2013 –2032 [Electronic resource]. – Seattle: Boeing Commercial Airplanes, 2013. – 42 p. – Access mode: [http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/cmo/pdf/Boeing Current Market Outlook 2013.pdf](http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/cmo/pdf/Boeing_Current_Market_Outlook_2013.pdf).

[233] Embraer reports \$156m 4Q profit, \$446m full-year profit / Flight International, 03.03.2006. – Access mode: <http://www.embraer.com/>.

[234] Global Market Forecast. Future Journeys 2013 – 2020 [Electronic resource]/AIRBUS S.A.S – Blagnac Cedex: Art @ Caractere, 2013. – 125 p. – Access mode: [http://www.airbus.com/company/market/forecast/?elID=dam frontend push@docID=33755](http://www.airbus.com/company/market/forecast/?elID=dam_frontend_push@docID=33755).

[235] IATA. Airline Industry Forecast. [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.iata.org/publications/Pages/airline-industry-forecast.aspx>.

[236] ICAO. 2011. Doc 9956. – Global and Regional 20 – year Forecasts. – Pilots, Maintenance Personnel, Air Traffic Controllers. – 66 p.

[237] ICAO. 3.2bn passengers used air transport in 2014. [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.aviatime.com/en/airports/airports-news>.

[238] Lockheed Martin Annual Report 2003, 2004, 2005, 2006. [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.lockheedmartin.com/investor/general-information/annual-reports.html>.

[239] Looking for lift: Flight's new-look military aircraft review, Flight International, 13.02.2007.

[240] <http://www.flnmeccanica.com/Holding/EN/Corporate/Salastampa/Comunicatistampa/index.sdo>

[241] http://www.airbus.com/aircraft_families/passenger-aircraft/a340family;

[242] [http://www.antonov.com/aircraft/passenger-aircraft/an-148/an-148-;](http://www.antonov.com/aircraft/passenger-aircraft/an-148/an-148-)

[242] [http://www.boeing.ru/продукты_и_услуги/Гражданские самолеты/747-8](http://www.boeing.ru/продукты_и_услуги/Гражданские_самолеты/747-8).

[244] Press releases Boeing – <http://www.boeing.com/news/releases/index.html>.

[245] High Level Roadmap 2016-12-01_v1 Commercial in Confidence

[246] https://www.pmdtc.state.gov/regulations_laws/itar.html

[247] <https://gov-relations.com/itar>

[248] <https://research.ncsu.edu/sparcs/compliance/export-controls/exports-tree-lists/>

[249] <https://www.bis.doc.gov/index.php/other-areas/strategic-industries-and-economic-security-sies/offsets-in-defense-trade/54-other-areas/str>

Додаток А

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА 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. *Особистий внесок здобувача: 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.*

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. *Особистий внесок здобувача: вперше вводиться 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.*

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. Середа // *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. *Особистий внесок здобувача: обґрунтована необхідність заміни маршових двигунів з меншою питомою витратою палива та зменшення викиду продуктів згорання в атмосферу згідно з вимогами ІСАО.*

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 згорання*. – 2020. – Вип. 2. – С. 95–101. *Особистий внесок здобувача: систематизована та дана оцінка принципам росту мас модифікацій впродовж їх життєвого циклу та на шляху їх зниження.*

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. – Вип. 8 (168). – С. 5–11. *Особистий внесок здобувача: здобувачу належить запропонована модель використання геометричного скручування за розмахом крила літака Ан-188, яке забезпечує його перевагу за дальністю дії.*

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. – Вип. 4 (164). – С. 5–11. *Особистий внесок здобувача: здобувачу належать моделі реалізації глибоких модифікаційних змін у геометрії крила і заміни маршових двигунів у легкому (Ан-132), середньому (Ан-178) та оперативно-тактичному (Ан-188) літаках.*

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. – Вип. 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. *Особистий внесок здобувача: привів діапазон змін центрувань Ан-188 по мірі вироблення літаком палива.*

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. *Особистий внесок здобувача: реалізація положень структури сформованої методології проектування модифікацій літаків транспортної категорії шляхом глибоких змін у геометрії крила й силовій установці.*

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. *Особистий внесок здобувача: запропонував членування пристроїв для управління оперативно-тактичним літаком.*

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 доступа: <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. *Особистий внесок здобувача: привів діапазон змін центрувань Ан-188 по мірі вироблення літаком палива.*

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 доступа: <http://www.sasse.org>.

Продовж. дод. А

А.1 Апробація результатів дисертації

Основні положення роботи викладено та обговорено на науково-практичних конференціях різного рівня:

- Науково-технічна Рада ДП «Антонов» (Київ, 2015-2020 рр., форма участі – усна доповідь).
- X Міжнародний авіаційно-космічний салон «АВІАСВІТ-XXI» (Київ, 11-14 жовтня 2016 р., форма участі – усна доповідь).
- Науково-технічна рада в Національному аерокосмічному університеті «ХАІ», 2020 р.
- Міжнародний конгрес двигунобудівників (Лазурне, Україна, 2020 р.).
- XXIV Міжнародній науково-технічній конференції «Гідроаеромеханіка у інженерній практиці», Київ, 2019 р.
- Всеукраїнська науково-технічна конференція «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні»: ІКТМ (Харків, 2019 р., форма участі – публікація тез).
- Нанкінський авіаційний інститут (Китай, 2019 р., форма участі – публікація тез).
- Державіаслужбі України з сертифікації літака Ан-188 (Київ, форма участі – офіційний запит).
- Конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки», Національний аерокосмічний університет «ХАІ», (Харків 2020 р., форма участі – публікація тез).

Додаток Б

БАЗОВІ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНІ ЛІТАКИ ТА ЇХ МОДИФІКАЦІЇ

Б.1 Військово-транспортний літак Ан-12 і його модифікації

Ан-12 - транспортний літак для вантажних перевезень на лініях середньої і великої протяжності (рис. Б.1, Б.2). Перший політ – 1957 рік, початок служби – 1959 рік. Основний користувач - ВПС. Розроблений в АНТК ім. О. К. Антонова.

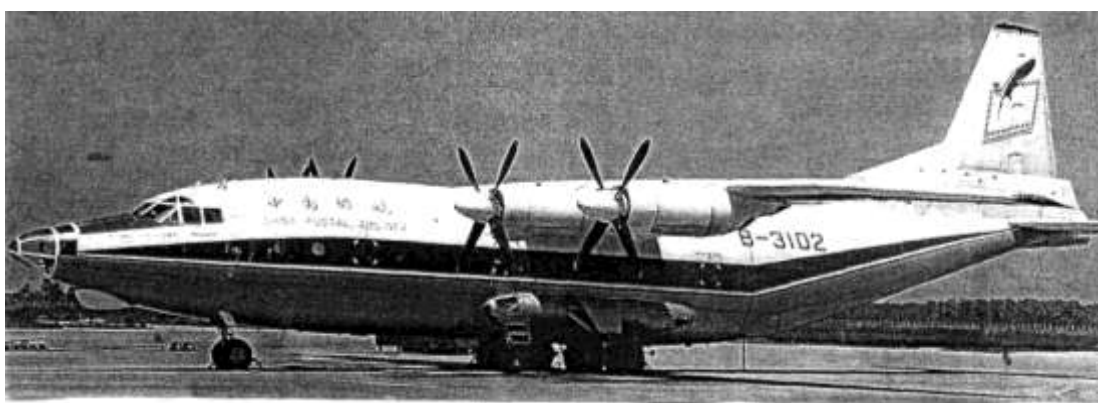


Рисунок Б.1 – Військо-транспортний літак Ан-12

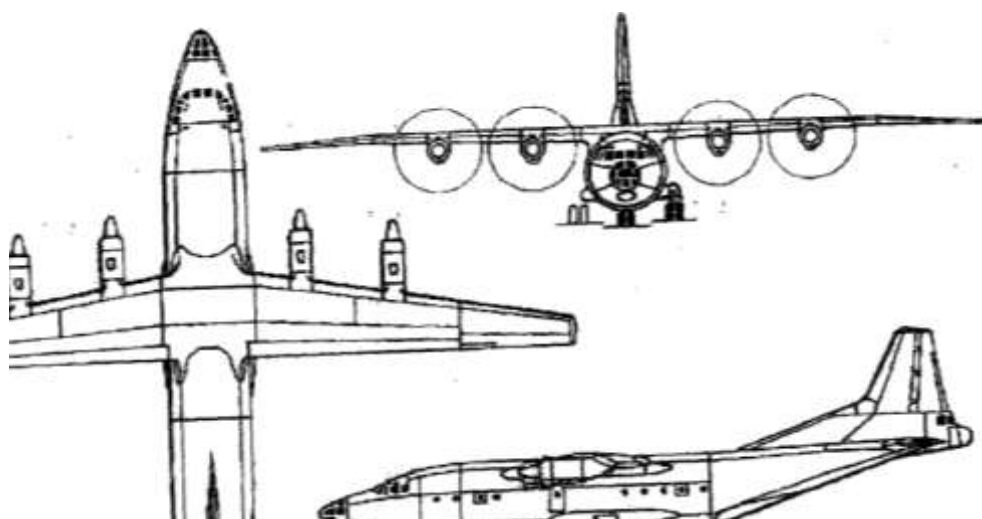


Рисунок Б.2 – Основні види на кресленні ВТЛ Ан-12

Це перший масовий літак у Військово-Транспортної Авіації, що дозволяв проводити масове десантування як парашутистів, так і бойової техніки ПДВ.

Літак дозволяє брати на борт дві бойові машини десанту (БМД-1) або бойові машини, зроблені на її базі (2С9 «Нона», БТР-Д), або 60 парашутистів. Парашутисти у вантажній кабіні розміщуються у чотири ряди. Десантування проводиться у два потоки: першими десантуються бійці в середніх рядах, далі - бійці, які знаходяться вздовж бортів.

Модифікації:

- Ан-12 (виріб «Т») - базова. На Іркутському авіазаводі у 1959-1962 роках випущено 154 літаки.

- Ан-12 «Танкер» - літаюча водорозпилювальна лабораторія для створення умов штучного обмерзання. Відрізнявся баком для води на 8000 л у вантажній кабіні, водорозпилювальним колектором перед крилом. Переобладнано один літак у 1981 році.

- Ан-12А (виріб «ГА») - перша серійна модифікація. Відрізняється двигунами АІ-20А, збільшеним до 16600 л запасом палива. Злітна маса зросла до 61 т, вантажопідйомність - до 20 т. Випускався на Воронежському авіаційному заводі (1961-1965 роки) і Ташкентському авіаційному заводі (1961-1972 роки). Виготовлено 155 літаків.

- Ан-12Б (виріб «ТБ») - модернізований. Відрізняється посиленням центропланом, збільшеним до 19500 л запасом палива, складом обладнання. Випускався з 1963 року на Воронежському і Ташкентському авіаційних заводах.

- Виріб «93Т» - літаюча лабораторія для метрологічного обслуговування й перевірки КЗА на базі Ан-12Б. Переобладнано один літак у 1972 році.

- Ан-12Б (ЛДАТ) - лабораторія дослідження авіаційної техніки. Призначений для проведення робіт на місцях льотних пригод. Переобладнано один літак у 1972 році.

- Ан-12Б «Кубрик» - літак для дослідження інфрачервоного випромінювання надводних, наземних і повітряних цілей. Виготовлений у 1969 році.

- Ан-12Б-30 - літак зі збільшеною вантажопідйомністю до 30 т (проект). Відрізнявся двигунами АІ-20ДК і гвинтами діаметром 5,1 м. Розроблений у 1963 році.

- Ан-12Б-І - літак РЕБ. Відрізняється станцією індивідуальної радіоелектронної протидії «Квасоля». У 1964 році побудовано 7 літаків.

- Ан-12БЗ-1, Ан-12БЗ-2 - літаючі лабораторії для відпрацювання системи дозаправки паливом у повітрі (проект). Розроблений у 1969 році.

- Ан-12БК (виріб «ТБК») - модернізований. Відрізняється оновленим бортовим обладнанням і двигунами АІ-20М. Ширину вантажної кабіни збільшено до 3,12 м. Випускався з 1966 року на Ташкентському авіаційному заводі.

- Ан-12БК - комерційний. Призначений для цивільної авіації. Відрізнявся відсутністю оборонного озброєння.

- Ан-12БК-ВКП «Зебра» - повітряний командний пункт (проект). Обладнаний засобами зв'язку і 18 робочими місцями для оперативного й службового розрахунку.

- Ан-12БК-ІС - літак РЕБ. На борту встановлено станції «Квасоля» і «Бузок». У 1970 році виготовлено 45 літаків. У 1974 році переобладнано ще 105 літаків.

- Ан-12БКВ - бомбардувальник і постановник мін. Міг брати на борт 12 т бомб. У 1969 році виготовлено кілька літаків.

- Ан-12БКК «Капсула» - літак-салон командувача ВТА. Обладнаний герметичною кабіною-капсулою на 20 осіб. У 1975 році переобладнано один літак.

- Ан-12БКТ - заправник літаків фронтової авіації. Міг одночасно заправляти на землі два літаки (об'єм палива, що віддається, 19500 л). Розроблений у 1972 році.

- Ан-12БКЦ «Циклон» - лабораторія для дослідження метеорологічних процесів. У 1979 році переобладнано два літаки Ан-12БК.

- Ан-12БЛ - літак, обладнаний протилокаційним ракетним комплексом Х-28. У 1970 році переобладнано один літак Ан-12Б.

- Ан-12БМ - літак для дослідження можливості дальнього радіозв'язку через супутник «Блискавка-1». У 1962 році переобладнано один літак Ан-12Б.

- Виріб «51» - розвідник радіаційного зараження атмосфери на базі Ан-12БП. Відрізнявся фільтрогондолами для забору повітря, дозиметрами ДП-35, лабораторним обладнанням. Випускався в 1968-1969 роках.

- Ан-12БСМ - цивільний літак для перевезення контейнерів. Відрізнявся наявністю двох кран-балок і роликів доріжок. Міг перевозити 8 піддонів ПА-2,5 або 4 піддони ПА-5,6, 8 контейнерів УАК-2,5 або 4 контейнери УАК-5А. Розроблений у 1973 році.

- Ан-12БШ, Ан-12БКШ - літаки для групового навчання штурманів. У вантажній кабіні обладнано 10 робочих місць. У 1970 році переобладнано кілька літаків.

- Ан-12Д - дослідний літак зі збільшеним діаметром фюзеляжу. Розроблений у 1965 році. Оснащений двигунами АІ-20ДК з гвинтами діаметром 5,1 м. Злітну маса збільшено до 83 т.

- Ан-12Д УПС - літак з системою керування прикордонним шаром (проект).

- Ан-12 ЛЛ - літаюча лабораторія. У різні роки переобладнано кілька літаків.

- Ан-12М - модернізований. Відрізняється двигунами АІ-20ДМ потужністю 5180 к. с., гвинтами АВ-68ДМ. Виготовлений у 1972 році в одному екземплярі.

- Ан-12М ЛЛ - літаюча лабораторія для відпрацювання систем катапультивання. Відрізняється кормовою поворотною кабіною. Виготовлений у 1975 році.

•Ан-12П - літак з підпільними паливними баками. Випускався з 1963 року. За типом Ан-12П в 1963-1989 роках допрацьовувалися Ан-12А і Ан-12Б (позначені, відповідно, Ан-12АП і Ан-12БП). На літаках Ан-12БП частково змінено радіобладнання.

•Ан-12ПЛ - полярний літак на лижному неусувному шасі. У 1961 році побудовано два літаки.

•Ан-12ПП, Ан-12Б-ПП, Ан-12БК-ПП, Ан-12БК-ППС - постановники завод.

•Ан-12ПС - пошуково-рятувальний літак. Має на борту рятувальний катер «Йорж» або «Гагара». Розроблений у 1969 році.

•Ан-12Р - літак зі збільшеною до 25 т вантажопідйомністю (проект). Відрізнявся ТРДД Д-36. Розроблений у 1962 році.

•Ан-12РУ - літак з двома стартовими прискорювачами ПРД-63 (проект). Розроблений у 1962 році.

•Ан-12СН - літак спеціального призначення (проект). Призначався для перевезення танка Т-54 на відстань 1500 км. Відрізнявся двигунами.

•АІ-20ДК - літак з додатковим ТРД РД-9, збільшеною вантажною кабіною, скороченим складом обладнання. Розроблений у 1965 році.

•Ан-12Т - паливовіз (дослідний). Призначався для перевезення різних видів палива. Виготовлений у 1961 році.

•Ан-12ТП-2 - літак для полярної авіації. Відрізняється турбогенератором ТГ-16 в лівому обтічнику шасі, підпільними паливними баками, засобами астронавігації й дальнього радіозв'язку, місцями відпочинку в кабіні супроводу. У вересні 1961 року брав участь в дальньому перельоті Москва - Мирний (26423 км).

•Ан-12У - літак з системою керування прикордонним шаром (проект). Розроблений у 1962 році.

•Ан-12УД - літак збільшеної дальності. Розроблений у 1960 році. Відрізняється двома додатковими паливними баками загальною ємністю 7600 л (від бомбардувальника ЗМ). При цьому запас палива склав 21870 л.

- Ан-12УД-3 - літак збільшеної дальності з трьома додатковими баками у вантажній кабіні.

- Ан-40 - транспортний літак укороченого зльоту й посадки (проект). Відрізнявся двигунами АІ-30, додатковими розгінними ТРД РД-36-35. Розроблений у 1964 році.

- Ан-42 - варіант Ан-40 з системою керування вектором тяги (проект).

Shaanxi Y-8 - китайський варіант Ан-12БК. У 1974-1993 роках побудовано 667 літаків різних модифікацій. Станом на 2012 рік випуск літака тривав. У 1960-х роках КНР придбала кілька Ан-12 і ліцензію на їх виробництво. Серійне виробництво Ан-12 в КНР під позначенням Shaanxi Y-8, через розрив радянсько-китайських відносин, було розпочато лише у 1981 році. Станом на 2012 рік в КНР тривав випуск Shaanxi Y-8.

- Shaanxi Y-9 - глибока модернізація Shaanxi Y-8, прийнята на озброєння НВАК у 2012 році.

Б.2 Характеристики базових моделей при розробці середнього ВТЛ Ан-178

Загальний вид літака Ан-148 й основні льотно-технічні характеристики його модифікацій як базових моделей при розробці середнього ВТЛ Ан-178 представлено на рис. Б.5 і у таблиці Б.2.

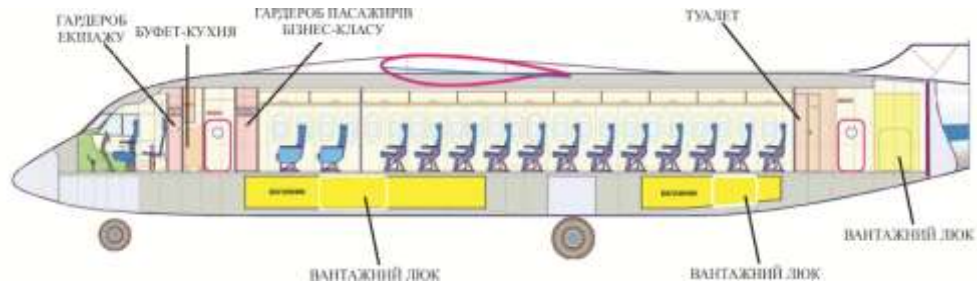


Рисунок Б.5 – Загальний вид літака Ан-148

Таблиця Б.2 – Основні льотно-технічні характеристики модифікацій літака Ан-148

Характеристики	Ан-148-100А	Ан-148-100В	Ан-148-100Е	Ан-148-200 (Ан-158)
Максимальна пасажиромісткість, чол.	85	85	85	99
Максимальне платне завантаження, кг	9000	9000	9000	12000
Дальність з 75 пас., км	2100	3500	4400	2500-5000
Швидкість польоту, км/год	800-870	800-870	800-870	800-870
Висота польоту, м	до 12200	до 12200	до 12200	до 12200
Часова витрата палива, кг/год	1550	1600	1650	1710
Діапазон експлуатаційних температур (на землі)	-55...+45 °С	-55...+45 °С	-55...+45 °С	-55...+45 °С
Висота аеродрому, м	до 1500	до 1500	до 1500	до 1500
Клас аеродрому	«В»	«В»	«В»	«В»
Потрібна довжина ЗПС, м	1600	1800	1900	1900
Класифікаційне число РСН R/B (для MTOW)	21,8	24	26,3	29
Ресурс, тис. год / тис. польотів	80/60	80/40	80/30	80/40
Злітна маса, кг	36800	39600	42600	43100
Двигуни	Д436-148	Д436-148	Д436-148	Д436-148
Строк служби	30 років			

Б.3 Параметри базового варіанту при створенні оперативно-тактичного ВТЛ Ан-188

Загальний вид і габаритні розміри базового ВТЛ при створенні Ан-188 та його основні льотно-технічні характеристики представлено на рис. Б.6 і у таблиці Б.3.

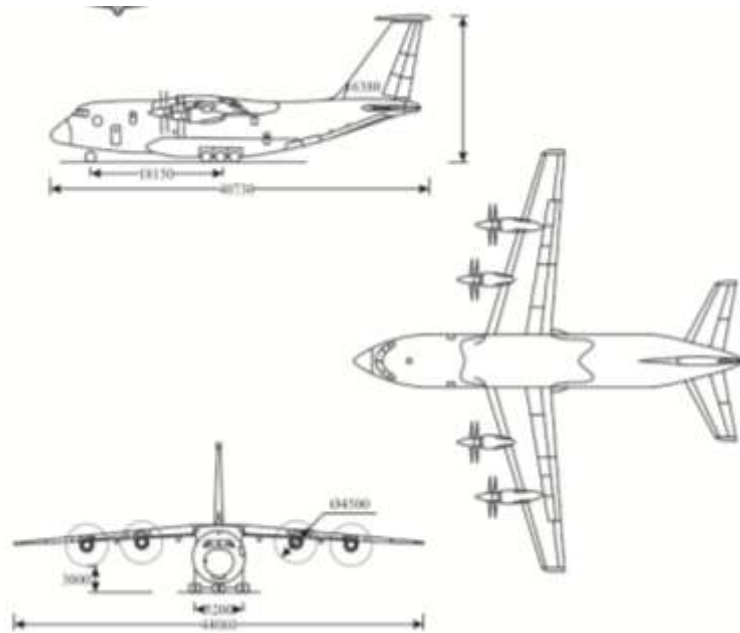


Рисунок Б.6 – Загальний вид базового літака при створенні ВТЛ Ан-188

Основні особливості базового літака:

- можливість експлуатації на малопідготованих коротких ґрунтових майданчиках довжиною 600-800 м;
- можливість всепогодної експлуатації в будь-який час доби на будь-яких широтах;
- поєднання високої крейсерській швидкості й високої паливної ефективності;
- можливість тривалої автономної експлуатації у відриві від аеродрому базування;
- збільшені габарити вантажної кабіни, що дозволяє перевозити всю номенклатуру військових вантажів країн СНД і НАТО.

Таблиця Б.3 – Основні льотно-технічні характеристики базового літака при створенні нового ВТЛ Ан-188

Характеристики	Показники	
Максимальна вантажопідйомність, т	35 (47*)	
Крейсерська швидкість, км/год	750	
Крейсерська висота польоту, м	до 12000	
Умови базування:		
- режим зльоту-посадки	звичайний	короткий
- покриття ЗПС	бетон / ґрунт	ґрунт
- довжина ЗПС, м	1550 / 1800	700
Практична дальність польоту, км:		
- з вантажем 35 т	5100	
- з вантажем 30 т	6000	1200
- з вантажем 20 т	6600	3000
Двигуни:		
- тип	ТГВД Д-27	
- кількість × потужність, кВт (є.к.с.)	4 × 10300 (14000)	
Екіпаж, чол.	3-4	
* При зниженому коефіцієнті експлуатаційного перевантаження		

На рис. Б.7 показано зіставлення за габаритами вітчизняного ВТЛ Ан-77 і європейського ВТЛ А400М, а їх основні льотно-технічні характеристики зведено у таблицю Б.4 для порівняння.

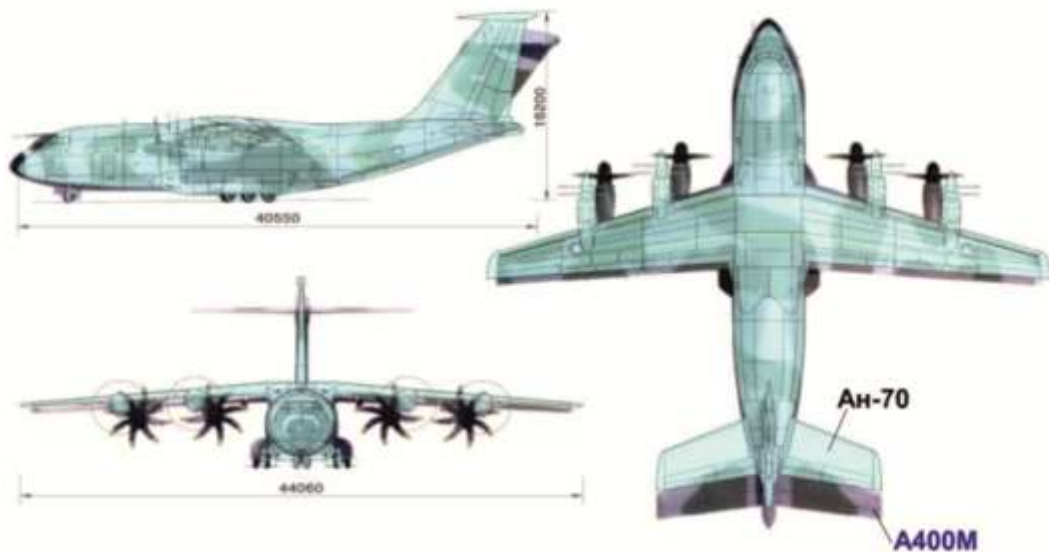


Рисунок Б.7 – Зіставлення базових варіантів Ан-77 і А400М

Таблиця Б.4 – Основні льотно-технічні характеристики ВТЛ

Ан-77 і А400М

Характеристики	Ан-77	А400М
Льотні дані		
V_{\max} , км/год	890	780
$H_{V_{\max}}$, км	12	11,28
$V_{\text{крейс}}$, км/год	800	780
$H_{\text{крейс}}$, км	9,6	9
$V_{\text{пос}}$, км/год	160-165	
$V_{\text{зл}}$, км/год	250	
V_y , м/сек	25	
$H_{\text{ст}}$, м	12000	11280
L , м	7800-8000	3298
L_p , м	1800 (47 т) 700 (20 т, ґрунт)	1500
$L_{\text{зл}}$, м	600	980
$L_{\text{пр}}$, м	1500 (при макс. посад. масі) 600 (корисн. навант. 20 т, ґрунт)	930
$L_{\text{пос}}$, м	750	770
Масові дані		
m_0 ($m_{\text{зл}}$), кг	111000	70000
$m_{0 \max}$, кг	130000	141000
$m_{\text{пос}}$, кг	80000	122000
$m_{\text{порож зн}}$, кг	45000	53500
$m_{\text{об}}$, кг	12000	15000
m_k , кг	73000	66500
m_c , кг	47000	37000
$n_{\text{пас}}$, чол.	300	120
m_p , кг	38000	50500
Дані силової установки		
P_0 (N_0)	4 × 19040	4 × 11000
$m_{\text{дв}}$, кг	1650	1826
C_{p0} , кг/кВт·год	0,231	0,238
$C_{pH=V}$, кг/кВт·год при $H = 11000$ м, $V = 750$ км/год	0,177	
Геометричні дані		
S , ?	204	221,5
L , м	44,06	42,4

Закінчення таблиці Б.4

Характеристики		Ан-77	А400М
X, град	кут стрілоподібності крила за половиною хорди	11,56	
	кут стрілоподібності крила за передньою кромкою	17,65	
$\lambda, ?$		8,8	
$\eta, ?$		5	
$L_{\text{ф}}, \text{ м}$		22,4	17,71
$D_{\text{ф}}, \text{ м}$		4,8	
$\lambda_{\text{ф}}, ?$		7,15	5,4
Інше			
Система керування		Електродистанційна система керування (ЄДСК)	
Наведення		Навігаційний комплекс, в ході модернізації в 2010-2012 роках на літак встановлено оптико- електронну станцію	
Навігація		Єдиний інформаційний комплекс з цифровими інтерфейсами, навігаційна РЛС	
Протидія		Ймовірно може встановлюватися комплекс РЕБ	
Зв'язок		Комплекс зв'язку з цифровими інтерфейсами	
Кабіна		Система коліаторної індикації СКІ-77 розробки ЦКБ «Арсенал» (м. Київ)	

Додаток В

**ПАРАМЕТРИ ДВИГУНІВ, ВИКОРИСТАНИХ ПРИ СТВОРЕННІ
ЛЕГКИХ І СЕРЕДНІХ ВТЛ**

В.1 Параметри турбогвинтового двигуна PW150A в модифікації Ан-132Д

Схему й технічні характеристики турбогвинтового двигуна PW150A для модифікації Ан-132Д представлено на рис. В.1 і у таблиці В.1.

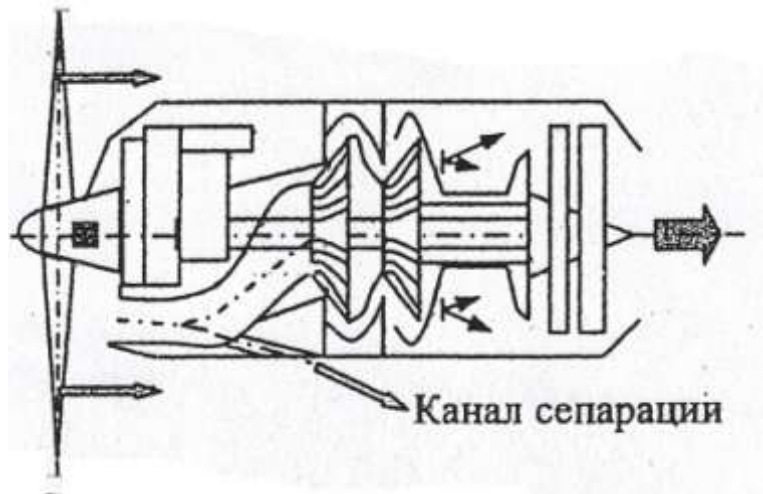


Рисунок В.1 – Схема турбогвинтового двигуна PW150A

Таблиця В.1 – Технічні характеристики ТГД PW150A

<i>1 Type Design Definition</i>				
Engine Model		Engine Parts List		
PW150A		3121627		
<i>2 Description</i>				
Three spool, free turbine-propeller engine. A three stage axial compressor and a centrifugal compressor are independently driven by single stage axial turbines. A two stage axial turbine drives an offset reduction gearbox. The combustor is a reversed flow annular type. The starter and the engine mounts are not part of the engine Type Design.				
<i>3 Equipment</i>				
Approved equipment is identified in the Pratt & Whitney illustrated Parts Catalog (P/N 3043524). For additional information refer to the Installation Manual.				
<i>4 Dimensions and Weight</i>				
Engine Model	Overall Length (mm)	Overall Width (mm)	Overall Height (mm)	Dry Spec. Weight (kg)(*)
PW150A	2420	790	1100	716,9
(*) See Note 1				

Закінчення таблиці В.1

5 Ratings (See Notes 2 3 4 and 6)						
	Maximum Take-off Power – 5 min		Normal Take-off Power – 5 min		Maximum Continuous Power	
Engine Model Ratings at Sea Level	Shaft Power (kW)	Jet Thrust (N)	Shaft Power (kW)	Jet Thrust (N)	Shaft Power (kW)	Jet Thrust (N)
PW150A	3781	3750	3415	3412	3781	3750
6 Maximum Output Shaft Speed						
Maximum Take-off (RPM)	Normal Take-off (RPM)		Maximum Continuous (RPM)		Transient 20 secs (RPM)	
1020	1020		1020 (*)		1173	
7 Maximum HP Spool Speed						
Rating	Maximum Take-off (RPM)	Normal Take-off (RPM)	Maximum Continuous (RPM)		Transient 20 secs (RPM)	
PW150A	31150	(*)	31150		31525	
(*) See Note 6						
8 Maximum LP Spool Speed						
Rating	Maximum Take-off (RPM)	Normal Take-off (RPM)	Maximum Continuous (RPM)		Transient 20 secs (RPM)	
PW150A	27000	(*)	27000		27625	
(*) See Note 6						
9 Maximum Output Torque						
Rating	Maximum Take-off (Nm)	Normal Take-off (Nm)	Maximum Continuous (Nm)		Transient 20 secs (Nm)	
PW150A	37529	35404	35404		47795	
10 Fuel type						
Type		Specification				
		Canada			USA	
Kerosene Jet A, A-1 Jp8		CGSB 3.23			ASTM D1655 MIL-T-83133	
Wide Cut Jet B JP4		CGSB 3.23 CGSB 3.23			ASTM D1655 MIL-T-5624	
High Flash JP5 JP1		3-GP-24			MIL-T-5624 MIL-T-5616	
11 Manuals						
Engine Model	Engine Installation Manual	Engine Airworthiness Limitations Manual		Engine Manual	Engine Maintenance Manual (Source Data)	
PW150A	3049067	3043520		3043523	3043522	

В.2 Параметри двигунів ТРДД Д436-148 в базовій моделі літака Ан-148 і Д436-148ФМ в модифікації Ан-178

В таблиці В.2 наведено технічні характеристики двигунів ТРДД Д436-148 для базової моделі літака Ан-148 і Д436-148ФМ для модифікації Ан-178.

Таблиця В.2 – Технічні характеристики двигунів ТРДД Д436-148 і Д436-148ФМ

Характеристики	Двигун (встановлений)		
	Д436-148		Д436-148ФМ
Варіант налаштування САУ	148Б	148Д	148ФМ
Злітний режим, $H_{п} = 0$; $M_{п} = 0$; МСА			
Тяга, кгс	6400	6830	7700
Максимальний надзвичайний режим, $H_{п} = 0$; $M_{п} = 0$; МСА			
Тяга, кгс	7100	7500	8600
Максимальний крейсерський режим, МСА			
Висота польоту, м	11000		11000
Число Маха	0,75		0,75
Тяга, кгс	1500		1650
Режим реверсування тяги, $H_{п} = 0$; $M_{п} = 0$; МСА			
Максимальна реверсивна тяга, Кгс	1300		1450
Габаритно-масові показники			
Діаметр входу, мм	1390		1404
Довжина (без кока), мм	3694		3694
Ширина, мм	1784		1784
Висота, мм	1930		1930
Суха маса, кг	1400		1450

В.3 Параметри двигуна CFM Leap-1A в модифікації оперативно-тактичного ВТЛ Ан-188

CFM International LEAP (Leading Edge Aviation Propulsion) - турбореактивний двоконтурний двигун з високим ступенем двоконтурності (турбовентиляторний).

Основний конкурент - двигун PW1000G американської компанії Pratt & Whitney (таблиця В.3).

Таблиця В.3 – Технічні характеристики сімейства двигунів PW1000G

Варіант	Діаметр вентилятора	Ступінь двоконтурності	Тяга	Застосування	Введення в експлуатацію
PW1124G PW1127G PW1133G	81 " (2,1 м)	12:1	110-160, кН ^{[1][2]}	A320neo	Жовтень 2015 року
PW1428G PW1431G	81 " (2,1 м)	12:1	120-140, кН	МС-21	2016 рік

Параметри двигунів CFM International LEAP двобальних турбовентиляторних реактивних

- LEAP-1A призначено для літаків Airbus другого покоління сімейства 320 - A320neo. Машини, обладнані LEAP-1A, поставляються з 2 серпня 2016 року. Перша була одержана турецькою авіакомпанією Pegasus Airlines (PC).

Максимальна тяга у злітному режимі версій LEAP-1A:

- LEAP-1A23 / -1A24: 106,80 кН;
- LEAP-1A26: 120,64 кН;
- LEAP-1A30 / -1A32 / -1A33 / -1A35: 143,05 кН.

Максимальна тяга в тривалому режимі версій LEAP-1A:

- LEAP-1A23: 104,58 кН;
- LEAP-1A24: 106,76 кН;
- LEAP-1A26: 118,68 кН;
- LEAP-1A30 / -1A32 / -1A33 / -1A35: 140,96 кН.

21 червня 2017 року LEAP-1A для Airbus A320neo і LEAP-1B для Boeing 737 MAX одночасно сертифіковані 180-хвилинним ETOPS (Extended-

range Twin-engine Operational Performance Standards / Extended Twin OperationS - Розширені Правила Польотів для двомоторних літаків) від Європейського агентства авіаційної безпеки (European Aviation Safety Agency, EASA) та Федерального управління цивільної авіації США (Federal Aviation Administration, FAA).

Додаток Г

СТАТИСТИЧНІ ЗНАЧЕННЯ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ СЕРТИФІКАЦІЙНИХ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Паливна ефективність визначається як питомий показник, що представляє собою відношення мас витраченого на рейс палива на одиницю транспортної роботи.

За умови, що величина комерційного навантаження дорівнює $(95 \div 115) \cdot n$ пасажирів, розмірність q_p оцінюється в л/пас·км.

Г.1 Паливна ефективність регіональних пасажирських літаків, оснащених турбогвинтовими двигунами

Дані з паливної ефективності регіональних пасажирських літаків з ТГД зведено в таблиці Г.1 й графічно представлено на рис. Г.1.

Таблиця Г.1 – Паливна ефективність пасажирських літаків з ТГД

Літак	$Q_{л}$, л	L, км	$N_{пас}$, пас.	q_m , л/(пас·км)
Saab 340	3220	1500	37	0,0580180
ATR42-600	5625	1560	42	0,0858516
Saab 2000	5980	2100	50	0,0569524
Антонов Ан-140-100	541	2400	52	0,0433894
Ілюшин Іл-114-100	8780	1400	64	0,0979911
ATR72-600	6098	1528	68	0,0586888
Bombardier Dash 8-400	6616	2522	78	0,0336322

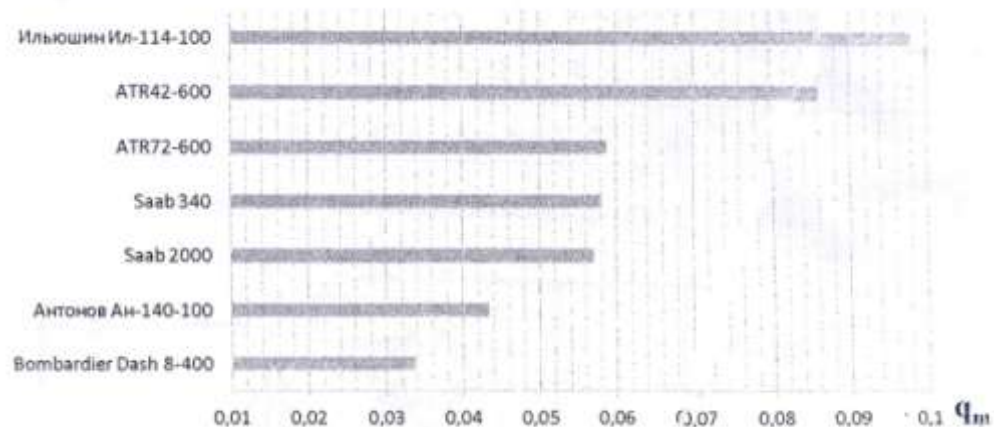


Рисунок Г.1 – Гістограма розподілу паливної ефективності регіональних пасажирських літаків з ТГД

Г.2 Паливна ефективність регіональних пасажирських літаків, оснащених турбогвинтовими двигунами

Дані з паливної ефективності регіональних пасажирських літаків з ТГД зведено в таблиці Г.2 й графічно представлено на рис. Г.2.

Таблиця Г.2 – Паливна ефективність регіональних пасажирських літаків з ТГД

Літак	Q_L , л	L, км	$N_{\text{пас}}$, пас.	q_m , л/(пас·км)
Bombardier CRJ700	10838	2256	70	0,0686297
Embraer E170	11384	3334	70	0,0487788
Антонов Ан-148-100В	14268	3500	75	0,0543543
Embraer E175	11384	3334	78	0,0437759
Сухой SSJ100/75	13135	2900	78	0,0580681
Fokker 70	13087	3410	79	0,048801
Антонов Ан-158	14268	3100	86	0,0535184
Bombardier CRJ900	10838	1941	88	0,0634514
Embraer E190	15818	1134	98	0,0484128
Сухой SSJ100/95	13135	3048	98	0,0439733
Bombardier CRJ1000	10838	1798	100	0,0602781

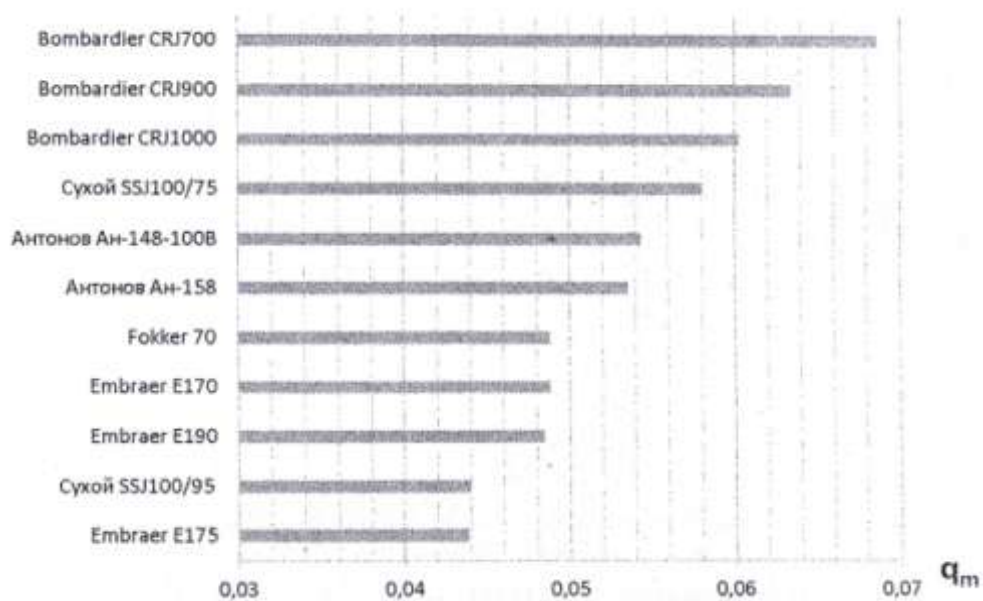


Рисунок Г.2 – Гістограма розподілу паливної ефективності регіональних пасажирських літаків з ТГД

Г.3 Паливна ефективність вузькофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 200-250 пасажирів

Дані з паливної ефективності вузькофюзеляжних пасажирських літаків, призначених для перевезення пасажирів у кількості 200-250 чоловік, зведено в таблиці Г.3 й графічно представлено на рис. Г.3.

Таблиця Г.3 – Паливна ефективність вузькофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 200-250 чоловік

Літак	Q_L , л	L, км	$N_{\text{пас}}$, пас	q_m , л/(пас·км)
Boeing 757-200	43490	7222	200	0,0301094
Boeing 757-200WL	43490	7600	200	0,0286118
Boeing 757-300	43400	6287	243	0,0284080
Boeing 757-300WL	43400	6658	243	0,0268250

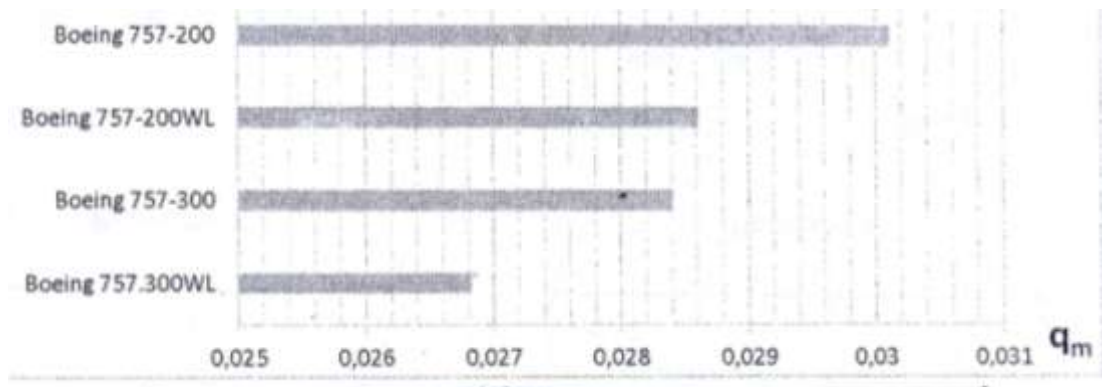


Рисунок Г.3 – Гістограма розподілу паливної ефективності вузькофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 200-250 пасажирів

Г.4 Паливна ефективність широкофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 180-299 пасажирів

Дані з паливної ефективності широкофюзеляжних пасажирських літаків, призначених для перевезення пасажирів у кількості 180-299 чоловік, зведено в таблиці Г.4 й графічно представлено на рис. Г.4.

Таблиця Г.4 – Паливна ефективність широкофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 180-299 пасажирів

Літак	Q_L , л	L, км	$N_{\text{пас.}}$, пас.	q_m , л/(пас·км)
Boeing 767-200	63000	9130	181	0,0488172
Boeing 767-200ER	91400	11825	181	0,0427038
Boeing 767-300	63000	7890	218	0,0366275
Boeing 767-300ER	91400	11090	218	0,0378058
Boeing 767-200ER WL	91400	11690	218	0,0358654
Airbus A340-200	155040	15000	240	0,0430667
Boeing 787-8	126210	14500	242	0,0359675
Boeing 767-400ER	91400	10418	245	0,0358093
Airbus A330-200	139090	13400	253	0,0410271
Boeing 787-8	138700	15400	280	0,0321660
Airbus A330-300	97530	11300	295	0,0292575
Airbus A340-300	147850	13700	295	0,0365830






Рисунок Г.3 – Гістограма розподілу паливної ефективності широкофюзеляжних пасажирських літаків місткістю 180-299 пасажирів

Додаток Д

НОРМАТИВНІ ДОКУМЕНТИ З РЕАЛІЗАЦІЇ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У ВТЛ, РОЗРОБЛЕНІ ЗА УЧАСТЮ АВТОРА

Д.1 Матеріали з сертифікації модифікації ВТЛ Ан-188

<p>ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО АНТОНОВ®</p> <p>вул. Академіка Туполева, 1, м.Київ, 03062 Україна Факс: 38(044) 400-81-44 Тел: 38(044) 454-32-33, 454-31-49 E-mail: info@antonov.com Код ЄДРПОУ 14307529</p>		<p style="text-align: right;">COMPANY ANTONOV®</p> <p>вул. Академіка Туполева, 1, Київ, 03062 Україна Факс: 38(044) 400-81-44 Phone: 38(044) 454-31-49 Phone: 38(044) 454-32-33 E-mail: info@antonov.com</p>
<p>28.12.2017 737/13000-17 Державне підприємство "АНТОНОВ"</p> 	<p>Голові Державіаслужби України</p> <p>Більчуку О.В. Україна, 01135, м. Київ, пр. Перемоги, 14. Факс: 351-56-92, 351-56-44 Тел. 351-52-99, 351-54-05</p>	
<p>Про Заявку на отримання Сертифіката типу літака Ан-188</p>		
<p>Шановний Олександрє Васильовичу!</p> <p>Надсилаю Вам Заявку на отримання Сертифіката типу великого літака з чотирма двигунами Ан-188.</p> <p>Додатки: 1. Заявка на отримання Сертифіката типу, на 7 арк.; 2. «Самолет Ан-188. Краткое техническое описание» № 188.000.01.ТО», копія, на 8 арк.</p>		
<p>Віце-президент (з проектування)</p>		<p>О.В. Лось</p>
<p>Вик.: Рибков Ю.В. тел. 400-81-74</p>		

1316 * ЛВ



Державна авіаційна служба України (Державіаслужба)
State Aviation Administration of Ukraine

Заявка на отримання Сертифіката типу/Обмеженого сертифіката типу
Application for Type Certificate/Restricted Type Certificate

Захист даних: Особисті дані, викладені в цій заяві, обробляються Державіаслужбою відповідно до положення про захист фізичних осіб відносно обробки персональних даних установами й органами України та про вільне переміщення таких даних. Вони будуть оброблятися іншим чином з метою забезпечення якості роботи, управління та наступних перевірок Заявки Державіаслужбою, без шкоди при можливій передачі внутрішній службі аудиту. Заявник має право на доступ до його персональних даних і право спростувати будь-які дані, які є неточними або неповними. Якщо у Заявника є будь-які питання, що стосуються обробки його персональних даних, він повинен звернутися до Державіаслужби за адресою: 01135, м. Київ, пр. Перемги, 14.

Data protection: Personal data included in this application is processed by State Aviation Administration of Ukraine pursuant to Regulation provision on the protection of individuals with regard to the processing of personal data by the Ukrainian institutions and bodies and on the free movement of such data. It will be processed solely for the purposes of the performance, management and follow-up of the Application by State Aviation Administration of Ukraine, without prejudice to possible transmission to internal audit services. The Applicant shall have the right of access to his personal data and the right to rectify any such data that is inaccurate or incomplete. Should the Applicant have any queries concerning the processing of his personal data, he shall address them to State Aviation Administration of Ukraine at the following address: 14, Peremogy ave., 01135, Kyiv, Ukraine.

1. Довідкова інформація заявника
Applicant's Reference

1.1. Ваш номер для
посилання
Your Reference

" 28 " грудня 2017 р. № 737/13000-17

2. Адреса і контактна інформація Заявника
Applicant Address and Contact Data

2.1 Дані заявника
Applicant Data

2.1.1 Назва та адреса (офіційна назва та адреса/юридична адреса організації) <i>Name and Address (registered/business name and address/legal seat of the company)</i>	Реєстрацій номер та дата реєстрації заявки <i>Registration number and date of application registration</i>		Сертифікат/ схвалення розробника <i>(A)DOA Reference</i>	UA.21J.0016
	Назва Організації <i>(Company) Name</i>	Державне підприємство «АНТОНОВ»		
	Вулиця / № будинку <i>Street / Nr</i>	Академіка Туполєва / 1		
	Поштовий індекс <i>Post Code</i>	03062		
	Місто <i>City</i>	Київ		
	Країна <i>Country</i>	Україна		
2.1.2 Контактна особа (відповідальна за супроводження заявки) <i>Contact Person (responsible for this application)</i>	Стать <i>Title</i>	<input checked="" type="checkbox"/> Ч <input type="checkbox"/> Ж <i>Mr Ms</i>		
	Прізвище <i>Name</i>	Власик		
	Ім'я <i>First name</i>	Владислав		
	По батькові	Володимирович		
	Посада <i>Job title</i>	Заступник Головного конструктора		
	Телефон / Факс <i>Phone/Fax</i>	+38-044-400-81-74		
	Електронна пошта <i>E-mail</i>	vlasyk@antonov.com		

Важлива примітка: Заявники, що звертаються вперше, повинні надати разом із заявкою копію Свідоцтва про державну реєстрацію (Виписку з держреєстру) компанії або аналогічних юридичних документів, що підтверджують назву і місцезнаходження компанії. Якщо заявник фізична особа, необхідно надати копію ідентифікаційного документа або паспорту.

Important Note: First time applicants need to submit a copy of the company's Business Registration or similar legal document stating name and seat of the company together with the application. In case the applicant is not a company but a natural person, a copy of the person's ID or passport needs to be provided with the first application.



Державна авіаційна служба України (Державіаслужба)
State Aviation Administration of Ukraine

Заявка на отримання Сертифіката типу/Обмеженого сертифіката типу
Application for Type Certificate/Restricted Type Certificate

2.2 Платіжна Інформація (може бути не зазначена, якщо вона ідентична пункту 2.1) <i>Billing Data (may be left blank, if same as 2.1 Applicant Data)</i>		
2.2.1 Адреса для виставлення рахунку (Для отримання рахунків-фактур Державіаслужби для оплати зборів і платежів. Рахунки надсилаються поштою на адресу, що вказану тут.) <i>Billing Address</i> (For the receipt of State Aviation Administration of Ukraine fees and charges invoices. Invoices are issued via post-mail to the address provided here.)	Назва Організації <i>(Company Name)</i>	Державне підприємство «АНТОНОВ»
	Вулиця / № будинку <i>Street / Nr</i>	Академіка Туполєва / 1
	Поштової скринька <i>PO Box</i>	03062
	Поштовий індекс <i>Post Code</i>	Київ
	Місто <i>City</i>	Україна
	Країна <i>Country</i>	Державне підприємство «АНТОНОВ»
	2.2.2 Контактна особа (з фінансових питань) <i>Contact Person (responsible for financial matters)</i>	
Стать <i>Title</i>	<input checked="" type="checkbox"/> Ч <input type="checkbox"/> Ж <i>Mr Ms</i>	
Прізвище <i>Name</i>	Лось	
Ім'я <i>First name</i>	Олександр	
По батькові	Васильович	
Посада <i>Job title</i>	Віце-Президент (з проектування)	
Телефон / Факс <i>Phone/Fax</i>	+38-044-400-81-65	
Електронна пошта <i>E-mail</i>	vp_design_org@antonov.com	



ДЕРЖАВНА АВІАЦІЙНА СЛУЖБА УКРАЇНИ
ДЕПАРТАМЕНТ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ

пр. Перемоги, 14, м. Київ, 01135, тел./факс +38 (044) 351-56-44, E-mail: dip@avia.gov.ua,
Код ЄДРПОУ 37536026

Віце-президенту (з проектування)
ДП «Антонов»

Лосю О.В.

Шановний Олександрє Васильовичу!

На лист ДП «Антонов» від 28.12.2017 № 737/13000-17 повідомляємо, що Заявка ДП «Антонов» на отримання Сертифіката типу літака Ан-188 зареєстрована в Державіаслужбі 29.12.2017-за № 1161 та прийнята до розгляду.

З повагою
Заступник директора

В.М. Овчинніков

005298

Український варіант самолета Ан-188 буде сертифіковані відповідно до авіаційної служби України по нормам льотної годності EASA CS-25.

Вик.: Дударь І.М.
тел.: 351-53-94

422-18

Державна авіаційна служба України Державне підприємство «АНТОНОВ»
12.1.15-353-18 від 16.01.2018
41937 13.05



ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО

АНТОНОВ®

вул. Академіка Туполева, 1, м.Київ,
03062 Україна
Факс: 38(044) 454-79-66
Тел: 38(044) 454-31-49
E-mail: info@antonov.com
Код ЄДРПОУ 14307529



COMPANY

ANTONOV®

вул. Академіка Туполева, 1, Київ,
03062 Ukraine
Fax: 38(044) 454-79-66
Phone: 38(044) 454-31-49
E-mail: info@antonov.com

14.02.2019 737/2303-19
Державне підприємство "АНТОНОВ"



Голові
Державіаслужби України
Більчуку О.В.

Про суттєву зміну схваленої
організації розробника

01135, м. Київ, пр. Перемоги, 14
Тел. 351-84-01, Факс 351-92-92

Шановний Олександр Васильовичу!

Користуючись нагодою висловлюю Вам і колективу Державіаслужби України свою щирю повагу.

В зв'язку з поданням до Державіаслужби України заявки на отримання Сертифіката типу літака Ан-188 та у відповідності з п. 21.A.253 Авіаційних правил України АПУ-21 (Part-21) і з урахуванням GM № 1 до 21A.251 та АМС 21.A.253 подаємо заявку на схвалення суттєвої зміни схваленої організації розробника (додається).

Додаток: «Заявка на суттєві зміни схваленої організації розробника», 4 арк.

З повагою,

Віце-президент з проектування

О.В. Лось

15868 * JET

D.2 European technical standard order (ETSO) authorization.

EASA.210/10059285



EUROPEAN TECHNICAL STANDARD ORDER (ETSO) AUTHORISATION

EASA.210.10059330

This European Technical Standard Order (ETSO) Authorisation is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No. 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation, subject to conditions specified below, to

DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED

40 FORT PARKWAY
BIRMINGHAM
B24 9HL
UNITED KINGDOM

in accordance with Commission Regulation (EU) No. 748/2012, Part 21, Section A, Subpart O and ETSO C62e
for

49x19.5-22// Main wheel aircraft tyre
P/N: DR3373QT()
DDP No. ATDDP631, ISSUE 2 or Subsequent Revisions

Limitations:

For use on Antonov AN124 & AN225 aircraft.

Conditions:

1. The above ETSO Authorisation holder is only authorised to identify an Article with this ETSO marking whilst remaining in compliance with the conditions retained for the issue of this Authorisation.
2. This ETSO Authorisation does not constitute an installation approval. It is the responsibility of those installing this article to determine that the aircraft installation conditions are within the ETSO standards.

This ETSO Authorisation shall remain valid until surrendered or revoked.

For the European Aviation Safety Agency

Date of Issue: 07 September 2016

Pasquale CONTE
Project Certification Manager
Parts & Appliances

10045629 - EASA.210.10059330

EUROPEAN TECHNICAL STANDARD ORDER - 10059330 - DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED - 301471



TE.ETSO.00092-005 © European Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.

Page 1 of 1

An Agency of the European Union

Appendix 5
 to Amendment № 1 dated 23.08.2016
 to Contract DATL-UA/AN-124-2015
 dated 02.09.2015

Приложение № 5
 к Дополнительному соглашению №1 от
 23.08.2016 г.
 к Контракту № DATL-UA/AN-124-2015
 от 02.09.2015 г.

Specified Tyre Application Charts
Уточненные спецификации на шины

KNOWN & CLEARANCE DIMENSIONS IN ACCORDANCE WITH UK ROYALTY PATENT FOR 2015

CLEARANCES AT 810 M.P.A (20 BAR)

INFLATION P.L. 3.5 BAR SERVICED * 10 P.F.L. 48.0 MPa
 TOLERANCE 0 P.F.L. 0.0 MPa

TYRE TYRES ARE INFLATED UNDER LOAD, PRESSURES SHOULD BE INFLATED BY 1%.

SCHEDULE	
INFLATION PRESSURE (P.S.I.)	100 160 200 300 310 311
LOAD AT NOMINAL DEFLECTION (LB)	25110 42000 50000 80000 40000
STEADY BRAKE LOAD (LB)	38170 47000 57000 87000 87000
LOAD AT MAXIMUM DEFLECTION (LB)	66420 84000 100000 150000 150000
INFLATION PRESSURE (MPa)	6.9 11.0 13.8 20.7 20.7
LOAD AT NOMINAL DEFLECTION (kN)	112.0 178.4 220.7 353.7 353.7
STEADY BRAKE LOAD (kN)	168.8 232.9 283.5 425.4 425.4
LOAD AT MAXIMUM DEFLECTION (kN)	300.4 376.3 450.0 675.0 675.0
NOMINAL TYRE DEFLECTION (IN)	0.2 0.3 0.4
MAX. TYRE DEFLECTION (IN)	7.87 (199.8)
STATIC LOADED ROLLING (IN)	10.07 (256)
FLAT TYRE RADIUS	10.44" (265.3)

NEW TYRE DIMENSIONS (For Information)

APPLICABLE AFTER 24 HRS AT 217°F. (100 MPa)	
MAXIMUM DIAMETER (IN)	45.10 (1146)
WIDTH (IN)	17.63 (448)
MAXIMUM DIAMETER	45.10 (1146)
MINIMUM DIAMETER (IN)	40.8 (1038)
MAXIMUM WEIGHT	178 lbs. - 80 kg.
MINIMUM WEIGHT	170 lbs. - 77 kg.
STATIC UNBALANCE (OZ/IN)	64.7 (0.40) MAX.
MAXIMUM ROAD WIDTH (IN)	3.4" (86.3mm)

REVISIONS

NO.	DATE	DESCRIPTION
1	10.07.15	THIS DRAWING TO BE USED FOR MOLD PROFILE
2	10.07.15	THIS DRAWING TO BE USED FOR MOLD PROFILE
3	10.07.15	THIS DRAWING TO BE USED FOR MOLD PROFILE

TREAD DETAILS

TYPE	Pattern
MOULD PATTERN DEPTH (IN)	9.41" (239.1)

AIRCRAFT TYRE APPLICATION CHART
DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED

A.C. 1330 DRAWN BY APPROVED BY

DATE 24/11/15 CHECKED BY

TYRE QUALIFICATION TO SUPERSEDE

CA. APPROVAL ITSO C-05

STORES REF. No. 30 P.F.L. TYPE Bies

PART No. DRAWSET

APPLICATION Antonov 124 / 225 ALO 43x17.0-19 Tubeless

NOT TO SCALE

TYRE ISSUE No. 1

APPROVED FOR ANTONOV CHAR DESIGNER: [Signature] CHECKED BY: [Signature]

DESIGNED BY: [Signature]

DATE: 24/11/15

SCHEDULE

INFLATION PRESSURE (P.S.I.)	110	117	124	131	138	145
LOAD AT NOMINAL DEFLECTION (LB)	41207	43824	46441	49058	51675	54292
STEADY BRAKED LOAD (LB)						
LOAD AT MAXIMUM DEFLECTION (LB)	123621	129712	135803	141894	147985	154076
INFLATION PRESSURE (P.S.I.)	1172	1220	1268	1316	1364	1412
LOAD AT NOMINAL DEFLECTION (LB)	181.20	190.25	199.30	208.35	217.40	226.45
STEADY BRAKED LOAD (LB)						
LOAD AT MAXIMUM DEFLECTION (LB)	549.89	572.24	594.59	616.94	639.29	661.64
NOMINAL TYRE DEFLECTION (IN)	37	43.4				
MAX TYRE DEFLECTION (IN)	8.2 (208)					
STATIC LONGER RADIUS (IN)	20.6 (523)					
FLAT TYRE RADIUS	15.36 (390.1)					

NEW TYRE DIMENSIONS (For Information)

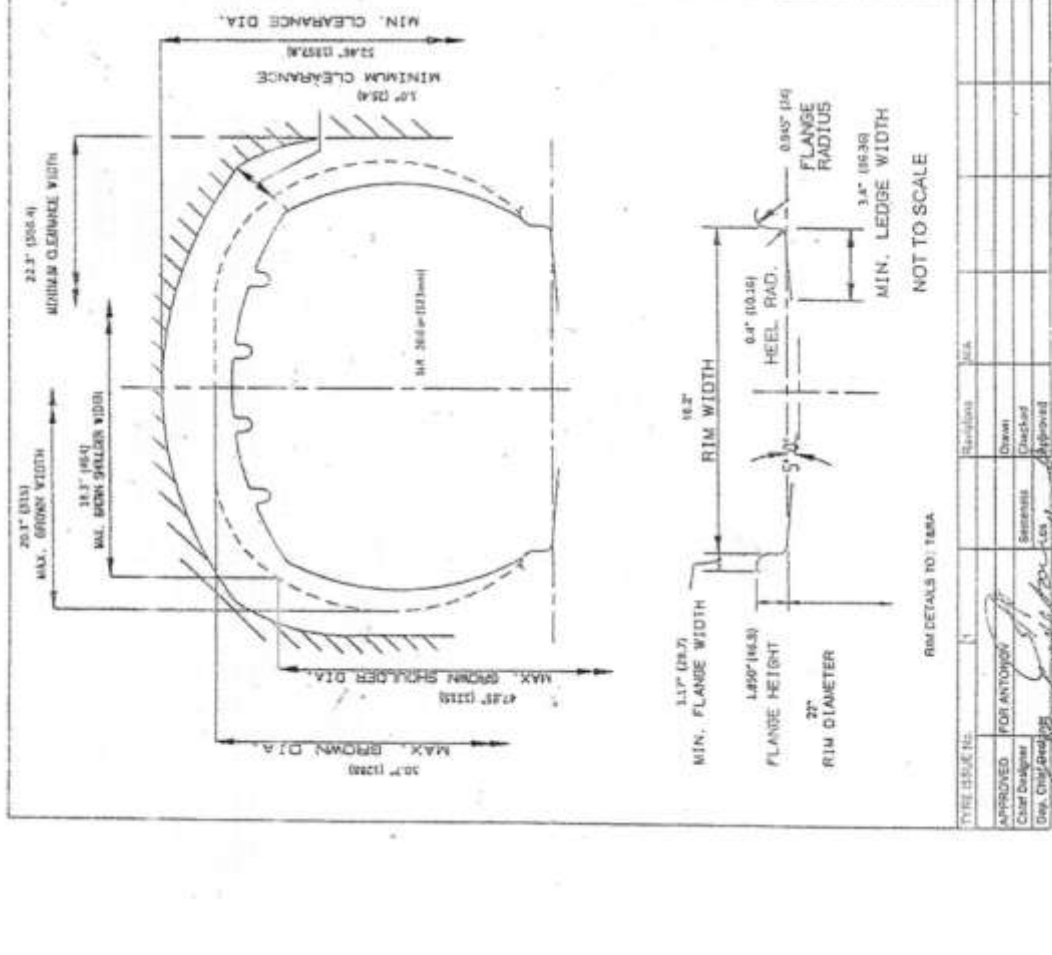
APPLICABLE AFTER 24 HRS AT 217 PSI (1455 MPa)	
MAXIMUM DIAMETER (IN)	48.12 (1220)
WIDTH (IN)	19.62 (498)
MAXIMUM DIAMETER	WIDTY
SHOULDER (IN)	46.3 (1176)
NEW TYRE (LBS) (KG)	249.84 - 113 kg
RESIDUAL (LBS) (KG)	219.88 - 113 kg
STATIC UNBALANCED (OZ) (MM)	84 (2.42) MAX
MAXIMUM DEAD WEIGHT (MM)	3.4" (86.36mm)

TREAD DETAILS

TYPE	Rubber
PATTERN	Robot
MOULD PATTERN DEPTH (IN) (MM)	0.44" (11.18)

AIRCRAFT TYRE APPLICATION CHART
DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED

A.C.	1089	DRAWN	CHND	APPROV	NOTES
DATE	20/10/10	CIV	11/11/10	11/11/10	
TYRE QUALIFICATION TO	SURFACES				
C.A.A. APPROVAL	ETSD-C-58a	30 P/R	TYPE	175	8.5R
F.A.A. APPROVAL		STORAGE REF. No.			
APPLICATION	ANDOVON 124 / 225	PNAT No.			
		SR			
		49x19.5-22			



APPROVED FOR ANTONOV
Chief Designer
Des. Chel/2005

Signature: [Handwritten Signature]

REVISIONS

Rev.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
By										
Check'd										
Appr'd										

REVISIONS

THIS DRAWING INCLUDES PROFILE TYPE DESIGN ASH225

DECLARATION OF DESIGN AND PERFORMANCE
EQUIPMENT: AIRCRAFT TYRE

Number ATDDP 632 Issue 1

CAA/EASA Reference

Description		43x17.0-19 28PR DR33828T Aircraft Tyre Load Rating 40850 lb at 217 psi. Tubeless Speed Rating 210 mph. Aircraft Landing Gear Nose wheel Tyre	
Intended Use	This item is approved only for use under the conditions defined below; the limiting figures being based on bench tests		
Overall Dimensions	Diameter	Width	135 psi to 217 psi unloaded
	Max. 43.00 Ins	Max. 17.00 Ins	When under load tyre pressure will be increased by 4% with tolerance as shown in DM 1172
	Min 42.10 Ins	Min 16.20 Ins	Suitable for repeated Take-off and Landing sequences within the conditions specified under performance and special limitations.
Weight	New Tyre 176 lb	Retread N/A	lb
Performance	Air and/or Nitrogen (maximum 5% Oxygen) Not Applicable		
Inflation Pressure	150 psi	202	217
Static Load	28200 lb	39000	40850
Steady Braked Load	42300 lb	57000	61275
Max. Deflection Load	84600 lb	114000	122550
Inflation Pressure	1034 kpa	1393	1496
Static Load	125.44 kN	169.03	181.71
Steady Braked Load	188.16 kN	253.55	272.56
Max. Deflection Load	376.32 kN	507.10	545.13
Loaded Radius	Max. 18.75 Ins	at 40850 lb	
	Min. 17.06 Ins	217 psi	
Design Specification	PS 364		
Production Test Specification	General Specification For Manufacture Manufacturing Specification for DR33828T Tyre Issue Number 1		
Modification Standard	AC1590		
Drawing Number	Maintenance		
Service/Instruction Manuals	DM1172 Retreading		
Approval Test Report	QTR 1662		
Degree of compliance with official Airworthiness requirements	EASA ETSO-C-62e FAA TSO-C-62e		

I hereby certify that the information contained in this declaration is accurate and is made under the authority of EASA DOA 21J207 and AP007

This equipment must be used only in accordance with the limiting conditions set out herein unless otherwise agreed by Dunlop Aircraft Tyres Limited. It will be necessary to check with Dunlop Aircraft Tyres Limited that his declaration is to the latest issue before specifying equipment covered by such declaration

For Dunlop	First Issue	Date	Revision A	Date	Revision B	Date	Revision C	Date	Revision D	Date	Revision E
Compiled by	C.J. Valentine	01/08/16									
Checked By	H. Harrison	01/08/16									
Verified By	S. Barlow	01/08/16									

Revisions:-

The conditions and tests for TSO approval of this article are minimum performance standards. Those installing this article on or within a specific type or class of aircraft, must determine that the aircraft operates under the conditions within the TSO standards. TSO articles must have separate approval for installation in an aircraft. This article may be installed only according to 14 CFR part 43 or the applicable airworthiness requirements.

For use on the Antonov AN124 & AN225 aircraft

DECLARATION OF DESIGN AND PERFORMANCE

EQUIPMENT: AIRCRAFT TYRE

Number ATDDP 631

Issue 2

Description 49x19.5-22 30PR DR33730T Aircraft Tyre Load Rating 52600 lb at 217 psi. Tubeless Speed Rating 210 mph.		CAA/EASA Reference Limiting Conditions of use:- This item is approved only for use under the conditions defined below, the limiting figures being based on bench tests	
Intended Use Aircraft Landing Gear Main wheel Tyre		Range of Working Pressure 170 psi to 217 psi unloaded When under load tyre pressure will be increased by 4% with tolerance as shown in DM 1172	
Overall Dimensions Diameter Max. 49.00 ins Min 48.05 ins Width Max. 19.50 ins Min 18.60 ins		Suitability for Repeat Loading Suitable for repeated Take-off and Landing sequences within the conditions specified under performance and special limitations.	
Weight New Tyre 249 lb Retread N/A lb		Working Fluid Air and/or Nitrogen (maximum 5% Oxygen)	
Performance Inflation Pressure psi 177 Static Load lb 42904 Steady Braked Load lb - Max. Deflection Load lb 128712 Inflation Pressure kpa 1220 Static Load kN 190.85 Steady Braked Load kN - Max. Deflection Load kN 572.54		Waterproofing Waterproof Altitude Rating Not Applicable	
Loaded Radius Max. 21.4 ins Min. 19.9 ins		Resistance to Fire Not Fireproof Acceleration Grade Not Applicable	
Design Specification PS 364		Ambient Temperature Range -54 to +71 °C	
Production Test General Specification For Manufacture Manufacturing Specification for DR33730T		Extreme Temperature Range, No damage if not worked -54 to +93 °C	
Modification Standard Tyre Issue Number 1		Special Limitations For use on the Antonov AN124 & AN225 aircraft	
Drawing Number AC1589		The conditions and tests for TSO approval of this article are minimum performance standards. Those installing this article on or within a specific type or class of aircraft, must determine that the aircraft operates under the conditions within the TSO standards. TSO articles must have separate approval for installation in an aircraft. The article may be installed only according to 14 CFR part 43 or the applicable airworthiness requirements.	
Service/Instruction Maintenance DM1172		Retreading	
Approval Test Report QTR 1661		Revisions:- Issue 2 Nose wheel corrected to Main Wheel in Intended use section	
Degree of compliance with official Airworthiness requirements EASA ETSO-C-62e		FAA TSO-C-62e	

I hereby certify that the information contained in this declaration is accurate and is made under the authority of EASA DOA 21J207 and AP007
This equipment must be used only in accordance with the limiting conditions set out herein unless otherwise agreed by Dunlop Aircraft Tyres Limited.
It will be necessary to check with Dunlop Aircraft Tyres Limited that his declaration is to the latest issue before specifying equipment covered by such declaration

For Dunlop	First Issue	Date	Issue 2	Date	Issue 3	Date	Issue 4	Date	Issue 5	Date	Issue 6	Date
Completed by	C.J.Valentine	01/08/16	C.J.Valentine	07/09/16								
Checked By	H. Harrison	01/08/16	H. Harrison	07/09/16								
Verified By	S. Barlow	01/08/16	S. Barlow	07/09/16								

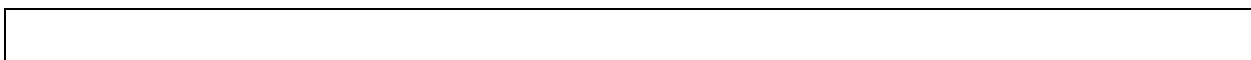
QUALIFICATION TEST SCHEDULE ETSO-C62e

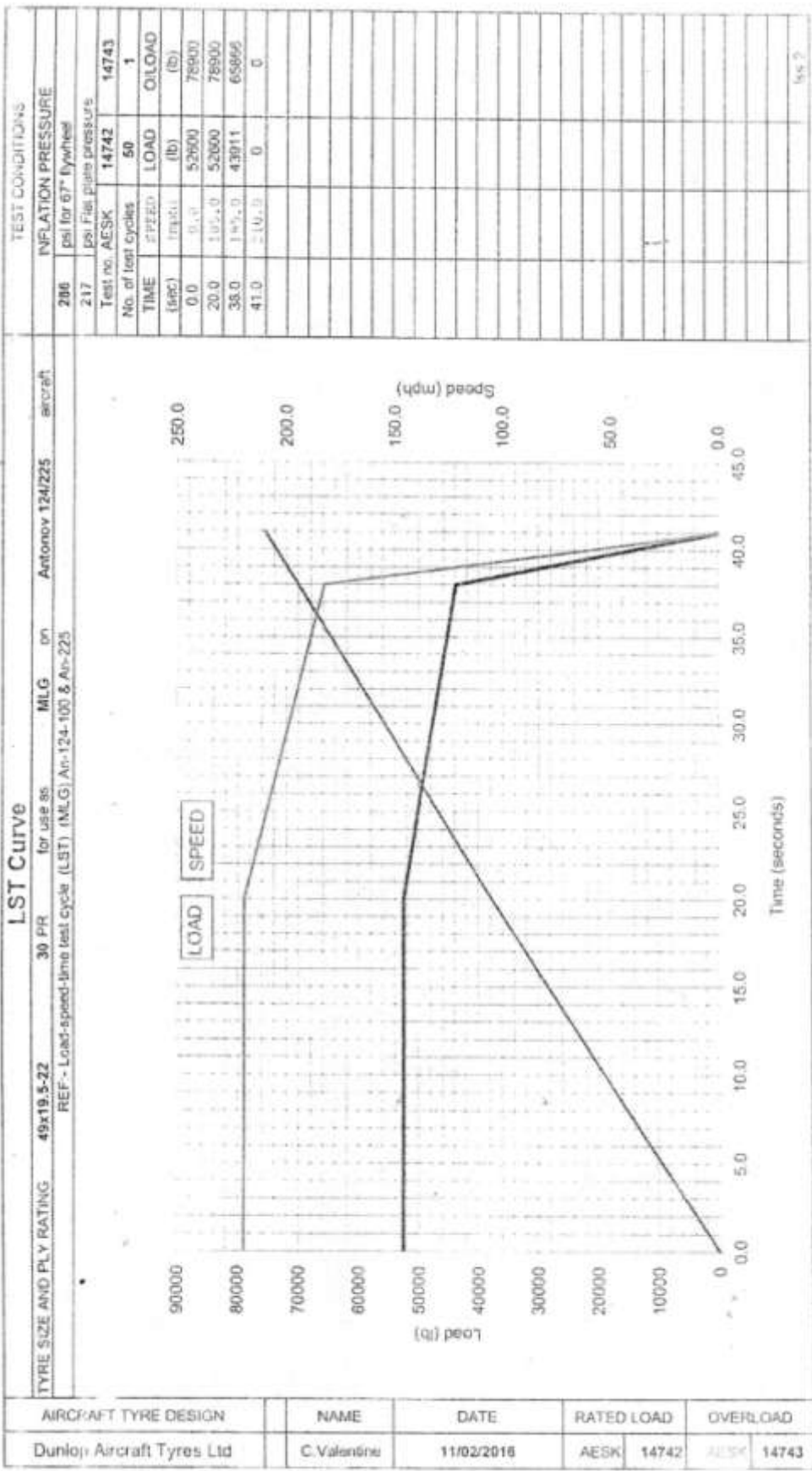
TYRE SIZE:...49x19.5-22.....30PR.....DR33730T....

PURPOSE: TSO-C-62 QUALIFICATION TESTING FOR ANTONOV 124/225 MAIN TYRE

1. RATED LOAD...52600.LB., RATED PRESSURE..217PSI..(FLAT PLATE)..
TEST PRESSURE...286 PSI.....DIA FLYWHEEL.....67".....
2. **HIGH SPEED TEST**
SEE AESK: 14742...
REQUIRED: 50.....CYCLES (STARTING TEMPERATURE 41°C) *
3. **HOT TAXI TEST**
LOAD AND PRESSURE: AS (1) ABOVE
SPEED: 40 M.P.H.
ROLL DISTANCE: 35000 FT MINIMUM
STARTING TEMPERATURE: 49°C
REQUIRED: 8 CYCLES
4. **OVERLOAD HOT TAXI TEST**
DRUM PRESSURE: AS ABOVE (1)
LOAD: (1.2 X RATED LOAD).....59010 lb.....
SPEED:...40 M.P.H..
ROLL DISTANCE: 35000FT MINIMUM
STARTING TEMPERATURE 49°
REQUIRED: 2 CYCLES
5. **HIGH SPEED OVERLOAD TEST**
SEE AESK:...14743.....
REQUIRED: ONE CYCLE (MINIMUM STARTING TEMPERATURE 41°C)
6. **SEQUENCE OF TESTS**
50 HIGH SPEED CYCLES
8 HOT TAXI CYCLES
2 OVERLOAD HOT TAXI CYCLES
1 OVERLOAD HIGH SPEED CYCLE
7. * START TEMPERATURE MEASURED AT THE HOTTEST PART OF THE TYRE:
FOR 10% OF THE HIGH SPEED AND HOT TAXI CYCLES THE STARTING TEMPERATURE MAY BE REDUCED TO 27°C.

A/C TYRE DEV. *DEPARTMENT	DRAWN	DATE	AESK:
	C.Valentine.	11/02/2016	14741



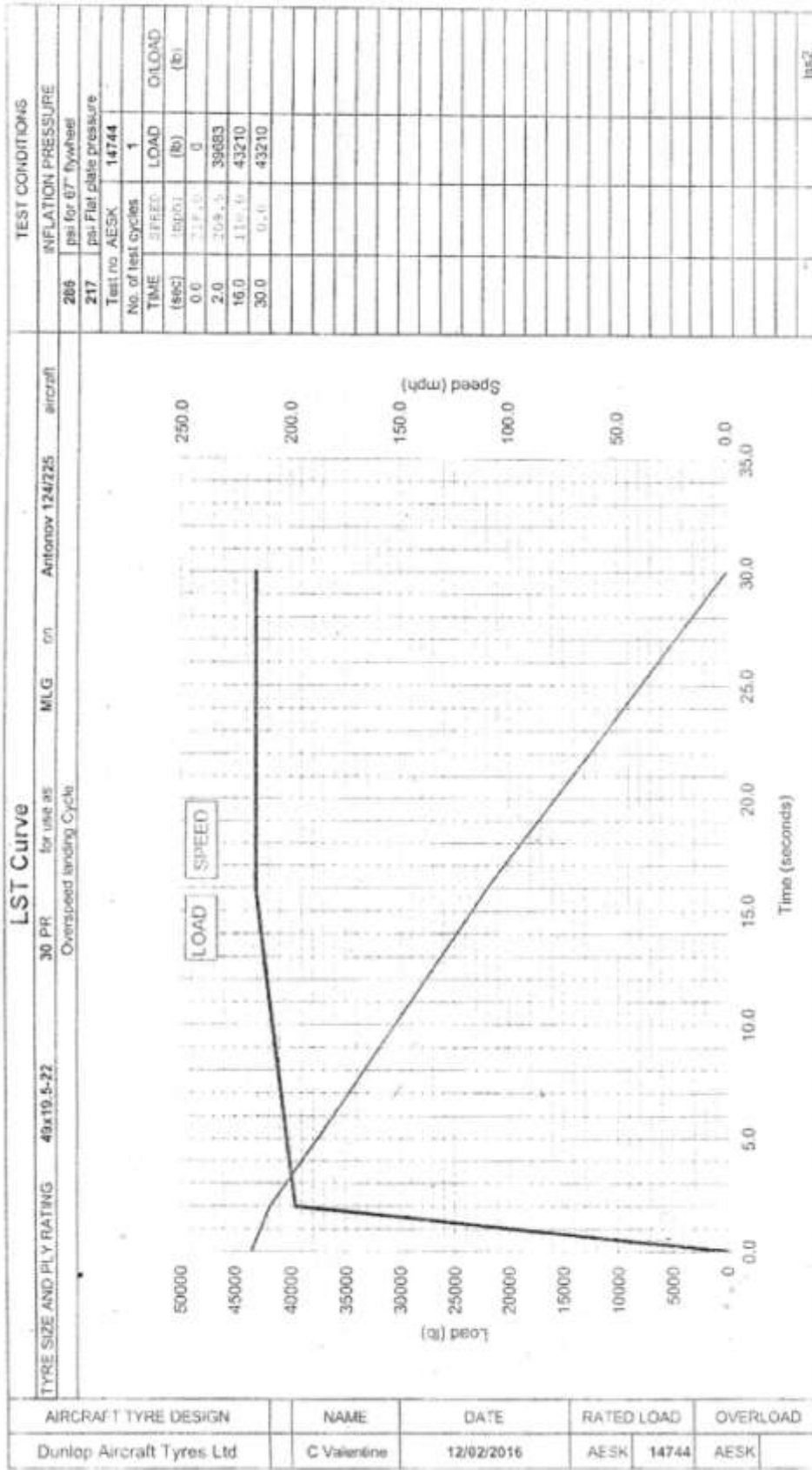


AIRCRAFT TYRE DESIGN	NAME	DATE	RATED LOAD	OVERLOAD
Dunlop Aircraft Tyres Ltd	C.Valentin	11/02/2016	AESK 14742	AESK 14743

FOR ANTONOV

APPROVED *[Signature]* Semenets
 Chief Designer
 Dep. Chief Designer

[Signature] Los
 02.07.16
[Signature]



AIRCRAFT TYRE DESIGN	NAME	DATE	RATED LOAD	OVERLOAD
Dunlop Aircraft Tyres Ltd	C Valentine	12/02/2016	AESK 14744	AESK

APPROVED FOR ANTONOV

Chief Designer: *[Signature]* Semenets

Dep. Chief Designer: *[Signature]* Los

[Signature] 02.07.16. Yaw 62

QUALIFICATION TEST SCHEDULE ETSO-C62e

TYRE SIZE: 43x17.0-19.....28PR.....DR33828T..

PURPOSE: TSO-C-62 QUALIFICATION TESTING FOR ANTONOV 124/225 NOSE TYRE

1. RATED LOAD...40850.LB.. RATED PRESSURE..217PSI..(FLAT PLATE)..

TEST PRESSURE...278 PSI.....DIA FLYWHEEL.....67".....

2. **HIGH SPEED TEST**

SEE AESK: 14746...

REQUIRED: 50.....CYCLES (STARTING TEMPERATURE 41°C) *

3. **HOT TAXI TEST**

LOAD AND PRESSURE: AS (1) ABOVE

SPEED: 40 M.P.H.

ROLL DISTANCE: 35000 FT MINIMUM

STARTING TEMPERATURE: 49°C

REQUIRED: 8 CYCLES

4. **OVERLOAD HOT TAXI TEST**

DRUM PRESSURE: AS ABOVE (1)

LOAD: (1.2 X RATED LOAD).....49020 lb.....

SPEED:...40 M.P.H..

ROLL DISTANCE: 35000FT MINIMUM

STARTING TEMPERATURE 49°

REQUIRED: 2 CYCLES

5. **HIGH SPEED OVERLOAD TEST**

SEE AESK...14747.....

REQUIRED: ONE CYCLE (MINIMUM STARTING TEMPERATURE 41°C)

6. **SEQUENCE OF TESTS**

50 HIGH SPEED CYCLES

8 HOT TAXI CYCLES

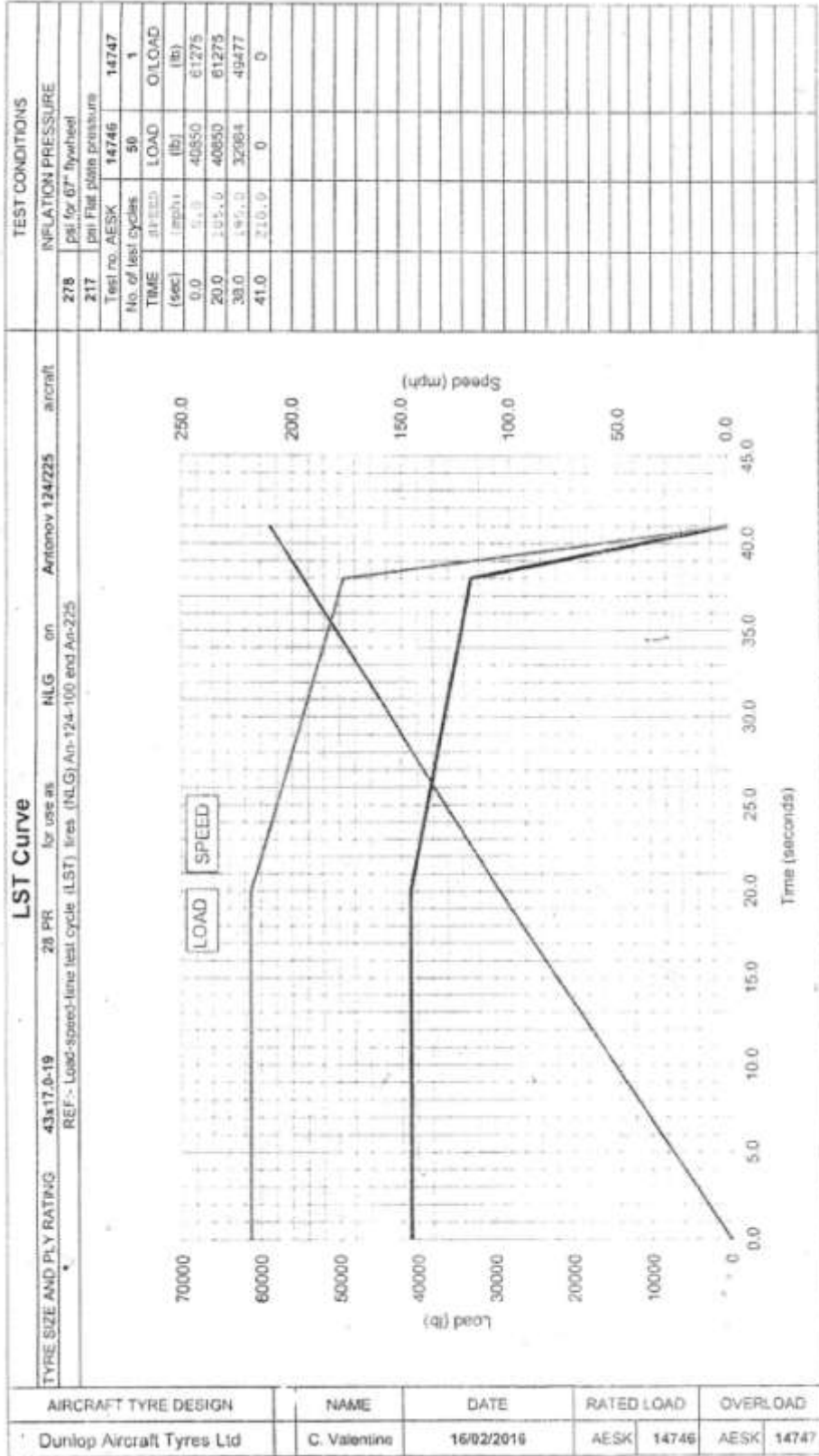
2 OVERLOAD HOT TAXI CYCLES

1 OVERLOAD HIGH SPEED CYCLE

7. * START TEMPERATURE MEASURED AT THE HOTTEST PART OF THE TYRE:

FOR 10% OF THE HIGH SPEED AND HOT TAXI CYCLES THE STARTING TEMPERATURE MAY BE REDUCED TO 27°C.

A/C TYRE DEV. DEPARTMENT	DRAWN	DATE	AESK:
	C.Valentine.	16/02/2016	14745

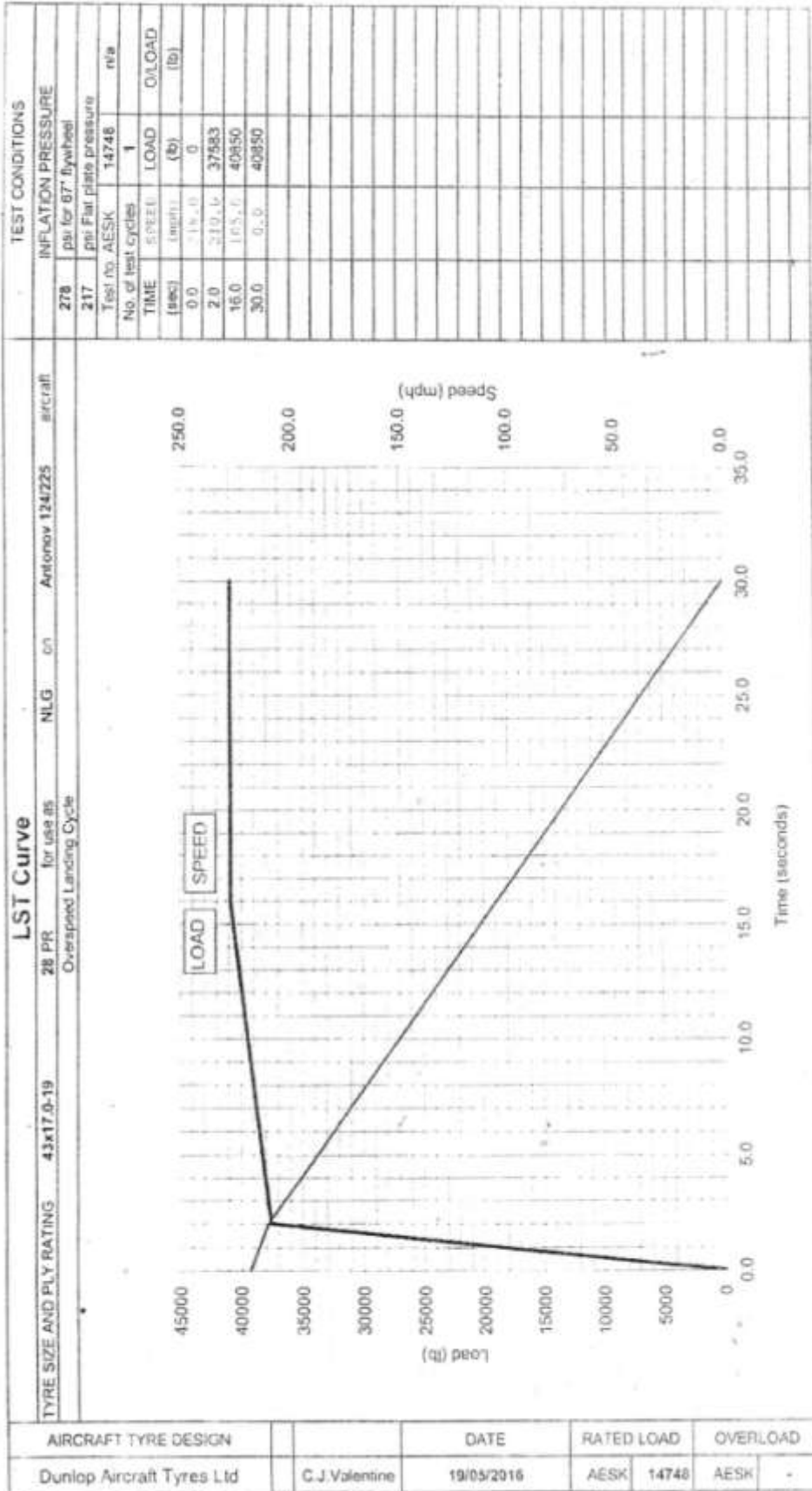


FOR ANTONOV

APPROVED Semenets
 Chief Designer Los
 Dep. Chief Designer

[Signature]
 02.02.16

[Signature]
 02.02.16



AIRCRAFT TYRE DESIGN	DATE	RATED LOAD	OVERLOAD
Dunlop Aircraft Tyres Ltd	C.J.Valentine 19/05/2016	AESK 14748	AESK -

APPROVED FOR ANTONOV

Semenets
Los

B. Cegina
02.07.16

**Д.3 Contract between ANTONOV and DUNLOP AIRCRAFT TYRES
LIMITED**

CONTRACT

BETWEEN

ANTONOV

AND

DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED

For design, development and manufacturing of
ANTONOV-124-100 & 225 Tyres

Contract Number :

DATL-UA/AN-124-2015

dated 02.09.2015

127, Gorkogo Str., Kyiv, 03150, UKRAINE
 SWIFT: EXBS UA UX
 Acc. 2600602005

Correspondent bank
 HSBC Bank PLC,
 London, Great Britain
 Acc: 35685896
 SWIFT: MIDL GB 22

The Supplier:
 DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED

Bank Information

BANK TRANSFER TO:
 STERLING ACCOUNT TO:
 THE ROYAL BANK OF SCOTLAND
 62/63 THREADNEEDLE STREET
 LONDON EC2R 8LA
 A/C No 23188352
 Sort Code 16 00 15
 BIC RBOSGB2L
 IBAN No GB18RBOS16001523188352

127, Gorkogo Str., Kyiv, 03150, UKRAINE
 SWIFT: EXBS UA UX
 Acc 2600602005

Correspondent bank
 HSBC Bank PLC,
 London, Great Britain
 Acc: 35685896
 SWIFT: MIDL GB 22

Поставщик:
 DUNLOP AIRCRAFT TYRES LIMITED

Банковские реквизиты Поставщика:

BANK TRANSFER TO:
 STERLING ACCOUNT TO:
 THE ROYAL BANK OF SCOTLAND
 62/63 THREADNEEDLE STREET
 LONDON EC2R 8LA
 A/C No 23188352
 Sort Code 16 00 15
 BIC RBOSGB2L
 IBAN No GB18RBOS16001523188352

12. SIGNATURES

On behalf of the Customer

Mr. Mykhaylo Gvozdev
 Acting as President




Date :

On behalf of the Supplier

Mr. Martin Pye
 Director of OE Business Development



Date: 02/09/2015



12. Подписи

От Заказчика


Г-н Михаил Александрович Гвоздев
 и.о. президента



Дата:

От Поставщика

Г-н Martin Pye
 Директор-по развитию оригинального
 производства



Дата: 02/09/2015



Appendix 1
to Contract DATL-UA/AN-124-2015
dated 02.09.2015

Приложение № 1
к Контракту № DATL-UA/AN-124-2015
от 02.09.2015г.

**Execution List for the Preparation and Fulfillment of
Qualification Testing of Tyres**

**Ведомость исполнения
на подготовку и проведение квалификационных испытаний шин**

№ п/п	Name Наименование	Price, GB Pound Стоимость, в фунтах стерлингах	Time of fulfillment Срок выполнения	Note Примечание
1.	Qualification testing of tyres: - Nose tyres 1120x450-19 - Main tyres 1270x510-22 Квалификационные испытаний шин: -носовых 1120x450-19 -основных 1270x510-22	214,802.93	31.05.2016	Act of completion of work; Copies of Qualification Test Reports (QTR) European TSO C62e Approvals Акт о выполнении работ, Копии отчетов о квалификационных испытаниях (QTR), Сертификаты одобрения European TSO C62e
TOTAL:				
ИТОГО:		214,802.93		

SIGNATURES
On behalf of the Customer
АНТОНОВ
MR. MIKHAYLO GVOZDOV
Acting as President



Date:
On behalf of the Supplier
MR. MARTIN PYE
Director of OE Business Development

Date:

2/9/15



ПОДПИСИ
On behalf of the Supplier
АНТОНОВ
Г-Н МИХАИЛ АЛЕКСЕВИЧ ГВОЗДЕВ
Acting as President



Date:
On behalf of the Supplier
Г-Н MARTIN PYE
Директор по развитию оригинального производства

Date:

2/9/15



Appendix 2
to Contract DATL-UA/AN-124-2015
dated 02.09.2015

Приложение № 2
к Контракту № DATL-UA/AN-124-2015
от 02.09.2015г

Specification for the Delivery of Prototype Tyres

Спецификация на поставку опытных шин

№ п/п	Name Наименование	Price, GB Pound Стоимость, в фунтах стерлингах		Time of delivery Срок поставки	Note Примечание
		1 piece 1 шт.	Total Всего		
1.	Delivery of prototype tyres for ANTONOV Aircraft Certification: - Nose tyres – 6 pcs 1120x450-19 - Main Tyres – 22 pcs 1270x510-22 Поставка опытных шин для проведения сертификационных испытаний самолета в Антонов: - носовых – 6 шт. 1120x450-19 - основных – 22 шт. 1270x510-22	2439.78	14 638.68	31.07.2016	Customs Cargo Declaration ГТД
		3008.70	66 191.40		
TOTAL: ИТОГО:			80 830,08		

Terms of delivery – FCA, Birmingham, UK (according to Incoterms-2010)

Условия поставки – FCA г. Бирмингем, Великобритания (по Инкотермс-2010).

Україна
SIGNATURES
On behalf of the Customer
"АНТОНОВ"
MR. MYKHAYLO GVOZDOV
Date:

On behalf of the Supplier
MR. MARTIN PYE
Director of OE Business Development

Date:

2/9/15

ПОДПИСИ
Україна
От Заказчика
Г-Н МИХАЙЛА ЛЕКСЕЄВИЧЕВ
Date:

От Поставщика
Г-Н MARTIN PYE
Директор по развитию оригинального производства

Date:

4/3/15

Appendix 3
to Contract DATL-UA/AN-124-2015

dated 02.09.2015


Приложение № 3
к Контракту № DATL-UA/AN-124-2015

от 02.09.2015

Payment Schedule

План-график платежей

<p>1st Payment – £214,802.93 advance payment for the qualification testing 30. September, 2015</p> <p>2nd Payment – £23,866.99 final payment for the qualification testing 16. May, 2016</p> <p>3rd Payment – £64,664.06 – advance payment for the delivery of prototype tyres 15. June, 2016</p> <p>4th Payment – £16,166.02 final payment for the delivery of prototype tyres – upon the receipt by ANTONOV a notice from DATL on readiness to ship the tyres to ANTONOV 15. July, 2016</p>	<p>Первый платеж – аванс 214802.93 фунтов стерлингов за квалификационные испытания. 30 сентября 2015 г.</p> <p>Второй платеж – 23866.99 фунтов стерлингов, окончательный расчет за квалификационные испытания. 16 мая 2016 г.</p> <p>Третий платеж, аванс 64664.06 фунтов стерлингов за поставку опытных образцов шин. 15 июня 2016 г.</p> <p>Четвертый платеж – 16166.02 фунтов стерлингов, окончательный расчет за поставку опытных образцов шин после получения "Антонов" от DATL уведомления о готовности к отгрузке шин в "Антонов". 15 июля 2016 г.</p>
---	---

SIGNATURES 
On behalf of the Customer
MR. MYKHAYLO GVOZDEV
Date:
On behalf of the Supplier
MR. MARTIN PYE
Director of OE Business Development

ПОДПИСИ 
От Заказчика
Г-Н МИХАЙЛА ЛЕКСЕВИЧ ГВОЗДЕВ
Date:
От Поставщика
Г-Н MARTIN PYE
Директор по развитию оригинального производства

Date: 2/9/15 

Date: 2/9/15 

Appendix 4
to Contract DATL-UA/AN-124-2015
Dated 02.09.2015

Приложение № 4
к Контракту № DATL-UA/AN-124-2015
от 02.09.2015 г.

Price Escalation Formula

Формула возрастания цены

Prices contained in this contract will normally be escalated annually in accordance with the following formula:

$$P_n = P_0 \cdot \frac{C^1}{C^0}$$

Where:

P_n = Price to be paid in calendar year following escalation

P_0 = Price in calendar year prior to escalation

C^1 = Index value for the month of July in the year prior to escalation

C^0 = Index value for the month of July in the 2 years prior to escalation

Index values C^1 & C^0 are taken from the U. K. Office of National Statistics publication MM19, Aerospace and Electronics Cost Indices (2000 = 100), table 4, Cost Indices for the Manufacture of Aircraft and Spacecraft, Combined Costs column.

In the event of inordinately high increases in the production cost of the tyres, the Supplier reserves the right to impose out of scope price increases. Should an out of scope increase be required, the Supplier will meet with the Customer to provide evidence to justify the out of scope increase.

Цены, приведенные в настоящем контракте, будут нормально повышаться ежегодно в соответствии с нижеприведенной формулой:

$$P_n = P_0 \cdot \frac{C^1}{C^0}$$

где:

P_n = цена, представленная к оплате в течение календарного года после возрастания.

P_0 = цена, действующая в календарном году до возрастания.

C^1 = значение индекса в июле месяце календарного года до возрастания.

C^0 = значение индекса в июле месяце двух лет, предшествующих возрастанию.

Значения индексов C^1 и C^0 принимаются на основании издания "U. K. Office of National Statistics" MM19 "Aerospace and Electronics Cost Indices (2000 = 100)", таблица 4 "Cost Indices for the Manufacture of Aircraft and Spacecraft", колонка "Combined Costs".

В случае необычно высокого роста стоимости производства шин, Поставщик оставляет за собой право повышения стоимости за пределами оговоренных значений. В случае необходимости возрастания стоимости за пределами оговоренных значений, Поставщик встретится с Заказчиком для предоставления обоснования такого возрастания.

SIGNATURES
On behalf of the Customer
MR. MYKHAYLO GOZDOV
Acting President
Date:




On behalf of the Supplier
MR. MARTIN PYE
Director of OE Business Development

Date:
2/9/15




ПОДПИСИ
От Заказчика
Г-Н МИХАИЛ АЛЕКСЕВИЧ ГВОЗДЕВ
Исполняющий обязанности Президента




Дата:

От Поставщика

Г-Н MARTIN-PYE
Директор по развитию оригинального производства

Дата:
2/9/15




Д.4 Патент № 140481 Держреєстрпатентів України від 25.02.2020 року



УКРАЇНА (19) UA (11)140481 (13) U
 (51) МПК (2020.01)
 B64C 9/00

МІНІСТЕРСТВО РОЗВИТКУ
 ЕКОНОМІКИ, ТОРГІВЛІ ТА
 СІЛЬСЬКОГО ГОСПОДАРСТВА
 УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

<p>(21) Номер заявки: u 2019 09276</p> <p>(22) Дата подання заявки: 14.08.2019</p> <p>(24) Дата, з якої є чинними 25.02.2020 права на корисну модель:</p> <p>(46) Публікація відомостей 25.02.2020, Бюл.№ 4 про видачу патенту:</p>	<p>(72) Винахідник(и):</p> <p>Лось Олександр Васильович (UA), Лупкін Борис Володимирович (UA), Чігак Віталій Георгійович (UA), Корольков Юрій Якимович (UA), Незенко Андрій Йосипович (UA)</p> <p>(73) Власник(и):</p> <p>Лось Олександр Васильович, пр. Героїв Сталінграда, 42-Б, кв. 104, м. Київ, 04213 (UA), Лупкін Борис Володимирович, вул. Маршала Тимошенка, 11а, кв. 117, м. Київ, 04212 (UA), Чігак Віталій Георгійович, вул. Усурійська, 2, кв. 112, м. Київ, 03190 (UA), Корольков Юрій Якимович, вул. Вишгородська, 46-6, кв. 3, м. Київ, 04114 (UA), Незенко Андрій Йосипович, вул. Авіаконструктора Антонова, 8-А, кв. 5, м. Ірпінь, Київська обл., 08200 (UA)</p>
---	---

(54) СИСТЕМА ПРИСТРОЇВ ДЛЯ ПРОВЕДЕННЯ ВИМІРЮВАННЯ КУТІВ ВІДХИЛЕННЯ БАГАТОСЕКЦІЙНОГО КЕРМА НАПРЯМУ ЛІТАКА

(57) Реферат:

Система пристроїв для проведення вимірювання кутів відхилення багатосекційного керма напрямку літака характеризується тим, що містить лазерний трекер позиціонування (1), під'єднаний до системного блока управління вимірами (2), який складається, в свою чергу, з: програмно-апаратного блока (3); блока вхідних даних (4), при цьому безпосередньо під'єднані до програмно-апаратного блока (3): блок введення обчислювальних програм (5); пульт дистанційного керування (6) лазерним трекером позиціонування (1); принтер (7); засіб візуалізації (8) результатів вимірів, а на кожній кінцевій ланці, кожної секції керма напрямку, встановлений знімний пружний перехідник з ефектом магніту, під сферичний відбивач (22, 23, 24).

Додаток 3

АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЇ



ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний конструктор
ДП «АНТОНОВ», к.т.н.

Семенець О. І.

» _____ 2020 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи здобувача наукового ступеня доктора технічних наук ЛОСЯ Олександр Васильовича на тему:
«Методологія проектування модифікацій військово-транспортних літаків при глибоких змінах у крилі та силовій установці»

Цей Акт складений в тому, що на Державному підприємстві «АНТОНОВ» впроваджено розроблену в дисертації Лося О. В. методологію проектування модифікацій військово-транспортних літаків на основі глибоких змін у геометрії крила та силовій установці, що включає нові методи реалізації модифікаційних змін у геометрії крила при одночасній заміні маршових двигунів.

Впровадження наукових основ нової методології на етапі попереднього проектування забезпечує збільшення вантажопідйомності та дальності дії військово-транспортних літаків (ВТЛ); підвищення їх боєготовності та паливної ефективності на крейсерських ділянках 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.

Реалізація наукових основ розробленої методології дозволила на базі літака Ан-32 шляхом глибоких змін у силовій установці створити модифікацію легкого ВТЛ Ан-132Д із збільшеними дальністю і показником паливної ефективності; на базі пасажирського літака Ан-148 шляхом глибоких змін у геометрії крила та силовій установці створити модифікацію середнього ВТЛ Ан-178 із збільшеними вантажопідйомністю і дальністю дії при максимальному завантаженні; шляхом глибоких модифікаційних змін у силовій установці та геометрії крила літака Ан-77 створити ВТЛ Ан-188, що має повну перевагу серед існуючих оперативно-тактичних ВТЛ.

Головний конструктор, к.т.н.

О. З. Двейрін

Головний конструктор, к.т.н.

С. А. Филь

Головний конструктор, к.т.н.

В. П. Ішук

ЗАТВЕРДЖУЮ

Ректор

Національного аерокосмічного університету
ім. М.Є. Жуковського „Харківський
авіаційний інститут”

д.т.н., професор М.В. Нечипорук

_____ 2020 р.

АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи О.В. Лося
„Методологія проектування модифікацій військово-транспортних літаків
при глибоких змінах у крилі та силовій установці” в навчальний процес
Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського
„Харківський авіаційний інститут”

Запропоновані автором дисертації методи і моделі реалізації модифікаційних змін у військово-транспортних літаках, на підставі яких створено легкий ВТЛ – Ан-132Д, середній – Ан-178 і оперативно-тактичний – Ан-188 включені в навчальні програми курсів „Конструювання елементів авіаційної техніки”, „Конструювання агрегатів авіаційної техніки”, „Інтегроване проектування літаків”, „Загальне проектування літаків і вертольотів”, а також в завдання для виконання студентами дипломних проектів бакалаврів та магістрів.

Розроблені у його дисертаційній роботі метод формування параметрів несучих поверхонь крило + агрегати хвостового оперення на підставі коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила, моделі заміни маршових двигунів у силовій установці з урахуванням змін у геометрії крила, а також моделі узгодження змін у крилі й силовій установці за параметром паливної ефективності увійшли складовою частиною до курсу лекцій по проектуванню літаків транспортної категорії для студентів п'ятого курсу спеціальності 134 „Авіаційна та ракетно-космічна техніка”.

Вказані методи використовуються при виконанні студентами бакалаврських і магістерських випускних робіт.

Впроваджені в навчальний процес результати дисертаційної роботи О.В. Лося дозволяють підвищити якість підготовки фахівців в галузі створення модифікацій літаків транспортної категорії.

Завідувач кафедри
проектування літаків і вертольотів,
д.т.н., професор

Доцент кафедри
проектування літаків і вертольотів,
к.т.н., доцент




О.Г. Гребеніков

А.М. Гуменний



Попов В.В.

» _____ 2020р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи здобувача наукового ступеня доктора технічних наук Лося Олександра Васильовича на тему «Методологія проектування модифікацій військово-транспортних літаків при глибоких змінах у крилі та силовій установці».

Важливою складовою методології, яка розроблена і реалізована в дисертаційної роботі, є критеріальна база оцінки прийнятих рішень при створенні легкого ВТЛ Ан-132, середнього Ан-178 та оперативне-тактичного Ан-188.

В корпорації «ФЕД» реалізовані наступні актуальні моделі:

- узгодження модифікаційних змін у крилі й силовій установці з необхідним підвищенням вантажопідйомності і збільшенням дальності дії;
- визначення питомого показника паливної ефективності літака за питомою рейсовою продуктивністю модифікації, та за питомими витратами палива маршових двигунів.

Використання цих моделей дозволило оцінити правомірність та ефективність заміни двигунів у літаках різної категорії.

Заступник голови правління з маркетингу
та технічного розвитку

Головний конструктор

Кононіхін О.В.

Кравченко Ю.Г.