

Державне підприємство «АНТОНОВ»
Державний концерн «УКРОБОРОНПРОМ»

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

*Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису*

ДОНЕЦЬ ОЛЕКСАНДР ДМИТРОВИЧ

УДК 629.735.33.01 (043)

ДИСЕРТАЦІЯ

**НАУКОВІ ОСНОВИ
СТВОРЕННЯ СУЧАСНИХ РЕАКТИВНИХ
РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ**

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Галузь знань 13 – механічна інженерія

подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

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

_____ О. Д. Донець

Науковий керівник –
Гребеніков Олександр Григорович,
доктор технічних наук, професор

Київ – 2019

АНОТАЦІЯ

Донець О. Д. Наукові основи створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 - Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів (13 – Механічна інженерія). – Державне підприємство «АНТОНОВ» Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ», Національний авіаційний університет Міністерства освіти і науки України, Київ, 2019.

Дисертаційну роботу присвячено розробленню наукових основ створення сучасного реактивного регіонального літака нового покоління на 75 – 85 пасажирів, що було зумовлено потребою ринку пасажирських авіаперевезень, насамперед у країнах СНД, викликану припиненням польотів парку морально й фізично застарілих літаків Ту-134 внаслідок нерентабельності їхньої експлуатації, а також невідповідністю їхніх характеристик все жорсткішим вимогам Авіаційних правил з шуму та емісії.

Тема дисертаційної роботи пов'язана з виконанням «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України на період до 2010 року», затвердженої постановою КМУ від 12.12.2001 року № 1665-25; Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 року № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

Дисертаційна робота є частиною комплексу робіт з розрахунково-експериментальних досліджень, проектування, побудови, льотних випробувань, сертифікації та впровадження в експлуатацію сімейства регіональних реактивних пасажирських літаків Ан-148-100/Ан-158.

Проведено аналіз сучасного стану наукових основ створення високоекономічних регіональних пасажирських літаків нового покоління, які повністю відповідають сучасним і перспективним нормам льотної придатності, здатні замінити в авіакомпаніях країн СНД парк застарілих регіональних пасажирських літаків і забезпечити вітчизняні авіакомпанії та інших замовників новим конкурентоспроможним реактивним регіональним пасажирським літаком,

що не поступається, а по ряду показників переважає зарубіжні аналоги.

Проведений аналіз показав, що для забезпечення конкурентоспроможності створюване сімейство реактивних регіональних пасажирських літаків повинно мати високі показники паливної ефективності, екологічності, надійності, підвищений комфорт і безпеку для пасажирів, а також низькі експлуатаційні витрати.

Проведений аналіз методів проектування пасажирських літаків показав, що для реалізації методологічних основ проектування сучасних регіональних пасажирських літаків необхідно розробити науково обґрунтовані методи інтегрованого проектування.

За результатами аналітичного огляду та літературних джерел зроблено висновки, а також обґрунтовано мету та задачі дослідження.

В роботі розроблено концепції та наукові основи методології інтегрованого проектування сімейства регіональних пасажирських літаків, включаючи: концепцію, принципи та методи інтегрованого проектування регіональних пасажирських літаків; концепцію створення силової установки; концепцію створення системи керування польотом регіональних пасажирських літаків.

В роботі наведено ряд розроблених нових конструктивно-технологічних рішень, які застосовані при створенні планера сімейства літаків Ан-148-100/ Ан-158 (фюзеляж, крило, пілони навішування силових установок і оперення).

Наведено особливості забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака. Розроблене аеродинамічне компонування дозволило створити сімейство регіональних пасажирських літаків-високопланів зі швидкістю польоту до 870 км/год III (істинна швидкість) ($M = 0,8$), яке не має аналогів у світовій практиці авіабудування. Значення аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі польоту становить $K_{крейс} = 15,8$, що відповідає світовому рівню.

Розроблені нові конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків дозволили досягти при відпрацюванні проектного ресурсу й терміну служби 80000 льотних годин, 60000 польотів – для моделі Ан-148-100А, 40000 польотів – для моделі Ан-148-100В, 30000 польотів для Ан-148-100Е, 50000 польотів для Ан-158,

30 років за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації.

Реалізація розроблених наукових основ і методів інтегрованого проектування дозволила організувати виробництво літаків Ан-148-100 та Ан-158 відповідно до вимог «Керівництва 21.2С щодо сертифікації й нагляду за виробництвом авіаційної техніки», «Керівництва 21.2D процедури сертифікації й контролю за виробництвом виробів цивільної авіаційної техніки», стандартів ISO9001-2009 і EN9100 «Системи менеджменту якості. Вимоги».

Відпрацьовано й впроваджено нові технологічні процеси виготовлення деталей і вузлів на верстатах із числовим програмним керуванням. Освоєно й впроваджено нове обладнання й технологічні процеси зварювання. Проектування технологічного оснащення виконували із застосуванням ЕОМ і тривимірних електронних математичних моделей елементів літака, що дозволило забезпечити прив'язування оснащення за єдиним джерелом із мінімальним використанням еталонів і калібрів, скоротити цикл проектних робіт і зменшити трудомісткість виготовлення й монтажу оснащення. Для контролю стапелів використано лазерний контрольно-вимірювальний комплекс, що забезпечує високу точність вимірів і можливість порівняння отриманих даних з математичною моделлю.

Наведено результати виконаного комплексу робіт із забезпечення льотної придатності літаків сімейства Ан-148-100/Ан-158, що забезпечує їх безпечну експлуатацію у повній відповідності з вимогами Авіаційних правил.

Наведено результати сертифікаційних робіт, проведених спільно ДП «АНТОНОВ», Сертифікаційними центрами, призначеними Авіарегістром МАК, і Авіаційною владою України, із встановлення та підтвердження відповідності літаків типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) з маршовими двигунами Д-436-148, допоміжною силовою установкою АІ-450-МС і їх експлуатаційною документацією вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 у межах експлуатаційних обмежень, зумовлених в експлуатаційній документації літака.

Наукова новизна основних результатів дисертаційної роботи полягає в такому:

1. Вперше при створенні й впровадженні до експлуатації сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 проведено великий комплекс науково-технічних

розрахункових і проектно-конструкторських робіт із застосуванням розробленої інтегрованої автоматизованої системи проектування та виробництва у тривимірному просторі, а також виконані необхідні експериментальні дослідження, наземні та льотні випробування.

2. Удосконалено методи проектування регіонального пасажирського літака шляхом вибору оптимальних аеродинамічних, конструктивно-силових і об'ємно-масових компонувань, параметрів і профілювання крила, параметрів поперечного перерізу фюзеляжу, льотно-технічних характеристик (ЛТХ), злітно-посадкових характеристик (ЗПХ), двигуна, обладнання й систем.

3. Удосконалено методи розрахунку характеристик загального та локального напружено-деформованого стану, міцності й ресурсу літака за допомогою скінченноелементних CAD/CAE систем MSC.Software, NASTRAN, Фронт.

Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати:

- створено ряд модифікацій конкурентоспроможних високоекономічних реактивних регіональних пасажирських літаків нового покоління Ан-148-100/Ан-158, які за своїми техніко-експлуатаційними характеристиками знаходяться на рівні кращих сучасних зарубіжних аналогів, а за рівнем комфорту для пасажирів не поступаються магістральним пасажирським літакам більшої розмірності;
- розроблено аеродинамічне компонування, яке не має аналогів у світовій практиці авіабудування, що дозволило створити регіональний пасажирський літак-високоплан зі швидкістю польоту до 870 км/год ($M = 0,8$);
- створено єдиний у світі сучасний регіональний реактивний літак, що може експлуатуватися з ґрунтових аеродромів;
- на літаках Ан-148/Ан-158 замість додаткових гідравлічних систем для живлення силових приводів («бустерів») основних поверхонь керування використовується енергія двох централізованих електричних систем змінного струму (схема енергокомплексу «2Н/2Е»);
- розроблення, серійне виробництво й впровадження в експлуатацію сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 дозволили створити робочі місця в

Україні в кількості більш ніж 14 000 чоловік;

- впровадження результатів роботи забезпечило створення на ДП «АНТОНОВ» нового покоління сімейства реактивних регіональних пасажирських літаків.

Основні результати та рекомендації дисертаційної роботи впроваджено на Державному підприємстві «АНТОНОВ» і в навчальному процесі Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Ключові слова: літак, реактивний регіональний пасажирський літак, модифікація літака, метод інтегрованого проектування, концепція, планер літака, конструктивно-технологічний метод, конструкторсько-проектні роботи, статична міцність, ресурс, аеродинамічні характеристики, аеродинамічне компонування, льотно-технічні характеристики, сертифікаційний базис, сертифікація, льотна придатність, авіаційні правила.

ABSTRACT

Donets O. D. Scientific Basis for Development of Modern Jet Regional Passenger Aircraft. – Qualifying scientific work as a manuscript.

Thesis for the degree of Candidate of Technical Sciences in specialty 05.07.02 - Design, Manufacture and Testing of aircraft (13 – Mechanical Engineering). – ANTONOV Company, the State Concern “UKROBORONPROM”, National Aviation University, the Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2019.

The Thesis is devoted to the development of the scientific foundations of creating a modern new-generation regional jet aircraft for 75 ... 85 passengers that was determined by the need for the passenger air transportation market, primarily in the CIS countries, caused by the flight termination of morally and physically obsolete Tu-134 aircraft fleet as a result of their unprofitability in operation, as well as inconsistency of their characteristics with the increasingly stringent requirements of the Aviation Regulations for noise and emissions.

The issues of the Thesis are related to the implementation of the «State Comprehensive Program for the Development of the Aviation Industry of Ukraine for the Period until 2010», approved by the Cabinet of Ministers of Ukraine dated December 12, 2001 No. 1665-25; by the Order of the Cabinet of Ministers of Ukraine dated December 27, 2008 No. 1656-r «On Approval of the Strategy for the Development of Domestic Industry for the Period until 2020».

The Thesis is a part of a documentation set on design and experimental research, development, construction, flight testing, certification and commissioning of the An-148-100/An-158 family of regional jet passenger aircraft.

The analysis of the current state of the scientific foundations of creating highly efficient regional passenger aircraft of a new generation, fully complying with modern and advanced airworthiness standards, to be able to replace the fleet of outdated regional passenger aircraft at CIS airlines and to provide domestic airlines and other customers with a new competitive regional jet passenger aircraft that is not inferior, and in a number of indicators superior to foreign analogues has been done.

The analysis has shown that to ensure competitiveness, the created family of

regional jet passenger aircraft should possess high fuel efficiency, environmental friendliness, reliability, enhanced comfort and safety for passengers, as well as low operating costs.

The analysis of the design methods for passenger aircraft have shown that for the implementation of the methodological foundations for the design of modern regional passenger aircraft, it is necessary to develop scientifically sound methods of integrated design.

Based on the results of the analytical review and literature the conclusions are drawn, and the purpose and objectives of the study are justified.

The concept and scientific basis of the integrated design methodology for a family of regional passenger aircraft have been developed including the following:

- the concept, principles and methods of integrated design of a regional passenger aircraft;
- the concept of development of a power plant;
- the concept of development of a flight control system for regional passenger aircraft.

The paper presents a number of developed structural and technological solutions that were used to create the airframe of the An-148-100/An-158 aircraft family (fuselage, wing, mounting pylons of power plant and empennage).

The features of ensuring the aerodynamic characteristics of a regional passenger aircraft are given. The developed aerodynamic configuration made it possible to create a family of regional passenger high-wing aircraft with a flight speed of up to 870 km/h ($M = 0.8$), which has no analogues in the world aviation industry practice. The aircraft lift-to-drag ratio in cruise flight is $K_{\text{cruis}} = 15.8$, which meets the world level.

Developed new design and technological solutions to ensure the static strength and lifetime of regional passenger aircraft allowed to reach 80,000 flight hours, 60,000 flights for the An-148-100A model, 40,000 flights for the An-148-100V model, 30,000 flights for the An-148-100E, 50,000 flights for the An-158, 30 years on conditions of structural strength during long-term operation while working out the design lifetime and service life.

The implementation of the developed scientific foundations and methods of

integrated design made it possible to organize production of An-148-100 and An-158 aircraft in accordance with the requirements of «Guideline 21.2C on Certification and Supervision of Aircraft Production», «Guideline 21.2D on Certification Procedures and Control over Aircraft Items Production», ISO9001-2009 and EN9100 «Quality Management Systems. Requirements» Standards.

New technological processes for manufacturing parts and assemblies on numerically controlled machines have been developed and introduced. New equipment was mastered and introduced, as well as welding processes. The tooling design was developed using computers and three-dimensional electronic mathematical models of the aircraft elements, which made it possible to ensure that the tool was linked to a single source with minimal use of standards and control gauges to reduce the cycle of design work and complexity of manufacturing and installation of equipment. To control the holding frames a laser control and measuring complex was used, which provides high measurement accuracy and ability to compare the data obtained with a mathematical model.

The results of a set of works on ensuring the An-148-100/An-158 aircraft family airworthiness were presented, which guarantee its safe operation in full compliance with the requirements of the Aviation Regulations.

The results of certification work carried out jointly by ANTONOV SC, certification centers designated by the IAC Aviation Register and Aviation Authorities of Ukraine to establish and confirm the compliance of An-148-100 (An-148-100A, An-148-100V, An-148-100E) aircraft fitted with D-436-148 main engines, AI-450-MS auxiliary power unit and their operational documentation to the requirements of the SB-148 Certification Basis within the operational limits specified in the aircraft operational documentation are given.

The scientific novelty of the main results of the Thesis lies in the following:

1. A large complex of scientific and technical design and engineering work was carried out for the first time during development and implementation of the An-148-100/An-158 aircraft family in Ukraine to apply the newly developed integrated computer-aided design system in three-dimensional space, and also necessary experimental studies, ground and flight tests were implemented.

2. The design methods for the regional passenger aircraft have been improved by choosing the optimal aerodynamic configuration, load-carrying structure and mass-volume distribution, parameters and wing airfoils, fuselage cross-section parameters, flight performance, take-off and landing characteristics, engines, equipment and systems.

3. Methods for calculating the strength characteristics and lifetime of the aircraft were improved.

The practical value of the Thesis lies in the following main results:

- a family of new An-148-100/An-158 highly competitive regional jet passenger aircraft was created, which in terms of their technical and operational characteristics are at the level of the best modern foreign analogues, and in terms of passenger comfort are not inferior to larger passenger planes;
- the developed aerodynamic configuration has no analogues in the world practice of aircraft manufacturing, which made it possible to create a regional passenger airplane with a flight speed of up to 870 km/h ($M = 0.8$);
- the world's only modern regional jet aircraft that can operate from unpaved airfields has been developed;
- the energy of two centralized AC electrical systems («2H/2E» energy complex system) is used for powering power drives («boosters») of the main control surfaces on the An-148/An-158 aircraft instead of additional hydraulic systems;
- the development, mass production and implementation of the An-148-100/An-158 aircraft family allowed to create about 14,000 work places in Ukraine;
- implementation of the work results ensured development of a new generation of a family of regional jet passenger airplanes at Antonov State Company.

The main results and recommendations of the Thesis were introduced at the Antonov State Company and in the educational process of the National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky «Kharkiv Aviation Institute».

Keywords: aircraft, regional passenger jet aircraft, aircraft modification, integrated design method, concept, airframe, structural method, construction work, static strength, lifetime, aerodynamic characteristics, aerodynamic configuration, flight performance, certification basis, certification, airworthiness, aviation regulations.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Розділ монографії

1. Donets O. D. Scientific Grounds of Structural and Production Concepts to Provide Aircraft Life Time [Text]: Monography / V. O. Boguslayev, S. A. Bychkov, O. G. Grebenikov, M. I. Moskalenko, A. M. Gumenniy, E. T. Vasilevskiy, A. P. Eretin, O. D. Donets, V. F. Sementsov, V. O. Grebenikov, O. M. Stoliarchuk. – Kharkiv: Nat. Aerospace Univ. «KhAI», 2019. – 266 pages.

Статті у наукових фахових виданнях України

2. Особливості льотних випробувань регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2018. – Вып. 3 (95). – С. 40 – 50. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.**

3. Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Д. Донець, О. І. Семенець, Є. Т. Василевський, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2018. – Вып. 82. – С. 4 – 26. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: обґрунтована можливість відпрацьовування літаками проектного ресурсу й терміну служби за умовами міцності при втомі (при акустичних навантаженнях у тому числі) і корозійної міцності.*

4. Особливості сертифікації регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2018. – Вып. 4 (96). – С. 56 – 69. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.**

5. Проектно-конструкторські особливості планеру регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець, О. З. Двейрін, Є. Т. Василевський, С. А. Філь, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та

им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 83. – С. 4 – 27. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано та обґрунтовано розширення обсягу застосування у конструкції фюзеляжу композиційних матеріалів, включаючи балки підлоги й стояки їх кріплення до елементів конструкції фюзеляжу; запропоновано застосовувати покриття з молібдену, що підвищило зносостійкість високонавантажених деталей з титанових сплавів більше ніж у 20 разів; розроблено конструкцію поясів із пресованих напівфабрикатів із двома закінцівками.*

6. Особливості забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець, В. О. Кудрявцев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 83. – С. 106 – 133. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано, розроблено та виконано комплекс розрахунково-дослідних робіт за вибором аеродинамічного компоновання літака.*

7. Концепція створення системи керування польотом регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2019. – Вып. 1 (97). – С. 54–69. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.**

8. Концепція створення силової установки сімейства регіональних пасажирських літаків Ан-148/Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець, В. П. Іщук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 84. – С. 50 – 63. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано застосовувати одно- та двошарові звукопоглинальні конструкції акустичного заповнювача в конструкції мотогондоли, що забезпечило зниження рівня шуму літака від двигуна на місцевості відповідно до норм Розділу 4 стандарту ІСАО, а найбільше зниження шуму літака виявили при злітному режимі роботи двигуна; запропоновано та запроваджено з метою збереження ресурсу двигуна, економії палива при виконанні зльоту літака зі смуг*

великої довжини автоматизований зліт на максимально тривалому режимі.

9. Особливості серійного виробництва регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / С. А. Бичков, О. Д. Донець, В. Г. Читак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 84. – С. 125 – 143. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: відпрацьовано й впроваджено нові технологічні процеси виготовлення деталей і вузлів на верстатах із числовим програмним керуванням; відпрацьовані й впроваджені складні у виробництві й нові технологічні процеси виготовлення виробів із композиційних і неметалічних матеріалів, виробів ковальсько-штампувального, ливарного й термічного виробництва.*

10. Метод загального проектування регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Г. Гребеніков, О. Д. Донець, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 85. – С. 4 – 31. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано метод попереднього проектування сучасного реактивного регіонального пасажирського літака, котрий апробовано при проектуванні регіонального пасажирського літака Ан-148-100.*

Патенти

11. Пат. на корисну модель № 133624 Україна, МПК В21D 26/08 (2006.01). Пристрій для формоутворення великогабаритної деталі із заготовки з листового матеріалу або з пресованої панелі / Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А., Корольков Ю. Я.; заявник та патентовласник Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А., Корольков Ю. Я. – № у 2018 12169; заявл. 10.12.2018; опубл. 10.04.2019, Бюл. № 7.

12. Пат. на корисну модель № 135064 Україна, МПК В21D 26/08 (2006.01). Пристрій для формоутворення великогабаритної деталі із заготовки з листового матеріалу або з пресованої панелі / Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А.,

Корольков Ю. Я.; заявник та патентовласник Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А., Корольков Ю. Я. – № у 2019 00680; заявл. 23.01.2019; опубл. 10.06.2019, Бюл. № 11.

Тези в матеріалах вітчизняних і міжнародних конференцій

13. Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Д. Донець, О. І. Семенець, Є. Т. Василевський, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» : тези доп., 23 – 24 квітня 2019 р. / М-во освіти і науки ; Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – С. 20.

14. Особливості льотних випробувань регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» : тези доп., 23 – 24 квітня 2019 р. / М-во освіти і науки ; Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – С. 21.

ЗМІСТ

ВСТУП	17
Розділ 1. АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ СТВОРЕННЯ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ	22
1.1 Аналіз методологічних основ загального проектування пасажирських літаків.....	22
1.2 Аналіз методів проектування пасажирських літаків	31
1.3 Формулювання мети та завдань дослідження	36
Розділ 2. КОНЦЕПЦІЇ ТА НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДОЛОГІЇ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СІМЕЙСТВА РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ.....	37
2.1 Концепція, принципи та методи інтегрованого проектування регіональних пасажирських літаків	37
2.2 Концепція створення силової установки сімейства регіональних пасажирських літаків.....	68
2.3 Концепція створення системи керування польотом регіональних пасажирських літаків.....	86
2.4 Висновки щодо розділу.....	105
Розділ 3. НОВІ РІШЕННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ.....	107
3.1 Особливості забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака	107
3.2 Нові проектно-конструкторські особливості планера регіонального пасажирського літака	143
3.3 Нові конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків	170
3.4 Висновки щодо розділу.....	197

Розділ 4. ОСОБЛИВОСТІ РЕАЛІЗАЦІЇ МЕТОДІВ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИРОБНИЦТВА СІМЕЙСТВА РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ.....	199
4.1 Особливості виробництва регіональних пасажирських літаків.....	199
4.2 Особливості льотних випробувань регіональних пасажирських літаків...	219
4.3 Особливості сертифікації регіональних пасажирських літаків	231
4.4 Висновки щодо розділу.....	245
ВИСНОВКИ	247
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	249
Додаток А. Список публікацій здобувача за темою дисертації.....	259
Додаток Б. Акти впровадження результатів дисертації	264

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. Україна входить до складу держав, що володіють повним циклом створення авіаційної техніки. Потенціал підприємств авіаційної промисловості України свідчить про можливість створення і модифікації сучасних регіональних пасажирських літаків, показники яких за ефективністю, надійністю та безпекою польотів перевищують досягнутий світовий рівень.

Для створення відповідно до норм льотної придатності нових конкурентоспроможних регіональних пасажирських літаків необхідно розробляти науково обґрунтовані методи їх проектування, виробництва та випробування, які будуть більш сучасними, ніж у конкурентів. При цьому забезпечення заданих тактико-технічних вимог, аеродинамічної якості ($K = 16$), ресурсу літака (80 000 ... 90 000 льотних годин) при мінімальних значеннях маси літака, є одними з основних показників їх досконалості, а проблеми їх досягнення визначаються методологією інтегрованого проектування, конструювання та виробництва за допомогою систем CAD\CAM\CAE\PLM, розроблення якої є актуальним науковим напрямком.

У розробленні науково обґрунтованих методів проектування пасажирських літаків взяли участь багато вітчизняних і зарубіжних наукових шкіл під керівництвом О. К. Антонова, С. В. Ільюшина, А. М. Туполева, П. В. Балабуєва, С. М. Єгера, Г. В. Новожилова та багатьох інших спеціалістів авіаційної промисловості. Їх діяльність базувалася на науковому обґрунтуванні рішень проектувальних завдань, застосуванні методів оптимального і системного проектування на основі єдиного комплексного критерію ефективності та цілеспрямованого комплексу компромісів альтернативних рішень. Кожен новий літак проектувався та створювався на основі вивчення та прогнозування потреб народного господарства й оборони країни, наукового аналізу стану та можливостей авіаційної науки і техніки.

На етапах формування вигляду літака, його компоновання й основних характеристик, вироблення загальної концепції проектування, конструктори прагнули до високого рівня досконалості його аеродинаміки, стійкості та керованості, міцності й ресурсу, вагових характеристик, технологічності виробництва та експлуатації.

Закладені при проектуванні основні показники якості створюваного літака реалізуються в процесі відпрацювання конструкції в цілому, її систем, вузлів і деталей, в процесі творчої спільної роботи конструкторів, аеродинаміків, фахівців із міцності, технологів, фахівців науково-дослідних інститутів і навчальних університетів.

Методи проектування та створення ефективних зразків авіаційної техніки розвиваються і трансформуються разом із розвитком авіаційної науки й техніки та впровадженням комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM.

Накопичення досвіду досягнення заданих характеристик працездатності пасажирських літаків за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM забезпечує інтеграцію розрахункових, експериментальних методів проектування з методами комп'ютерного моделювання літаків і їх модифікацій протягом їх життєвого циклу.

Тому розроблення наукових основ створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків є *актуальною задачею*, а розроблення методів досягнення заданих характеристик літаків при мінімумі маси має велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення ефективності та безпеки польотів в умовах експлуатації пасажирських літаків.

Мета і завдання дослідження. Метою роботи є розроблення наукових основ створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків, що відповідають сучасним і перспективним нормам льотної придатності.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

1. Провести аналіз особливостей створення регіональних пасажирських літаків.
2. Розробити концепції та наукові основи методології інтегрованого проектування та виробництва сімейства регіональних пасажирських літаків.
3. Розробити нові рішення забезпечення заданих характеристик регіональних пасажирських літаків.
4. Реалізувати розроблені методи при створенні регіональних пасажирських літаків.

Об'єкт дослідження – проектування, виробництво та випробування пасажирських літаків.

Предмет дослідження – наукові основи створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків.

Методи дослідження. Для досягнення поставленої мети і отримання основних результатів у дисертаційній роботі застосовували математичні методи дослідження проектних рішень; методи автоматизованого проектування і тривимірного комп'ютерного моделювання літакових конструкцій за допомогою сучасних комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM; методи розрахунку авіаційних конструкцій на міцність; розрахунково-експериментальні методи забезпечення аеродинамічних характеристик; методи забезпечення статичної міцності та ресурсу; методи льотних випробувань літаків.

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

1. Вперше при створенні й впровадженні до експлуатації сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 проведено великий комплекс науково-технічних розрахункових і проектно-конструкторських робіт із застосуванням розробленої інтегрованої автоматизованої системи проектування та виробництва у тривимірному просторі, а також виконані необхідні експериментальні дослідження, наземні та льотні випробування.

2. Удосконалено методи проектування регіонального пасажирського літака шляхом вибору оптимальних аеродинамічних, конструктивно-силових і об'ємно-масових компонувань, параметрів і профілювання крила, параметрів поперечного перерізу фюзеляжу, льотно-технічних характеристик (ЛТХ), злітно-посадкових характеристик (ЗПХ), двигуна, обладнання й систем.

3. Удосконалено методи розрахунку характеристик загального та локального напружено-деформованого стану, міцності й ресурсу літака за допомогою скінченноелементних CAD/CAE систем MSC.Software, NASTRAN, Фронт.

Особистий внесок здобувача. Всі основні результати, які становлять суть дисертаційної роботи, отримані автором особисто. Постановка завдання, аналіз і трактування основних результатів, формулювання наукових висновків виконані спільно з науковим керівником.

У статтях, написаних у співавторстві, авторові належить таке: [3] – обґрунто-

вано можливість відпрацьовування літаками проектного ресурсу й терміну служби за умовами міцності при втомі (при акустичних навантаженнях у тому числі) і корозійної міцності; [5] – запропоновано й обґрунтовано розширення обсягу застосування у конструкції фюзеляжу композиційних матеріалів, включаючи балки підлоги й стояки їх кріплення до елементів конструкції фюзеляжу; запропоновано застосовувати покриття з молібдену, що підвищило зносостійкість високонавантажених деталей з титанових сплавів більше ніж у 20 разів; розроблено конструкцію поясів із пресованих напівфабрикатів із двома закінцівками; [6] – запропоновано, розроблено та виконано комплекс розрахунково-дослідних робіт за вибором аеродинамічного компоновання літака; [8] – запропоновано застосовувати одна та двошарові звукопоглинальні конструкції акустичного заповнювача в конструкції мотогондоли, що забезпечило зниження рівня шуму літака від двигуна на місцевості відповідно до норм Розділу 4 стандарту ІСАО, а найбільше зниження шуму літака виявили при злітному режимі роботи двигуна; запропоновано та впроваджено з метою збереження ресурсу двигуна, економії палива при виконанні зльоту літака зі смуг великої довжини автоматизований зліт на максимально тривалому режимі; [9] – відпрацьовано й впроваджено нові технологічні процеси виготовлення деталей і вузлів на верстатах із числовим програмним керуванням; відпрацьовано й впроваджено складні у виробництві й нові технологічні процеси виготовлення виробів із композиційних і неметалічних матеріалів, виробів ковальсько-штампувального, ливарного й термічного виробництва; [10] – запропоновано метод попереднього проектування сучасного реактивного регіонального пасажирського літака, який випробувано при проектуванні регіонального пасажирського літака Ан-148-100.

Апробація матеріалів дисертації. Основні положення, розділи й результати роботи доповідалися автором на міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (м. Харків, 2019 р.), на науково-технічних нарадах ДП «АНТОНОВ», а також на наукових семінарах кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Структура та обсяг дисертації. Дисертація містить вступ, чотири розділи, висновки, список використаних джерел і два додатки. Повний обсяг дисертації

становить 265 сторінок, у тому числі: анотація на 9 сторінках, зміст на 2 сторінках, основний текст на 162 сторінках, список використаних джерел із 115 найменувань на 10 сторінках, додатки на 7 сторінках. Робота містить 5 таблиць і 87 рисунків.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. В основу дисертації покладено матеріали, що узагальнюють дослідження, виконані автором у рамках реалізації «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України на період до 2010 року», затвердженої постановою КМУ від 12.12.2001 року № 1665-25; Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 року № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

Практичне значення отриманих результатів. Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати:

– створено ряд модифікацій конкурентоспроможних високоекономічних реактивних регіональних пасажирських літаків нового покоління Ан-148-100/Ан-158, які за своїми техніко-експлуатаційними характеристиками знаходяться на рівні кращих сучасних зарубіжних аналогів, а за рівнем комфорту для пасажирів не поступаються магістральним пасажирським літакам більшої розмірності;

– розроблено аеродинамічне компонування, яке не має аналогів у світовій практиці авіабудування, що дозволило створити регіональний пасажирський літак-високоплан зі швидкістю польоту до 870 км/год ($M = 0,8$);

– створено єдиний у світі сучасний регіональний реактивний літак, що може експлуатуватися з ґрунтових аеродромів;

– на літаках Ан-148/Ан-158 замість додаткових гідравлічних систем для живлення силових приводів («бустерів») основних поверхонь керування використовується енергія двох централізованих електричних систем змінного струму (схема енергокомплексу «2Н/2Е»);

– розроблення, серійне виробництво й впровадження в експлуатацію сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 дозволили створити робочі місця в Україні в кількості більш ніж 14 000 чоловік;

– впровадження результатів роботи забезпечило створення на ДП «АНТОНОВ» нового покоління сімейства реактивних регіональних пасажирських літаків.

Розділ 1

АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ

СТВОРЕННЯ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Створення пасажирських літаків містить проектування, побудову, сертифікацію та впровадження в експлуатацію.

1.1. АНАЛІЗ МЕТОДОЛОГІЧНИХ ОСНОВ ЗАГАЛЬНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Відповідно до класифікації літаків за призначенням до складу пасажирських літаків цивільної авіації входять регіональні літаки. Вони призначені для перевезення пасажирів, багажу, пошти і вантажів на дальність 1800...5500 км.

Основними вимогами, що пред'являються до пасажирських літаків, є такі:

- забезпечення надійності і безпеки пасажирів;
- високий рівень комфорту;
- економічність польотів;
- екологічні характеристики в експлуатації (нормований рівень шуму в пасажирських салонах і на місцевості, а також шкідливих викидів в атмосферу), які в мінімальному ступені впливають на навколишнє середовище [81].

Для визначення рівня досконалості регіональних пасажирських літаків застосовують показник собівартості пасажирських перевезень a та коефіцієнт паливної ефективності $k_{n.e}$ [74, 108]

$$a = \frac{A}{k_{к.н} \cdot m_{к.н} \cdot V_p}, \quad (1.1)$$

де a – собівартість перевезень, грн/т·км; A – питома витрата на експлуатацію літака, грн/год; $k_{к.н}$ – коефіцієнт комерційного навантаження; $m_{к.н}$ – маса комерційного навантаження, т; V_p – рейсова швидкість польоту, км/год.

$$k_{n.e} = \frac{m_n}{m_{к.н} \cdot L_{mex}}, \quad (1.2)$$

де $k_{n.e}$ – коефіцієнт паливної ефективності; m_n – маса палива; L_{mex} – технічна дальність польоту; $m_{к.н}$ – маса комерційного навантаження.

Очевидно, що пріоритетним напрямком розвитку пасажирських літаків є збільшення їх пасажиромісткості та рейсової швидкості.

Показник A , що пов'язаний зі зменшенням витрат на експлуатацію, визначається вартістю літака та витратами на інфраструктуру його експлуатації, на систему його технічного обслуговування, на вартість палива і матеріалів, що витрачаються в польоті, на утримання льотно-технічного та обслуговуючого персоналу

Збільшення коефіцієнта завантаження визначається рівнем комфорту і обслуговування пасажирів у польоті, вартістю квитка, стабільністю розкладу польотів у змінних метеоумовах, ступенем організаційної досконалості інфраструктури експлуатації пасажирських літаків. Для пасажирського літака $m_{к.н}$ замінюють на число пасажирів і при цьому показник $k_{п.е}$ вимірюється в г/пас·км. В умовах підвищення цін на паливо коефіцієнт паливної ефективності став інтегральним показником рівня досконалості пасажирських літаків [81].

Економічні чинники, необхідність підвищення рівня безпеки польотів, задоволення екологічних вимог визначають основні напрямки проектування та створення пасажирських літаків, що потребують великого обсягу науково-дослідних, дослідно-конструкторських робіт, а також значних капіталовкладень [35, 36, 37]. Основними напрямками розвитку сучасних пасажирських літаків є модернізація існуючих літаків і створення нових, що відповідають сучасним тактико-технічним вимогам і потребують значних фінансових витрат.

Сучасний пасажирський літак проектується як базовий літак великого сімейства пасажирських літаків, в яке впроваджуються новітні науково-технічні досягнення.

Для досягнення заданого рівня показника паливної ефективності регіонального літака вибирають дводвигунову схему пасажирського літака з крилом великого подовження, помірної стрілоподібності, набраного із суперкритичних профілів, що забезпечує отримання максимального коефіцієнта аеродинамічної якості $K_{max} = 18$ на крейсерських режимах польоту. При цьому для зниження втрат аеродинамічної якості на балансування та масу планера, політ на крейсерському режимі виконується при малих запасах стійкості, а задане центрування забезпечується системою перекачування палива.

Для забезпечення експлуатації літака на аеродромі з довжиною злітно-

посадкової смуги (ЗПС) близько 2 500 м крило пасажирського літака обладнується передкрилками по всьому розмаху та двохщільними закрилками. Літак обладнують електродистанційною системою керування з трьохканальним аналоговим резервуванням, що забезпечує зниження психофізичних навантажень на екіпаж із двох чоловік.

Зниження вартості льотної години та підвищення економічної ефективності пасажирського літака забезпечується також вбудованим автоматизованим контролем всіх бортових систем і впровадженням стратегії технічного обслуговування за станом [81].

Основними вимогами до перерахованих пасажирських літаків XXI століття є вимоги, пов'язані зі зменшенням питомої витрати палива та впливу на навколишнє середовище (зменшення шуму та рівня емісії вуглекислого газу й оксидів азоту), що приведе до розроблення схем літака типу «літаюче крило» і застосування альтернативних видів палива на зрідженому водні та природному газі.

Метою проектування нового літака є розроблення на основі технічного завдання нових науково-технічних рішень його конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації, що забезпечують ефективне виконання традиційних і нових функцій [6, 81, 82].

Завдання проектування полягає в розробленні проекту, реалізації якого забезпечать найбільш ефективно виконання поставлених цілей проектування. Літак є елементом авіаційного комплексу (рисунок 1.1), що, в свою чергу, потребує системного підходу до створення літака на базі науково-технічного і виробничого комплексу.

Проектування нового літака є багатоетапним ітераційним процесом, що містить «зовнішнє проектування», розроблення технічної пропозиції, ескізне проектування, робоче проектування (рисунок 1.2), виготовлення дослідних екземплярів літака, його наземні і льотні випробування, в ході яких визначаються фактичні характеристики літака та ступінь його відповідності технічному завданню [91, 92].

За результатами льотних випробувань літака визначається можливість його серійного виробництва.

Вихідні дані на проектування пасажирського літака містять таке:



Рисунок 1.1 – Функціонально-структурна схема авіаційного комплексу

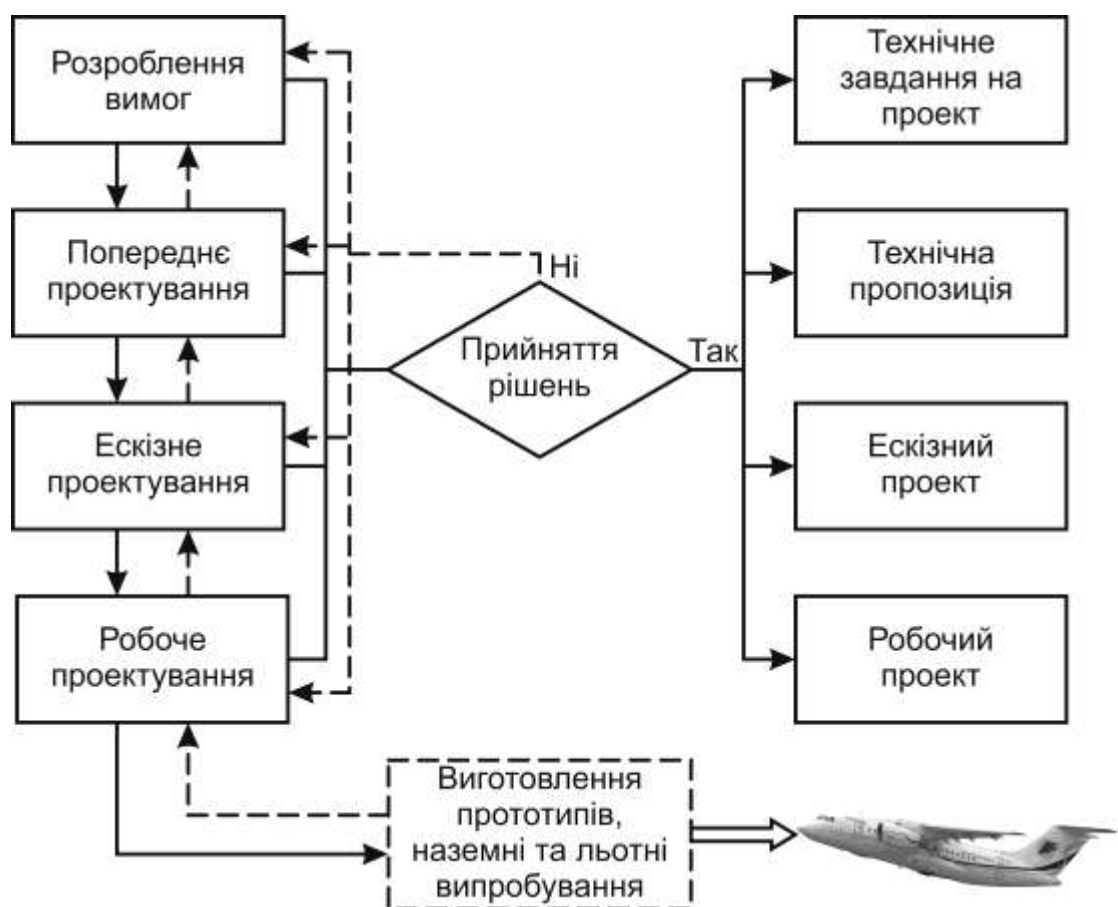


Рисунок 1.2 – Основні етапи розроблення нового літака

- технічне завдання на проектування;
- статистичні дані, що відображають досягнутий світовий рівень у галузі проектування пасажирських літаків;
- рекомендовані нові науково-технічні рішення для проектованого літака.

До технічного завдання відносять таке:

- призначення проектованого пасажирського літака;
- перелік нормативних документів, обов'язкових при створенні літака (Авіаційні правила АП-25, норми авіаційного шуму та забруднення навколишнього середовища, загальні технічні вимоги галузевих стандартів, вимоги до компонування пасажирських кабін і комплектуючого обладнання);
- льотно-технічні характеристики;
- характеристики технічного рівня літака та його економічні характеристики;
- перспективи розвитку літака та його систем, можливі модифікації;
- вимоги до ресурсу планера, комплектуючих виробів та обладнання;
- основні характеристики двигуна для проектованого літака (ресурс, рівень шуму й емісій);
- перелік спеціального обладнання й його призначення;
- вимоги до надійності, системи технічного обслуговування та ремонту;
- рівень стандартизації і уніфікації.

Для створення конкурентоспроможного пасажирського літака при його розробленні необхідно впровадити до 100 нових запатентованих технічних рішень, випробовуваних на початок проектування, які є науково-технічним напрацюванням.

Аналіз процесу проектування пасажирського літака показує, що він є послідовно-паралельним ітераційним процесом підготовки та прийняття рішень [61], як між етапами проектування, так і всередині кожного з них. Слід зазначити, що розроблення аванпроекту й ескізного проекту є найбільш відповідальними етапами створення літака, на яких приймаються до 90% технічних і організаційних рішень. Забезпечення технологічного рівня та зниження матеріальних витрат нерозривно пов'язано з автоматизацією й інформаційною підтримкою всього життєвого циклу літака, впровадженням комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM.

Реалізація процесу проектування за допомогою комп'ютерних систем потребує розроблення методології інтегрованого проектування на основі принципів і методів, що містять системний підхід при проектуванні, методи математичного та фізичного моделювання, досягнення сучасних відкритих інтегрованих технологій, інтелектуальний досвід і науково-технічні напрацювання, накопичений проектувальниками пасажирських літаків.

Системний підхід передбачає вивчення транспортної системи і авіаційного комплексу, що містить сімейство однотипних пасажирських літаків, льотний і наземний персонал (рисунок 1.1), як єдиного комплексу з можливістю його декомпозиції на самостійні підсистеми.

Створення методів розчленування системи на підсистеми та визначення зв'язків між елементами систем є основним завданням нової методології.

Важливою проблемою реалізації нової методології є розроблення принципів і методів визначення оптимальних (раціональних) параметрів літака та його елементів на основі сукупності критеріїв ефективності.

Перші результати в розвитку та практичній реалізації методології інтегрованого проектування літаків транспортної категорії було отримано в Україні при вирішенні конструкторсько-технологічних завдань у процесі створення літаків Ан-74ТК-300, Ан-140, Ан-3, Ан-148.

Однак під час розроблення аванпроекту і ескізного проектування цих літаків не повною мірою були розроблені практичні методи реалізації принципів внутрішнього проектування літаків у зв'язку з тим, що значна частина проектних процедур не піддається формалізації при розробленні нових літаків.

Інтегроване проектування літаків виконується великим колективом фахівців, і для його успішного завершення необхідно враховувати технічні, організаційні та психологічні чинники.

Літак як об'єкт проектування подається у вигляді структурно-функціональної схеми (рисунок 1.3) ієрархічної структури. Відповідно до принципу системного підходу різного рівня проектування властиві свої моделі.

В основі моделі літака лежать зв'язки між його параметрами і характеристиками: льотно-технічними, виробничої та експлуатаційної технологічності,

надійності і безпеки польоту. Ці зв'язки при розробленні проекту об'єднуються в окремі блоки. В основі математичного опису субмоделей приймають різні методи вагового та аеродинамічного розрахунків, розрахунків на міцність, розрахунки характеристик стійкості і керованості, характеристики силової установки.

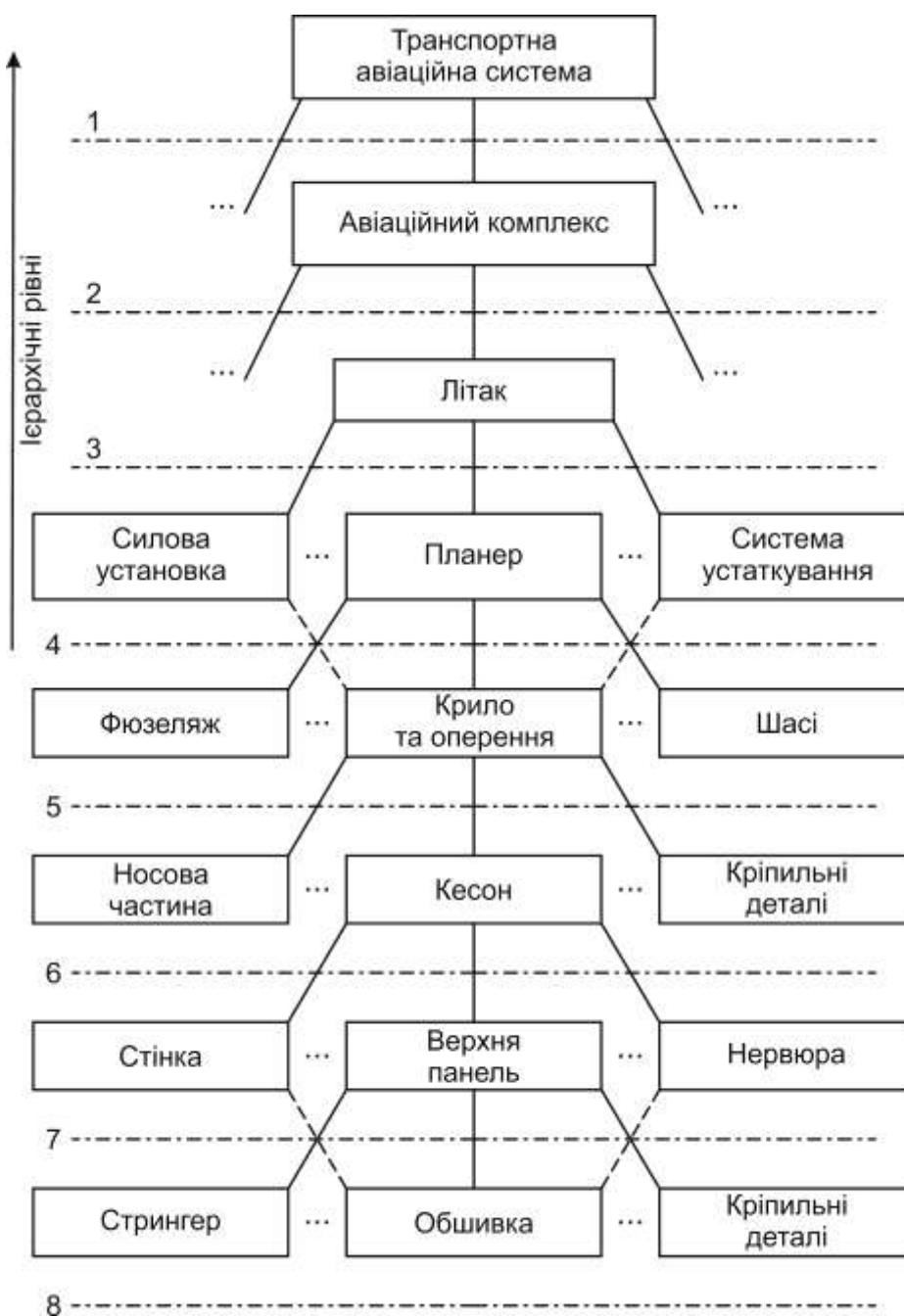


Рисунок 1.3 – Графічна модель ієрархічної структури літака (фрагмент)

Зв'язки між параметрами та характеристиками дозволяють вирішити завдання параметричного аналізу, параметричного синтезу й оптимізації літака. Генерація альтернативних схем літака здійснюється евристичним методом з урахуванням аналізу їх особливостей.

Основними завданнями при проектуванні пасажирського літака є такі:

1. Вибір схеми літака та її масштабування (визначення основних проектних параметрів, компоновання та центрування, що задовольняють вимоги технічного завдання).
2. Визначення впливу різних варіантів проектних рішень (схемних, параметричних) на ступінь відповідності технічному завданню та техніко-економічним характеристикам.
3. Оптимізація проектних параметрів за сукупністю вибраних критеріїв і вимог нормативних документів.
4. Розрахунок льотно-технічних і техніко-економічних характеристик з вибраними параметрами.
5. Розроблення варіантів модифікацій літака.

На основі технічного завдання проектувальник вибирає з альтернативних схем схему літака, що забезпечує його поздовжнє балансування (нормальну, «качка», «літаюче крило», безхвостка або їх комбінацію). Силова установка багато в чому визначає вигляд літака. Найбільшого поширення на пасажирських літаках набувають двоконтурні турбореактивні двигуни.

Зв'язки між параметрами та характеристиками є основою моделі літака, за допомогою якої вирішуються завдання параметричного аналізу, параметричного синтезу й оптимізації. Для їх вирішення необхідне застосування кількісного вираження критеріїв оптимальності або цільової функціональності F , що залежить від параметрів і характеристик літака, та знайти екстремум цієї функції в області допустимих значень проектних параметрів $x_{\text{доп}}$:

$$\text{extr } F(x, y(x)), x \in x_{\text{доп}}.$$

Генерація альтернативних схем літака здійснюється з урахуванням аналізу особливостей різних варіантів.

Методика й алгоритми визначення проектних параметрів, що реалізує викладену методологію, наведені в роботах [61, 74]. Вони містять:

- вибір схеми літака та його силової установки;
- визначення проектних параметрів літака та їх оптимізацію;
- автоматизоване формування вигляду літака;
- визначення масово-інерційних характеристик літака;

- компонування та центрування пасажирського літака (включаючи аеродинамічне, об'ємно-масове та конструктивно-силове компонування);
- вибір методів ув'язки форми та побудови зовнішніх обводів літака, створення креслення загального вигляду літака та компонувального креслення.

У процесі впровадження систем CAD\CAM\CAE для поліпшення якості проектування виникає необхідність на основі отриманих результатів проектування створювати параметричну модель майстер-геометрії літака, модель розподілу простору і аналітичні еталони елементів і деталей літака [74].

Проектування літаків як наука являє собою систему достовірних знань про властивості об'єкта проектування, про напрямки і об'єктивно діючі закономірності їх розвитку, знань принципів і методів вибору параметрів і визначення характеристик. Наука про проектування літаків оснований на узагальненні досвіду розроблення проектів і практики створення літаків.

Завдання загального проектування літака дозволяють виділити його окремі види: аеродинамічне, вагове, схемно-компонувальне, конструктивно-силове. Між ними існують прямі та зворотні зв'язки, наведені в загальній системі автоматизованого проектування літаків. Поряд із диференціацією проектування літаків відбувається його інтеграція на основі виявлення загальних закономірностей, математизації і автоматизації всіх процесів створення літаків.

Сутність процесу вагового проектування полягає в оптимізації злітної маси літака і його конструкції на стадії визначення характеристик вигляду, мінімізації маси частин літака й агрегатів, при розробці силових схем і конструкцій, систем обладнання та силових установок, а також їх модифікацій.

На етапі визначення вигляду майбутнього літака, його компонування і основних даних, вироблення загальної концепції літака конструктори прагнуть до високого рівня досконалості в аеродинаміці, міцності, ваговій культурі.

Особливу увагу конструктори приділяють питанням безпеки літака в умовах турбулентності атмосфери, на критичних і закритичних кутах атаки. При цьому досконалість аеродинамічних параметрів є не самоціллю, а одним із чинників у ланцюзі «розмір – вага – міцність», які визначають якість процесу проектування пасажирського літака [106].

Ретельно та цілеспрямовано в дослідному конструкторському бюро (ДКБ)

відпрацьовуються питання вагового проектування, міцності та технології виробництва пасажирських літаків, що забезпечує високу надійність і безпеку конструкції.

Практика створення високоефективних зразків пасажирських літаків, основана на передових методах проектування та високому рівні досконалості розрахунків, розвивається та трансформується разом із розвитком науки та техніки, переходячи до застосування нових методів, що базуються на результатах теоретичних досліджень, передових науково-дослідних роботах, на впровадженні в практику створення літаків комп'ютерних інтегрованих систем.

1.2. АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

У сучасному світі жодна авіабудівна фірма не може залишатися конкурентоспроможною, якщо вона не в змозі забезпечити високу якість виготовлених зразків авіаційної техніки, швидко їх модернізацію або зміну модельного ряду. При цьому на сучасному ринку є нормою наявність великої кількості модифікацій базової моделі (Ан-74, Ан-74ТК-100, Ан-74ТК-200, Ан-74ТК-300, АTR.42 і АTR.72, А310, А319, А320, А321 і т. д.). Забезпечити високі темпи робіт зі збереженням високої якості кінцевої продукції та її великої гами дуже складно без застосування комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE, що дозволяють інтегрувати процеси проектування, інженерного аналізу та підготовки виробництва літака.

Проектування пасажирського літака містить такі етапи [74, 81]:

1. Попередній проектний аналіз літака:

- розроблення вихідних даних на проектування;
- аналіз статистичних характеристик створених раніше літаків;
- розроблення технічного завдання на проектування;
- аналіз тактико-технічних вимог до пасажирського літака;
- формулювання вимог до літака відповідно до Норм льотної придатності АП-25, FAR-25, CS-25.

2. Параметричний аналіз пасажирського літака:

- основні абсолютні і відносні параметри літака і його характеристики;
- параметрична модель літака як об'єкта дослідження;
- аналіз впливу параметрів літака на величину швидкості польоту;

- вплив параметрів літака на дальність польоту;
 - вплив параметрів літака на висоту польоту;
 - вплив параметрів літака на швидкопідйомність;
 - вплив параметрів літака на його маневреність;
 - вплив параметрів літака на величину нормального перевантаження при польоті в неспокійній атмосфері;
 - вплив параметрів літака на злітно-посадкові характеристики;
 - засоби зменшення коефіцієнта лобового опору;
3. Вибір схеми та силової установки літака:
 - аналіз і вибір загальної схеми літака та його поздовжнього балансування;
 - аналіз і вибір силової установки та її характеристик.
 4. Визначення проектних параметрів літака.
 5. Визначення масово-інерційних характеристик.
 6. Розроблення аеродинамічного, об'ємно-масового та конструктивно-силового компонування, ув'язка форм і побудова зовнішніх обводів літака. Розрахунок центрування літака.
 7. Оформлення результатів компонування і оформлення креслення загального вигляду.

Процес створення пасажирських літаків і їх модифікацій супроводжується розвитком методів їх проектування. Вже пройдено стадії статистичного, аналітичного, оптимального, автоматизованого та системного методів проектування. В основі методології проектування літаків лежить метод оптимального проектування на базі інтегральних критеріїв якості сучасних літаків, які вибирають з умови задоволення вимог замовника (покупця) до літака і Авіаційних правил [61, 74].

У даний час загальновизнаним кількісним критерієм оцінювання якості цивільних літаків є вартість перевезень і забезпечення безпеки польотів. Конструктори, які проектують літак і каркас планера літака, досягають концептуально заданих кількісних показників критеріїв якості шляхом [96, 113]:

- зменшення маси конструкції як головного чинника, що знижує прями експлуатаційні витрати завдяки можливості збільшення платного навантаження;
- збільшення терміну служби конструкції і її ресурсу при забезпеченні надійності та безпеки польотів як чинників, що знижують витрати на аморти-

зацію, обслуговування та ремонт.

Головним критерієм в основі сучасних методів проектування авіаційних конструкцій є створення і функціонування надійної, конструкції мінімальної маси, що безпечно пошкоджується, із заданим ресурсом. При цьому має гарантуватися можливість виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів і зберігатися достатня залишкова міцність конструкції.

Очевидно, що створення конструкції, яка безпечно пошкоджується [17, 18, 20, 25, 26, 49, 54], передбачено Нормами міцності й Авіаційними правилами, а проектування на заданий ресурс при мінімальній масі відображає економічні проблеми.

Програмою розвитку авіаційної промисловості України передбачено створення нових регіональних пасажирських і транспортних літаків із широким діапазоном функціональних можливостей, які відрізняються:

- сучасним технічним і експлуатаційним рівнем розвитку, що перевищує рівень розвитку ХХ століття, який досягається на основі нових концепцій, науково-технічних рішень і винаходів в області аеродинаміки, проектування, конструювання, міцності, вагової досконалості, силової установки, систем літака, обладнання, матеріалів, технології виробництва і його підготовки, експлуатабельності, надійності і безпеки;
- відповідністю сучасним Нормам льотної придатності й Авіаційним правилам, гармонізованим за структурою та вимогами з FAR (JAR), стандартами якості та перспективними екологічними стандартами;
- високим ступенем конструктивно-технологічної та експлуатаційної уніфікації і спадкоємності з сучасними літаками;
- економічною ефективністю, зумовленою меншою, ніж у конкурентів, ціною аналогічних літаків при порівнянних експлуатаційних показниках, заданим проектним ресурсом 80000 льотних годин (40000 польотів), проектним терміном служби (30 років) і повним призначеним ресурсом двигуна 30000 годин (15000 циклів);
- застосуванням стратегії технічної експлуатації за станом;
- впровадженням інтегрованих технологій проектування, підготовки виробництва, інженерного аналізу, випробувань, сертифікації, інформаційної підтримки життєвого циклу авіаційних комплексів за допомогою систем CAD\CAM\CAE\PLM і ERP.

Розроблення інтегрованих систем забезпечення високої якості, довговічності, надійності та ресурсу, сертифікації авіаційної техніки та її виробництва, а також науково-технічного напрацювання створює передумови для вдосконалення авіа-техніки наступних поколінь із використанням інтегрованої комп'ютеризації при проектуванні, конструюванні, технологічній підготовці виробництва, серійному виробництві, льотних випробуваннях на основі безперервної інформаційної підтримки життєвого циклу виробу (CALS-технологій) і є важливим завданням випуску авіаційної техніки в умовах сучасного ринку [6, 22, 29, 40, 47, 55, 57, 58, 64, 74].

Інформаційні технології спільно з прогресивними авіаційними технологіями проектування та виробництва за наявності єдиного інформаційного простору дозволяють істотно підвищити продуктивність праці, якість авіаційної техніки, що випускається, при значному скороченні термінів впровадження у виробництво і випуску нових, більш сучасних літаків, що відповідають запитам покупців.

Для організації єдиного інформаційного простору необхідна інтеграція конструкторської, виробничої та експлуатаційної баз даних в єдину базу даних.

Ідея створення єдиного інформаційного середовища та інтегрування її в усі ланки супроводу виробу за життєвим циклом також сприяє виконанню основного завдання авіації України – забезпечити безпеку перевезень при мінімумі витрат на перевезення тонно-кілометра вантажу або одного пасажиро-кілометра, зниження вартості життєвого циклу літака.

Відповідно до завдань супроводу виробу за життєвим циклом єдина база даних має містити дані про створювану авіаційну техніку підприємств-виробників і сервісних центрів з описом організаційних, конструкторських і технологічних процесів, що відбуваються. У даний час методи та ідеї супроводу виробів авіаційної техніки за життєвим циклом та основані на них інтегровані інформаційні технології знаходять все більше застосування в усіх авіаційних фірмах світу.

Розвиток інформаційних технологій дозволяє інтенсифікувати процеси створення технічної документації, конструкторської та технологічної підготовок виробництва, управління виробництвом і супроводу виробу, найголовніше, реалізувати інформаційну підтримку життєвого циклу виробу, схема якої показана на рисунку 1.4.

Дані для інформаційної підтримки збирають і впорядковують у розподіленій по організаціях єдиній базі даних із відкритим доступом до них всіх учасників супроводу із життєвого циклу.

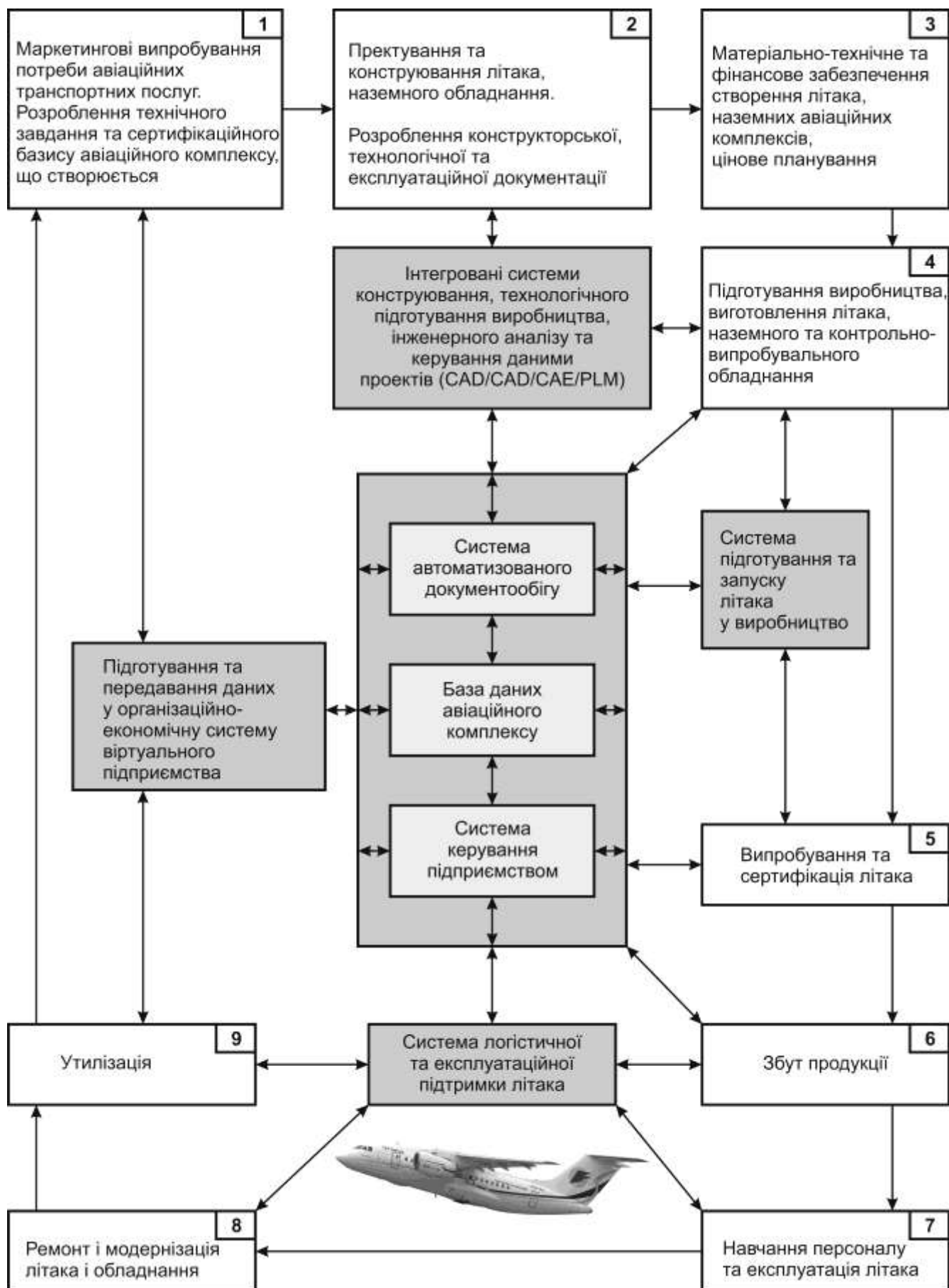


Рисунок 1.4 – Компоненти життєвого циклу літака та його інформаційної підтримки

При створенні нового виробу, конструкторської та технологічної підготовки його виробництва за допомогою інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM в інтегрованій інформаційній системі описується структура виробу, його склад і всі вхідні компоненти: деталі, вузли, агрегати, комплектуючі вироби, матеріали.

Застосування інтегрованих інформаційних технологій до процесу проектування літака дозволить зменшити витрати на створення, виробництво та супровід за життєвим циклом літака, на 30% підвищити продуктивність й ергономіку праці, що кінець кінцем підвищить якість і конкурентоспроможність продукції, що виробляється, якість виробничої діяльності інженерів [75, 80, 102].

Інформаційна технологія інтегрованого проектування літака передбачає застосування параметричного аналітичного еталона конструкції, створеного в системі CAD\CAM при розрахунках: аеродинаміки і міцності; ресурсу і живучості; маси літака і його центрування; динаміки конструкції і безпеки її функціонування, а також при технологічній підготовці виробництва і управління якістю, експлуатації та ремонті.

Для реалізації методологічних основ проектування сучасних регіональних пасажирських літаків необхідна розробка науково обґрунтованих методів інтегрованого проектування.

1.3. ФОРМУЛЮВАННЯ МЕТИ ТА ЗАВДАНЬ ДОСЛІДЖЕННЯ

Метою роботи є розроблення наукових основ створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків, що відповідають сучасним і перспективним нормам льотної придатності.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

1. Провести аналіз особливостей створення регіональних пасажирських літаків.
2. Розробити концепції та наукові основи методології інтегрованого проектування та виробництва сімейства регіональних пасажирських літаків.
3. Розробити нові рішення забезпечення заданих характеристик регіональних пасажирських літаків.
4. Реалізувати розроблені методи при створенні регіональних пасажирських літаків.

Розділ 2

КОНЦЕПЦІЇ ТА НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДОЛОГІЇ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СІМЕЙСТВА РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

2.1. КОНЦЕПЦІЯ, ПРИНЦИПИ ТА МЕТОДИ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Метод інтегрованого проектування охоплює проектування та комп'ютерне параметричне тривимірне моделювання конструкції літака в цілому і окремих її частин. Літак являє собою безліч деталей, складань, вузлів і агрегатів, з'єднаних між собою різними типами роз'ємних та нерознімних з'єднань, від якості проектування і виконання яких залежать масові, ресурсні, аеродинамічні та естетичні характеристики літака [61, 74].

Методи проектування пасажирських літаків, що застосовували раніше, базувалися на двовимірних моделях і їх плазовій ув'язці, що не дозволяло врахувати всі конструктивні та технологічні особливості та привело до необхідності створення інтегрованого методу проектування.

На рисунку 2.1 показана нова концепція інтегрованого проектування пасажирського літака.

Розроблена концепція інтегрованого проектування пасажирського літака є методологічною основою створення сімейства пасажирських літаків із заданою статичною міцністю, ресурсом при мінімальній масі.

Інтегроване проектування пасажирських літаків можна розділити на етапи, взаємозв'язок яких зображено на рисунку 2.1:

1. Створення інтегрованого інформаційного середовища, комплексу технічних і програмних засобів для створення проекту літака, виробничої і експериментальної бази, колективу фахівців.

2. Розроблення концепції створення нового літака або модифікації вже існуючого із застосуванням комп'ютерних інтегрованих систем проектування CAD\CAM\CAE\PLM.

3. Розроблення майстер-геометрії літака в системі CAD\CAM\CAE\PLM.



Рисунок 2.1 – Нова концепція інтегрованого проектування пасажирського літака

4. Визначення розрахункових навантажень, що діють на агрегати літака, і навантажень типового польоту, допустимих напружень у регулярній зоні для забезпечення регламентованої довговічності.

5. Інтегроване проектування і конструювання агрегатів літака.
6. Створення аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака.
7. Розроблення конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації.

Всі роботи з інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій виконують в єдиній базі даних проектного літака із застосуванням конструкторських і технологічних баз даних.

На основі запропонованої концепції були розроблені принципи інтегрованого проектування пасажирського літака:

1. Принцип створення аналітичних еталонів елементів пасажирського літака

Тривимірні комп'ютерні моделі майстер-геометрії, розподілу простору, аналітичні еталони елементів конструкцій створюються методами аналітичної геометрії за допомогою інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM в єдиному інформаційному середовищі підтримки життєвого циклу літаків.

2. Принцип створення майстер-геометрії вигляду літака

Параметри вигляду нового літака мінімальної маси та регламентованої довговічності мають задовольняти заданим перспективним тактико-технічним вимогам, Авіаційним правилам, концепції створення нового літака та визначатися зі співвідношень:

$$\begin{aligned}
 & TTB, AP \rightarrow \text{схема літака} \rightarrow \\
 & \rightarrow m_0 = \frac{m_{\text{сл.н}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{ком}}}{1 - [\bar{m}_k(p, n_p, N_{\text{рег}}, \lambda, OGP) + \bar{m}_{\text{су}}(p, t_0, \gamma_{\text{дв}}, R, N_{\text{дв}}) + \bar{m}_n(p, C_T, k, L)]} \rightarrow \\
 & \rightarrow m_{0\text{min}} \rightarrow p_{\text{opt}} \rightarrow t_{\text{opt}} \rightarrow P_0 \rightarrow S_i \rightarrow \text{профілі}_i \rightarrow (l_i, \lambda_i, \chi_i, \bar{c}_i, \eta_i, D_\phi, L_{\text{ВО}}, L_{\text{ГО}}) \rightarrow \\
 & \rightarrow (\bar{x}_T - \bar{x}_F) \rightarrow \text{аналітичний еталон поверхні літака.}
 \end{aligned}$$

3. Принцип проектування агрегатів літака

Конструктивні параметри та технологія виконання регулярних зон (р.з) агрегатів літака мають забезпечувати задану аеродинамічну якість, сприйняття розрахункових руйнівних навантажень, регламентовану довговічність при навантаженнях, еквівалентних навантаженням типового польоту в експлуатаційному середовищі, заданий коефіцієнт утомної якості (K_y), задану якість зовнішньої поверхні,

ступінь герметичності та задовольняти таким нерівностям:

$$P_{руйн} \geq P_{розр}(KП_{р.з}, \sigma_{др.з}(N_{реглам р.з})); N_{реглам} \leq N_{розр.р.з}(KП_{р.з}, \sigma_{0екв}, \sigma_k, TB);$$

$$\Delta_3 < 0 \text{ при } P = P_{експл}; \Delta h \leq 0,05 \text{ мм}; K_y \leq 3.$$

4. Принцип проектування нерегулярних зон елементів конструкції агрегатів літака

Конструктивні параметри і технологія виконання нерегулярних зон (н.р.з) мають забезпечувати сприймання розрахункових зусиль у нерегулярній зоні при статичному навантаженні, регламентовану довговічність, якість зовнішньої поверхні та герметичність, які дорівнюють характеристикам регулярної зони або перевищувати їх, і задовольняти таким нерівностям:

$$P_{руйн} \geq P_{розр}(KП_{н.р.з}, \sigma_{дн.р.з}(N_{реглам н.р.з})); \Delta h_{н.р.з} \leq \Delta h_{р.з}; \Delta_{3н.р.з} < \Delta_{3р.з};$$

$$N_{реглам} \leq \min(N_{розр.н.р.з}(KП_{н.р.з}, (\sigma_{0екв} \cdot \varepsilon_{екв}), \sigma_k, TB);$$

$$N_{експ}(KП_{н.р.з}, \sigma_0, \sigma_k, TB)).$$

5. Принцип підтримки та досягнення живучості силових елементів планера літака з втомними тріщинами

Конструктивні параметри збірних літакових конструкцій, що безпечно руйнуються, мають забезпечувати можливість контролю критичних місць, виявлення втомних тріщин і застосування прогресивних способів затримки їх зростання, відновлення несучої здатності і герметичності пошкодженої конструкції та задовольняти таким нерівностям:

$$(N_{зал. СЗРТУ} / N_{зал. з тр}) > 1; \Delta_{3, СЗРТУ} < 0.$$

Опубліковані результати досліджень тенденцій і перспектив розвитку світового цивільного літакобудування прогнозують подальше збільшення обсягів авіаперевезень і потреб світового ринку в нових пасажирських авіалайнерах [51]. Вітчизняний ринок пасажирських авіаперевезень потребує (близько 50 літаків на рік [100]) заміну морально й фізично застарілих літаків типу Ту-134, призначених для перевезення 75 – 85 пасажирів, багажу, пошти і вантажів із діапазоном практичної дальності 2500...5000 км. При цьому новий літак має бути здатним до модифікації і збільшення пасажиромісткості. Згідно з даними Bombardier [16],

потреба в нових регіональних літаках у 2007 – 2027 рр. становить 11 000 одиниць, близько 53 % з яких – літаки на 100 – 149 місць, а 37 % – на 60 – 99 місць, при цьому авіакомпанії насамперед зацікавлені у зниженні експлуатаційних витрат.

Метою загального проектування нового регіонального пасажирського літака є створення конструкції з характеристиками, що забезпечують більш ефективне виконання традиційних завдань або нових, які не можуть бути вирішені іншими способами.

Для проектування регіонального пасажирського літака розробляють технічне завдання. Згідно з ним літак створюється як база ряду пасажирських літаків пасажиромісткістю до 100 чоловік із двома двоконтурними реактивними двигунами з високим ступенем конструктивно-технологічної та експлуатаційної наступності та уніфікації з літаками, виробленими на вітчизняних авіабудівельних підприємствах. Літаки цього ряду мають забезпечити:

- відповідність вимогам норм льотної придатності АП-25, FAR-25, CS-25;
- надійність і безпеку польотів;
- екологічні характеристики (нормовані рівні шуму в пасажирських салонах і на місцевості, рівень шкідливих викидів), що впливають на навколишнє середовище;
- високий рівень комфорту;
- економічність в експлуатації.

Технічне завдання містить конкретні вимоги до його характеристик та умов експлуатації літака, що є конкурентоспроможним.

Основні льотно-технічні характеристики базового літака

Кількість пасажирів, чол.	73 – 99
Максимальна маса платного навантаження, т	~ 7...7,5
Двигун:	
– тип	ТРДД
– кількість	2
Швидкість, км/год:	
– максимальна	~ 870
– максимальної дальності	~ 820
Крейсерська висота, км:	11...12

Практична дальність, км:

– з максимальним платним навантаженням	~ 2500
– з пасажирами	~ 4500
– без вантажу і пасажирів	~ 5500
ВПП (сухий бетон, H=0, CA), м	1500 ... 1800

Склад екіпажу, чел.:

– командир ВС	1
– другий пілот	1
– 2 бортпровідники	за необхідності

Ресурси і терміни служби

Проектний ресурс	80000 годин
Проектний термін служби	30 років

Технічний рівень

Паливна ефективність	24,9 + 2% грам палива на 1 пас.км
Вагова ефективність	284+2% кг порожнього спорядженого літака на 1 пасажера
Питома трудомісткість технічного обслуговування	2,5 люд. год. на 1 год нальоту
Річний наліт	2 800...3 500 год

Очікувані умови експлуатації та експлуатаційні чинники

Барометричний тиск у всьому діапазоні висот польоту	за ГОСТ 4401-81
Температура зовнішнього повітря $t_{зп}$	за ГОСТ 4401-81
Відхилення $t_{зп}$ від середнього значення для різних висот по лініях	«Max – тропічні» «Min – арктичні»
Масова щільність, барометричний тиск, в'язкість повітря	за ГОСТ 4401-81
Температура зовнішнього повітря біля землі	– 55 ... + 45 °C
Відносна вологість зовнішнього повітря у землі при $t_{зп} = 35$ °C	≤ 98 %
Напрямок і швидкість вітру біля землі:	
– зустрічна складова	≤ 25 м/с
– попутна складова	≤ 5 м/с
– бічна складова під кутом 90° до ЗПС:	

$f \geq 0,5$ ≤ 15 м/с

$f \geq 0,3$ ≤ 6 м/с

Літак має експлуатуватися на аеродромах з бетонним і нежорстким укріпленим покриттями (асфальтобетон, в зв'язаному стані галька або гравій, укочений ґрунт), підготовлених відповідно до НАС ГА (НАС ГА-86).

Висота розташування аеродрому

Над рівнем моря до 3000 м

Нижче рівня моря до 300 м

Допустимі стани ЗПС (згідно з НАС ГА-86):

- ◆ суха; волога;
- ◆ мокра з ділянками води;
- ◆ залита водою до 10 мм;
- ◆ покрита шаром сльоти до 15 мм; засніжена з $f \geq 0,3$.

Літак має забезпечувати польоти:

- ◆ за правилами візуального польоту й польоту за приладами;
- ◆ удень і вночі;
- ◆ у простих і складних метеоумовах;
- ◆ в умовах обмерзання (з $t_{\text{зп}}$ не нижче мінус 30 °С);
- ◆ по внутрішніх та міжнародних повітряних трасах і лініях;
- ◆ над рівнинною, горбистою і гірською місцевістю;
- ◆ над водними просторами, безорієнтирною місцевістю і в діапазоні географічних широт до 73° північної і 55° південної.

Експлуатаційні мінімуми погоди:

- ◆ для зльоту – дальність видимості на ЗПС не менше 200 м;
- ◆ для посадки – II категорія ІСАО з можливістю доведення до категорії III А ІСАО, за умови складу і характеристик наземних засобів забезпечення польоту відповідно до НПП ГА з урахуванням існуючих і перспективних засобів забезпечення навігації і комунікації.

Під час розроблення концепції створення літака виконано аналіз статистичних даних щодо літаків-аналогів. Як найближчі аналоги розглянуто літаки таких типів: Ту-134, ERJ 170LR, ERJ 175LR, CRJ 700LR, CRJ 705ER (рисунки 2.2, таблиця 2.1).

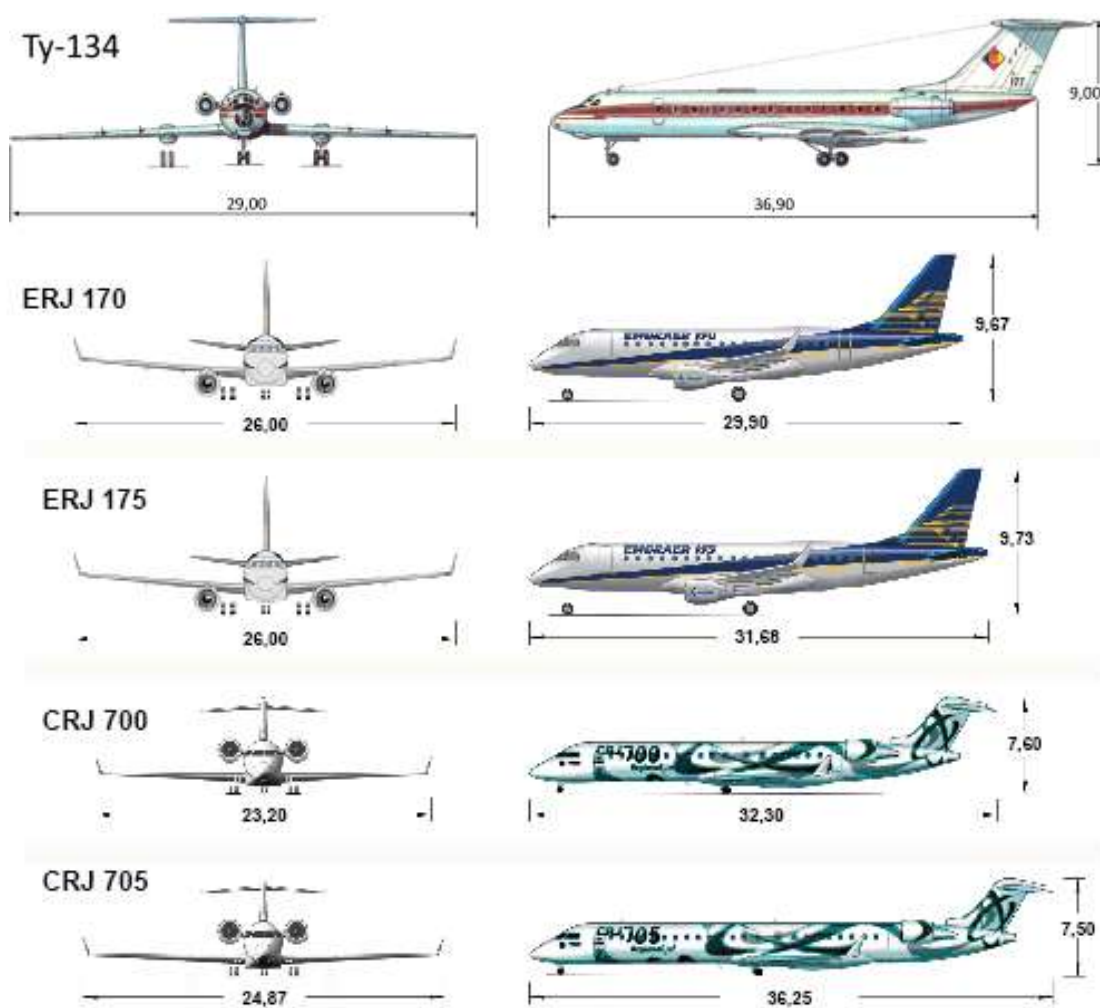


Рисунок 2.2 – Схеми літаків-аналогів

Таблиця 2.1 – Статистичні дані щодо літаків

Літак	Tu-134	ERJ170	ERJ175	CRJ700	CRJ705	Проект
Максимальна злітна вага, т	47,6	37,2	38,79	34,93	37,42	
Пасажиромісткість, чол.	76	70	78	70	74	73 – 99
Тип двигуна	Д-30	CF34-8E5	CF34-8E5	CF34-8C5	CF34-8C5	ТРДД
Максимальна тяга, тс	6,8	6,44	6,44	6,26	6,58	
Максимальна крейсерська швидкість, км/год	870	870	870	876	880	~ 870
Максимальна крейсерська висота, км	12,0	12,5	12,5	12,5	12,5	~ 12,0
Дальність польоту, км:						
з пасажирами	2400	3411	3175	3408	3770	~ 2500
максимальна	3800	4480	4300	4900	4450	~ 5400
Довжина ЗПС для зльоту, м	2500	1689	1910	1851	1969	1800

Закінчення таблиці 2.1

Літак	Ту-134	ERJ170	ERJ175	CRJ700	CRJ705	Проект
Габаритні розміри літака, м:						
довжина	36,90	29,90	31,68	32,30	36,25	
висота	9,00	9,67	9,73	7,60	7,50	
розмах крила	29,00	26,00	26,00	23,20	24,87	
Ціна, млн дол.		34	38	41	42	30

Унаслідок аналізу статистичних даних літаків-аналогів запропоновано концепцію забезпечення рівня досконалості, що перевершує існуючі аналоги за льотно-технічними, ресурсними, експлуатаційними та економічними характеристиками:

- **аеродинамічне компонування** літака має забезпечувати крейсерську аеродинамічну якість на рівні 15 – 17 одиниць, що на 5 ... 7 % вище показників аналогів;
- **компонування салону** має забезпечувати комфорт на рівні сучасних світових стандартів для салонів економ-класу з шагом крісел 812 мм, з можливістю переобладнання й випуску літаків з салонами бізнес-класу і люкс-класу;
- **злітно-посадкові характеристики** мають забезпечувати безпечну експлуатацію літака, що розробляється, з ґрунтових аеродромів при довжині ЗПС від 800 м, що відповідає класу D за класифікацією СНіП 2.05.08-85, СНіП 32-03-96 або класу 1В за класифікацією ІСАО, а також експлуатацію з необладнаних аеродромів;
- **паливна ефективність** має бути забезпечена шляхом зниження витрат палива на крейсерському режимі на 10 ... 15% порівняно з аналогами до рівня 24,9 г/пас.·км;
- **висока масова ефективність** має бути забезпечена шляхом підвищення рівня масової досконалості конструкції та систем, відносна маса планера – не більше 27 % (на 7...15 % нижче аналогів);
- **силова установка** має забезпечувати необхідний рівень тягоозброєності, при низькому рівні шуму, вібрацій і невеликі витрати палива на крейсерському режимі – не більше 0,5...0,52 кг/кгс.·год. Щодо шумів на місцевості літак має задовольняти вимогам глави 4 Міжнародних стандартів «Охоро-

на навколишнього середовища», додатка 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I «Авіаційний шум», 2001 р.);

- **система керування** й пілотажно-навігаційний комплекс мають бути виконані із застосуванням сучасного обладнання. Характеристики точності пілотажно-навігаційного комплексу мають відповідати міжнародним вимогам (RNP, RVSM, BRNAV і PRNAV). Кабіна льотчиків виконується з урахуванням сучасних вимог ергономіки. Основними пристроями, на яких відображається пілотажна й навігаційна інформація, а також дані щодо основних систем літака й силових установок, є кольорові рідкокристалічні дисплеї з активною матрицею;
- **проектний ресурс планера** має становити не менше 80000 льотних годин, термін експлуатації – не менше 30 років;
- **вартість** має становити не більше 28...30 млн дол, що на 10...20 % менше від середньої вартості сучасних літаків даного класу;
- **експлуатаційна технологічність** має забезпечувати питому трудомісткість технічного обслуговування не більше 2,5 люд.-год на 1 год польоту, а також можливість автономного поточного технічного обслуговування літака силами екіпажу;
- для забезпечення **конкурентоспроможності** літака мають задовольнятися вимоги сучасних норм льотної придатності (АП-25, FAR-25), а також унікальні вимоги до експлуатації в умовах тропічних і гірських аеродромів;
- для забезпечення **ефективності проектування** літака мають широко застосовуватися сучасні системи автоматизованого проектування (САПР) для оптимізації проектних параметрів літака, а також системи інтегрованого проектування CAD/CAM/CAE/PLM.

За результатами аналізу існуючих конкурентоспроможних літаків з урахуванням вимог технічного завдання та забезпечення наступності конструкції приймається рішення до схеми літака, що проектується. Наприклад, для літака, що проектується, застосована нормальна аеродинамічна схема з високо розташованим крилом помірної стрілоподібності з розвиненою механізацією. Два ТРДД розташовані на пілонах під крилом. Хвостове оперення Т-подібної схеми. Фюзеляж літака є самостійним модулем з вузлами кріплення опор шасі, крила, вертикаль-

ного й горизонтального оперення. У фюзеляжі розташовані герметичні кабіна екіпажу і пасажирський салон, відсік радіолокатора, відсік БРЕО та інше обладнання. Шасі – трьохопорне, що прибирається в польоті, з носовим стояком, основні опори – двостоякові (рисунок 2.3).

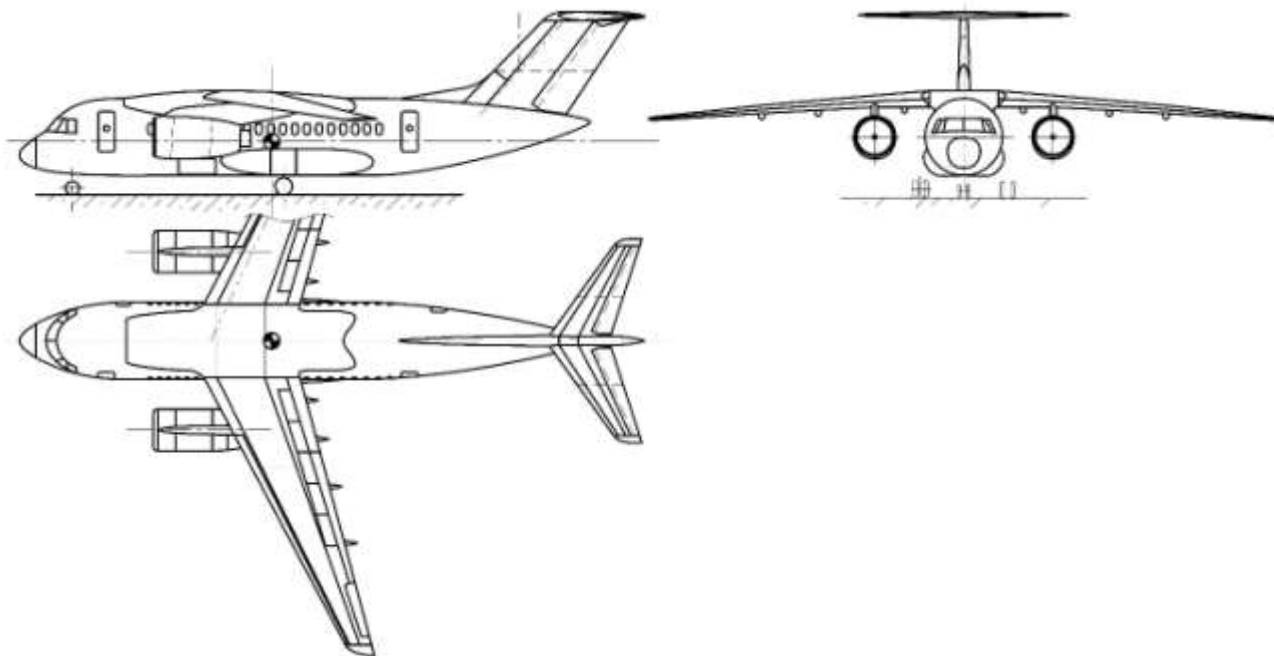


Рисунок 2.3 – Схема літака

Метод загального проектування регіональних пасажирських літаків реалізовано відповідно до методології інтегрованого проектування літаків [74, 108] у вигляді блок-схеми, показаної на рисунку 2.4.

Пріоритетними напрямками розвитку регіональних пасажирських літаків є збільшення кількості пасажирів, маси корисного навантаження (коефіцієнта віддачі) і рейсової швидкості; зменшення витрат на експлуатацію (A) літаків, які визначаються вартістю літака й витратами на інфраструктуру його експлуатації, систему його технічного обслуговування, вартість палива й матеріалів, що витрачаються в польоті, утримання льотного, технічного і обслуговуючого персоналу.

Коефіцієнт завантаження залежить від рівня комфорту й обслуговування, вартості квитка, дотримання розкладу польотів, реклами перевезень на літаку.

Важливим показником технічної досконалості регіонального пасажирського літака є коефіцієнт паливної ефективності [74, 108]

$$K_{n.e} = \frac{m_n}{n_{nac} L_m}, \quad K_{n.e} = \frac{m_n}{m_{к.н} L_m},$$

де $K_{n.e}$ – коефіцієнт паливної ефективності, г/пас·км, г/т·км; m_n – маса палива, необхідного для виконання польоту, кг; $m_{к.н}$ – маса комерційного навантаження літака, кг; L_m – технічна дальність польоту, що забезпечується при повному вигорянні палива, км.



Рисунок 2.4 – Блок-схема методу загального проектування регіональних пасажирських літаків

Питомі витрати на експлуатацію літака і маса палива, необхідного для виконання польоту, безпосередньо пов'язані з витратою двигуна, аеродинамічними характеристиками [30, 33, 34, 38, 39, 41, 94] і злітною масою літака [74, 91, 92].

На етапі вибору параметрів загального вигляду пасажирського літака як критерій ефективності доцільно використовувати злітну масу літака. Математичну залежність для визначення злітної маси літака в нульовому наближенні можна записати в такому вигляді [72, 97, 98, 108, 112]:

$$m_0^0 = \frac{m_{сл.н} + m_{к.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_n)},$$

де $m_{сл.н}$ – маса службового навантаження, кг; $m_{к.н}$ – маса комерційного навантаження літака, кг; $\bar{m}_{кон}$ – відносна маса конструкції; $\bar{m}_{су}$ – відносна маса силової установки; $\bar{m}_{об}$ – відносна маса обладнання з урахуванням устаткування та керування; \bar{m}_n – відносна маса палива.

У нульовому наближенні відносні маси конструкції, силової установки, устаткування й палива визначено на підставі статистичних даних. Необхідну кількість членів екіпажу 5 осіб визначено з урахуванням вимог авіаційних правил щодо кількості бортпроводників. Розрахункова маса одного члена екіпажу – 80 кг, одного пасажера – 75 кг.

Вираз для визначення злітної маси літака в першому наближенні m_0' набирає вигляду

$$m_0' = \frac{m_{сл.н} + m_{к.н} + m_{об.упр}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_n)}.$$

Відносні маси конструкції, силової установки та палива в першому наближенні визначено на основі аналітичних залежностей з урахуванням поправкових коефіцієнтів. Масу обладнання, устаткування та керування $m_{об}$ розраховано згідно з переліком обладнання, складеним за даними щодо літаків-аналогів та з урахуванням вимог технічного завдання.

Масу службового навантаження $m_{сл.н}$ для пасажирського літака визначаємо за формулою [112]

$$m_{сл} = m_{ек} \cdot n_{ек} + \Delta m_{сл},$$

де $m_{ек} = 80$ кг – маса одного члена екіпажу; $n_{ек}$ – кількість членів екіпажу, чол.; $\Delta m_{сл}$ – маса спорядження літака, кг.

Аналіз літературних джерел [72, 97, 112] і статистичних даних щодо існуючих літаків дає змогу пропонувати розраховувати масу службового навантаження, кг, для пасажирських літаків коротких і середніх авіаліній за такою формулою:

$$\Delta m_{сл} = 8,617 n_{нас} + 3,53 \left(n_{нас} \bar{m}_n / K_{від} \right)^{2/3},$$

де $n_{нас}$ – кількість пасажирів, чол.; \bar{m}_n – статистичне значення відносної маси палива; $K_{від} = m_{ком} / m_0$ – статистичне значення коефіцієнта віддачі.

Для розрахунку маси службового навантаження, кг, пасажирських літаків пропонується формула

$$\Delta m_{сл} = 14,97 n_{нас} + 4,121 \left(n_{нас} \bar{m}_n / K_{від} \right)^{2/3}.$$

У першому наближенні відносні маси конструкції, силової установки та палива визначаємо залежно від параметрів літака на основі аналітичних залежностей з урахуванням поправкових коефіцієнтів. Ці аналітичні залежності дають змогу провести параметричний аналіз впливу параметрів літака на його злітну масу з подальшим знаходженням значень мінімальної маси і оптимальних параметрів літака. (Більш детально алгоритм розрахунків див. [108]).

Відносну масу силової установки \bar{m}_{cy} визначаємо за формулою

$$\bar{m}_{cy} = R \gamma_{дв} t_{0max},$$

де R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів:

$$R = k_1 \left(1 + 0,1 \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}} \right) \left[1 + \frac{0,0236}{\gamma_{дв}} \left(1,5 + 0,275 y^{0,75} \right)^2 \right];$$

k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість та розташування двигунів на літаку; $n_{дв}$ – кількість двигунів на літаку; $n_{дв.рев}$ – кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги; $\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна, даН/даН; y – ступінь двоконтурності двигуна.

Стартову тягоозброєність t_0 для виконання розрахунків за наведеною формулою знаходимо як максимальну згідно з такими вимогами забезпечення крейсерського польоту із заданою швидкістю та висотою, довжини розбігу перед зльотом; продовженого зльоту при відмові одного двигуна.

Стартову тягоозброєність, необхідну для забезпечення максимального числа M на висоті H , визначаємо за формулою

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0,7 p_H M_{\text{крейс}}^2 C_{x\text{крейс}}}{\xi_V \xi_H \xi_{\text{др}} \xi_{\text{нз}} p}.$$

Дійсно, що на крейсерських режимах польоту

$$C_{x\text{крейс}} \approx \frac{4}{3} C_{x0} = \frac{4}{3} (F_1 + F_2 p),$$

тоді

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0,933 p_H M_{\text{крейс}}^2}{\xi_V \xi_H \xi_{\text{др}} \xi_{\text{нз}}} \left(\frac{F_1}{p} + F_2 \right),$$

де $F_1 = k_{\text{он}} C_{x\text{кр}}$ – коефіцієнт лобового опору крила й оперення; $F_2 = \frac{C_{x\phi}}{k_{\text{мід}}}$;

$C_{x\phi}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу, мотогондол, обтічників двигунів й шасі тощо; $k_{\text{мід}}$ – питома навантаження на мідель, даН/м²; p_H – атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту, даН/м²; ξ_V , ξ_H , $\xi_{\text{др}}$ – коефіцієнти, що враховують зміну тяги двигуна залежно від швидкості й висоти польоту та режиму роботи двигунів; визначається з паспортних даних подібних двигунів для $M_{\text{крейс}}$, $H_{\text{крейс}}$; $\xi_{\text{нз}}$ – коефіцієнт, що враховує втрату тяги, пов'язану з втратами швидкісного напору в повітрозабірниках. Крейсерські числа $M_{\text{крейс}}$ і $H_{\text{крейс}}$ визначають за даними статистики або з досвіду експлуатації подібних літаків.

При варіації величин питомого навантаження на крило й подовження крила і при незмінних інших параметрах залежність $t_{0\text{крейс}} = f_1(p, \lambda, \text{const})$ має вигляд, який показано на рисунку 2.5, криві 1 та 2.

Стартову тягоозброєність, необхідну для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, визначаємо за формулою

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{\text{зл}}} \left[\frac{0,832 p}{L_p C_{y\text{зл}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{зл}}} + 2f \right) \right],$$

де $\xi_{зл} = \xi_V \xi_H \xi_{nз} \xi_{\partial p}$ – коефіцієнти, що визначають для режимів зльоту $M = M_{omr}$ та $H = 0$; L_p – довжина розбігу перед зльотом, задана в ТЗ, м; f – коефіцієнт тертя коліс об поверхню ЗПС під час розбігу.

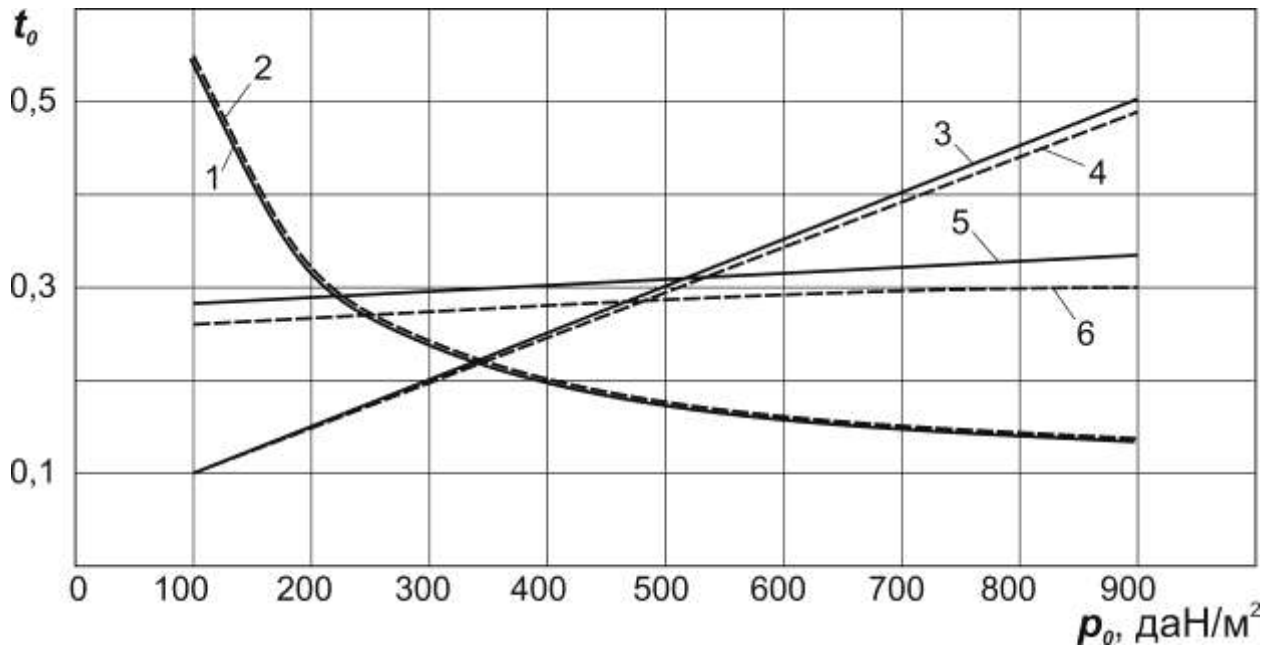


Рисунок 2.5 – Вплив параметрів літака на стартову тягоозброєність літака: криві 1 та 2 – стартова тягоозброєність, необхідна для забезпечення максимальної швидкості M_{max} на висоті H (1 – $\lambda = 8$; 2 – $\lambda = 10$); криві 3 та 4 – стартова тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом (3 – $\lambda = 8$; 4 – $\lambda = 10$); криві 5 та 6 – стартова тягоозброєність, необхідна для забезпечення подовженого зльоту при відмові одного двигуна під час розбігу (5 – $\lambda = 8$; 6 – $\lambda = 10$)

Залежність $t_{0p} = f_2(p, L_p, \text{const})$ показано на рисунку 2.5, криві 3 та 4.

Стартову тягоозброєність, необхідну для забезпечення продовженого зльоту при відмові одного двигуна під час розбігу перед зльотом, визначаємо за формулою

$$t_{0\theta} = \frac{n_{\partial в}}{\xi_{зл}(n_{\partial в} - 1)} \left(\frac{1}{K_{зл}} + tg\theta_3 \right),$$

де $n_{\partial в}$ – кількість двигунів, установлених на літаку; $tg\theta_3$ – градієнт набирання висоти на третьому етапі зльоту при відмові одного двигуна, що задається в Норммах Льотної Придатності літаків. Залежність $t_{0p} = f_2(p, \theta, \text{const})$ має вигляд, який показано на рисунку 2.5, криві 5 та 6.

Відносну масу палива \bar{m}_n визначаємо як суму мас:

$$\bar{m}_n = \bar{m}_{n.n.в} + \bar{m}_{n.крейс} + \bar{m}_{n.n.з} + \bar{m}_{n.зн.n} + \bar{m}_{n.ост},$$

де $\bar{m}_{n.n.в}$ – відносна маса палива, що використовується на зліт і набір висоти; $\bar{m}_{n.крейс}$ – відносна маса палива, що використовується при крейсерському польоті із $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$; $\bar{m}_{n.n.з}$ – відносна маса навігаційного запасу палива; $\bar{m}_{n.зн.n}$ – відносна маса палива, що використовується на зниження та посадку; $\bar{m}_{n.ост}$ – відносна маса палива, що не може бути використано;

$$\bar{m}_{n.n.в} = \frac{0,0035H_{поч}(1-0,03y)}{1-0,004H_{поч}}; \quad \bar{m}_{n.зн.n} = 0,002H_{кін}(1-0,03y)(1-0,023H_{кін}),$$

де $H_{поч}$, $H_{кін}$ – значення початкової та кінцевої висоти крейсерського польоту, км; y – ступінь двоконтурності двигуна.

$$\bar{m}_{n.крейс} + \bar{m}_{n.n.з} = 0,052 + \left[\frac{0,2(L-40H_{сер})}{a_H M_{крейс} - 0,28W_в} + 1 \right] C_{p.крейс} \sqrt{\frac{k_2(1+\bar{S}_\phi)}{k_1\lambda} (F_1 + F_2 p)},$$

де L – дальність польоту, км; $H_{сер} = (H_{поч} + H_{кін})/2$ – середня висота крейсерського польоту, км; a_H – швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту, м/с; $M_{крейс}$ – число Маха, що відповідає крейсерській швидкості польоту; $W_в$ – швидкість зустрічного вітру, км/год; $C_{p.крейс}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/даН·год.

Відносна маса конструкції складається з відносних мас крила, фюзеляжу, оперення та шасі:

$$\bar{m}_{кон} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_\phi + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш}.$$

Для розрахунку відносної маси крила використаємо формулу Бадягіна [97]

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p (m_0^0)^{0,5} \phi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015,$$

де p – питома навантаження на крило, даН/м²; k_1 – коефіцієнт, що враховує тип панелей; k_2 – коефіцієнт, що враховує наявність напливів, інтерцепторів, передкрилків і тип закрилків; k_3 – коефіцієнт, що враховує тип паливних баків і

тип герметизації; n_A^p – коефіцієнт розрахункового перевантаження літака для розрахункового випадку A ; $\varphi = b - 0,83\bar{m}_n$ – коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами; λ , \bar{c} , $\chi_{0,25}$, η – значення подовження, відносної товщини профілю, стрілоподібності й звуження крила, узяті для розрахунків.

Відносну масу фюзеляжу визначаємо за формулою Шейніна [106]

$$\bar{m}_\phi = k_1 \lambda_\phi d_\phi^2 (m_0^0)^i + k_2 + k_3 + k_4,$$

де $k_1 = 4,56 - 0,441 d_\phi$ для схем із двигунами, розташованими на фюзеляжі; $k_1 = 3,4 - 0,26 d_\phi$ для схем із двигунами, розташованими на крилі, або при змішаному компонуванні двигунів (DC-10, L-1011); $i = -(0,77 - 0,01 d_\phi)$; k_2 – коефіцієнт, що враховує місце кріплення основних стояків шасі; k_3 – коефіцієнт, який враховує місце прибирання основних стояків шасі; k_4 – коефіцієнт, що враховує спосіб завантаження багажу.

Для визначення відносної маси оперення використаємо статистичну формулу з [97, 108]

$$\bar{m}_{on} = 0,85 k_n k_{on}^{cx} p^{-0,56} \bar{S}_{on}^{1,16} (m_0^0)^{0,16},$$

де $k_n = 1$ при $p \leq 450$ даН/м²; $k_n = 0,84$ при $p > 450$ даН/м²; $\bar{S}_{on} = \bar{S}_{z.o} + \bar{S}_{v.o}$; $k_{on}^{cx} = \frac{1,564 - 0,0011 S_{on}}{3,1 + 0,0038 p}$ для низько розташованого горизонтального оперення; $k_{on}^{cx} = \frac{1,33 - 0,0032 S_{on}}{1,295 + 0,0028 p}$ для Т-подібного оперення; $S_{on} = \bar{S}_{on} \cdot (m_0^0 / p)$.

Для розрахунку відносної маси шасі використаємо формулу Фадєєва [97]

$$\bar{m}_{ш} = k_{ш} k_{d\phi} \frac{m_0^0 + 204000}{m_0^0 + 79000},$$

де $k_{ш}$ – коефіцієнт, що враховує кількість основних стояків шасі; $k_{d\phi}$ – коефіцієнт, що враховує вплив на масу шасі розмірів фюзеляжу і типу двигунів.

Метод, який запропоновано для загального проектування регіональних пасажирських літаків, випробувано з використанням параметрів літаків ДП «АНТОНОВ» ряду Ан-148.

Для визначення діапазону параметрів можливих модифікацій розрахункової маси виконано для різних значень проектних параметрів. На рисунку 2.6 зображено залежність маси від питомого навантаження на крило при різних значеннях подовження крила й дальності польоту для компоунвання на 75 пасажирів.

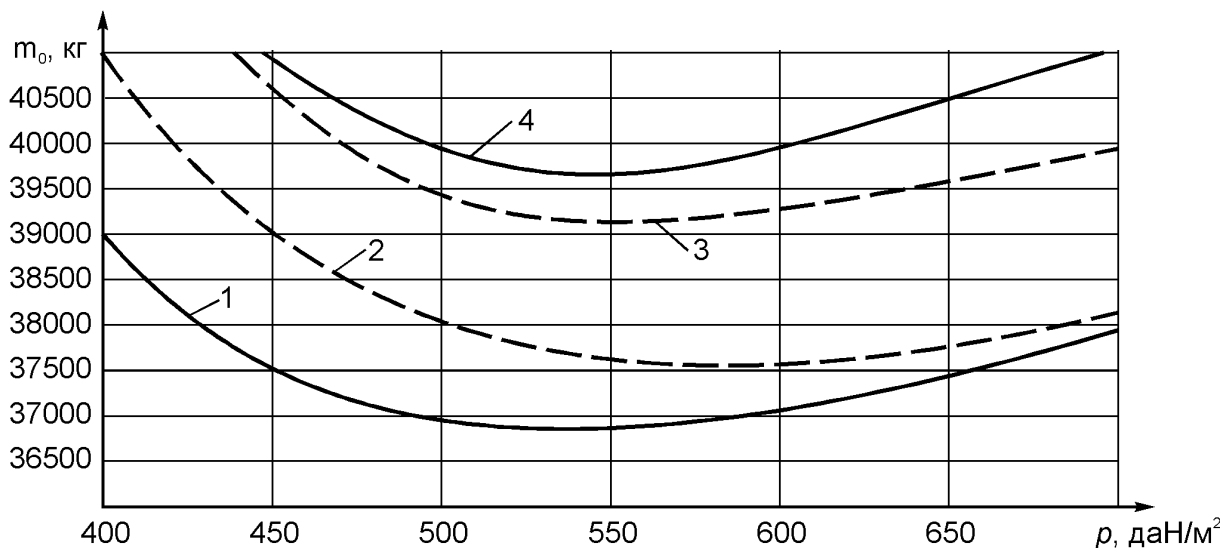


Рисунок 2.6 – Вплив подовження крила та питомого навантаження на злітну масу літака: 1 – $\lambda = 8$, $L = 2100$ км; 2 – $\lambda = 10$, $L = 2100$ км; 3 – $\lambda = 10$, $L = 4240$ км; 4 – $\lambda = 8$, $L = 4240$ км

Унаслідок розрахунку отримано залежність маси літака від питомого навантаження на крило та його подовження, визначено мінімальне значення маси (37 000 кг), що отримано при навантаженні на крило в діапазоні 500...550 даН/м². У розрахунку враховано обмеження питомого навантаження на крило за посадковою швидкістю і нормальним перевантаженням при польоті в турбулентній атмосфері.

Рекомендована величина питомого навантаження на крило становить 525 даН/м², а подовження – 9, що забезпечує мінімальну величину злітної маси літака 37 000 кг при дальності 2100 км і 39 000 кг при дальності 4240 км.

Аналогічним чином мінімальну масу визначено для модифікацій з компоунванням салону на 82 пасажирів при дальності польоту від 2100 до 4240 км. Отримані результати показано на рисунку 2.7. Діапазон зміни злітної маси – від 35 000 до 41 500 кг.

Заданий рівень масової досконалості конструкції передбачається забезпечити шляхом широкого застосування композиційних матеріалів (КМ). Вертикальне й горизонтальне оперення має бути повністю виконано із КМ, як і носок, закінцівки

й уся механізація крила (передкрилок, закрилки, елерони, тримери і сервокомпенсатори). Фюзеляж, кесон крила і центроплана передбачається виготовляти з алюмінієвих сплавів, щоб зберегти технологічну наступність і спростити підготовку до виробництва машини на вітчизняних авіапідприємствах. Завдяки значному застосуванню КМ і розширеному використанню методів інтегрованого проектування з урахуванням втоми розрахункова відносна маса конструкції виходить на 15...20 % меншою, ніж існуючих аналогів, при заданому проектному ресурсі планера в 80 000 год. Це має забезпечити проектний термін експлуатації літака 30 років при річному нальоті 2800...3500 год.

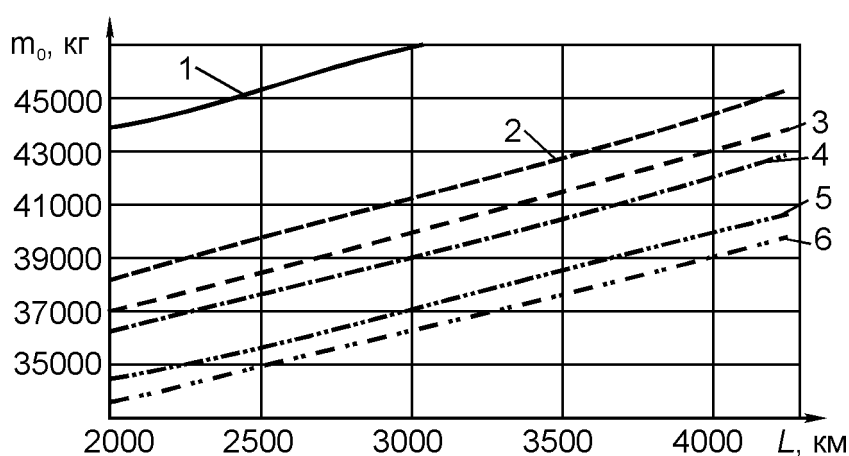


Рисунок 2.7 – Вплив дальності польоту і кількості пасажирів на злітну масу літака: кількість пасажирів, чол. 1 – 99; 2 – 85; 3 – 82; 4 – 80; 5 – 75; 6 – 73

За результатами аналізу ТТХ двигуна й аеродинамічних характеристик літака зроблено висновок, що для забезпечення заданого рівня паливної ефективності (24,5 г/пас.·км) на крейсерському режимі польоту необхідно забезпечити крейсерську аеродинамічну якість літака не нижче 18...19. З огляду на вимоги ТЗ з експлуатації літака на ґрунтових і необладнаних аеродромах прийнято рішення про розташування крила за схемою «високоплан» і розміщення двигунів під крилом. За попередніми розрахунками для забезпечення заданої дистанції зльоту необхідним є досягнення злітно-посадкової якості 10...12 при $C_y = 2,4$. На основі попередніх розрахунків та оптимізації геометричних параметрів крила з використанням САПР прийнято рішення про застосування стрілоподібного крила великого подовження з автоматичним багатосекційним передкрилком і багатощільним двосекційним закрилком із навантаженням на крило до 550 даН/м². Оптимізацію прово-

дили за аеродинамічною якістю на крейсерському режимі за умови забезпечення заданих злітно-посадкових характеристик з урахуванням застосування механізації. Варійовними параметрами були відносна товщина профілю крила, питома навантаження на крило, подовження крила і тип закінцівки. Отримано розрахункову величину аеродинамічної якості для крейсерського режиму – 19,4. Подальші роботи щодо поліпшення аеродинамічної досконалості літака будуть проводитися при більш ретельному опрацюванні аеродинамічного компоновання шляхом підбору оптимальної аеродинамічної і геометричної скрученості крила, а також у процесі уточнення взаємного впливу різних агрегатів конструкції літака.

На підставі отриманих значень питомого навантаження на крило і злітної маси визначені геометричні параметри літака.

Площа крила $S = \frac{m_{0min}g}{10 \cdot p_{onm}} = 87,3 \text{ м}^2$. Розмах крила: $l = \sqrt{\lambda_{onm}S} = 28,9 \text{ м}$.

Коренева хорда крила $b_0 = \frac{2S}{l} \frac{\eta}{\eta+1} = 4,83 \text{ м}$ (для даного типу літаків $\eta = 4$).

Кінцева хорда крила $b_k = \frac{b_0}{\eta} = 1,2 \text{ м}$. Координата носка кінцевої хорди крила

відносно носка кореневої хорди $x_{нкх} = \frac{l}{2} \text{tg} \chi_{н.к} = 13,5 \text{ м}$, де $\chi_{н.к} \approx 25^\circ$ – стрілоподібність крила по передній кромці. Середня аеродинамічна хорда крила

$b_a = \frac{2 \cdot (1 + \eta + \eta^2) b_0}{3\eta(1 + \eta)} = 3,4 \text{ м}$. Площа горизонтального оперення $S_{2.0} = \bar{S}_{2.0} S =$

$17,95 \text{ м}^2$, де $\bar{S}_{2.0} \approx 0,21$. Розмах горизонтального оперення $l_{2.0} = \sqrt{\lambda_{2.0} S_{2.0}} = 9,346$

м, де $\lambda_{2.0} \approx 5$. Площа вертикального оперення $S_{в.0} = \bar{S}_{в.0} S = 19,91 \text{ м}^2$, де $\bar{S}_{в.0} \approx 0,2$.

Довжина фюзеляжу $l_\phi = \lambda_\phi d_\phi = 26,2 \text{ м}$, де $\lambda_\phi \approx 7,8$, $d_\phi \approx 3,35 \text{ м}$.

Розташування крила й оперення по довжині фюзеляжу визначається плечима горизонтального й вертикального оперень, які в першому наближенні вибирають виходячи з величини коефіцієнта статичного моменту площі горизонтального

оперення: $L_{2.0} = \frac{A_{2.0} b_a}{S_{2.0}} = 20,3 \text{ м}$. Для літаків цього класу $A_{2.0} \approx 1$.

Для літака з високим розташуванням крила висота шасі визначається мінімальною відстанню від нижньої точки фюзеляжу до поверхні злітно-посадкової смуги. При цьому висота H має забезпечити кут перекидання $\phi \approx 10^\circ$

і кут винесення головних стояків шасі $\gamma = \varphi + 3^\circ$.

Отримані геометричні й масові характеристики літака збігаються з характеристиками літаків ДП «АНТОНОВ» ряду Ан-148.

Згідно з отриманими геометричними параметрами розроблено креслення загального вигляду літака (рисунок 2.8).

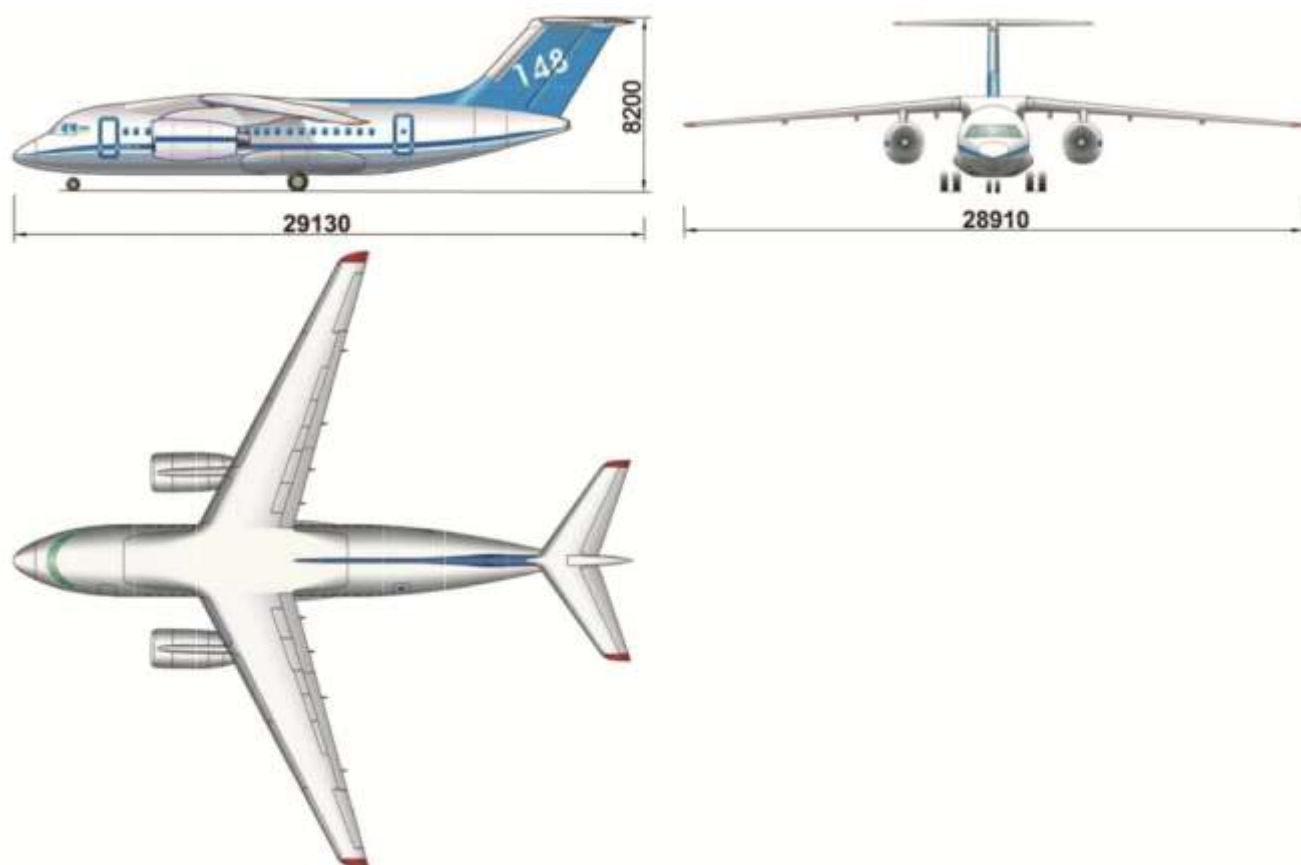


Рисунок 2.8 – Загальний вигляд літака

Параметричне моделювання літака виконано за допомогою системи Siemens NX. Було створено моделі окремих вузлів та агрегатів літака, після чого проведено їх взаємну ув'язку. Унаслідок цього отримано параметричну майстер-геометрію проєктованого літака (рисунок 2.9), з якою асоціативно пов'язані всі конструктивні елементи, що знаходяться всередині літака, унаслідок чого створюється модель розподілу простору літака.

Оскільки цей літак, як і літаки ДП «АНТОНОВ» ряду Ан-148 та Ан-74, виконано за схемою «високоплан», при якій двигуни розташовують значно вище над поверхнею ЗПС, ніж двигуни аналогів (наприклад, виконаних за схемою «низькоплан»: ERJ 170/175), то завдяки цьому двигуни значно краще захищені від потра-

пляння в них сторонніх предметів, бруду й пилю з поверхні ЗПС (рисунок 2.10). Таким чином, імовірність дострокового зняття двигуна для ремонту є на порядок нижчою, ніж у ERJ 170/175. Тому на відміну від конкурентів літак може експлуатуватися на ґрунтових і засмічених ЗПС і є єдиним із ближньомагістральних літаків-аналогів, який сертифіковано на зліт і посадку з ґрунтових смуг.



Рисунок 2.9 – Параметрична модель майстер-геометрії літака

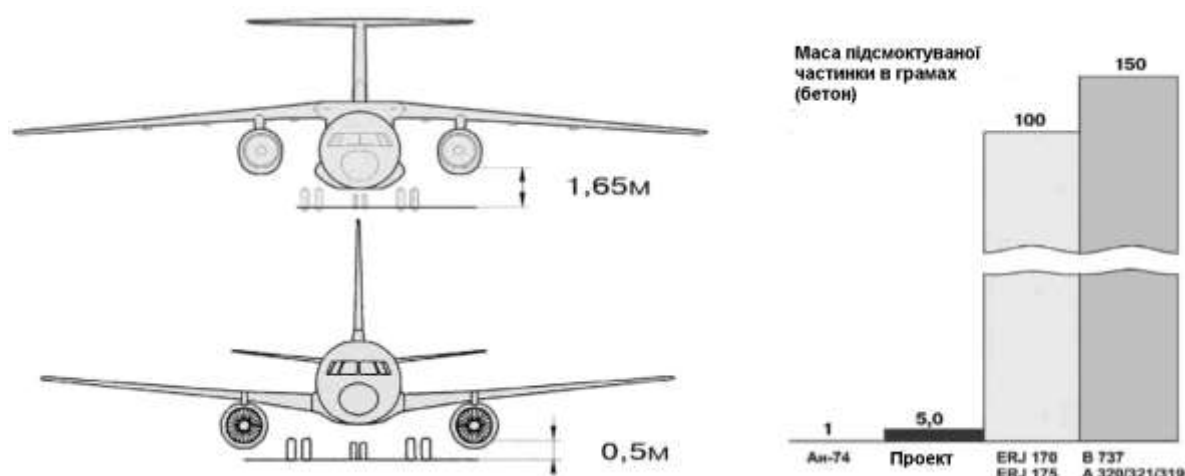


Рисунок 2.10 – Переваги схеми «високоплан»

Таким чином, схема літака «високоплан», при якій двигун віддалений від ЗПС на 1,65 м, забезпечує безпечну експлуатацію літака на широкій мережі слабо підготовлених аеродромів країн СНД, а також у будь-яких інших регіонах світу.

Окрім того, схема «високоплан» дала можливість зменшити висоту розташування підлоги пасажирської кабіни над землею й застосувати входні двері-трап, які завжди є на літаку, і у відкритому положенні перетворюються на зручні сходи для пасажирів. Це технічне рішення суттєво підвищило автономність

застосування літака, прискорило і здешевило його експлуатацію (адже в аеропортах подавання трапа до літака є окремою платною послугою).

При розробленні компонування салону забезпечено комфорт на рівні сучасних світових стандартів для салонів економ-класу з максимально можливим наближенням за комфортом до бізнес-класу та можливістю переобладнання і випуску літаків із салонами бізнес-класу та люкс-класу. Стандартне компонування пасажирської кабіни розраховано на 75 пасажирів із розміщенням пасажирських крісел за схемою «3+2». Крісла розміщують з кроком 790 мм, ширина крісла – 418 мм, ширина підлокітників – 53 мм, мінімальна ширина проходу – 384 мм, максимальна – 508 мм, середня висота проходу – 1820 мм.

Компонування крісел літака виконано аналогічно до літаків ДП «Антонов» ряду Ан-148 за схемою «3+2» в ряду (у конкурентів – «2+2» в ряду), що дало змогу зменшити подовження його пасажирської кабіни. З огляду на комфорт пасажирів схема розташування крісел «3+2» є кращою, ніж схема розташування крісел «2+2», що застосовують на регіональних літаках Embraer і Bombardier. Через більшу ширину та меншу довжину салону пасажирська кабіна Ан-148-100 має більш об'ємний вигляд, що наближає її до кабін середньомагістральних літаків. Більше подовження пасажирських кабін конкурентів ERJ 170/175 і CRJ 700/705 створює ефект «труби» або «тунелю», що негативно відбивається на підсвідомій оцінці та відчутті пасажирями комфорту кабіни в цілому. Для літаків ряду CRJ 700/705 цей ефект має особливо виражений характер унаслідок сильного обтиснення поперечного перерізу фюзеляжу, меншої висоти салону по проходу (1 890 мм проти 2 000 мм) і ширини проходу (406 мм проти 480 мм). Менша, ніж у конкурентів, довжина пасажирської кабіни дає змогу вирішити проблему аварійної евакуації пасажирів тільки за допомогою передніх і задніх дверей та люків – без організації посередині фюзеляжу спеціальних аварійних люків. Це зменшило масу та спростило конструкцію літака. Вхідні двері 1800×1070 мм розташовані по лівому борту спереду салону, по правому борту – службові двері 1651×533 мм, що в аварійній ситуації використовують як аварійний вихід типу II.

Схему компонування салону показано на рисунку 2.11.

Окрім того, більша ширина пасажирського салону дає змогу організувати

найбільш об'ємні в цьому класі літаків багажні полиці. Поперечні розміри полиць становлять 250 × 665 мм / 250 × 560 мм, у той час як у літаків CRJ 700/705 – 200 × 380 мм, а у літаків ERJ 170/175 – 250 × 400 мм.



Рисунок 2.11 – Схема компонування салону літака на 75 пасажирів

Порівняння поперечних перерізів фюзеляжів літака Ан-148-100 та його аналогів зображено на рисунку 2.12.



Рисунок 2.12 – Порівняння поперечних перерізів фюзеляжів літака Ан-148-100 та його аналогів

Рівень фактичного нальоту літака – 300 льотних годин за місяць (3600 льотних годин за рік), це на 44% перевищує середній світовий рівень нальоту регіональних літаків, що становить 3000 льотних годин за рік. Високий рівень нальоту літака забезпечує зниження прямих експлуатаційних витрат (ПЕВ) на 1 крісло-кілометр

разом зі збільшенням операційного доходу від перевезення пасажирів.

Кабіну пілотів (рисунок 2.13) виконано з урахуванням сучасних вимог ергономіки з розміщення екіпажу. Бортове обладнання являє собою пілотажно-навігаційний комплекс на цифровій основі з інформаційно-аналітичним забезпеченням управління геоінформаційних і GPS/ГЛОНАСС-технологій.



Рисунок 2.13 – Кабіна пілотів літака

Комплекс бортового електронного устаткування літака складається із системи ближньої і дальньої навігації, бортової авіоніки, що інтегрує в комплекс основні літакові системи, систем радіозв'язку, радіолокації для виявлення грозових фронтів, турбулентності атмосфери і здійснення оглядових функцій, системи розважання пасажирів.

Характеристики точності пілотажно-навігаційного комплексу відповідають міжнародним вимогам (RNP, RVSM, BRNAV і PRNAV).

До складу бортового обладнання входить устаткування, що забезпечує такі умови експлуатації:

- виконання польоту візуально і за приладами;
- забезпечення польоту вдень і вночі, у простих і складних метеоумовах, у будь-яку пору року;
- забезпечення польотів у районі аеродрому, по трасах всередині держави та

по міжнародних повітряних трасах і лініях на 5-хвилинному інтервалі та з вертикальним ешелонуванням 300 м, над безорієнтирною та малопересіченою земною поверхнею і над акваторією при польоті по треках.

Посадка літака має бути забезпечена за IIIA категорією ІКАО, висота прийняття рішення – 30 м.

За фізико-географічними умовами політ має виконуватися над рівнинною, горбистою і гірською місцевістю в діапазоні геодезичних широт від 70° північної до 55° південної, 180° за довготою.

Бортове обладнання має складатися з таких основних елементів:

- LCR-93 – система визначення курсу й положення літака (курс-вертикаль);
- КІ-13 – суміщений компас;
- АГБ-96 – авіагоризонт;
- ІК ВСП – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;
- РСБН-85 – радіотехнічна система ближньої навігації;
- DME/p-85 – літаковий далекомір (2 комплекти);
- КУРС 93М;
- ВСС-100 – обчислювальна система літаководіння;
- САУ – система автоматичного керування;
- БВУ – блок обчислювального пристрою САУ;
- ТСАС-2000 – система запобігання зіткненню в повітрі;
- АРК-25 – автоматичний радіокомпас;
- СО-96 – літаковий відповідач дальності;
- Р-855А – радіостанція зв'язку.

Основними пристроями, на яких відображається пілотажна й навігаційна інформація, а також дані щодо основних систем літака й силових установок, є кольорові рідкокристалічні дисплеї з активною матрицею (AMLCD) – основний польотний дисплей (індикатор) (PFD) і багатофункціональний дисплей (MFD). У разі відмови будь-якого індикатора можливим є перерозподіл інформації, яка відображається, між рештою індикаторів.

Комплекс забезпечено багатофункціональними пультами керування для ефективної взаємодії пілотів і повітряного судна з метою забезпечення всіх режимів польоту і безперебійного контролю апаратури в польоті.

Доцільно розглянути питання центрування літака.

Розрахунок центрування літака проведено в певній послідовності.

Положення центрів маси всіх частин літака, агрегатів і вантажів визначають за кресленням компоновання. При заповненні центрувальних відомостей (таблиця 2.2) ураховано маси й положення всіх агрегатів, обладнання, комерційного та службового навантаження.

Центрувальні відомості складено для таких випадків:

- 1) порожній літак, $m_{nop} = 21$ т;
- 2) зліт, шасі випущено, максимальне комерційне навантаження, $m_0 = 40$ т;
- 3) набір висоти, шасі прибрано, політ на максимальну дальність, $m_0 = 40$ т;
- 4) посадка, шасі випущено, пасажери в передній частині салону, $m_0 = 33$ т;
- 5) зниження, шасі прибрано, пасажери в хвостовій частині салону, $m_0 = 33$ т.

Координати центра маси літака визначають як $x_{ц.м} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}$.

Центрування літака розраховують за формулою $x = \frac{x_{ц.м} - x'_a}{b_a}$, де $x'_a = 10\,585$ мм – координата носка САХ відносно носка фюзеляжу; $b_a = 3\,401$ мм – середня аеродинамічна хорда. Вертикальне положення центра маси $y_{ц.м}$ визначають так само.

Складаємо центрувальні відомості для всіх агрегатів. У таблиці 2.2 наведено значення мас і координати для злітної конфігурації. В інших конфігураціях положення центра мас шасі і маса палива змінюються відповідно до випадку компоновання. Розглянемо найбільш характерні випадки завантаження літака. Результати розрахунків наведено в таблиці 2.3.

Результати розрахунків центрування показано на рисунку 2.14 у вигляді діаграми експлуатаційного центрування.

Базуючись на отриманих даних, зробимо попередній висновок про статичну стійкість і керованість літака. Умова стійкості літака має вигляд

$$\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м.з.з} = 0,04 - 0,06,$$

де $\bar{x}_{ц.м.з.з}$ – гранично заднє центрування.

Таблиця 2.2 – Центрувальна відомість

Найменування	m_i , кг	x_i , м	$m_i \cdot x_i$, кг·м	y_i , м	$m_i y_i$, кг·м
Конструкція планера					
Крило	3942	11,986	47248,81	4,031	15890
Фюзеляж	4106,25	12,5	51328,13	2,333	9580
ГО	592,32	14,683	8697,035	8,079	4785
ВО	623,13	11,817	7363,527	5,618	3501
Оперення	1215,45		16060,56		8286
Шасі	1543,95		15744,28		446
Носовий стояк	308,79	2,435	751,9037	0,395	122
Основні стояки	1235,16	12,138	14992,37	0,262	324
Силова установка	3849,14	8,062	31031,77	2,533	9750
ВСУ	80	25,897	2071,76	3,12	250
Планер	14736,79		163485,3		34202
Обладнання					
Радіолокаційне обладнання	500	1,4	700	1,862	931
Радіообладнання	300,44	3,78	1135,663	1,872	562
Електрообладнання	553	3,9	2156,7	1,493	826
Електронне обладнання	296	3,2	947,2	1,603	474
Навігаційне обладнання	356	3,2	1139,2	2,235	796
Кабіна екіпажу	334	2,1	701,4	3,03	1012
Загальне обладнання	550	15,6	8580	2,364	1300
Обладнання пасаж. салону	2340	13,6	31824	2,35	5499
Маса обладнання сумарна	5229,44		47184,16		11400
Порожній літак без екіпажу, палива, корисного наванта- ження, сума	19966,23		210669,5		55602
				1,862	931
				1,872	562
				1,493	826
Паливо					
Консоль ліва	2461,63	12,195	30019,58	4,12	10142
Консоль права	2461,63	12,195	30019,58	4,12	10142
Центроплан	955,43	10,156	9703,347	4,35	4156
Маса палива	6188,094		73515,68	4,1	25371
Комерційне навантаження та екіпаж	8900	13,434	119562,6	2,35	20915
Злітна маса, шасі випущено	35054		403747,7		122172
Координата ц.м	$x_{ц.м}$, м	11,518	$y_{ц.м}$, м	3,485	
Центрування	$\bar{x}_{ц.м}$	0,274	$\bar{y}_{ц.м}$	-0,181	

Таблиця 2.3 – Характерні випадки завантаження літака

№ п/п	Корисне навантаження, пас.	Шасі	Паливо	$x_{ц.м}$, мм	$\bar{x}_{ц.м}$	$y_{ц.м}$, мм	$\bar{y}_{ц.м}$
1	Пасажирів немає	випущено	не має	10 551	0,31	3,485	-0,2058
2	73	випущено	100%	11 517	0,41	3,435	-0,1925
3	99	прибрано	100%	11 511	0,25	3,455	-0,1476
4	85	прибрано	10%	11 440	0,22	3,65	-0,1471
5	90	випущено	10%	11 448	0,4	3,59	-0,15

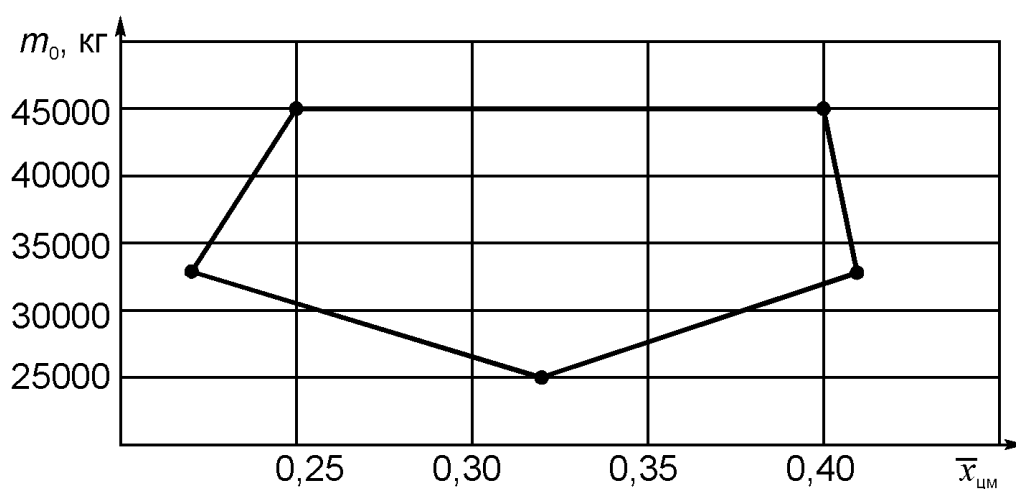


Рисунок 2.14 – Діапазон центрувань

Для літака, що проектується, параметри стійкості становлять

- положення фокуса – 0,4625;
- граничне заднє центрування – 0,41.

Літак є статично стійким і таким, що керується в розглянутому діапазоні випадків завантаження літака. Різниця відносних координат аеродинамічного фокуса та граничного заднього центрування становить 0,0525.

Висновки

Запропоновано метод попереднього проектування регіональних пасажирських літаків.

Актуальність робіт зі створення ряду нових пасажирських літаків підтверджена постановою КМУ в межах «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України на період до 2020 року».

Метод проектування випробувано з використанням параметрів літаків ДП «Антонов» ряду Ан-148. Порівняння результатів розрахунків за методом, що пропонується, із параметрами існуючих літаків ряду Ан-148 свідчить про коректність розробленого методу й результатів розрахунків.

Літак характеризується сучасною аеродинамічною конфігурацією, застосуванням економічних двигунів. Сучасне пілотажно-навігаційне обладнання й обладнання радіозв'язку, застосування багатофункціональних індикаторів, електродистанційної системи керування польотом дають змогу застосовувати його на будь-яких повітряних трасах, у простих і складних метеоумовах, удень і вночі, а також на маршрутах із високою інтенсивністю польотів при високому рівні комфорту екіпажу.

Комфорт пасажирів забезпечується на рівні середньостатистичного комфорту на магістральних літаках і досягається раціональним компонованням і складом сервісних приміщень, глибокою ергономічною оптимізацією загального й індивідуального простору пасажирського салону. Літак повністю відповідає нормам льотної придатності АП-25.

Порівняно з Ту-134 літак має:

- значно вищий рівень комфорту пасажирів (75 місць розташовано з відстанню між рядами 812 мм проти 76 місць з відстанню між рядами 750 мм);
- майже в 1,8 раза більшу максимальну дальність польоту (4240 км проти 2400 км) при практично однаковій пасажиромісткості;
- значно меншу необхідну довжину ЗПС (1950 км проти 2500 км);
- у 1,55 разів меншу витрату палива за 1 год (1650 кг/год проти 2550 кг/год).

Високий технічний рівень, закладений при проектуванні літака, зокрема його аеродинамічна та масова досконалість, дав змогу спроектувати крило, площа якого в 1,46 раза менше площі крила літака Ту-134. Це, а також компоновання з двигунами, розміщеними на пілонах під крилом, а не в хвостовій частині фюзеляжу, дає змогу мінімізувати габаритні розміри літака, що зменшило на 27 % необхідну для нього площу стоянки порівняно з Ту-134. Максимальну злітну масу літака вдалося знизити порівняно із Ту-134 на 8%.

Основні переваги літака в порівняно з аналогами, що експлуатуються в тепе-

рішній час, на світовому ринку (ERJ 170LR, ERJ 175LR, CRJ 700LR, CRJ 705ER):

- можливість експлуатації на аеродромах з малопідготовленими ЗПС;
- автономність експлуатації (наявність дверей-трапа);
- висока захищеність двигунів від пошкодження сторонніми предметами;
- високий рівень комфорту для пасажирів (на рівні магістральних літаків);
- великі багажні полиці (на рівні магістральних літаків);
- низька ціна порівняно з ERJ170/175 і CRJ700/705;
- низькі прямі експлуатаційні витрати порівняно з ERJ170/175 і CRJ700/705;
- висока ефективність експлуатації порівняно з ERJ170/175 і CRJ700/705.

Результати розрахунків свідчать про те, що всі основні технічні характеристики літака є кращими від характеристик літаків-аналогів фірм Embraer і Bombardier. Крім того, літак має багато переваг, таких, як можливість експлуатації на аеродромах з малопідготовленими і ґрунтовими ЗПС, наявність дверей-трапа, висока захищеність двигунів від пошкодження сторонніми предметами, високий рівень комфорту пасажирів і великі багажні полиці, висока ефективність експлуатації. Ці переваги забезпечують високий рівень конкурентоспроможності літака на світовому ринку.

2.2. КОНЦЕПЦІЯ СТВОРЕННЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ СІМЕЙСТВА РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Розроблення та створення сімейства реактивних регіональних пасажирських літаків із заданими тактико-технічними вимогами, які забезпечують технічний рівень їх досконалості, що перевищує рівень вітчизняних і зарубіжних літаків аналогічного класу, забезпечується на підставі розроблення нових концепцій, до яких відноситься і концепція створення силової установки. Вона полягає в розробленні та створенні силової установки з двоконтурними двигунами з високим ступенем двоконтурності відповідно до вимог Розділу Е Норм льотної придатності літаків транспортної категорії (АП-25 [90]), які забезпечують питому витрату палива на максимальному крейсерському режимі до 61,61 кг/кН·год.

2.2.1. Опис систем силової установки

Силова установка (СУ) літаків Ан-148-100/Ан-158 (рисунок 2.15) складається

з двох маршових газотурбінних двигунів Д-436-148 (рисунок 2.16) високого ступеня двоконтурності, які розроблено Державним підприємством «Івченко-Прогрес» і виготовлено Акціонерним товариством «Мотор Січ», допоміжної силової установки (ДСУ) з двигуном АІ-450-МС (рисунок 2.17), а також систем, які забезпечують роботу зазначених двигунів (системи керування і контролю, системи постачання палива, системи змащування та суфлірування, системи запуску).



Рисунок 2.15 – Сучасні регіональні пасажирські літаки Ан-148 та Ан-158



Рисунок 2.16 – Двигун високого ступеня двоконтурності Д-436-148



Рисунок 2.17 – Газотурбінний двигун АІ-450-МС

Трьохвальний турбореактивний двоконтурний двигун Д-436-148 (див. рисунок 2.16) складається з п'ятнадцятиступінчастого компресора, проміжного корпусу, кільцевої камери згоряння, п'ятиступінчастої турбіни, реверсивного пристрою в зовнішньому (вентиляторному) корпусі та розділових нерегульованих вихідних сопел зовнішнього й внутрішнього контурів.

Компресор двигуна – осьовий, трикаскадний. Складається з вентилятора, дозвукового підпірного ступеня вентилятора, навколосвукових компресора низького тиску (КНТ) і дозвукового компресора високого тиску (КВТ). КНТ і КВТ мають клапани перепуску повітря.

Камера згоряння – з жаровою трубою кільцевого типу, з вісімнадцятьма одно-канальними паливними форсунками (чотири з них – аерофорсунки). На корпусі камери згоряння встановлені два запальники факельного типу зі свічками запалювання.

Турбіна – реактивна, трикаскадна, складається з одноступінчастої турбіни високого тиску (ТВТ), одноступінчастої турбіни низького тиску (ТНТ) і триступінчастої турбіни вентилятора (ТВ). Кожна з турбін приводить в обертання відповідний ротор компресора.

Ротори вентилятора, КНТ і КВТ пов'язані між собою тільки газодинамічно та мають різні оптимальні для них частоти обертання.

Реверсивний пристрій (РП) – гратчастого типу, кільцевий, з нерухомими гратами і дванадцятьма стулками, які перекривають під час реверсування каналу зовнішнього контуру двигуна.

На двигуні встановлені датчики й сигналізатори, які забезпечують вимірювання поточних значень параметрів роботи двигунів та їх систем, а також видачу сигналів про нормальну роботу двигунів та їх систем або про відхилення, що виникли в роботі.

На кожному двигуні встановлені гідравлічний насос НП-148 (основне джерело тиску гідравлічного комплексу), привід-генератор ГП-21 (основне джерело електроенергії 200/115 В). Для потреб літакових систем передбачено постійний відбір повітря від двигуна у всіх умовах експлуатації.

Система запуску – повітряна, автоматична, складається з електронної, повітряної та паливної систем.

Автоматичне включення та відключення за заданою циклограмою всіх агрегатів, що беруть участь у процесі запуску, проводиться за командами системи автоматичного керування силовою установкою САУ СУ-148.

Повітря для запуску двигунів відбирається від бортової допоміжної силової установки (ДСУ), аеродромного джерела або від раніше запущеного двигуна. Розкручування ротора високого тиску здійснюється повітряним стартером СВ-36-1.

Керування двигунами і контроль за їх роботою забезпечуються за допомогою САУ СУ-148 у ручному і автоматичному режимах роботи.

Інформація про контроль кожного двигуна передається електронним блоком керування та контролю БУК-148 по регіональних лініях зв'язку в системи літака.

На борту встановлено резервний індикатор контролю параметрів двигуна ИПСУ-148, на якому відображається інформація про основні параметри роботи двигунів.

Доступ до двигуна, вузлів і агрегатів здійснюють через відкидні кришки капотів і експлуатаційні люки гондоли та пілона. Технічне обслуговування вузлів і агрегатів, розміщених у верхніх відсіках гондоли та в пілоні, проводять зі стрем'янок. Вузли і агрегати, розташовані знизу двигуна, обслуговують із землі.

Двигун кріплять до силового каркаса пілона за допомогою переднього і заднього вузлів підвіски, змонтованих на двигуні (рисунок 2.18).

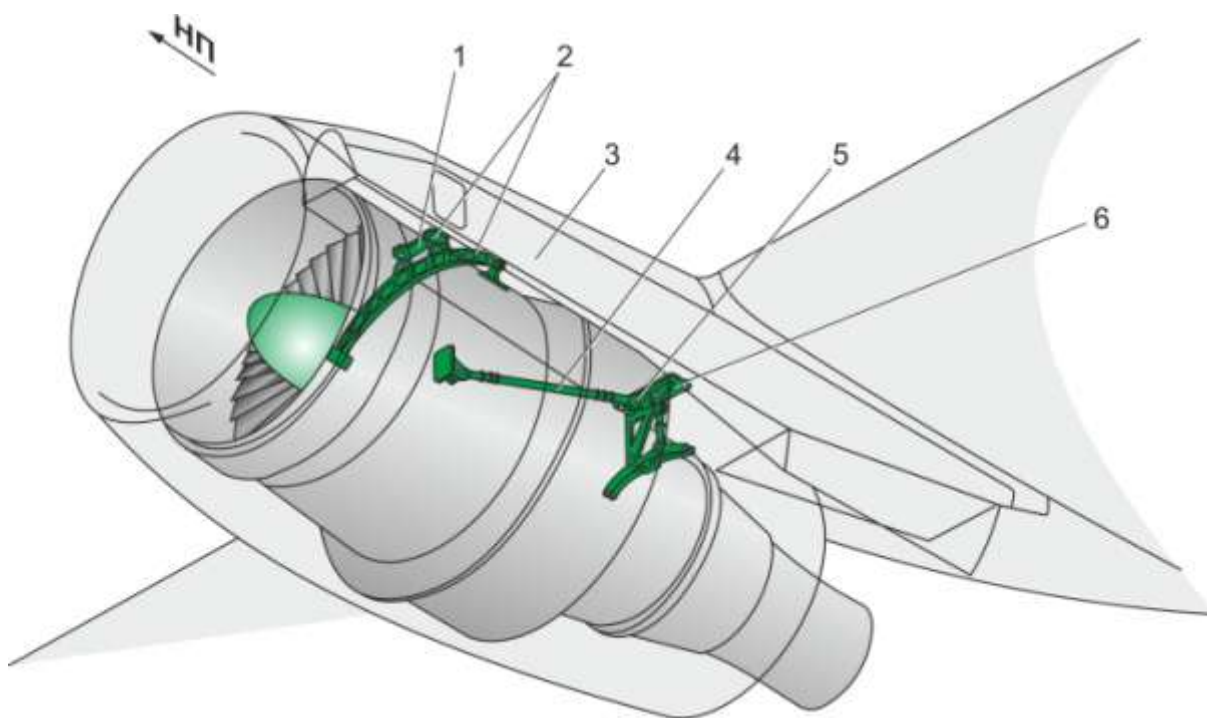


Рисунок 2.18 – Схема встановлення двигуна:

- 1 – вузол передньої підвіски (частина конструкції літака); 2 – кронштейн;
 3 – пілон мотогондולי двигуна; 4 – штанга знімання тяги двигуна;
 5 – вузол задньої підвіски (частина конструкції двигуна); 6 – кронштейн

У конструкції підвіски двигуна передбачені елементи резервування переднього і заднього вузлів підвіски двигуна.

При заміні двигун знімають із пілона разом зі змонтованими на ньому знімною частиною гондולי і агрегатами.

Основні переваги двигуна:

- низька питома витрата палива й мала питома маса;
- висока надійність, зумовлена багаторічним досвідом експлуатації двигуна Д-36 аналогічного класу;
- низькі рівні шуму та емісій;
- простота обслуговування та висока ефективність системи контролю та діагностики;
- наявність універсальної підвіски, що дозволяє без змін конструкції двигуна застосовувати його на різних літаках, розміщуючи двигун під або над крилом, у фюзеляжі літака або з обох його боків;
- низькі експлуатаційні витрати при тривалому терміні служби.

Досвід, який накопичено під час розроблення літаків Ан-140 та Ан-70, аналіз

силових установок зарубіжних літаків (Airbus, Boeing, Gulfstream і т.п.), а також тісна співпраця з Національним аерокосмічним університетом ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Національним авіаційним університетом та Уфимським державним авіаційним технічним університетом дозволили створити силову установку, яка має низку переваг і дозволяє ефективно експлуатувати літаки Ан-148-100/Ан-158.

Силова установка дозволяє експлуатувати літаки Ан-148/Ан-158 на висотних аеродромах – до висоти базування 4100 м.

2.2.2. Мотогондола літаків Ан-148/Ан-158

Мотогондола маршової двигунної установки (МДУ) призначена для формування газоповітряного тракту, захисту двигуна і систем, установлених на ньому, від атмосферних опадів, аеродинамічного обтікання МДУ, а також має забезпечувати зниження рівня шуму на місцевості та вогнєнепроникність двигунної установки.

Мотогондола літаків Ан-148-100/Ан-158 з двигуном Д-436-148 складається (див. рисунок 2.19) із повітрозабірника, капота вентилятора, обтічника реверсу, сопла вентилятора і капота газогенератора.

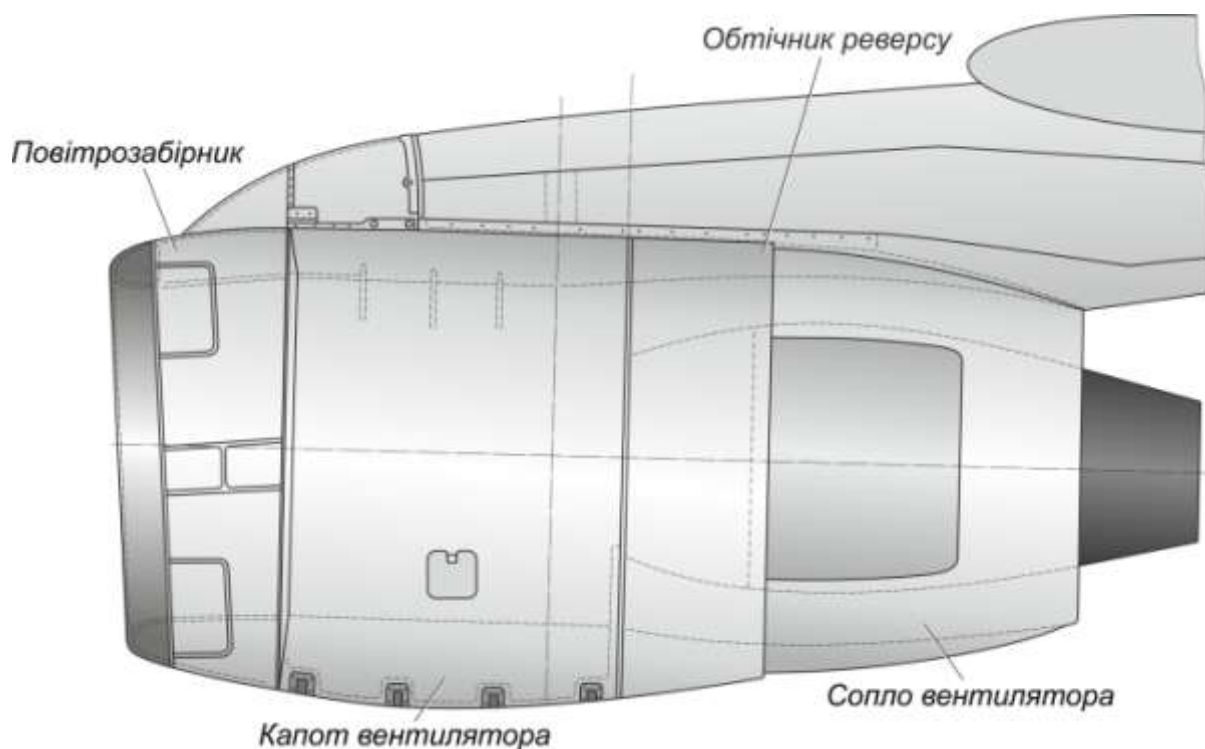


Рисунок 2.19 – Схема мотогондоли двигуна

При проектуванні мотогондоли було здійснено ряд науково-технічних робіт щодо зниження рівня шуму на місцевості до норм Розділу 4 стандарту ІСАО. Під час проведення цих робіт були розглянуті різні за геометричними параметрами двошарові (повітрязабирач) і одношарові (сопло вентилятора, капот газогенератора) звукопоглинальні конструкції (ЗПК) акустичного заповнювача. Оцінка акустичної ефективності ЗПК підтвердила відповідність нормам Розділу 4 стандарту ІСАО, а найбільше зниження шуму літака виявили при злітному режимі роботи двигуна. Результати проведених робіт відображені в науково-технічному звіті ФГУП ЦАГІ «Разработка систем шумоглушения для силовых установок самолетов Ан-74ТК-300 с двигателями Д-36 серии 4А и Ан-148 с двигателями Д-436-148, обеспечивающими снижение уровней шума на местности до норм Главы 4 стандарта ІСАО».

У конструкції капота вентилятора, обтічника реверсу та капота газогенератора були застосовані композиційні матеріали (КМ), армовані металеву сіткою, яка забезпечує вогнестійкість мотогондоли.

Для підтвердження відповідності типової конструкції агрегатів гондоли маршової двигунної установки вимогам п. 25.1193(е) СБ-148 у питанні вогнестійкості були проведені вогневі випробування різних зразків фрагментів мотогондоли. Під час випробувань була підтверджена здатність агрегатів мотогондоли із КМ, армованих металеву сіткою, перешкоджати протягом 15 хвилин наскрізному проникненню полум'я з температурою $T = (1100 \pm 50) ^\circ\text{C}$ і щільністю теплового потоку $P = (10,5 \pm 0,315) \text{ Вт/см}^2$ при одночасному впливі вібрації частотою 25 Гц і амплітудою коливань 0,8 мм і перевантаженням 2g, що відповідає вимогам п. 25.1193(е) СБ-148. Матеріали випробувань відображені в Акті № 148.98.0989.001ДЗ «Самолет Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертификационные огневые испытания типовых элементов капотов МДУ».

Вперше в конструкції агрегатів мотогондоли із КМ застосовано мідну, «блискавозахисну» сітку, призначену для захисту систем і агрегатів, встановлених на двигуні, від блискавки і HIRF. Результати випробувань підтвердили відповідність конструкції мотогондоли двигуна вимогам п. 25.581, п. 25.1316 СБ-148 і відображені у звіті про науково-дослідну роботу «Определение наводимых молнией напряжений в электроцепях систем и оборудования СУ самолета Ан-148».

Корпус повітрязабірного пристрою мотогондולי двигуна спроектовано таким чином, що становить собою суцільнозамкнену оболонку із КМ двошарової конструкції акустичного заповнювача. Опанована технологія виготовлення такої конструкції дозволила підвищити газодинамічні характеристики повітрязабірного пристрою, збільшити площу ЗПК, зменшити вагу і підвищити експлуатаційну технологічність.

Проектування мотогондולי двигуна Д-436-148 літаків Ан-148-100/Ан-158 виконувалося з використанням передових програм тривимірного проектування і системи керування проектами EPD Connect, що дало можливість виконати ув'язку систем і агрегатів на етапі робочого проектування. Використання тривимірного проектування дозволило скоротити термін випуску конструкторської документації та підвищити її якість.

2.2.3. Система керування маршовими двигунами

Застосовано електронну систему автоматичного керування (САК) з повною відповідністю типу FADEC, що дозволяє реалізувати закони керування з високою точністю, які забезпечують роботу двигуна з максимальним коефіцієнтом корисної дії.

На Ан-148-100/Ан-158, на відміну від розглянутих зарубіжних літаків, при відмові основної САК маршового двигуна не відбувається виключення двигуна, а здійснюється перехід на гідромеханічну систему керування, яка забезпечує роботу двигуна на двох фіксованих режимах, вибраних з умов забезпечення безпеки зльоту, продовження крейсерського польоту й виконання посадки.

Основна САК маршових двигунів має вбудовану систему контролю, яка дозволяє виконувати постійний контроль датчиків і агрегатів двигуна. Для підвищення експлуатаційних якостей літака реалізовано видачу інформації про поточні відмови САК двигуна відповідно до їх впливу на безпеку виконання польоту та регламенту обслуговування літака.

З метою реалізації режимів автоматичного літаководіння, в тому числі й заходження на посадку за IIIA категорією ІКАО, на літаках Ан-148-100/Ан-158 реалізовано пряме автоматичне керування тягою силової установки за сигналами від САК літака аналогічно літакам Airbus, при цьому переміщення ручки

керування двигуна (РКД) у режимі стеження використовують для контролю режиму роботи двигунів, який задається САК літака.

Для забезпечення гальмування літаків на пробігу та при виконанні перерваного зльоту кожний із маршових двигунів обладнано реверсивним пристроєм з електронно-гідравлічним керуванням.

Для контролю за технічним станом кожного з двигунів, у тому числі й стану його вібрації, використовують електронний блок контролю двигуна з вбудованим модулем контролю вібрації. Для перетворення сигналів, які передаються від датчиків вібрації двигуна у модуль контролю вібрації, на двигуні встановлено окремий електронний перетворювач.

Для інтегрування систем автоматичного керування та контролю кожного маршового двигуна із системами літака встановлено окремий електронний блок керування і контролю, при цьому для скорочення кількості зв'язків взаємодію компонентів виконано з використанням цифрового послідовного коду.

Для контролю параметрів роботи силової установки при відмові основних засобів індикації в кабіні екіпажу встановлено резервний індикатор, який відображає мінімальний набір параметрів роботи кожного маршового двигуна.

2.2.4. Допоміжна силова установка

На літаках Ан-148-100/Ан-158 як допоміжна силова установка (ДСУ) застосовано допоміжний газотурбінний двигун АИ-450-МС (див. рисунок 2.17) з приводом службового компресора від вільної турбіни, яка виключає вплив змінних відборів потужності та повітря на режим роботи двигуна, що забезпечує мінімізацію витрат палива.

Допоміжна силова установка складається з двигуна АИ-450-МС, елементів кріплення двигуна, вхідного пристрою, повітрязабірника, протипожежного екрана, системи повітряного охолодження та вихлопного пристрою. Схему ДСУ зображено на рисунку 2.20.

ДСУ є допоміжним енерговузлом літака, який забезпечує:

- повітряний запуск двигунів Д-436-148 у діапазоні температур навколишнього середовища від мінус 60 °С до плюс 50 °С на аеродромах, розташованих до висоти 4 500 м над рівнем моря, і в польоті в аварійній ситуації до висоти 8 000 м;

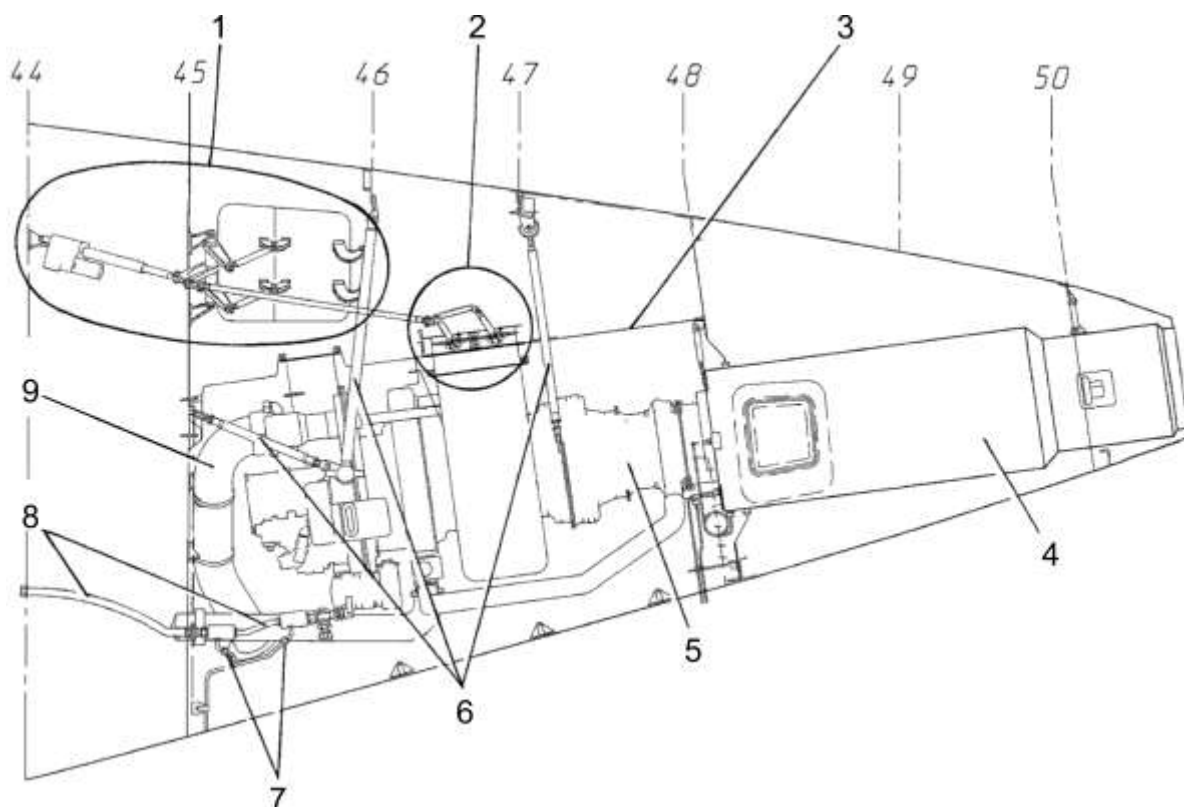


Рисунок 2.20 – Схема встановлення допоміжної силової установки:

1 – вхідний пристрій; 2 – повітрязабірник ДСУ; 3 – протипожежний екран;
4 – вихлопний пристрій; 5 – двигун АИ-450-МС; 6 – система кріплення ДСУ;
7 – дренажні трубопроводи; 8 – паливні трубопроводи; 9 – патрубок скидання
повітря із вентилятора ДСУ

- постачання стисненого повітря до системи кондиціонування та противобліднювальної системи літака на землі до 4 500 м і в польоті до 12 000 м в аварійній ситуації;
- живлення бортової мережі літака електроенергією змінного струму на землі до висоти 4500 м над рівнем моря та в польоті на висоті до 12 000 м в аварійній ситуації.

ДСУ є працездатною в діапазоні температур від мінус 60 °С до плюс 50 °С біля землі та в польоті від мінімальних арктичних до максимальних тропічних на всіх висотах польоту літака.

Відсік ДСУ розташований в хвостовій частині фюзеляжу між шпангоутами № 45 і № 48. Доступ до двигуна для забезпечення швидкої заміни двигуна, зручності обслуговування і контролепридатності здійснюється через отвір, що закривається двома кришками з жалюзі для вентиляції відсіку допоміжної силової установки.

У польоті при непрацюючому двигуні ДСУ відсік обігривається повітрям, що відбирають від системи кондиціонування повітря.

Двигун АИ-450-МС являє собою двовальний газотурбінний двигун зі службовим компресором, з системою відбору повітря та механічної потужності на привід генератора змінного струму.

До складу двигуна входять компресор, камера згоряння, турбіна, службовий компресор із турбіною, вхідний пристрій, коробка приводів, агрегати та системи двигуна. На двигуні встановлено генератор змінного струму потужністю 40 кВ·А.

Запуск двигуна – автоматичний за командами зі щитка запуску ДСУ.

ДСУ має автономну паливну систему. Паливо до двигуна подається з паливної системи літака.

Масляна система – також автономна, виконана за нормальною замкнутою схемою з циркуляцією масла через маслобак і забезпечує змащення і охолодження опор роторів, деталей і вузлів двигуна, що обертаються та труться.

Двигун обладнаний автоматичною системою керування залежно від режиму роботи. У систему керування ДСУ входить блок керування та контролю БУК МС-2.

Керування ДСУ – електродистанційне, з пульта, який встановлено в кабіні екіпажа. Параметри роботи, сигнали стану ДСУ відображаються на комплексному індикаторі систем і сигналізації (КІСС) і багатофункціональному індикаторі комплексної системи електронної індикації та сигналізації. Система керування передбачає автоматичну зупинку двигуна ДСУ за граничними параметрами як при запуску, так і при роботі.

Запуск двигуна здійснюється від акумуляторних батарей літака або від наземного джерела постійного струму напругою 27 В натисканням на кнопку «ЗАПУСК» із подальшим керуванням запуском блоком керування та контролю БУК МС-2.

Для відведення відпрацьованих газів і повітря, що перепускають, а також для зниження шуму ДСУ обладнана вихлопним патрубком із шумоглушником.

2.2.5. Система керування допоміжної силової установки

Для керування ДСУ використано електронну систему автоматичного

керування з повною відповідальністю типу FADEC з інтегрованою системою контролю, що дозволяє реалізовувати закони керування з високою точністю, які забезпечують роботу двигуна з максимальним ККД.

2.2.6. Паливовимірювальна система

На літаках Ан-148-100/Ан-158 встановлено паливовимірювальну цифрову систему вітчизняного виробництва ТИС-158 розробки ПАО НТК «ЕЛЕКТРОНПРИЛАД» (рисунок 2.21).

Систему ТИС-158 створено на сучасній елементній базі з використанням нових лінійних електроємнісних датчиків паливовимірювання та світлодіодних сигналізаторів рівня палива. За експлуатаційними характеристиками і точністю вимірювання система відповідає новітнім світовим розробкам.

На відміну від попередніх аналогів система ТИС-158 забезпечує:

- контроль стану агрегатів паливної системи, вимірювальних каналів, датчиків і сигналізаторів паливоміру без використання допоміжної апаратури засобами вбудованого контролю. Порівняно з аналогами система ТИС-158 забезпечує підвищену експлуатаційну технологічність засобами вбудованого контролю справності з глибиною до конструктивно-знімного елемента та точність вимірювання;

- виведення інформації про кількість палива, стан агрегатів паливної системи і попереджувальної сигналізації реалізується за допомогою засобів екранної індикації, встановленої в кабіні екіпажу (концепція «скляної кабіни»). Керування агрегатами паливної системи здійснюється з пульта контролю та керування ПКУ-158, реалізованого за принципом «темної кабіни», що значно спрощує експлуатацію системи;

- зручну, своєчасну та наочну інформацію екіпажу на екранах комплексного індикатора систем і сигналізації (КИСС) та багатофункціональному індикаторі у разі необхідності втручання у роботу паливної системи при можливих функціональних відмовах паливних агрегатів. Системою ТИС-158 передбачено можливість керування в польоті паливними агрегатами системи заправки у разі необхідності використання всього запасу палива чи вирівнювання дисбалансу палива у баках при відмові двигуна та крана кільцювання, що значно підвищує безпеку польоту;

– досягнення потрібної точності вимірювання кількості палива за допомогою програмного забезпечення, що при виконанні розрахунків враховує не тільки геометрію баків-кесонів та їх внутрішню конструкцію, прогинання та крутку крила під дією аеродинамічних сил, але й кут тангажа та крену літака в польоті. Передбачено можливість введення параметрів палива перед проведенням заправки. Похибка вимірювання і видачі інформації про кількість палива в кожному баку і сумарної кількості палива на крейсерському режимі польоту з кутом крену $\pm 3^\circ$ і тангажа $\pm 3^\circ$ становить не більше $\pm 2,5\%$ від максимально вимірюваної кількості палива в баку;

– автоматичне попередження екіпажу про досягнення значенням температури палива в баку температури початку кристалізації, дисбаланс палива та його усунення, резервний залишок палива;

– автоматичне попередження екіпажу та системи керування про початок вироблення палива з витратного відсіку для зниження швидкості літака для безпечного завершення польоту;

– система ТИС-158 відповідає вимогам кваліфікаційного базису, складеного з урахуванням АП-21, АП-25, КТ-178В, КТ-160D.

2.2.7. Система протипожежного захисту

Під час створення системи протипожежного захисту (СПЗ) літаків Ан-148/Ан-158 (рисунок 2.22) було проведено аналіз систем вітчизняних і зарубіжних регіональних літаків. У результаті проведеного аналізу було вибрано найбільш оптимальну принципову схему, яка відповідає сучасним вимогам.

Для забезпечення постійного автоматичного контролю справності сигналізаторів пожежі/перегріву в польоті й на землі, а також для збільшення ресурсу системи було прийнято рішення використовувати лінійні пневматичні сигналізатори фірми «MEGGITT».

Для контролю і керування системою пожежного захисту літаків сімейства Ан-148/Ан-158 було спроектовано блок системи пожежного захисту БКУ-СПЗ.

Блок БКУ-СПЗ на всіх режимах роботи і контролю забезпечує постійний автоматичний контроль справності всіх одиниць СПЗ та оброблення сигналів, що надходять від сигналізаторів диму, піропатронів і сигналізаторів мінімального тиску вогнегасників.

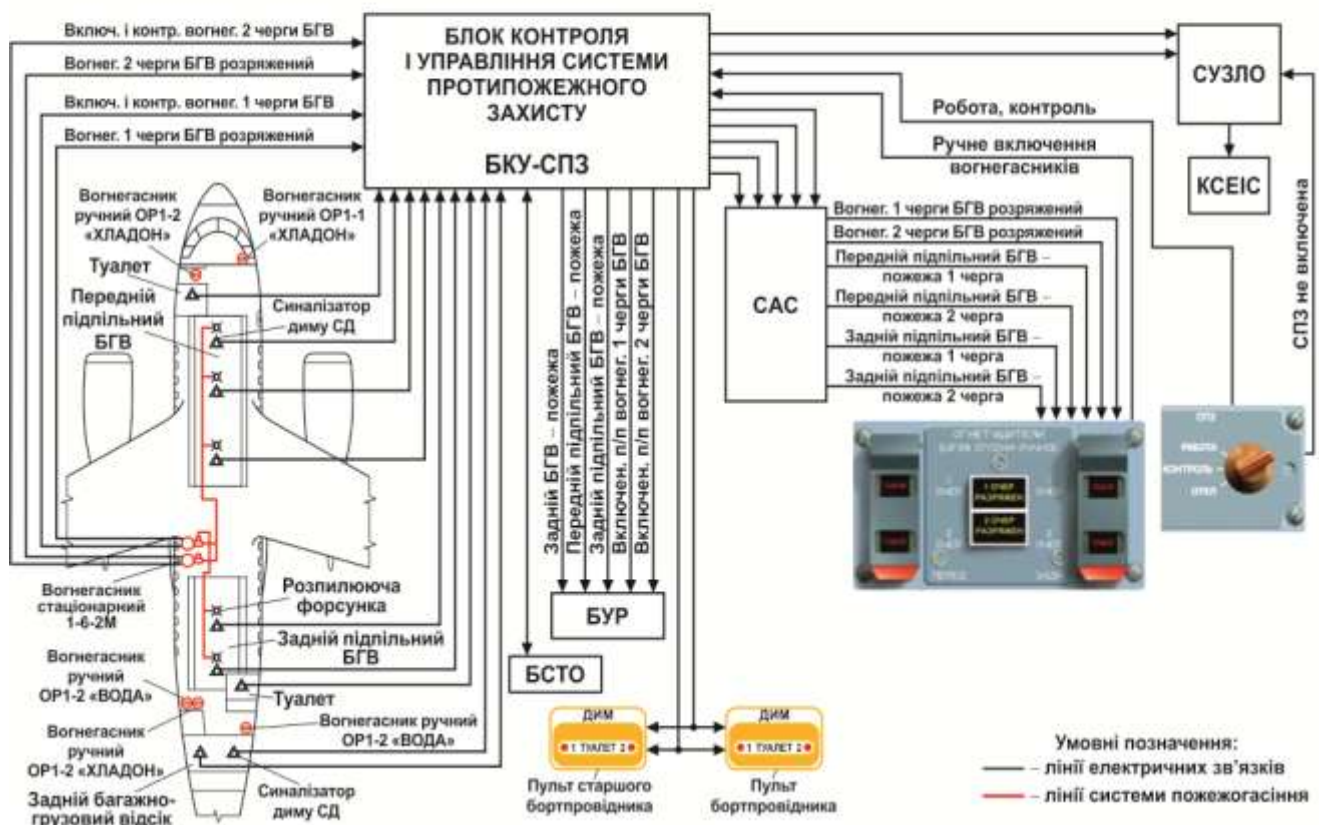
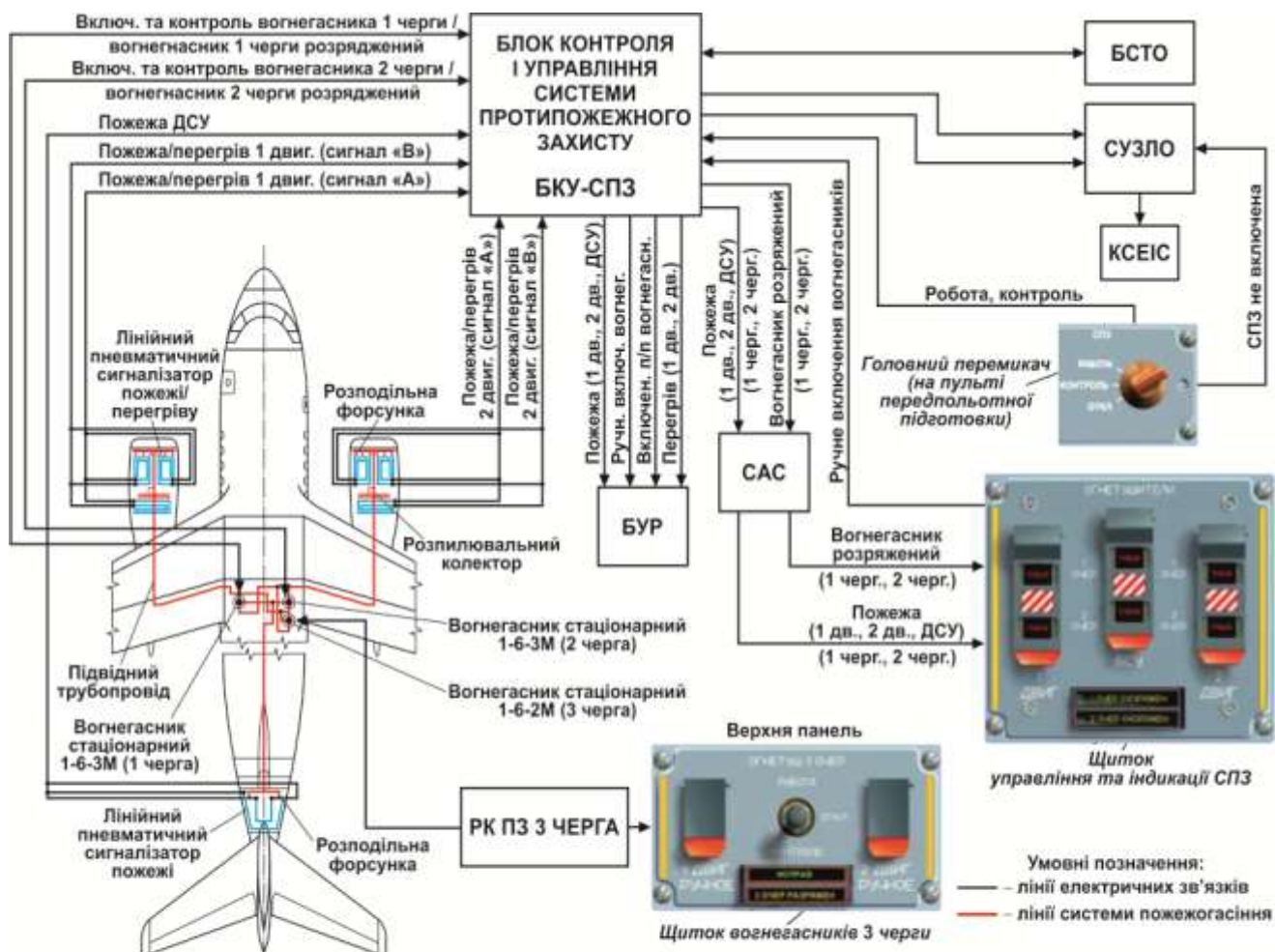


Рисунок 2.22 – Схема протипожежного обладнання

Блок БКУ-СПЗ відповідає вимогам DO-160D, KT-178B, схвалений Укрвіатрансом і АР МАК згідно з АПУ-21 та АП-21 з урахуванням Директивних листів АР МАК № 1-96, № 3-97 і має Свідоцтва льотної придатності Укрвіатрансу і АР МАК.

При проектуванні системи було проведено розрахунок необхідної кількості речовини для гасіння пожежі та здійснено наземні і льотні випробування щодо заміру концентрації цієї речовини в пожежонебезпечних зонах літака.

Нижче наведено перелік доказових документів щодо силової установки та її систем сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148100Е). Сертифікаційні вогневі випробування типових елементів капотів МДУ.
- ◆ Науково-технічний звіт. Розроблення систем шумопоглинання для силових установок Ан-74ТК-300 з двигунами Д-36 серії 4А і Ан-148 з двигунами Д-436-148, що забезпечує зниження рівня шуму на місцевості до норм Глави 4 ІКАО.
- ◆ Звіт про науково-дослідну роботу. Визначення напруг, які наводяться блискавкою в електричних ланцюгах систем і обладнання СУ літака Ан-148.
- ◆ Паливна система. Керування і паливо вимірювання. Принципова схема.
- ◆ Паливовимірювальна система ТИС-158(А). Перевірка і регулювання на літаку. Інструкція.
- ◆ Акт Міжвідомчих випробувань системи ТИС-158.
- ◆ Паливовимірювальна система ТИС-158. Керівництво щодо технічної експлуатації.
- ◆ Літак Ан-158. Додаткові сертифікаційні наземні й льотні випробування паливної системи з паливовимірювальною системою ТИС-158.
- ◆ Літак Ан-148-100. Оцінка відповідності паливовимірювальної системи ТИС-158 літака вимогам пункту 25.1309(а) сертифікаційного базису СБ-148.
- ◆ Система пожежного захисту БВВ (багажно-вантажного відсіку) і кабін. Схема функціональна.
- ◆ Система пожежного захисту двигунів і ДСУ. Схема функціональна.
- ◆ Сертифікаційні наземні та льотні випробування засобів пожежного захисту силової установки та допоміжної силової установки.

2.2.8. Основні висновки щодо силової установки та її систем

1. Застосування одно- та двошарових ЗПК акустичного заповнювача в конструкції мотогондолои забезпечує зниження рівня шуму літака від двигуна на місцевості відповідно до норм Розділу 4 стандарту ІСАО, а найбільше зниження шуму літака виявили при зльотному режимі роботи двигуна.

2. Агрегати мотогондолои, армовані металевою сіткою, перешкоджають протягом 15 хвилин наскрізному проникненню полум'я з температурою $T = (1\ 100 \pm 50)^\circ\text{C}$ і щільністю теплового потоку $P = (10,5 \pm 0,315)\ \text{Вт/см}^2$ при одночасному впливі вібрації частотою 25 Гц і амплітудою коливань 0,8 мм і перевантаженням 2g, що відповідає вимогам п. 25.1193(e) СБ-148.

3. Конструкція агрегатів мотогондолои з КМ із застосуванням мідної сітки захищає системи і агрегати, встановлені на двигуні, від блискавки і HIRF та підтверджує відповідність конструкції мотогондолои двигуна вимогам п. 25.581, п. 25.1316 СБ-148.

4. Опанована технологія виготовлення суцільнозамкненої оболонки із КМ двошарової конструкції акустичного заповнювача дозволила підвищити газодинамічні характеристики повітрязабірного пристрою, збільшити площу ЗПК, зменшити вагу і підвищити експлуатаційну технологічність.

5. Застосування електронних САК типу FADEC для керування маршовими двигунами і ДСУ забезпечило роботу двигунів силової установки літака з високими питомими показниками витрат палива та дозволило експлуатувати силову установку літака за технічним станом.

6. Використання двох фіксованих режимів роботи двигуна при відмові основної САК двигуна дало можливість спростити конструкцію паливного регулятора, зменшити його масогабаритні характеристики та дозволило підвищити стійкість до відмов двигуна та надійність силової установки літака в цілому.

7. Пряме керування режимами роботи маршових двигунів за сигналами від САК літака з переміщенням РКД у слідкувальному режимі, дозволило виключити вплив електромеханічних приводів РКД і забезпечило автоматичне літаководіння, в тому числі в заході на посадку за IIIA категорією ІСАО, з необхідною точністю.

8. Використання електронно-гідролічної системи керування реверсом тяги кожного маршового двигуна забезпечило мінімальний час виходу силової установки на режим максимального реверса тяги, що підвищило ЗПХ літака.

9. Застосування на двигуні електронного перетворювача сигналів від датчиків вібрації забезпечило мінімізацію довжини слабкострумівих ланцюгів, що, в свою чергу, підвищило надійність системи в цілому, а також підвищило достовірність інформації про стан вібрації двигуна.

10. Використання електронного блока керування і контролю, а також цифрового послідовного коду для обміну інформацією між компонентами силової установки і системами літака дозволило скоротити кількість зв'язків, що привело до підвищення надійності силової установки та літака зі зменшенням його вагових характеристик.

11. Установлення в кабіні екіпажу резервного індикатора параметрів силової установки дає можливість здійснити безпечно завершення польоту при відмові основних засобів індикації зі збереженням постійного контролю основних параметрів роботи кожного маршового двигуна.

12. Використання як ДСУ двигуна АІ-450-МС з приводом службового компресора від вільної турбіни виключило вплив змінних відборів потужності і повітря на режим роботи двигуна, що забезпечило мінімізацію витрат палива.

13. Інтеграція системи контролю ДСУ в систему автоматичного керування дозволила мінімізувати масогабаритні характеристики компонентів САК ДСУ і скоротила довжину ліній зв'язку.

14. Паливовимірювальна система ТИС-158 реалізована на сучасній елементній базі, забезпечує зручну, своєчасну і наглядну інформацію екіпажу на екранах КІСС (комплексний індикатор систем і сигналізації) та багатофункціональному індикаторі, автоматичне попередження екіпажу і систем керування літака та відповідає заданим вимогам щодо точності вимірювання.

15. Використання паливовимірювальної системи ТИС-158 дозволило забезпечити контроль стану агрегатів паливної системи і паливоміра без використання допоміжної апаратури засобами вбудованого контролю.

16. Установлення в кабіні екіпажу пульта контролю і керування ПКУ-158 дозволило забезпечити збереження постійного контролю стану агрегатів паливної системи і кількості палива в баках літака при відмові основних засобів індикації в кабіні екіпажу.

17. Використання блока БКУ-СПЗ дало можливість забезпечити постійний автоматичний контроль справності всіх елементів у системі пожежного захисту в польоті та на землі.

18. Установлення електронного блока керування і контролю, а також використання цифрового послідовного кода для обміну інформацією між елементами системи протипожежного захисту та системами літака дозволили зменшити кількість зв'язків, що привело до підвищення надійності та зменшення його вагових характеристик.

19. Конструкція силової установки (маршовий та допоміжний двигуни та їх системи керування) дозволяють експлуатацію літаків Ан-148-100/Ан-158 на аеродромах з висотою базування до 4 100 м.

20. З метою збереження ресурсу двигуна, економії палива при виконанні зльоту літака зі смуг великої довжини запроваджено зліт на максимальнотривалому режимі. Для зменшення навантаження на членів екіпажу вмикання цього режиму автоматизовано.

21. Для забезпечення використання режиму реверсу тяги при швидкостях нижче 110 км/год (на злітних смугах з недостатньою силою зчеплення) запроваджено режим мінімального реверсу. З метою поліпшення умов застосування цього режиму на пульті керування двигунами встановлено проміжний упор.

2.3. КОНЦЕПЦІЯ СТВОРЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Створення системи керування польотом регіональних пасажирських літаків виконано на основі розробленої нової концепції керування, суть якої полягає в розробленні та створенні системи керування, яка одержує живлення від двох гідравлічних систем і двох централізованих електричних систем.

У сімействі літаків Ан-148-100/Ан-158 застосовано інноваційну систему керування польотом. На момент першого зльоту 27 грудня 2004 року літак Ан-148 став першим у світі літаком транспортної категорії, бустерна необоротна система керування якого одержує живлення тільки від двох гідравлічних систем. Раніше для забезпечення виконання вимог норм льотної придатності за надійністю й безпекою живлення бустерних необоротних систем керування літаків здійснювалося не менш ніж трьома гідравлічними системами.

На літаках Ан-148/Ан-158 замість додаткових гідравлічних систем для живлення силових приводів («бустерів») основних поверхонь керування використовують енергію двох централізованих електричних систем змінного струму.

Прийняті системотехнічні рішення дозволили забезпечити:

- а) зниження встановлювальної маси обладнання;
- б) оптимізацію енергоспоживання системи керування польотом;
- в) поліпшення екологічної безпеки шляхом значного зниження об'єму токсичної робочої рідини гідросистем;
- г) підвищення живучості літака за рахунок різноманітного резервування силової енергії приводів поверхонь системи керування.

Подібний підхід до проектування системи керування польотом і енергетичним комплексом літака став загальноприйнятим і знайшов застосування в новітніх розробках провідних авіабудівельних компаній: Airbus (A380, A400M, A350), Dassault (Falcon 7X), Gulfstream (G650) і т.д.

2.3.1. Загальний опис

Система керування польотом літаків Ан-148/Ан-158 складається із двох систем:

- ◆ системи штурвального керування (СШК), призначеної для керування просторовим положенням і повітряним гальмуванням літака;
- ◆ системи керування механізацією крила (СКМК), призначеної для збільшення піднімальної сили крила при зльоті й посадці.

Аеродинамічні поверхні керування літака показані на рисунку 2.23.

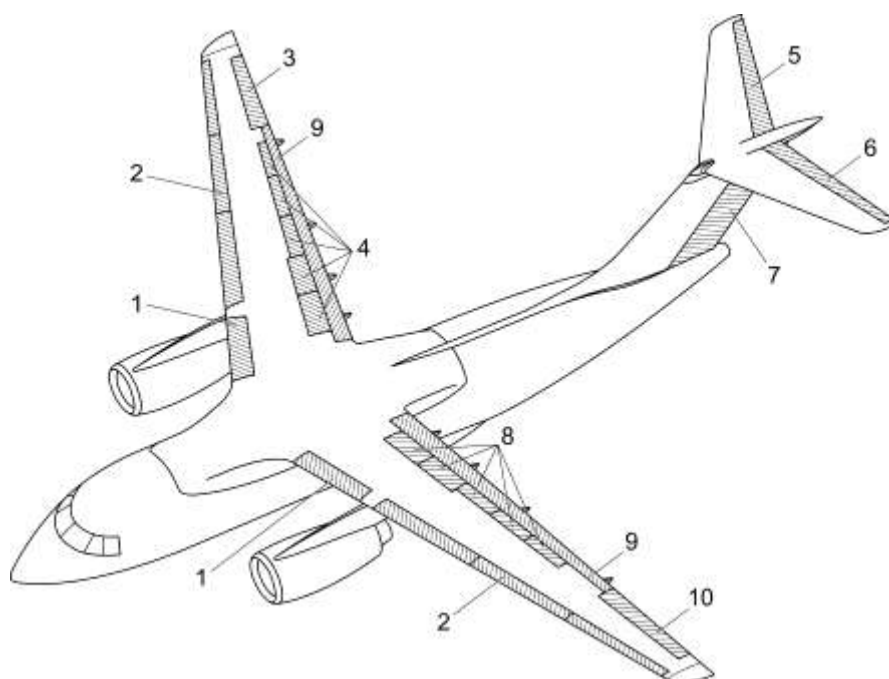


Рисунок 2.23 – Розміщення аеродинамічних поверхонь керування літаком:
 1 – відхилюваний носок крила; 2 – передкрилки; 3 – правий елерон; 4 – праві інтерцептори; 5 – права секція руля висоти; 6 – ліва секція руля висоти; 7 – руль напрямку; 8 – ліві інтерцептори; 9 – закрилки; 10 – лівий елерон

2.3.2. Індикація системи керування польотом

Положення поверхонь керування, а також візуальна сигналізація про функціонування системи керування польотом, відображаються на багатофункціональному індикаторі (БФІ) й комплексному індикаторі систем і сигналізації (КІСС) комплексної системи екранної індикації і сигналізації (КСЕІС) (рисунок 2.24).

2.3.3. Система штурвального керування

Система штурвального керування (СШК) забезпечує керування літаком за тангажем, креном й курсом.

СШК одержує сигнали керування від пілотів або системи автоматичного керування польотом.

Керування літаком за тангажем забезпечується використанням двох секцій руля висоти, встановлених на нерухомому горизонтальному оперенні (стабілізаторі).

Керування літаком за креном здійснюється за допомогою двох елеронів (по одній поверхні на кожному напівкрилі) і трьох пар багатофункціональних інтерцепторів (пари № 3, № 4 і № 5; нумерація пар – від кореня напівкрила).

Керування літаком за курсом забезпечується односекційним рулем напрямку, встановленим на вертикальному оперенні.

СШК також забезпечує керування повітряним гальмуванням:

- ◆ у польоті: за допомогою багатофункціональних інтерцепторів;
- ◆ при русі по землі: за допомогою багатофункціональних і гальмових інтерцепторів (пари № 1 і № 2).

СШК складається з двох підсистем: основної, що забезпечує функціонування в основному режимі, і резервної, що забезпечує функціонування в резервному режимі.

Основна підсистема СШК побудована на базі основної електродистанційної системи керування (ЕДСК) типу «ЭДСУ-148».

Основна ЕДСК є чотиріканальною системою. Електронне обладнання основної ЕДСК розміщено в двох контейнерах («А» і «Б»), в яких, в свою чергу, містяться по два незалежних канали.

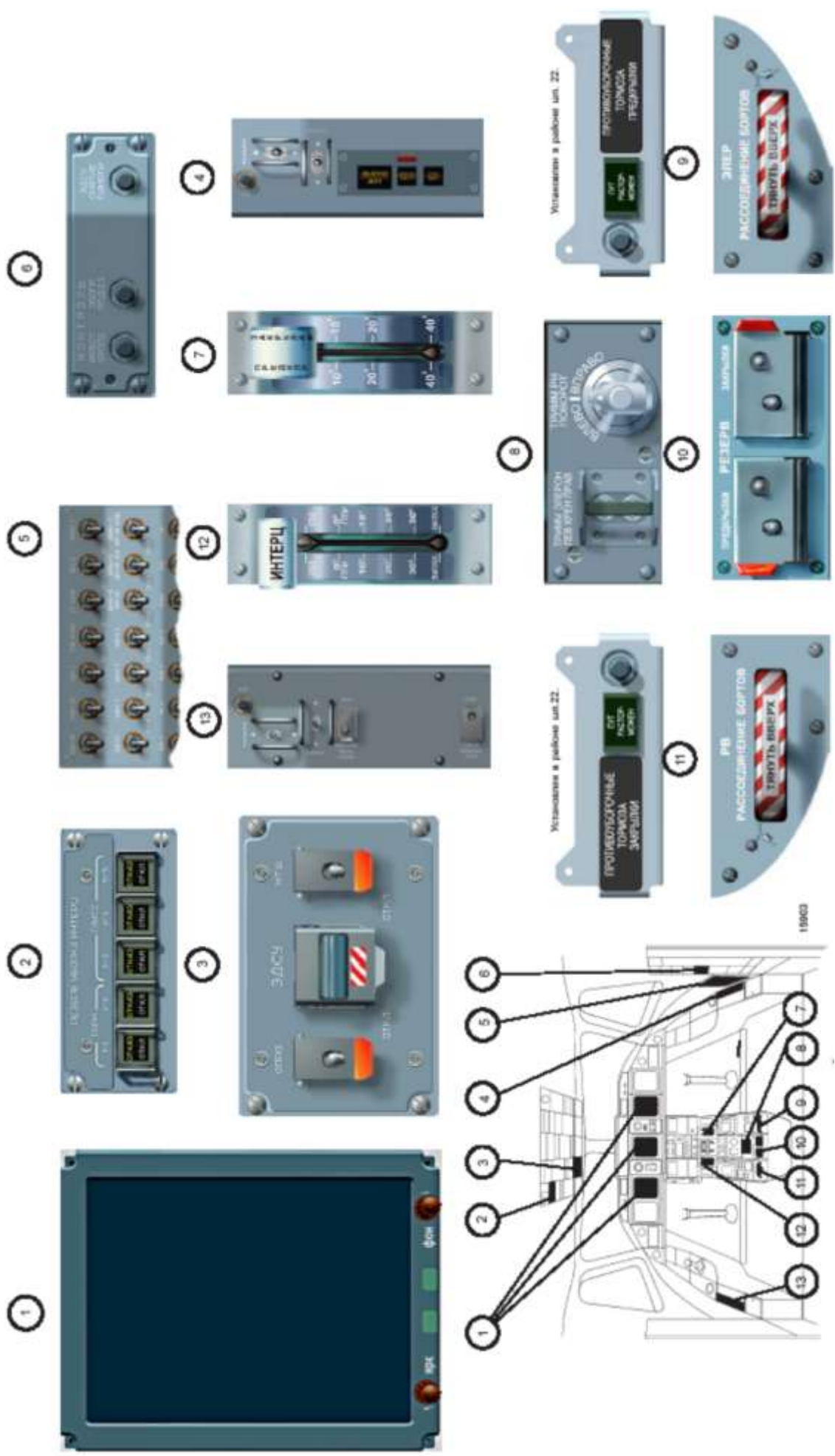


Рисунок 2.24 – Розміщення органів керування та контролю системи керування літаком у кабіні екіпажу

Кожний з каналів (№ 1, № 2, № 3 і № 4) електронного обладнання основної ЕДСК функціонально розділений на обчислювальний пристрій і сукупність пристроїв керування приводами. Обчислювальні пристрої виконані за двоканальною схемою: канал керування й канал контролю.

Електронне обладнання основної ЕДСК живиться постійним електричним струмом з напругою 27 (28) В. Вентилятори охолодження підключені до мережі однофазного змінного струму з напругою 115 В і частотою 400 Гц.

СШК забезпечує безударну зміну режимів функціонування. Перехід з основного режиму керування в резервний здійснюється або автоматично для всієї системи в цілому, або індивідуально для окремих поверхонь керування, залежно від стану систем енергопостачання й електронного обладнання основної ЕДСК, або вручну за допомогою перемикача «ЭДСУ – ОТКЛ» для всієї СШК у цілому.

Приводи поверхонь керування СШК отримують живлення від двох централізованих гідравлічних систем (ГС1 і ГС2) і централізованої системи електропостачання трифазним змінним струмом з напругою 115 В і частотою 400 Гц.

У СШК застосовані комбіновані приводи, що одержують живлення як від однієї із двох централізованих гідросистем, так і від централізованої системи електричного постачання трифазним змінним струмом 115 В/400 Гц. Комбіновані приводи використовують для відхилення багатофункціональних інтерцепторів, а також як резервні приводи рулів висоти й напрямку.

Керування режимами енергопостачання комбінованих приводів (гідравлічний або електричний) здійснюється модулями системи керування енергопостачання приводів (СКЕП) блоків «БРУИ-148-01». До складу СШК входять три блоки «БРУИ-148-01», кожний з яких здійснює керування режимами енергопостачання трьох комбінованих приводів: однієї із трьох пар багатофункціональних інтерцепторів і, відповідно, руля висоти або руля напрямку.

Передбачено можливість примусового перемикання всіх комбінованих приводів СШК у режим електричного живлення за допомогою лампи-кнопки «АРП».

2.3.4. Керування елеронами й багатофункціональними інтерцепторами

Органами керування за креном є штурвали першого й другого пілотів. Штурвали механічно пов'язані між собою. Зусилля на штурвалах імітуються пружинними завантажувачами (пристроями завантаження). Передбачено

можливість роз'єднання механічного зв'язку між штурвалами за допомогою рукоятки «ЭЛЕР РАССОЕДИНЕНИЕ БОРТОВ».

Відповідно до сигналів керування за креном здійснюється відхилення елеронів і пар багатофункціональних інтерцепторів № 3, № 4 і № 5.

Багатофункціональні інтерцептори також виконують функцію повітряних гальм. Органом керування повітряним гальмуванням є рукоятка «ИНТЕРЦ».

Для відхилення кожного з елеронів використовують два електрогідравлічні рульові агрегати (РА) типу РА110-01. При цьому один із РА на кожному елероні функціонує в режимі керування, другий – у режимі демпфірування.

Поверхні елеронів забезпечені ваговим балансуванням. На елеронах встановлені вагові балансири.

До кожної з поверхонь багатофункціональних інтерцепторів (пари № 3, № 4 і № 5) під'єднано по одному комбінованому приводу типу АРМ-19Н.

Передбачено два режими керування за креном:

- ◆ основний режим – при нормальному функціонуванні основної ЕДСК;
- ◆ резервний режим – за допомогою резервної системи керування інтерцепторами (РСКІ) (побудованої на модулях РСКІ блоків «БРУИ-148-01»).

В основному режимі керування за креном забезпечується виконання таких функцій:

- ◆ відхилення елеронів і багатофункціональних інтерцепторів пропорційно куту повороту штурвалів;
- ◆ зміна балансувального положення поверхонь керування (без зміни нейтрального положення штурвалів) за допомогою перемикачів керування балансуванням;
- ◆ демпфера крену;
- ◆ зміна коефіцієнта передачі в трактах керування елеронами й багатофункціональними інтерцепторами залежно від приладової швидкості (V_{np}) або положення закрилків.

Для здійснення повітряного гальмування в польоті або при русі по землі здійснюється симетричне відхилення пар багатофункціональних інтерцепторів пропорційно положенню рукоятки «ИНТЕРЦ» додатково до сигналів керування багатофункціональними інтерцепторами за креном. Під час руху по землі при

установленні рукоятки «ИНТЕРЦ» у положення «0°/ПТИ» або важелів керування двигунами «РУД» у положення «РЕВЕРС» багатофункціональні інтерцептори повністю відхиляються після появи сигналів обтиснення обох основних опор шасі.

У резервному режимі керування за креном здійснюється шляхом відхилення багатофункціональних інтерцепторів (пари № 3, № 4 і № 5) пропорційно куту повороту штурвалів із забезпеченням зміни коефіцієнта передачі в трактах керування багатофункціональними інтерцепторами залежно від положення закрилків. Елерони перебувають у флюгерному положенні. Керування балансуванням за креном відсутнє.

2.3.5. Керування рулем напрямку

Органами керування за курсом є педалі ножних пультів лівого й правого пілотів (рисунок 2.25).

Педалі лівого й правого пілотів механічно пов'язані між собою. Завантаження педалей здійснюється пружинними завантажувачами (пристроями завантаження). Регулювання педалей під зріст пілотів забезпечується електромеханічними приводами.

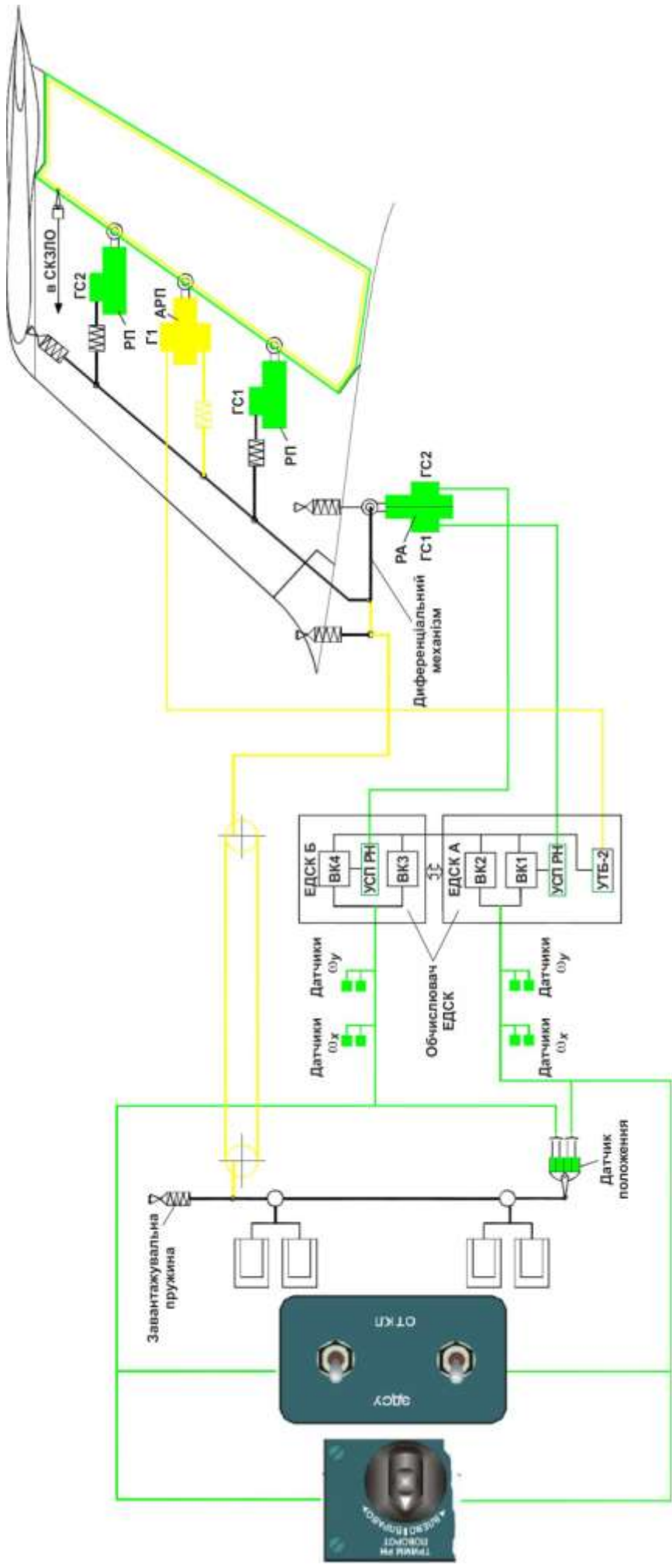
Відхилення руля напрямку виконується двома гідромеханічними приводами (типу РП67А), входні ланки яких переміщуються двоканальним електрогідравлічним сервоагрегатом (типу РА81Н) основної ЕДСК, або комбінованим приводом (типу АРП-21Н), що керується за допомогою механічної проводки.

Забезпечуються два режими керування рулем напрямку:

- ◆ основний – при справному функціонуванні основної ЕДСК й хоча б однієї з двох гідравлічних систем (ГС1 або ГС2);
- ◆ резервний – за допомогою механічної проводки керування й РП, при відмові відповідних двох каналів основної ЕДСК, або АРП, при відмові обох гідравлічних систем ГС1 і ГС2.

В основному режимі керування рулем напрямку забезпечується виконання таких функцій:

- ◆ відхилення руля напрямку пропорційно ходу педалей пілотів;
- ◆ зміни балансувального положення руля напрямку (без зміни нейтрального положення педалей) за допомогою перемикача керування балансуванням;
- ◆ демпфера ристання;



- основний електродистанційний контур керування
- резервний механічний контур керування (РМКК)
- механічна провідка
- електрична провідка
- ГС1, ГС2 – гідросистеми
- Г1, Г2 – основні шини змінного струму системи електропостачання
- ЕДСК – електродистанційна система керування
- ОК – обчислювальний канал
- УСП РН – пристрій сервоприводу руля напрямку
- УТБ-2 – пристрій тримування та балансування
- РА – рульовий агрегат електрогідрівалічний
- РП – рульовий привід гідромеханічний
- АРП – автономний рульовий привод
- МКВ – механізм кінцевих вимикачів
- СКЗЛО – система керування загальнолітаковим обладнанням

Рисунок 2.25 – Схема керування рулем напрямку

- ◆ координованого розвороту;
- ◆ зміни коефіцієнта передачі залежно від V_{np} або положення закрилків.

В основному режимі СШК керування каналами сервоагрегату РА81Н здійснюють канали № 1 і № 4 основної ЕДСК. Сервоагрегат переміщає механічну проводку, безпосередньо пов'язану із вхідними ланками рульових приводів РП67А. Комбінований привод АРП-21Н функціонує в режимі кільцювання.

У резервному режимі відхилення руля напрямку здійснюється пропорційно переміщенню педалей, але при цьому максимальне відхилення руля менше, ніж в основному режимі. Керування балансуванням і зміною коефіцієнта передачі відсутні.

2.3.6. Керування рулем висоти

Органами керування за тангажем є штурвальні колонки першого й другого пілотів, механічно пов'язані між собою (рисунок 2.26). Імітація зусиль на штурвальних колонках здійснюється пружинними завантажувачами. Передбачено ручне роз'єднання штурвальних колонок за допомогою рукоятки «РВ РАССОЕДИНЕНИЕ БОРТОВ».

На важелях штурвальних колонок під підлогою кабіни екіпажу встановлені механізми трясіння штурвалів (МТШ), що забезпечують тактильну сигналізацію про наближення до граничного значення кута атаки.

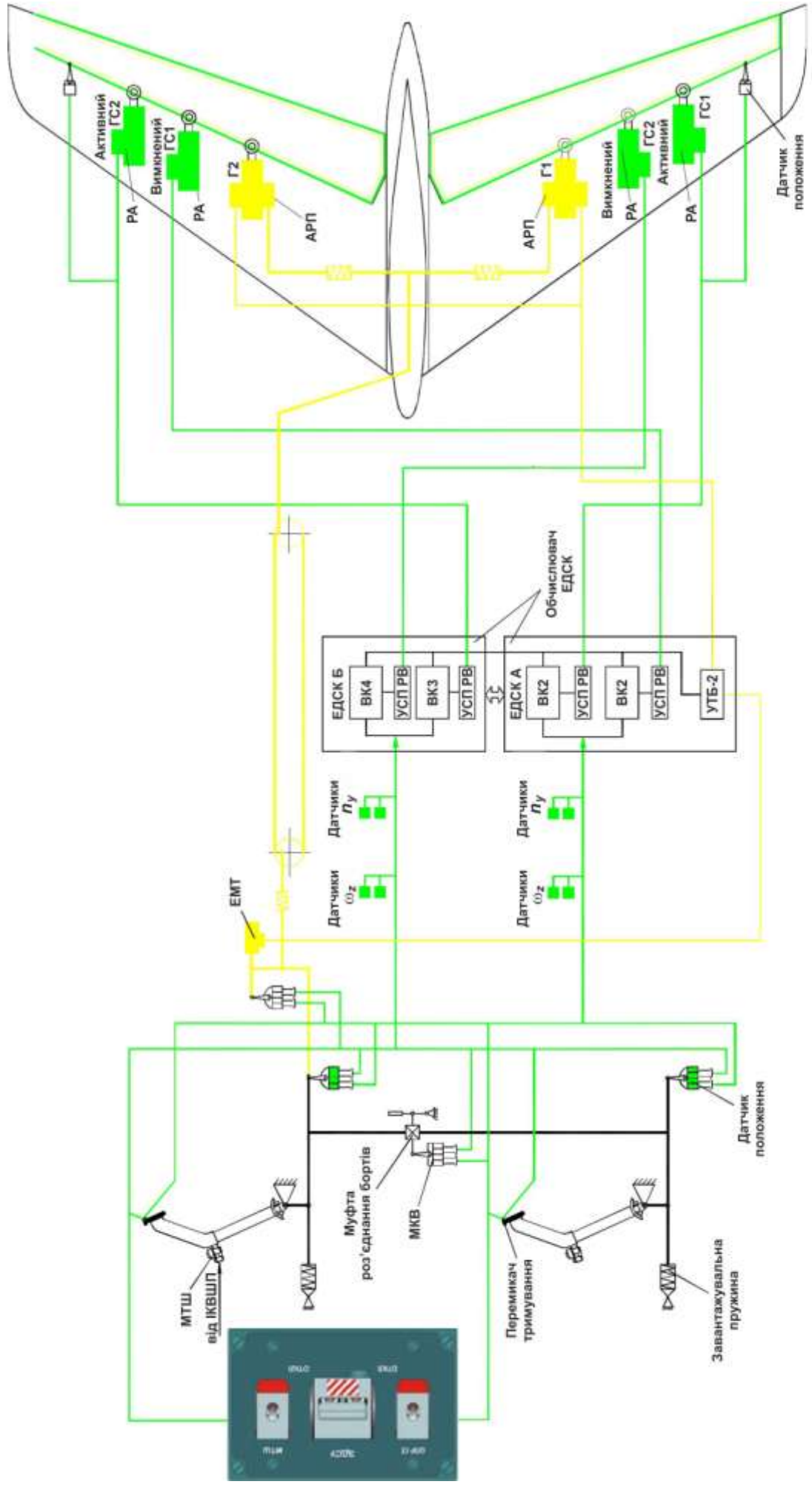
Приводами кожної із секцій руля висоти є два електрогідравлічні агрегати (типу РА100-01) основної ЕДСК й комбінований привід (типу АРП-20Н).

Передбачено два режими керування рулем висоти:

- ◆ основний – при справному функціонуванні відповідних каналів основної ЕДСК й хоча б однієї з гідравлічних систем (ГС1 або ГС2);
- ◆ резервний – забезпечується за допомогою механічної проводки керування й комбінованих приводів у випадку відмови основної ЕДСК або двох гідравлічних систем (ГС1 і ГС2).

В основному режимі керування рулем висоти забезпечується:

- ◆ відхилення рулів висоти пропорційно відхиленню штурвальних колонок;



- основний електродистанційний контур керування
- резервний механічний контур керування (РМКК)
- механічна проводка
- електрична проводка
- ГС1, ГС2 – гідросистеми
- Г1, Г2 – основні шини змінного струму системи електропостачання
- ЕДСК – електродистанційна система керування
- ОК – обчислювальний канал
- УСП РВ – пристрій сервоприводу руля висоти
- УТБ-2 – пристрій тримування та балансування
- РА – рульовий агрегат електрогідрравлічний
- РП – рульовий привід гідромеханічний
- АРП – автономний рульовий привод
- МКВ – механізм кінцевих вимикачів
- ЕМТ – електромеханізм тримування
- МТШ – механізм трясіння штурвала
- ІКВШП – інформаційний комплекс висотношвидкісних параметрів

Рисунок 2.26 – Схема керування рулем висоти

- ◆ зміна балансувального положення руля висоти (без зміни нейтрального положення штурвальних колонок) за допомогою перемикачів керування балансуванням;
- ◆ виконання функції демпфера тангажа;
- ◆ обмеження граничних режимів за кутом атаки;
- ◆ зміна коефіцієнта передачі в трактах керування рулем висоти за сигналами V_{np} і положенням закрилків.

В основному режимі керування тільки один із двох рульових агрегатів РА100-01 на кожній секції руля висоти функціонує в режимі керування, другий – у режимі демпфірування. Комбінований привід АРП-20Н при цьому функціонує в режимі кільцювання.

У резервному режимі обидва РА однойменної секції руля висоти функціонують у режимі демпфірування, у той час як АРП – у режимі керування. При цьому забезпечується:

- ◆ відхилення рулів висоти пропорційно відхиленню штурвальних колонок (максимальне відхилення руля висоти менше, ніж в основному режимі);
- ◆ зміна балансувального положення секцій руля висоти (без зміни нейтрального положення штурвальних колонок) за допомогою перемикачів керування балансуванням.

2.3.7. Механічна провідка керування

Механічну провідку керування використовують у резервних підсистемах керування секціями руля висоти й руля напрямку.

Механічна провідка проходить у правій верхній частині фюзеляжу (у напрямку польоту) над панелями стелі пасажирського салону. До качалок, тяг, тросів, секторів та інших елементів провідки передбачено доступ через оглядові люки й панелі. У провідці керування застосовано трос типу КСАН діаметром 2,5 мм.

Троси прокладені між напрямними, при цьому проміжок між гілками тросової провідки по всій довжині забезпечується роликами й текстолітовими напрямними. Напрямні прикріплені до конструкції планера й обладнані обмежувачами, що перешкоджають зісковзуванню тросів. У роликах встановлені шарикопідшип-

ники закритого типу, які не потребують змащення протягом строку експлуатації.

Для зручності установлення й регулювання тросова проводка обладнана тандерними з'єднаннями.

Троси мають ідентифікуюче маркування. Маркування нанесено на відповідних частинах тандерів і складається з колірною кодування й двох символів.

2.3.8. Керування гальмовими інтерцепторами (повітряними гальмами при русі по землі)

Для сповільнення руху по землі забезпечується відхилення гальмових інтерцепторів (пари № 1 і № 2) на повний хід.

Сигналами підготовки системи до випуску гальмових інтерцепторів є такі:

- ◆ установлення рукоятки «ИНТЕРЦ» у положення «0°/ПТИ» або «ВЫПУСК», або
- ◆ установлення важелів керування двигунами «РУД» у положення «РЕВЕРС».

Випуск гальмових інтерцепторів відбувається з появою сигналів обтиснення обох основних опор шасі.

При зниженні швидкості руху по землі до значення менш ніж 30 км/год відбувається прибирання гальмових інтерцепторів.

Кожний гальмовий інтерцептор відхиляється одним гідроциліндром.

Керування випуском гальмових інтерцепторів здійснюють канали № 2 і № 4 основної ЕДСК.

2.3.9. Система керування механізацією крила

Система керування механізацією крила (СКМК) призначена для переміщення поверхонь механізації передньої й задньої кромки крила.

СКМК одержує сигнали керування від пілотів.

Аеродинамічними поверхнями СКМК на кожному напівкрилі є внутрішня й зовнішня секції закрилків, секція відхилюваного носка крила і три секції передкрилків.

СКМК структурно складається із двох підсистем: системи керування закрилками (СКЗ) і системи керування відхилюваними носками крила й

передкрилками (СКНП).

Обидві системи побудовані (базуються) на ідентичних електродистанційних системах з основним слідкуючим режимом керування й резервним позиційним керуванням.

2.3.10. Система керування закрилками

Система керування закрилками (СКЗ) призначена для керування переміщенням поверхонь закрилків (рисунок 2.27). Механізми переміщення закрилків пов'язані з механічною трансмісією, що складається з кулько-гвинтових підйомників, редукторів і жорстких валів, які приводяться у рух вихідним валом комбінованого приводу механізації (КПМ типу «КПМ-148Н»).

КПМ обладнаний гідромотором і електродвигуном.

На зовнішніх кінцях ланок трансмісії встановлені протиприбиральні гальма, що запобігають прибиранню закрилків, й датчики положення закрилків, що передають сигнали зворотного зв'язку в блок керування (типу «БУКЗ-140-01»).

СКЗ може функціонувати у двох режимах: основному й резервному. Перемикач між режимами керування здійснюється за допомогою перемикача «ЗАКРЫЛКИ ВКЛ – ОТКЛ».

В основному режимі СКЗ забезпечує слідкуюче керування відповідно до положення рукоятки керування закрилками й передкрилками за допомогою блока керування «БУКЗ-140-01» і гідромотора КПМ.

Рукоятка керування закрилками і передкрилками (РКЗП) має такі фіксовані положення: 0°, 10° і 40°; у положенні 20° встановлений двосторонній прохідний упор.

У резервному режимі випуск і прибирання закрилків здійснюється за сигналами перемикачів «ЗАКРЫЛКИ УБОРКА – ВЫПУСК» за допомогою електричного двигуна КПМ.

В основному й резервному режимах керування забезпечується вимикання КПМ і блокування трансмісії за таких умов:

- ◆ асиметрія закрилків;
- ◆ зміщення закрилків від заданого положення;
- ◆ рух закрилків у напрямку, протилежному заданому.

При включенні протиприбиральних гальм основна й резервна підсистеми керування вимикаються.

У випадку заклинювання передбачено захист поверхонь закрилків і трансмісії від підвищеного навантаження з боку вихідного вала КПМ за допомогою муфт обмеження моменту.

Блок керування «БУКЗ-140-01» передає сигнали про стан СКЗ для відображення повідомлень на БФІ й КІСС системи КСЕІС.

СКЗ одержує електричне живлення від системи постійного струму з напругою 27 (28) В і гідравлічне живлення від ГС2.

2.3.11. Система керування відхилюваними носками крила й передкрилками

СКНП призначена для керування переміщенням поверхонь відхилюваних носків крила і передкрилків. Механізми переміщення поверхонь пов'язані з механічною трансмісією, що складається із кульково-гвинтових підйомників, механізмів «шестірня-рейка», редукторів і жорстких валів, що приводяться у рух вихідним валом комбінованого приводу механізації (КПМ типу «КПМ-148Н»).

КПМ ідентичний застосованому в СКЗ.

На зовнішніх кінцях ланок трансмісії встановлені протиприбиральні гальма, що запобігають прибиранню відхилюваних носків крила й передкрилків, й датчики положення, що передають сигнали зворотного зв'язку в блок керування (типу «БУКЗ-140-01»).

СКНП може функціонувати у двох режимах: основному й резервному. Перемикач між режимами керування здійснюється за допомогою перемикача «ПРЕДКРЫЛКИ ВКЛ – ОТКЛ».

В основному режимі СКНП забезпечує слідкуюче керування відповідно до положення РКЗП за допомогою блока керування «БУКЗ» і гідромотора КПМ.

Передбачено два фіксованих положення поверхонь: прибране й випущене.

У резервному режимі випуск і прибирання відхилюваних носків і передкрилків здійснюється за сигналами перемикачів «ПРЕДКРЫЛКИ УБОРКА – ВЫПУСК» за допомогою електричного двигуна КПМ.

В основному й резервному режимах керування забезпечується вимикання КПМ і блокування трансмісії за таких умов:

- ◆ асиметрія поверхонь;
- ◆ зміщення поверхонь від заданого положення;
- ◆ рух поверхонь у напрямку, протилежному заданому.

При включенні протиприбиральних гальм основна й резервна підсистеми керування вимикаються.

У випадку заклинювання передбачено захист поверхонь і трансмісії від підвищеного навантаження з боку вихідного вала КПМ за допомогою муфт обмеження моменту.

Блок керування «БУКЗ» передає сигнали про стан СКНП для відображення повідомлень на БФІ й КІСС системи КСЕІС.

СКНП одержує електричне живлення від системи постійного струму з напругою 27 (28) В і гідравлічне живлення від ГС2.

Нижче наведено перелік доказових документів щодо системи керування сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Інженерний аналіз документації, що регламентує льотну та технічну експлуатацію літака Ан-148-100 на відповідність вимогам сертифікаційного базису СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні випробування за визначенням льотних характеристик, характеристик маневреності, стійкості та керованості. Оцінка системи керування. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Спеціальні сертифікаційні льотні випробування в умовах природного обледеніння. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Спеціальні сертифікаційні наземні та льотні випробування в умовах високих температур зовнішнього повітря і високогір'я. Технічний акт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Спеціальні сертифікаційні наземні та льотні випробування за визначенням відповідності характеристик літака загальним вимогам норм льотної придатності при імітації відмов функціональних систем. Технічний звіт.

- ◆ Літак Ан-148-100. Компонування кабіни екіпажу. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Система внутрішньокабінної індикації. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні випробування для оцінки компонування кабіни екіпажу. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Дослідження на ІПС-148 характеристик літака Ан-148-100 за оцінкою виконання загальних вимог льотної придатності СБ-148 при відмовах системи керування та гідравлічної системи. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Характеристики стійкості та керованості при відмовах функціональних систем. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні наземні та льотні випробування із визначення вібраційних і ударних навантажень, що діють на бортове обладнання та конструкцію планера. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні наземні та льотні випробування із визначення рівнів акустичного шуму, що діє на бортове обладнання. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні наземні та льотні випробування із визначення впливу зовнішніх чинників на обладнання. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні наземні випробування із визначення основних експлуатаційно-технічних характеристик. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Висновок про відповідність типової конструкції літака вимогам СБ-148 за умовами статичної міцності. Інженерний аналіз.
- ◆ Висновок про встановлення початкових призначених ресурсів і терміну служби планера, шасі, двигунів і механічних елементів систем керування та зміни конфігурації літака типової конструкції Ан-148-100 10 000 польотів, 20 000 льотних годин, 10 років за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації.
- ◆ Висновок СЦ «Матеріал» про відповідність матеріалів, використовуваних в типовій конструкції літака Ан-148-100, вимогам 25.603, 25.609 і 25.613 СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака вимогам 25.581 (а*) (2), 25.672 (а*), 25.1316 і 25.1431 (а*) СБ-148 в частині системи 027 «Система керування польотом». Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100. Зведений звіт з аналізу та розрахунку ймовірностей виникнення видів відмов функціональних систем.
- ◆ Літак Ан-148-100. Оцінювання пожежної безпеки літака типової конструкції в зонах із займистими рідинами.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аналіз наслідків нелокалізованого руйнування двигуна та ВСУ, розрахунок рівня ризику катастрофічного пошкодження конструкції літака та його систем.
- ◆ Схвалення комплектувальних виробів категорії «Б» для застосування на літаку Ан-148-100.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні наземні та льотні випробування системи електропостачання та світлотехнічного обладнання. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні стендові випробування системи штурвального керування СШУ-148. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні стендові випробування системи керування закрилками СУЗ-148. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні стендові випробування системи керування відхилюваними носками та передкрилками СУП-148. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.677 (а), (с), СТУ / 148-25.677 (b), 25.685 (а*), (b*), (с*), 25.689, 25.697 (а), (b), (с) СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.607 (в), 25.609 сертифікаційного базису СБ-148 щодо забезпечення захисту елементів конструкції від впливу навколишнього середовища та стирання в частині системи керування. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.685 (а), (в), (с) сертифікаційного базису СБ-148 щодо забезпечення зазорів між конструкцією планера та деталями, вузлами і агрегатами системи керування. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.671 (в) сертифікаційного базису СБ-148 із маркування деталей, вузлів і агрегатів системи керування. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам

сертифікаційного базису СБ-148 щодо забезпечення прибирання поверхонь механізації крила з повністю випущеного положення при сталому польоті та максимальної тривалої потужності двигуна на швидкості $V_F + 16,5$ км/год. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100. Інженерний аналіз систем керування на відповідність вимогам 25.671 (с) сертифікаційного базису СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.671 (с) (3) сертифікаційного базису СБ-148 при заклинюванні одного з постів керування в системі керування на критичних режимах польоту. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.671 (с) (3) сертифікаційного базису СБ-148 при заклинюванні золотника одного з двох рульових приводів руля напрямку в системі керування. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.607 сертифікаційного базису СБ-148 у частині системи керування (введення подвійних контурвань). Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака Ан-148-100 вимогам 25.671 (d) сертифікаційного базису СБ-148 у частині системи керування (політ при відмові всіх двигунів). Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) вимогам 25.1301 (с) і 25.1301 (а*) сертифікаційного базису СБ-148 у частині системи керування (027) за умов експлуатації на підготовлених ґрунтових ЗПС. Інженерний аналіз.
- ◆ Схвалення імпортованих комплектувальних виробів категорії «Б» для застосування на літаку Ан-148-100. Технічний звіт.

2.3.12. Основні висновки щодо системи керування польотом

1. У сімействі літаків Ан-148-100/Ан-158 застосовано інноваційну систему керування польотом, яка відрізняється таким:

- бустерна необоротна система керування одержує живлення тільки від двох

гідравлічних систем. Замість додаткових гідравлічних систем для живлення силових приводів поверхонь керування використовують енергію двох централізованих електричних систем змінного струму;

- ◆ у системі застосовані комбіновані приводи, що одержують живлення як від однієї з двох централізованих гідросистем, так і від централізованої системи електричного постачання трифазним змінним струмом 115 В/400 Гц. Комбіновані приводи використовують для відхилення багатофункціональних інтерцепторів, закрилків, передкрилків, а також як резервні приводи рулів висоти й напрямку.

2. Прийняті системотехнічні рішення дозволили забезпечити:

- а) зниження установлювальної маси обладнання;
- б) оптимізацію енергоспоживання системи керування польотом;
- в) поліпшення екологічної безпеки шляхом значного зниження об'єму токсичної робочої рідини гідросистем;
- г) підвищення живучості літака за рахунок різномірного резервування силової енергії приводів поверхонь системи керування.

2.4. ВИСНОВКИ ШОДО РОЗДІЛУ

1. Розроблено концепцію, принципи та методи інтегрованого проектування регіонального пасажирського літака.

2. Метод проектування випробувано з використанням параметрів літака Ан-148. Порівняння результатів розрахунків за методом, що пропонується, із параметрами існуючих літаків ряду Ан-148 свідчить про коректність розробленого методу й результатів розрахунків.

3. Результати розрахунків свідчать про те, що всі основні технічні характеристики літака є кращими від характеристик літаків-аналогів фірм Embraer і Bombardier. Крім того, літак має багато переваг, таких, як можливість експлуатації на аеродромах з малопідготовленими й ґрунтовими ЗПС, наявність дверей-трапа, висока захищеність двигунів від пошкодження сторонніми предметами, високий рівень комфорту пасажирів і великі багажні полиці, висока ефективність експлуатації. Ці переваги забезпечують високий рівень

конкурентоспроможності літака на світовому ринку.

4. Розроблено концепцію створення силової установки. Конструкція силової установки (маршовий і допоміжний двигуни та їх системи керування) дозволяє експлуатацію літаків Ан-148-100/Ан-158 на аеродромах з висотою базування до 4 100 м. З метою збереження ресурсу двигуна, економії палива при виконанні зльоту літака зі смуг великої довжини запроваджено зліт на максимальнотривалому режимі. Для зменшення навантаження на членів екіпажу вмикання цього режиму автоматизовано.

5. У сімействі літаків Ан-148-100/Ан-158 застосовано інноваційну систему керування польотом, яка відрізняється таким: бустерна необоротна система керування одержує живлення тільки від двох гідравлічних систем. Замість додаткових гідравлічних систем для живлення силових приводів поверхонь керування використовують енергію двох централізованих електричних систем змінного струму; у системі застосовані комбіновані приводи, що одержують живлення як від однієї із двох централізованих гідросистем, так і від централізованої системи електричного постачання трифазним змінним струмом 115 В/400 Гц. Комбіновані приводи використовують для відхилення багатофункціональних інтерцепторів, закрилків, передкрилків, а також як резервні приводи рулів висоти й напрямку.

Основні наукові результати, наведені у другому розділі, опубліковано у працях автора [7, 8, 10].

Розділ 3

НОВІ РІШЕННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

3.1. ОСОБЛИВОСТІ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГІОНАЛЬНОГО ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Створення реактивного регіонального літака нового покоління на 75 – 85 пасажирів було обумовлено потребою ринку пасажирських авіаперевезень, насамперед у країнах СНД, викликаною припиненням польотів парку морально й фізично застарілих літаків Ту-134 внаслідок нерентабельності їх експлуатації, а також невідповідністю їх характеристик все жорсткішим вимогам Авіаційних правил щодо шуму та емісії.

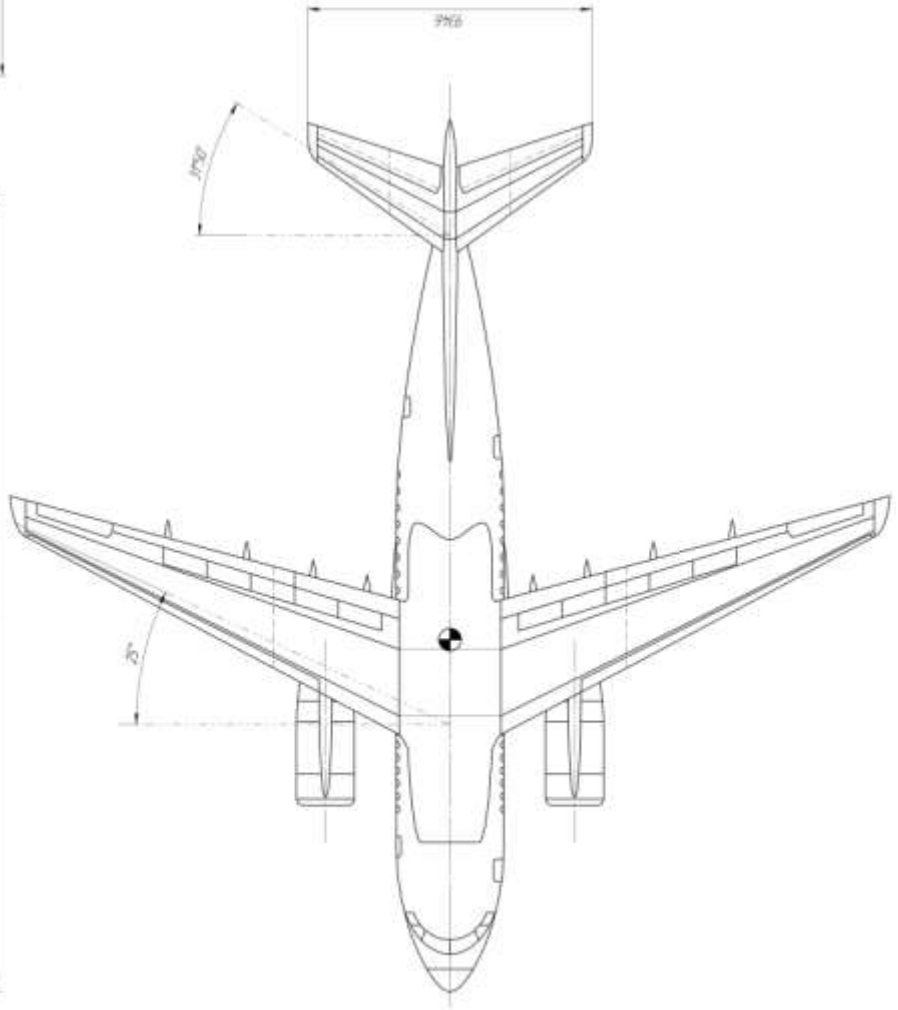
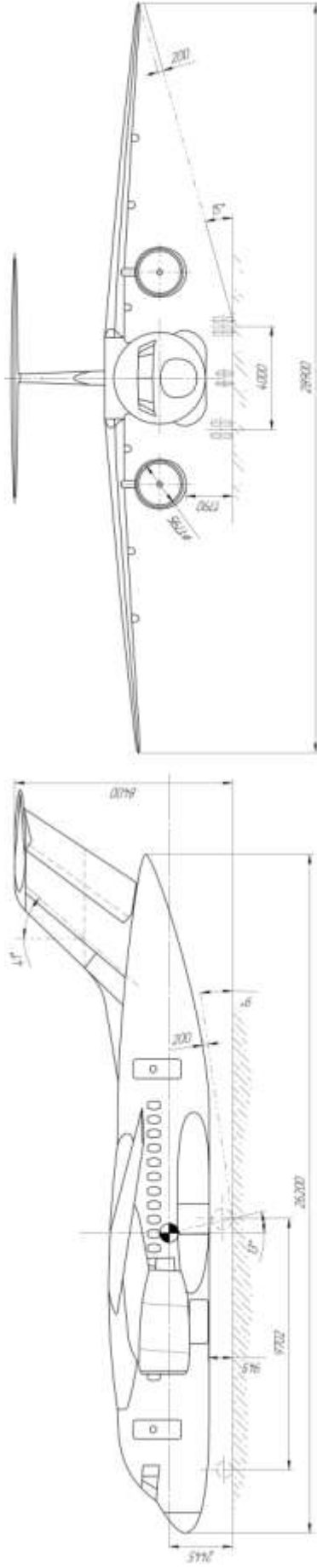
Актуальність робіт зі створення нового реактивного регіонального літака для нашої держави підтверджується тим, що така тема була внесена до заходів «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України на період до 2010 року», затвердженої постановою КМУ від 12.12.2001 року № 1665-25, і частково фінансувалася у частині розроблення Ан-148-100, а також капітальних витрат для організації виробництва літака.

При створенні сучасного регіонального реактивного пасажирського літака забезпечення його аеродинамічних характеристик є важливим завданням [38, 45].

У даному розділі наведено основні результати розрахункових і експериментальних досліджень із забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака, які було проведено на Державному підприємстві «АНТОНОВ» при створенні сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158.

3.1.1. Розрахунково-дослідні роботи за вибором аеродинамічного компонування літака

Головні вимоги до характеристик польоту за маршрутом і до базування сімейства регіональних літаків Ан-148-100/Ан-158 (рисунок 3.1, 3.2) (Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е та Ан-158) первісно визначалися затвердженим Генеральним конструктором технічним завданням, в якому були задані контрольні значення таких параметрів, як крейсерські висота та швидкість польоту, практичні



1	Маса	0,725	
2	Маса	0,5	
3	Вис	2,0	м/с
4	Сис	600	л
5	Сис	2000	л
6	Місцева	42	2654
7	Місцева	42	2084
8	Місцева	42	1820
9	П _н	5	
10	П _с	80	
11	Р	0,760	дм
12	І	0,17	
13	Висота і тис. входу	2,1750	
14	Сис	8732	м ²
15	Сис	8495	м ²
16	Сис	8997	м ²
17	Рез	4,045	
18	Угол	279 ³	
19	Акс	9385	
20	Объем	1,8	л
21	Арсен	7,67	

Рисунок 3.1 – Загальний вигляд сучасного регіонального пасажирського літака

дальності польоту з різним комерційним навантаженням, максимальна експлуатаційна швидкість V_{MO} , а також умови базування – необхідні довжини злітно-посадкової смуги для зльоту та посадки.



Рисунок 3.2 – Сучасний регіональний пасажирський літак Ан-148-100В

Безпечні умови експлуатації літака мали забезпечуватися виконанням вимог Сертифікаційного базису СБ-148, який містить вимоги Авіаційних правил СНД (Союз Незалежних Держав) АП-25 та Європи CS-25.

Досягнення необхідних льотно-технічних характеристик, стійкості та керованості забезпечувалися, перш за все, надійно розробленим аеродинамічним компонуванням літака та його головного агрегату – крила.

Аеродинамічне компонування в значній частині відноситься до етапу синтезу схеми літака (оскільки визначає його зовнішню конфігурацію) і має своїми цілями [81]:

- досягнення максимального значення аеродинамічної якості в крейсерському польоті або на головному експлуатаційному режимі літака;
- забезпечення необхідних злітно-посадкових характеристик;
- забезпечення нормованих запасів стійкості та керованості на всіх режимах польоту;
- гарантоване забезпечення безпечної та ефективної роботи силової установки літака;
- забезпечення безпеки при вході (випадковому) на граничні режими польоту.

Перераховані цілі досягаються [81]:

- оптимальним аеродинамічним компонуванням окремих агрегатів літака,

- таких, як крило або мотогондоли, що являє собою самостійну складну задачу;
- зниженням втрат аеродинамічної якості на балансування шляхом вибору раціональної схеми балансування літака;
 - вибором взаємного розташування агрегатів літака, що забезпечує їх сприятливу інтерференцію (аеродинамічна взаємодія);
 - використанням несучої здатності агрегатів, що виступають у потік, шляхом вибору їх оптимального кута атаки (заклинення);
 - вибором раціональних параметрів і місця розташування горизонтального та вертикального оперення з урахуванням їх «незатінення» на критичних режимах польоту;
 - розташуванням повітрозабірників у зонах зі стабілізованим потоком повітря без великих збурень і втрат тиску;
 - розташуванням сопла турбореактивного двигуна в зонах, що забезпечують сприятливу інтерференцію струменя з агрегатами літака на основних (крейсерських) режимах польоту;
 - усуненням шкідливого впливу скошу потоку від закрилків на інші агрегати літака (наприклад, на мотогондоли, розташовані на хвостовій частині фюзеляжу).

Розроблення аеродинамічного компоновання крила. Літаки сімейства Ан-148-100/Ан-158 виконані за схемою високоплана з Т-подібним хвостовим оперенням і з двома турбореактивними двоконтурними двигунами Д-436-148, встановленими на пілонах під крилом.

Внаслідок комплексного аналізу аеродинамічних, конструктивних, технологічних та інших вимог були вибрані такі (компромісні) геометричні характеристики крила:

- площа крила $S = 87 \text{ м}^2$;
- трапецієподібна форма в плані крила без передніх і задніх напливів;
- подовження $\lambda = 9,58$;
- звуження $\eta = 4,05$;
- стрілоподібність по лінії $1/4$ хорд $\chi_{1/4} = 25^\circ$.

Розрахункові дослідження виконували за допомогою сучасних тривимірних чисельних методів CFD (комплекс програм ЦАГІ) проектування крила, які дозво-

лили істотно зменшити обсяг трубних випробувань. Під час розрахункових досліджень оптимізувалася кількість базових аеродинамічних профілів, самі профілі, кути геометричного скручування, закони формування зовнішньої поверхні, параметри взаємного розташування крила та фюзеляжу та інші характеристики.

Наприкінці розрахункових досліджень було вибрано чотири варіанти крила в польотній конфігурації: К19А, К21А, К23А та К20А для проведення порівняльних експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі (АДТ) Т-106М ЦАГІ, в широкому діапазоні чисел Маха й Рейнольдса.

В 2000 – 2001 рр. в АДТ Т-106М ЦАГІ була випробувана модель літака Ан-148 із чотирма варіантами крила – К19А, К20А, К21А і К23А. Максимальне досягнуте критичне число Маха (коли $dC_{x_{\text{хв}}}/dM = 0,1$) $M_{\text{крит}} = 0.785$ при $C_y = 0,45$ забезпечувалося крилом К19А. При крейсерському числі Маха $M = 0,78$ найбільші значення максимального коефіцієнта піднімальної сили $C_{y_{\text{max}}}$ та критичного кута атаки $\alpha_{\text{крит}}$ повної моделі також забезпечувалися крилом К19А.

Основу аеродинамічного компонування крила К19А склали розроблені на ДП «АНТОНОВ» надкритичні профілі П-68а (рисунок 3.3).

Теоретичні контури верхньої та нижньої поверхонь крила К19А сформовані по семи базових профілях за сплайновими залежностями вздовж розмаху крила.

Максимальна відносна товщина профілів крила плавно зменшується від значення $\bar{c}_{\text{max}} = 15,5 \%$ у бортовому перерізі до $\bar{c}_{\text{max}} = 11 \%$ у кінцевому перерізі. Застосування таких «товстих» надкритичних профілів при достатньо високому значенні подовження крила $\lambda = 9,58$ забезпечило високий рівень аеродинамічних характеристик літака на всіх етапах польоту. При значній відносній товщині профілів кесонної частини крила збільшується місткість розташованих у кесоні крила паливних баків, що забезпечує досягнення заданої дальності польоту.

Слід зауважити, що максимальна відносна товщина профілів крила К19А сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 є більшою за відносну товщину крил літаків Airbus А320 та Ан-124 (рисунок 3.4).

Уточнення в процесі конструктивного пророблення кута встановлення крила від $2,2$ до 3° і зміна положення осі геометричного скручування крила на 15% у площині хорд привело до модифікації крила, яке отримало позначення К19-4А

(встановлений кут крила $\varphi_{вст} = 3^\circ$ мінімізує аеродинамічний опір літака та забезпечує необхідне положення фюзеляжу в польоті $\alpha_\phi = 1 \dots 2^\circ$).

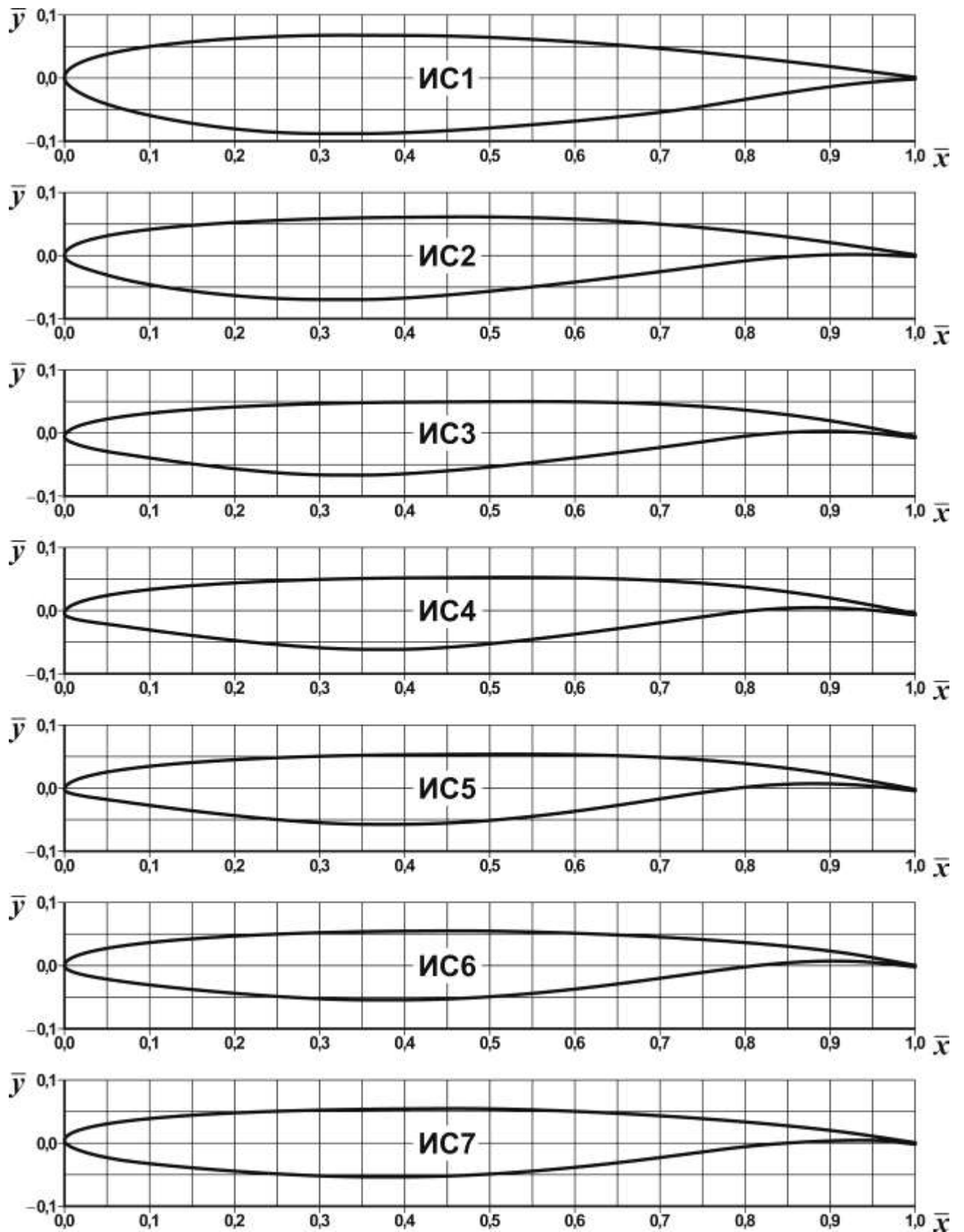


Рисунок 3.3 – Профілі крила літака

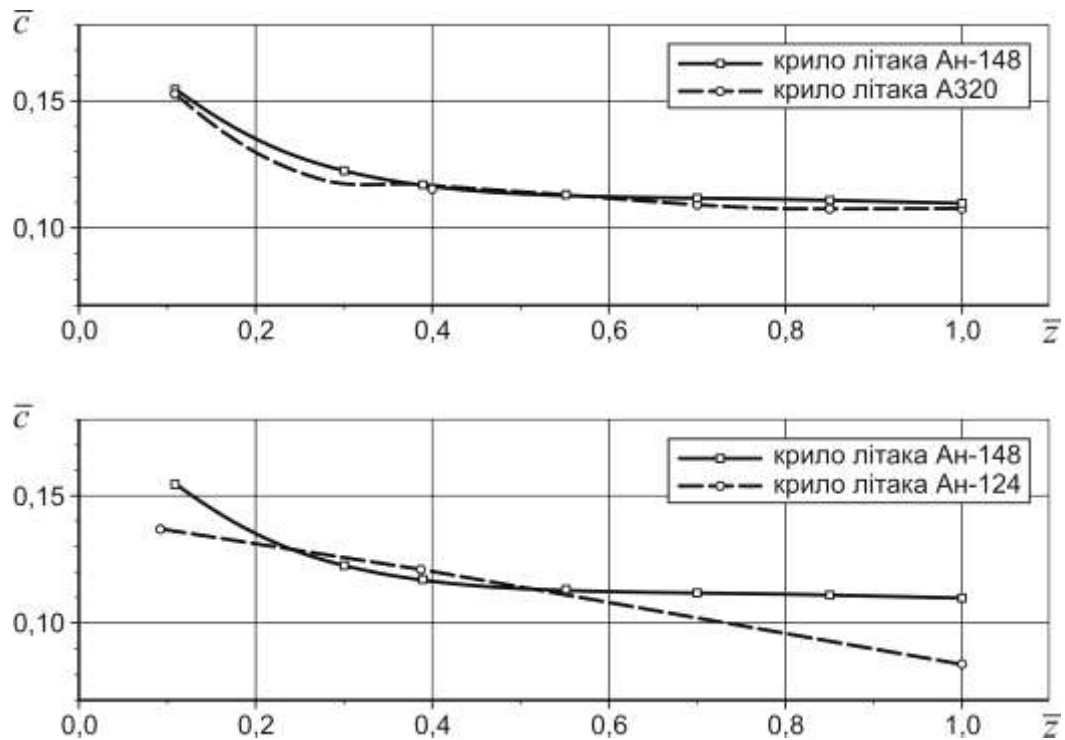


Рисунок 3.4 – Літак Ан-148. Залежність товщини профілю від відносного розмаху крила

Проведене порівняння результатів досліджень профільного відсіку крила літака Ан-148 в аеродинамічній трубі АДТ-106М ЦАГІ з прототипами (профілями, розробленими в ЦАГІ) показало істотну перевагу профілю крила П-68а4 ($\bar{c}_{max} = 11,3\%$) за всіма характеристиками, що оцінювалися:

- значенням критичного числа Маха;
- несучими характеристиками $C_{y_{max}}$, $C_{y_{дод}}$;
- значенням ефективної увігнутості ($\Delta\alpha_0 = 0,6^\circ$);
- величиною приведеної аеродинамічної якості $K_{привед}$ (на $C_y = 0,5$; $M = 0,78$).

На основі комплексного порівняльного аналізу отриманих результатів продувань для подальшого проектування літака вибрано крило К19А.

Для забезпечення необхідної висоти пасажирського салону центроплан крила на літаках сімейства Ан-148-100/Ан-158 не «втоплений» у фюзеляж, а розташований зверху фюзеляжу.

Виконані розрахункові та експериментальні дослідження показали, що при типовому виконанні зализу крила з фюзеляжем Z1 для такого високого розташу-

вання крила відносно фюзеляжу на крейсерських режимах польоту в районі центроплана зароджується система прямих стрибків, які розповсюджуються за розмахом крила зі збільшенням числа M . Тому були розроблені нові варіанти зализів для збільшення критичного значення числа M та зменшення хвильового опору – зализи $Z2$, $Z3$, $Z4$, $Z7$ і $Z8$. Отже, за результатами комплексного аеродинамічного та вагового аналізу було розроблено аеродинамічне компонування залізу $Z4M$, яке забезпечило необхідне значення критичного числа M .

Після затвердження Генеральним конструктором аеродинамічного компонування літака в крейсерській (польотній) конфігурації була спроектована та виготовлена виконавча модель літака для проведення випробувань у високошвидкісній аеродинамічній трубі Т-106М ЦАГІ.

За результатами цих випробувань були розраховані вихідні аеродинамічні характеристики літака для визначення льотно-технічних характеристик, а також характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту літака в польотній конфігурації.

Отримана за результатами виконавчої моделі в АДТ Т-106М-ЦАГІ та підтверджена льотними випробуваннями дослідних літаків крейсерська аеродинамічна якість літака Ан-148 ($M = 0,75$; $C_y = 0,5$) становить $K = 15,8$. Досягнутий рівень аеродинамічної досконалості літака забезпечив виконання заданих вимог до максимальної швидкості та висоти крейсерського польоту, а також до дальності польоту з різним комерційним навантаженням.

За рівнем аеродинамічної досконалості сімейство літаків Ан-148-100/ Ан-158 не поступається зарубіжним аналогам (рисунок 3.5).

Аеродинамічне компонування літака Ан-158 відрізняється від такого компонування базового літака Ан-148 деякими особливостями – подовженим фюзеляжем, що забезпечує збільшену до 99 пасажирів місткість салону, та встановленими на крилі кінцевими аеродинамічними поверхнями.

Аеродинамічне проектування механізації крила. Високі несучі властивості крила літака на злітно-посадкових режимах забезпечуються застосуванням ефективною механізації задньої кромки крила у вигляді щілинних закрилків і механізації передньої кромки крила у вигляді передкрилків і відхилюваних носків.

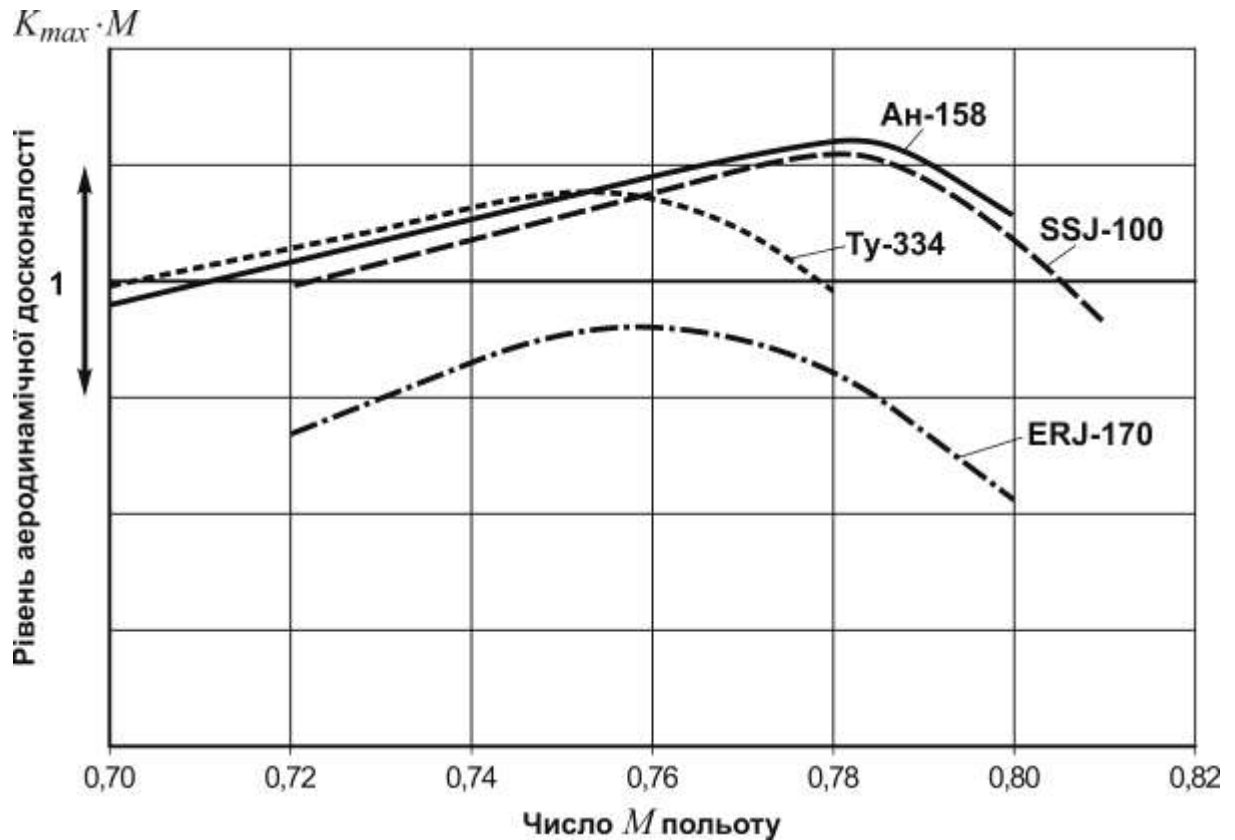


Рисунок 3.5 – Порівняння рівня аеродинамічної досконалості регіональних літаків

На етапі попереднього проектування літака Ан-148-100 виходячи з головних вимог до базування літака були виконані у великому обсязі параметричні розрахункові дослідження щодо вибору типу механізації крила та її параметрів (відносний розмах, відносна хорда, відносні висунання та кути відхилення на злітно-посадкових режимах), у тому числі з урахуванням в'язкості та відривних течій.

Для проведення експериментальних параметричних досліджень в АДТ АТ-1 ДП «АНТОНОВ» для подальшої оптимізації параметрів механізації крила був виготовлений прямокутний механізований відсік крила на характерному перерізі крила відносного розмаху $Z = 0,55$.

За результатами аналітичних та експериментальних досліджень було розроблено аеродинамічне компонування механізації крила літака, яке лягло в основу підготовки математичної моделі та випуску теоретичних креслень механізації передньої та задньої кромки крила.

Прийнята та встановлена на літаку механізація крила виконана у вигляді двощілинних закрилків із фіксованим дефлектором, щілинних передкрилків на консольній частині крила та нещілинних поворотних (відхилюваних) носків на

центропланній частині крила.

У результаті проведених досліджень механізації передньої кромки крила максимальний кут відхилення носка прийнятий таким: $\delta_{НК} = 22^\circ$ (по польоту), а його відносна хорда $\bar{b}_{НК} = 0,096 \dots 0,108$. Максимальний кут відхилення передкрилків $\delta_{ПР} = 19^\circ$, а відносна хорда передкрилка $\bar{b}_{ПР} = 0,133 \dots 0,1674$. Для підвищення ефективності передкрилків керування та навішування передкрилків виконано сумісними.

Закрилки з відносною хордою $\bar{b}_{закр} = 0,28 \dots 0,30$ та відносним розмахом $\bar{l}_{закр} = 0,6415$ випускаються за конічним законом. Для зльоту прийняті кути відхилення закрилків $\delta_{закр} = 10$ або 20° , для посадки кути відхилення закрилків становлять $\delta_{закр} = 20$ або 40° .

На обох консолях крила розташовані по п'ять секцій інтерцепторів. Відносна хорда інтерцепторів $\bar{b}_{ИН} = 0,148$. Дві внутрішні секції інтерцепторів (на кожній з консолей) з максимальним кутом відхилення $\delta_{ИН} = 50^\circ$ виконують гальмівну функцію. Три зовнішніх секції інтерцепторів (на кожній консолі) з максимальним кутом відхилення $\delta_{ИН} = 40^\circ$ виконують функцію елеронних, глісадних і гальмівних інтерцепторів.

Була спроектована та виготовлена механізована модель літака для випробувань в АДТ АТ-1 ДП «АНТОНОВ». Досягнуті в цих випробуваннях максимальні значення коефіцієнтів піднімальної сили $C_{y_{max}}$ для злітно-посадкового положення механізації крила при перерахунку на натурні числа Рейнольдса забезпечили такі значення характеристик швидкостей зльоту та посадки літака, за якими вимоги до базування були повністю виконані. За результатами цих випробувань були розраховані вихідні аеродинамічні характеристики для визначення злітно-посадкових характеристик, а також характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту.

3.1.2. Розрахунково-дослідні роботи для забезпечення необхідних характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту літака

Необхідні характеристики стійкості, керованості та динаміки польоту сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 (Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е, Ан-158) забезпечені засобами аеродинамічного компоновання літака та засобами автоматики системи штурвального керування.

Для сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 вибрана схема хвостового оперення з розташуванням горизонтального оперення на вершині кіля. Така схема дозволяє зменшити розміри хвостового оперення, зменшити його опір і поліпшити аеродинамічну якість літака. Для спрощення конструкції стабілізатор літака виконаний нерухомим, питання повздовжнього балансування та керування вирішені застосуванням руля висоти з великою відносною хордою. Рациональність такого варіанта рішення підтверджена багатолітнім досвідом експлуатації літаків Ан (Ан-74, Ан-124 та ін.). Для вирішення питань шляхового балансування літака в польоті з несиметричною тягою використано руль напрямку великої відносної хорди. Органи поперечного керування складаються зі звичайних елеронів та інтерцепторів-елеронів, що являють собою поверхні крила, які відхиляються, і є розташованими над носком висувних щілинних закрилків. Такі інтерцептори-елерони, ефективність яких зростає зі збільшенням кута відхилення закрилків, забезпечують отримання необхідної кутової швидкості крену на всіх режимах польоту, включаючи режим посадки літака.

Для отримання достовірних аеродинамічних характеристик літака, які впливають на його стійкість і керованість, був виконаний великий обсяг вагових випробувань моделі літака у швидкісній аеродинамічній трубі Т-106М ЦАГІ та механізованої моделі в аеродинамічній трубі АТ-1 ДП «АНТОНОВ». Вплив льодоутворення на аеродинамічні характеристики літака досліджувався на моделі ізольованого хвостового оперення літака, моделі півкрила з елероном і моделі відсіку крила із закрилком. На цих же моделях були досліджені характеристики шарнірних моментів органів керування літака.

З метою зменшення розмірів і ваги хвостового оперення сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 реалізована концепція, згідно з якою літак спроектований зі зменшеними запасами власної поздовжньої та шляхової статичної стійкості.

Відповідність характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту вимогам норм льотної придатності забезпечується автоматичними системами поліпшення стійкості та керованості літака. Для вирішення цієї задачі на літаках Ан-148-100/Ан-158 застосована цифрова електродистанційна система керування (ЕДСК).

Допускається повна відмова ЕДСК у поздовжньому та шляховому каналах керування або всіх гідравлічних систем літака. У цих випадках система керування

переходить від основного в резервний режим керування. Керування літаком за тангажем і рисканням здійснюється через механічну проводку та автономні рульові приводи (АРП). Керування за креном здійснюється за допомогою інтерцепторів-елеронів, які відхиляються автономними рульовими машинами (АРМ) за сигналами через електричну проводку.

Вибрані запаси власної статичної стійкості літака, ефективність його органів керування та кінематика системи керування забезпечують безпечне завершення польоту в резервному режимі керування.

У поздовжньому та шляховому каналах резервної механічної системи керування використовують штурвальні колонки та педалі, які зв'язують важелі керування з автономними рульовими приводами. Для спрощення конструкції завантажувачі важелів керування виконані у вигляді простих («пасивних») пружин. У зв'язку з цим тримерування зусиль на важелях керування у всіх каналах здійснюється шляхом заміни сигналу переміщення важеля керування сигналом на відхилення органу керування від кнопки тримерування. Всі алгоритми роботи ЕДСК також здійснюються через відхилення відповідного органу керування. Аналогічний принцип формування алгоритмів ЕДСК відпрацьований на транспортному літаку Ан-70.

Алгоритм роботи системи штурвального керування літака в головному та резервному режимах керування сформований в результаті численних розрахунків, моделювання та досліджень на дослідно-пілотажному стенді (ДПС) за участю пілотів. Результати цієї роботи викладені у вимогах відділення аеродинаміки та динаміки польоту до системи штурвального керування сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158.

- Система керування рулем висоти в основному режимі керування забезпечує:
- зміну передавальних чисел в алгоритмах керування відповідно до положення закрилків і швидкості польоту;
 - збільшення поздовжньої статичної стійкості відповідно до значень швидкості польоту та числа M ;
 - поліпшення характеристик статичної керованості відповідно до значень перевантаження та динамічної стійкості, залежної від сигналу кутової швидкості тангажа;
 - обмеження кута атаки системою обмеження граничного режиму ОГР- α ;
 - тактильну сигналізацію (тряска штурвалу) при наближенні до режиму звалювання.

Система керування рулем напрямку в основному режимі керування забезпечує:

- зміну передавальних чисел в алгоритмах керування відповідно до положення закрилків і швидкості польоту;
- обмеження кута ковзання системою ОГР- n_z ;
- демпфірування коливань у каналі ристання, у тому числі і взаємозв'язаних бічних коливань (типу «голландський крок»);
- координований рух при керуванні елеронами та рулем напрямку.

Система поперечного керування в основному режимі забезпечує:

- зміну нелінійних кінематичних залежностей відповідно до положення закрилків і швидкості польоту;
- демпфірування коливань у каналі крену.

Характеристики стійкості, керованості та динаміки польоту літака Ан-158 за результатами розрахункових та експериментальних досліджень, а також льотних випробувань практично не відрізняються від характеристик літака Ан-148-100.

3.1.3. Математичне моделювання льотних характеристик і характеристик стійкості та керованості

На етапах аеродинамічного проектування літака, його льотних випробувань і підготовки доказової документації для сертифікації застосовувалися математичні моделі руху літака, що основані на такому:

- аеродинамічних характеристиках літака, отриманих шляхом перерахування характеристик літаків-аналогів, і за результатами випробувань аеродинамічних моделей літака в АДТ АТ-1 ДП «АНТОНОВ» і Т-106М ЦАГІ;
- геометричних і масово-інерційних характеристиках;
- висотно-швидкісних тяго-витратних характеристиках силової установки;
- відомих рівняннях переміщення літака як матеріальної точки і як тіла з шістьма степенями вільності.

За допомогою цих математичних моделей, реалізованих у вигляді комплексу програм, виконувалися розрахунки:

- злітних і посадкових характеристик із різними положеннями механізації крила в очікуваних умовах експлуатації при різних станах поверхні злітно-посадкових смуг (ЗПС);

- характеристик польоту за маршрутом, як у «сухому» повітрі, так і в умовах обледеніння;
- характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту.

Всі розрахунки були виконані як за умови нормального функціонування двигунів і систем літака, так і при різних функціональних відмовах.

Математичні моделі льотних характеристик, отримані на підставі результатів випробувань моделей в аеродинамічних трубах, були протестовані та уточнені в процесі сертифікаційних льотних випробувань.

Створення математичних моделей льотних характеристик літака, які відповідають його фактичним характеристикам, дозволило суттєво скоротити об'єм і тривалість проведення льотних випробувань, визначити льотні характеристики літака для очікуваних умов експлуатації.

Серед основних льотних характеристик сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 слід відмітити такі:

- експлуатацію на аеродромах із різним станом покриття, у т.ч. на слабо підготовлених ґрунтових і засніжених аеродромах;
- забезпечення зльоту/посадки на високогірних аеродромах (до висоти 4100 м), а також при високих температурах зовнішнього повітря;
- виконання зльоту на знижених режимах роботи двигуна (з метою підвищення ресурсних характеристик);
- виконання крейсерського польоту на висотах до 12 200 м;
- забезпечення висот польоту з одним працюючим двигуном до 4 000...6 000 м, що забезпечує безпечну експлуатацію в умовах високогір'я та за високих температур зовнішнього повітря;
- виконання крейсерського польоту на швидкостях 800...850 км/год ІІІ (істинна швидкість), що скорочує час рейсу та збільшує обіг повітряного судна.

Максимальна швидкість крейсерського польоту становить 870 км/год ІІІ;

- низькі годинні витрати пального при польоті на ешелоні – 1510...1840 кг/год;
- можливість виконання посадки за категорією ІІІА ІСАО.

Льотні характеристики, визначені за допомогою математичних моделей, були використані для формування Керівництва з льотної експлуатації літака.

Головні льотно-технічні характеристики сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е та Ан-158) наведені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Головні льотно-технічні характеристики сімейства регіональних пасажирських літаків

№ п/п	Найменування характеристики	Сімейство літаків Ан-148-100/Ан-158 Двигун Д-436-148Д			
		Ан-148-100А	Ан-148-100В	Ан-148-100Е	Ан-158
1	Вага літака, кгс:				
	– максимальна злітна	38 950	41 950	43 700	43 700
	– максимальна посадкова	37 800		38 800	
2	Максимальна вага комерційного навантаження, кгс	9 000		9 800	
3	Характеристики базування:				
	– клас аеродрому	А, Б, В			
	– висота аеродрому над рівнем моря, м	до 2 200			
	– стан штучної ЗПС (ШЗПС) ($\mu \geq 0,3$):	<ul style="list-style-type: none"> – суха, волога, мокра; – з окремими ділянками стоячої води; – покрита інеєм або намороззю; – покрита шаром сльоти до 15 мм; – з шаром сухого снігу – товщиною не більше 50 мм; – з шаром мокрого снігу – товщиною не більше 50 мм 			
4	Злітні характеристики (ШЗПС, $\mu \geq 0,6$, СА,Н=0, штиль, $\delta_{закр} = 20^\circ$):				
	– довжина розбігу, м	1 050	1 235	1 335	1 335
	– злітна дистанція до Н = 10,7 м, м	1 365	1 595	1 725	1750
	– збалансована дистанція зльоту (кінцева смуга гальмування КСГ = 400 м), м	1 485	1 730	1 885	1 900
5	Характеристики польоту за маршрутом:				
	Максимальна висота польоту, м	12 200		11 580	
	Крейсерські висоти польоту, м	10 100...12 200		10 100... ...11 580	
	Максимальна крейсерська швидкість польоту (режим роботи двигунів МП, Н = 10 100 м), км/год ІІІ (істинна швидкість)	870			
	Крейсерська швидкість на крейсерському режимі роботи двигунів, км/год ІІІ	800...850			
	Годинні витрати палива на крейсерських висотах і швидкостях, км/год	1 640... ...1 510	1 760... ...1 510	1 840... ...1 510	1 840... ...1 560

Закінчення таблиці 3.1

№ п/п	Найменування характеристики	Сімейство літаків Ан-148-100/Ан-158 Двигун Д-436-148Д			
		Ан-148- 100А	Ан-148- 100В	Ан-148- 100Е	Ан-158
	Практична дальність ($G_{зл\ max}$; $H_{найв}$; $V_{найв}$; АНЗ палива – 1300 кг), км:				
	◆ з максимальним навантаженням	1 240 (9000 кгс)	2 570 (9000 кгс)	3 290 (9000 кгс)	2 270 (9800 кгс)
	◆ з пасажирами *)	1 940 (80 пас.)	3 280 (80 пас.)	3 990 (80 пас.)	2 460 (99 пас.)
		2 180 (75 пас.)	3 520 (75 пас.)	4 240 (75 пас.)	2 930 (89 пас.)
	◆ з максимальною заправкою «під обріз»/кількість пасажирів*	5 220/16	4 890/47	4 700/65	4 110 ^{**} / 64
	◆ перегінна дальність	5 460		4 880 АНЗ ^{**})	
	Технічна дальність, км:				
	◆ з N пасажирами;	2 860/75	4 200/75	4 920/75	3 310/99
	◆ максимальна заправка/ кількість пасажирів	5 970/16	5 600/47	5 400/65	4 950/64
	Паливна ефективність, г/пас×км	28,04 (80 пас.)	27,73 (80 пас.)	28,03 (80 пас.)	24,65 (99 пас.)
6	Посадкові характеристики (ШЗПС; $\mu \geq 0,6$; $H_{аер} = 0$; СА; штиль; глісада $\theta = -3^{\circ}40'$; конфігурація крила $\delta_{закр} = 40^{\circ}$):				
	◆ довжина розбігу, м	765		795	
	◆ необхідна довжина ШЗПС, м	1 950		2 045	

*) – вага одного пасажир з багажем прийнята такою, що дорівнює 95 кгс;

***) – АНЗ палива на 1 годину польоту на висоті кола над аеродромом.

Відповідність характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 нормам льотної придатності АП-25 для штатного функціонування ЕДСК продемонстровано розрахунками, а також дослідженнями, проведеними на дослідно-пілотажному стенді сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 (ДПС-148). Характеристики стійкості, керованості та динаміки польоту літака у відмовних ситуаціях досліджені за допомогою розрахунку та дослідно-пілотажного стенда.

Розрахунок характеристик стійкості та керованості літака, математичне моделювання динаміки польоту та синтез алгоритмів системи керування виконувалися з використанням спеціалізованого програмного забезпечення, розробленого ДП «АНТОНОВ».

У процесі льотних випробувань літака було виконано незначне коректування алгоритмів роботи ЕДСК.

Отже, сертифікаційні льотні випробування сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 підтвердили повну відповідність характеристик їх стійкості, керованості та динаміки польоту вимогам сертифікаційного базису як для штатних, так і для відмовних ситуацій, винесених на льотні випробування.

Літаки як об'єкти керування в штатних і відмовних ситуаціях отримали високу оцінку пілотів, що є важливим чинником при формуванні замовлень на ці літаки потенційними експлуатантами.

Нижче наведено перелік технічних звітів, інженерних аналізів і технічних довідок із аеродинаміки, ЛТХ, ЗПХ стійкості, керованості та динаміці польоту літаків сімейства Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Літак Ан-148-100. Аеродинаміка. Книга 1. Льотні характеристики. Частина 1. Вихідні дані аеродинамічного розрахунку. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аеродинаміка. Книга 1. Льотні характеристики. Частина 2. Злітно-посадкові та маршрутні характеристики. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аеродинаміка. Книга 1. Льотні характеристики. Частина 5. Розрахунок шкідливого аеродинамічного опору. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аеродинаміка. Книга 2. Стійкість, керованість і динаміка польоту. Частина 1. Вихідні дані для розрахунку характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аеродинаміка. Книга 2. Стійкість, керованість і динаміка польоту. Частина 2. Характеристики стійкості, керованості та динаміки польоту. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аеродинаміка. Книга 2. Стійкість, керованість та динаміка польоту. Частина 3. Характеристики стійкості та керованості на режимах звалювання, штопора та післяштопорного пікірування. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Характеристики стійкості та керованості при відриві ма-

ршової силової установки. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування можливості зняття протиобліднювальної системи з горизонтального оперення за умови забезпечення необхідних характеристик поздовжньої стійкості та керованості. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Аеродинамічні характеристики. Частина 1. Вихідні дані розрахунку льотних характеристик. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Аеродинамічні характеристики. Частина 2. Вихідні дані розрахунку характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Льотні характеристики в очікуваних умовах експлуатації. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Критичний проміжок часу при відмові двигуна і автоматичної системи керування двигуном. Технічна довідка.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Відповідність літака з обладнанням TCAS-2000 вимогам СТУ/148-F.1.1.3.18,19 СБ-148: ЛЬОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Характеристики стійкості та керованості в умовах природного обледеніння. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аеродинаміка. Основні результати аеродинамічного проектування, трубних і льотних випробувань (1999 – 2005 рр.). Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Коефіцієнт тертя при гальмуванні на мокрій штучній злітно-посадковій смузі. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Характеристики стійкості та керованості на штучній злітно-посадковій смузі, вкритій атмосферними опадами. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Льотні характеристики в умовах обледеніння. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Зліт-

но-посадкові характеристики на штучних злітно-посадкових смугах, вкритих атмосферними опадами. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Розрахункова швидкість пікірування. Швидкісні характеристики. Характеристики літака при розбалансуванні. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Характеристики стійкості та керованості при відмовах функціональних систем. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Мінімальні еволютивні швидкості розбігу, зльоту та посадки. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Порівняння збіжності розрахункових та експериментальних вихідних траєкторій зльоту та посадки для сертифікації щодо шуму на місцевості. Технічна довідка.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Розрахунок рівня повітрообміну в пожежонебезпечних зонах хвостового оперення. Технічна довідка.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оцінка ступеня небезпеки ситуації при руйнуванні агрегатів. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Льотні характеристики при відмовах функціональних систем. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Відповідність вимозі 25.1001(а) СБ-148: система аварійного зливу палива. Технічна довідка.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Остійність та плавучість при аварійній посадці на воду. Технічний звіт. Обчислювальна система літаководіння ВСС-100. Льотно-технічні характеристики літака Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Льотні характеристики в очікуваних умовах експлуатації зі збільшеною злітною вагою та збільшеною вагою без палива. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Характеристики стійкості та керованості на посадці. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Розрахунок максимально допустимої швидкості вітру при рулюванні. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Злітно-посадкові характеристики та характеристики стійкості і керованості при експлуатації на ґрунтових ЗПС. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Визначення впливу відхилень конфігурацій зовнішньої поверхні за проектом «configurationdeviationlist» на аеродинамічні та льотні характеристики літака. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е, Ан-158). Визначення відповідності вимогам СБ-148 за льотними характеристиками, характеристиками стійкості та керованості у зв'язку з введенням Головної зміни в типову конструкцію: «Збільшення висоти аеродромного базування». Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Злітно-посадкові характеристики з відключеною гальмівною системою одного колеса та відмовою в гальмівній системі одного стояка ГОШ. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Визначення відповідності вимогам СБ-148 за льотними характеристиками, характеристиками стійкості та керованості у зв'язку з введенням Головної зміни в типову конструкцію: «Збільшення максимальної посадкової ваги до 37 800 кгс». Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Злітні характеристики літака на штучних злітно-посадкових смугах, покритих атмосферними опадами, при $V_1 < V_R$. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оцінка наслідків відмови функціональних систем літака у зв'язку з Головною зміною: «Збільшення максимальної посадкової ваги до 37 800 кгс» (режим штурвального керування). Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Льотні характеристики літака при виконанні польоту з випущеними шасі. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100В. Льотні характеристики зі збільшеною максимальною злітною вагою до 42,55 тс. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-158. Вихідні дані розрахунку льотних характеристик. Науково-технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-158. Льотні характеристики. Науково-технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-158. Характеристики стійкості, керованості та динаміки польоту. Науково-технічний звіт.
- ◆ Порівняння характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту літаків Ан-158 і Ан-148-100 за результатами льотних випробувань на режимах, які використовують при заходженні на посадку за I, II та IIIA категоріями ІКАО. Науково-технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-158. Плавучість та остійність при аварійній посадці на воду. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-158. Стійкість, керованість та динаміка польоту. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-158. Льотні характеристики. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-158. Аеродинамічні характеристики за результатами льотних випробувань. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-158. Порівняльний аналіз аеродинамічних характеристик літаків Ан-158 і Ан-148-100 для оцінювання наслідків відмов функціональних систем літака Ан-158. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-158. Обчислювальна система літаководіння ВВС-100. Льотно-технічні характеристики. Технічний звіт.
- ◆ Літак типу Ан-148-100 (модель Ан-158). Визначення відповідності вимогам СБ-148 за льотними характеристиками, характеристиками стійкості та керованості у зв'язку з введенням Головної зміни в типову конструкцію: «Збільшення максимальної посадкової ваги до 38 800 кгс». Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-158. Льотні характеристики літака при виконанні польоту з шасі, що не прибирається. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е та Ан-158). Відповідність літака вимогам СБ-148 за характеристиками зльоту в зв'язку з внесенням Головної зміни типової конструкції: «Виконання зльоту на режимі роботи двигунів менше злітного». Інженерний аналіз.

- ◆ Літаки Ан-148-100, Ан-148-200, Ан-158. Визначення відповідності вимогам СБ-148 за льотними характеристиками, характеристиками стійкості та керованості у зв'язку з введенням Головної зміни в типову конструкцію: «Збільшення висоти аеродромного базування понад 2 200 м». Інженерний аналіз.

Всі ці технічні звіти, інженерні аналізи та технічні довідки входять до переліку необхідної доказової документації при подальшій сертифікації літака

3.1.4. Експериментальні аеродинамічні дослідження

Експериментальні аеродинамічні дослідження є важливим етапом розроблення аеродинамічного компонування сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 та визначення їх аеродинамічних характеристик, необхідних для виконання розрахунку льотних характеристик, а також характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту.

Експериментальні аеродинамічні дослідження сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 проведені в таких аеродинамічних трубах (АДТ):

- дозвукова АДТ АТ-1 ДП «АНТОНОВ»;
- трансзвукова АДТ Т-106М ЦАГІ (Російська Федерація).

АТ-1 – дозвукова аеродинамічна труба замкнутого типу з відкритою робочою частиною. Швидкість потоку в робочій частині труби, при якій проводилися випробування моделей, становила ~50 м/с.

В АТ-1 були проведені такі види випробувань:

- вагові випробування щодо визначення сумарних аеродинамічних характеристик моделей літака як з макетами мотогондол, так і з імітаторами маршових двигунів;
- дренажні випробування щодо визначення розподілу тиску по поверхні агрегатів моделей;
- тензометричні випробування щодо визначення шарнірних моментів органів керування;
- фізичні дослідження щодо візуалізації ліній течії і картин обтікання.

На рисунках 3.6 – 3.9 показано фотографії моделей літаків Ан-148-100 та Ан-158 у робочій частині АТ-1 при проведенні експериментів.

Т-106 – трансзвукова аеродинамічна труба замкнутого типу безперервної дії і

змінної густини із закритою робочою частиною. Дослідження в цій АДТ дозволили визначити вплив стискання за числом Маха (число M) і товщини примежового шару за числом Рейнольдса (число Re) на аеродинамічні характеристики літака.



Рисунок 3.6 – Візуальні випробування моделі літака Ан-148 методом шовковинок в аеродинамічній трубі АТ-1

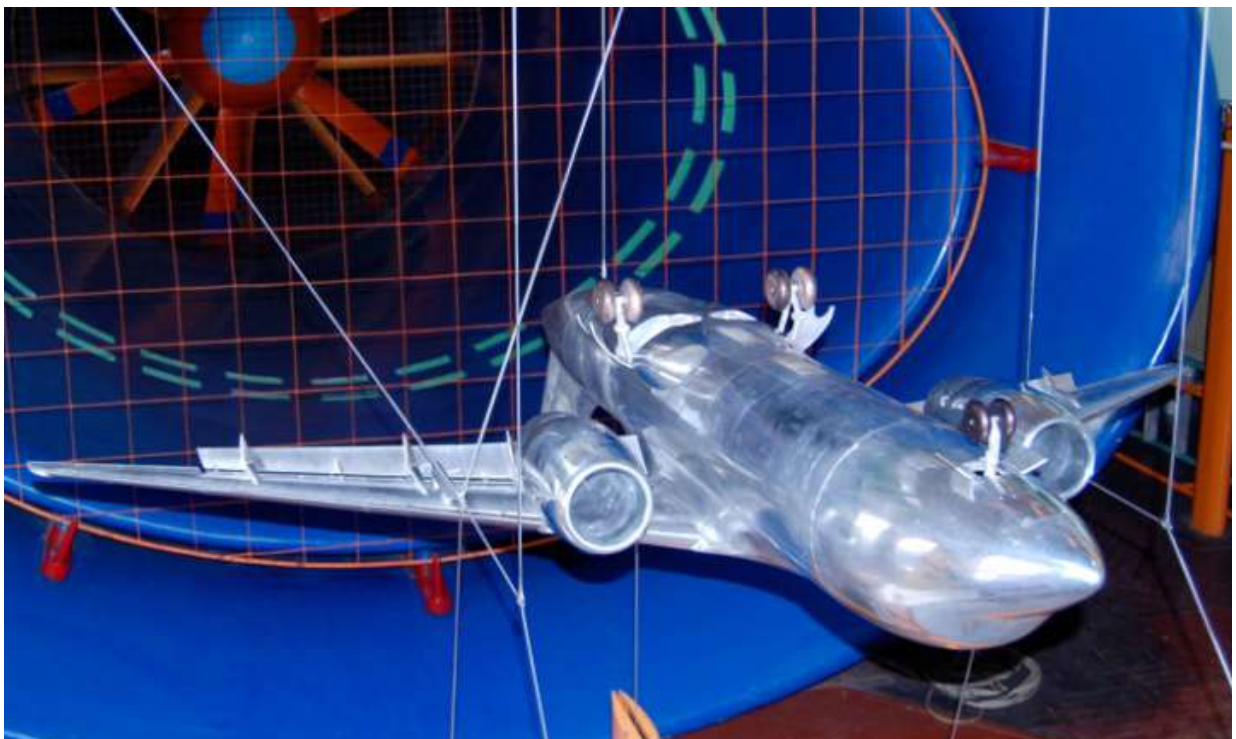


Рисунок 3.7 – Механізована модель літака Ан-148 в аеродинамічній трубі АТ-1



Рисунок 3.8 – Механізована модель літака Ан-158
в аеродинамічній трубі АТ-1



Рисунок 3.9 – Модель літака Ан-148 поблизу екрана
в аеродинамічній трубі АТ-1

Швидкість потоку в робочій частині труби змінювалася в діапазоні чисел $M = 0,15 \dots 0,9$, а число Re – у діапазоні $1,51 \cdot 10^6 \dots 7,1 \cdot 10^6$ залежно від виду випробувань.

В АДТ Т-106М ЦАГІ проводилися такі види випробувань:

- визначення сумарних аеродинамічних характеристик моделей на електро-механічних і тензометричних вагах;
- вимірювання розподілу тиску по поверхні моделі електронними модулями тисків;
- фізичні дослідження щодо візуалізації ліній течій і картин обтікання.

На рисунках 3.10 – 3.12 показані фотографії моделей літака Ан-148-100 в робочій частині Т-106М ЦАГІ при проведенні експериментів.

Злітно-посадкові режими польоту літака були досліджені в АДТ АТ-1 на моделях:

- 03МС148.001 – повна механізована модель літака з макетами мотогондол і з імітаторами маршових двигунів у масштабі М 1:12;
- 10МОК148.001 – механізований відсік крила з хордою $b = 0,5$ м і двома дренажними перерізами;
- 08ПМК148.001 – механізована модель консолі крила літака в масштабі М 1:6 з тензометрованими інтерцепторами і елероном;

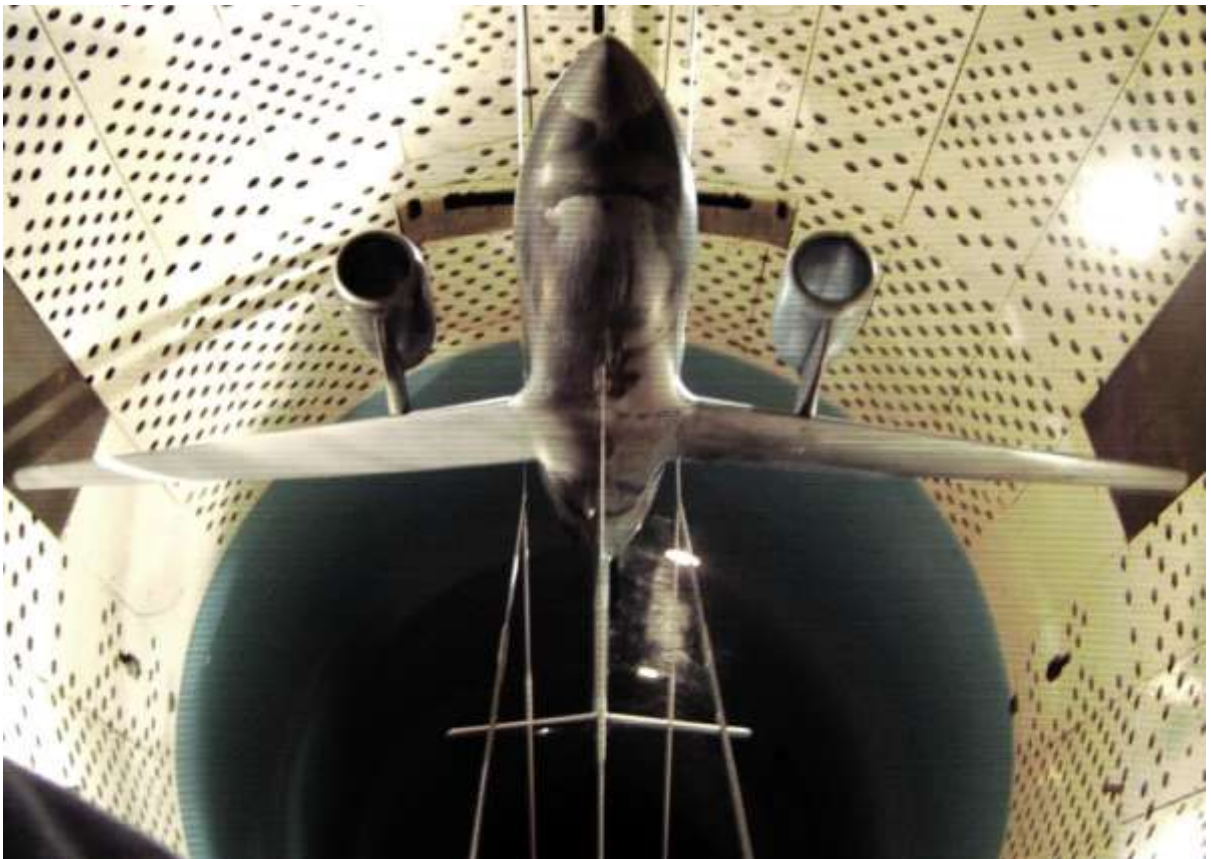


Рисунок 3.10 – Модель літака Ан-148-100 в робочій частині АДТ Т-106М ЦАГІ.
Вагові випробування

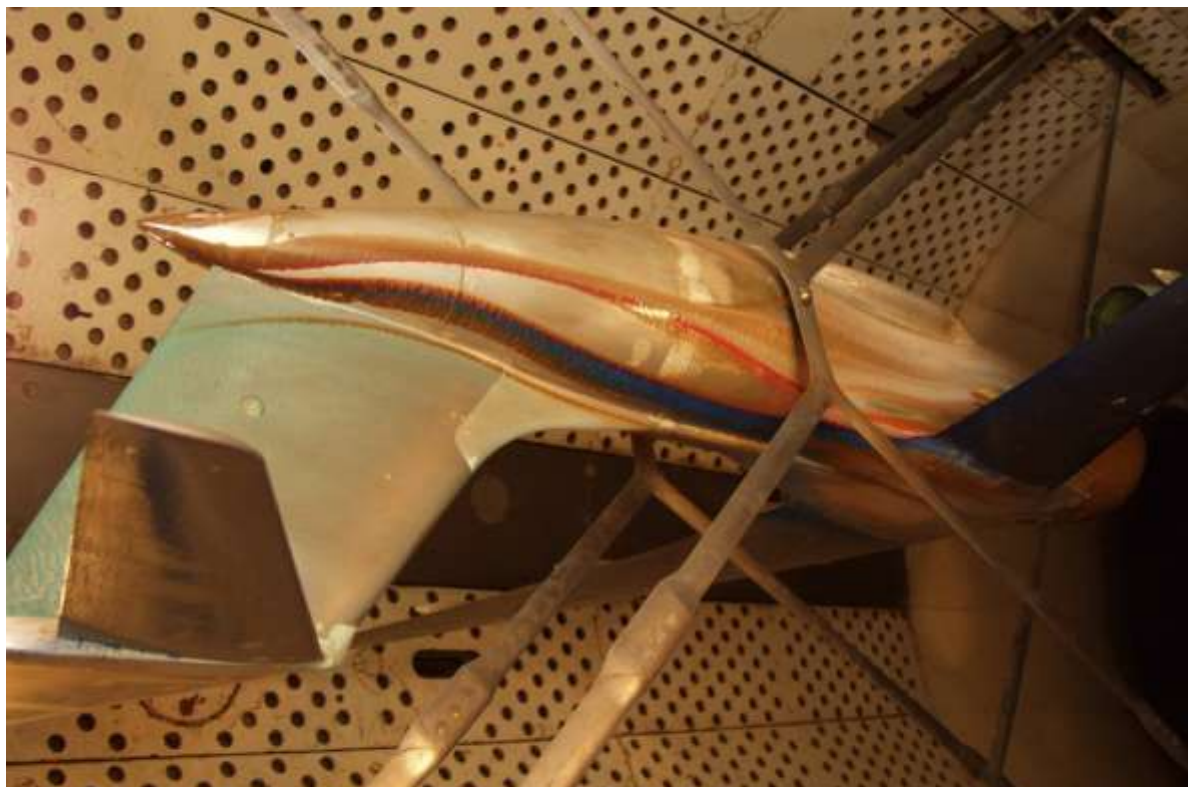


Рисунок 3.11 – Фізичні дослідження обтікання моделі

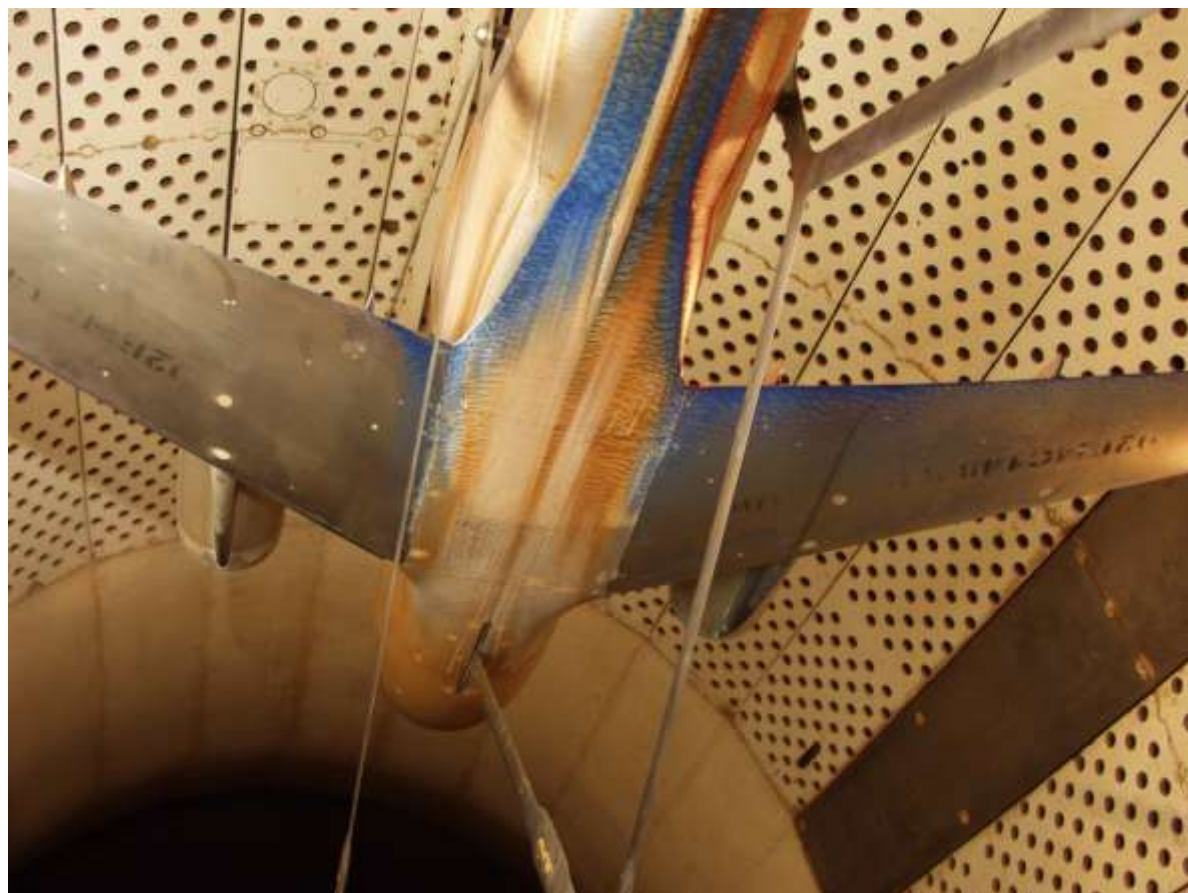


Рисунок 3.12 – Фізичні дослідження обтікання моделі

- 04МХО148.001 – модель ізольованого хвостового оперення літака в масштабі М 1:5 з тензометрованими рулями висоти і напрямку.

Дослідження крейсерських режимів польоту літака і відпрацювання його аеродинамічного компонування виконані в АДТ Т-106 на моделях:

- 002(Б,В,И)МС148.106 – повна модель літака в крейсерській конфігурації в масштабі М 1:16 і її модифікації;
- 014МОК148.106 – профільний відсік крила з хордою $b=0,3\text{м}$ і одним дренажним перерізом;
- 007МС148.106 – повна дренажена модель літака в крейсерській конфігурації в масштабі М 1:16.

Характеристики штопора літака і вихід з нього досліджені в аеродинамічній трубі Т-105 ЦАГІ на моделі 005МС148.105, виконаній в масштабі М 1:25.

Для досліджень аварійної посадки літака на воду були проведені випробування моделі 006КМС148.ГК на стенді гідродинамічної лабораторії ЦАГІ.

Моделі літаків для всіх видів випробувань в аеродинамічних трубах спроектовані і виготовлені на ДП «АНТОНОВ».

Загальний обсяг випробувань моделей в АДТ АТ-1 становив 3800 трубогодин, а в АДТ Т-106 – 3350 трубогодин.

Отримані матеріали експериментальних робіт щодо аеродинамічних досліджень використовували для доведення аеродинамічного компонування літака в цілому і окремих його агрегатів.

Нижче наведено перелік звітів із дослідження аеродинамічних характеристик літака Ан-148 на моделях в аеродинамічній трубі АТ-1 ДП «АНТОНОВ»:

- ◆ Дослідження в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (02БМС148.106) щодо доведення місцевої аеродинаміки. Звіт.
- ◆ Результати експериментальних і розрахункових досліджень щодо вибору попередніх місць встановлення плит прийому повітряного тиску на літаку Ан-148. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі прямокутного відсіку середнього перерізу крила літака Ан-148 (10МОК148.001) щодо визначення ефективності механізації. Звіт.

- ◆ Дослідження в аеродинамічній трубі АТ-1 ефективності двох типів реверсивних пристроїв на імітаторах двигунів моделі літака Ан-148. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі відсіку крила літака Ан-148 (10МОК148.001) щодо визначення впливу на ефективність передкрилка і закрилка параметрів їх встановлення. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 виконавчої механізованої моделі літака Ан-148. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 виконавчої моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення ефективності горизонтального оперення, руля висоти і руля напрямку. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 виконавчої моделі літака Ан-148 щодо визначення ефективності елеронів та інтерцепторів. Звіт.
- ◆ Дослідження в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо усунення ділянки нестійкості за тангажем на докритичних кутах атаки в крейсерській конфігурації. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі хвостового оперення літака Ан-148 (04МХО148.001) щодо визначення аеродинамічних характеристик, ефективності руля висоти і руля напрямку та впливу імітаторів льоду на ГО і ВО. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі прямокутного механізованого відсіку крила літака Ан-148 (10МОК148.001) щодо визначення епюр розподілу тиску і оцінювання впливу імітатора льоду. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення шарнірних моментів елерона, ефективності органів керування при закрилках, відхилених на 20° , і бічних аеродинамічних характеристик поблизу екрана. Технічна довідка.
- ◆ Результати візуальних випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо дослідження траєкторії руху відкидних дверей для аварійного покидання літака при заводських випробуваннях. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі хвостового оперення літака Ан-148 (04МХО148.001) щодо визначення шарнірних мо-

ментів рулів висоти і напрямку та впливу імітаторів льоду. Звіт.

- ◆ Результати випробувань в АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення місцевих кутів атаки в області встановлення флюгерів датчиків кутів атаки. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення аеродинамічних характеристик з імітаторами двигунів, які працюють на режимі прямої тяги і реверсу. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення ефективності секцій гальмівних інтерцепторів. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі 03МС148.001 щодо визначення розподілу тиску по поверхні хвостової частини фюзеляжу і ступках носової опори шасі. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 щодо визначення аеродинамічних характеристик і ефективності органів керування на великих кутах атаки. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (02Б.МС148.106) щодо визначення ефективності вертикальних і горизонтальних аеродинамічних поверхонь крила. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі відсіку крила літака Ан-148 (010МОК148.001) щодо оцінювання впливу імітаторів льоду, які відповідають льодоутворенню при відмові ПОС, на аеродинамічні характеристики. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 щодо оцінювання впливу щитків на обтікання кришки-щита нижнього аварійного люка. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення впливу імітатора льоду на носовій частині фюзеляжу на аеродинамічні характеристики, місцеві кути атаки і величини повного і статичного тисків в області розміщення приймачів бортових засобів вимірювання. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака

Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення впливу макета датчика зледеніння на місцеві кути атаки і на повний тиск у місцях встановлення ДАУ і ППД-1М. Технічна довідка.

- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо дослідження впливу вихорогенераторів на мотогондолах і перегородок на крилі. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі відсіку крила літака Ан-148 (10МОК148.001) щодо оцінювання впливу імітаторів льоду з різним виходом на верхню поверхню носка профілю. Технічна довідка.
- ◆ Дослідження в аеродинамічній трубі АТ-1 щодо визначення опору макета заднього вузла системи підвіски двигуна Д-436 літака Ан-148. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделей літаків Ан-148 і Ан-74ТК-300 щодо дослідження шляхової стійкості і ефективності вертикального оперення. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі ізольованого хвостового оперення літака Ан-148 (04МХО148.001) щодо визначення епюр розподілу тиску. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 дренажної моделі літака Ан-148 (07МС148.001) щодо визначення впливу тіл витіснення, встановлених у зоні сполучення пілона з крилом. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) з імітаторами льоду на крилі. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо збільшення піднімальної сили в посадковій конфігурації. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо визначення ефективності інтерцепторів для різних варіантів відхилення їх секцій. Технічна довідка.
- ◆ Дослідження в аеродинамічній трубі АТ-1 консольної частини крила літака Ан-148 (08ПМК148.001) щодо визначення впливу імітаторів льоду на аеродинамічні характеристики моделі і шарнірні моменти елерона та інтерцепторів. Науково-технічний звіт.

- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (03МС148.001) щодо дослідження течії займистих рідин із зон дренажу. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі відсіку крила літака Ан-148 (10МОК148.001) щодо оцінювання впливу імітатора залишкового льоду, що утворюється на верхній поверхні крила за зоною обігріву. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 щодо дослідження впливу вихорогенераторів, установлених на мотогондолах. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі консольної частини крила літака Ан-148 (08ПМК148.001) щодо визначення впливу кінцевої аеродинамічної поверхні ЗЦб на аеродинамічні поверхні моделі та шарнірні моменти елерона. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі хвостового оперення літака Ан-148 (04МХО148.001) щодо визначення впливу імітатора льоду, що відповідає льодоутворенню за відсутності ПОС на горизонтальному оперенні. Технічна довідка.
- ◆ Дослідження в аеродинамічній трубі АТ-1 на моделі літака Ан-148 (03ИМС148.001) в посадковій конфігурації засобів запобігання звалюванню на крило. Науково-технічний звіт.
- ◆ Дослідження в аеродинамічній трубі АТ-1 на моделі 03КМС148.001 в посадковій конфігурації засобів уникнення звалювання на крило. Науково-технічний звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-148 (10МОК148.001) щодо оцінювання впливу генераторів вихорів на елементах механізації. Звіт.
- ◆ Результати вагових і дренажних випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі прямокутного механізованого відсіку крила літака Ан-148 (10МОК148.001) щодо оцінювання впливу відхиленого інтерцептора на аеродинамічні характеристики моделі та на епюри розподілу тиску. Звіт.

Перелік звітів щодо результатів випробувань моделей літака Ан-148-100 в ЦАГІ:

- ◆ Експрес-звіт. Результати експериментальних досліджень моделі 002.МС74-68.106 з крилом К20А в АДТ-106М.
- ◆ Експрес-звіт. Результати експериментальних досліджень моделі 002.МС74-68.106 з крилом К23 в АДТ-106М.
- ◆ Експрес-звіт. Результати експериментальних досліджень моделі 002.МС74-68.106 з крилом К21 в АДТ-106М.
- ◆ Експрес-звіт. Результати експериментальних досліджень моделі 002.МС74-68.106 з крилом К19А в АДТ-106М.
- ◆ Експрес-звіт. Результати додаткових експериментальних досліджень щодо вивчення впливу деяких елементів моделі 002.МС74-68.106 з крилом К19А на аеродинамічні характеристики в АДТ-106М
- ◆ Експрес-звіт. Результати експериментальних досліджень щодо вивчення впливу носової частини (НЗ) і зализу крила (Z2) моделі 002.МС74-68.106 з крилом К19А на аеродинамічні характеристики в АДТ-106М.
- ◆ Експрес-звіт. Результати експериментальних досліджень щодо вивчення впливу зализів крила (Z2 та Z3t) моделі 002.МС74-68.106 з крилом К19А на аеродинамічні характеристики в АДТ-106М.
- ◆ Науково-технічний звіт. Результати експериментальних досліджень щодо вивчення впливу зализів крила (Z2Д, Z4, Z6), обтічника шасі ОШ5 та подовження циліндричної частини фюзеляжу на аеродинамічні характеристики моделі 002.МС74-68.106 з крилом К19-4 в АДТ-106М.
- ◆ Науково-технічний звіт. Результати експериментальних досліджень моделі 002ВМС148.106 з крилом К19-4А в АДТ-106М.
- ◆ Науково-технічний звіт. Результати експериментальних досліджень профільованого відсіку 14МОК148.106 крила моделі літака Ан-148 в АДТ-106М.
- ◆ Звіт про науково-дослідну роботу. Попередній висновок про штопор літака Ан-148.
- ◆ Звіт. Додаток до попереднього висновку про штопор літака Ан-148.
- ◆ Візуальні дослідження попередньої моделі 002.МС74-68.106 літака Ан-148 в АДТ-106М ЦАГІ.
- ◆ Дослідження характеристик штопора моделі літака Ан-148 у вертикальній аеродинамічній трубі Т-105.

- ◆ Звіт. Результати випробувань виконавчої моделі літака Ан-148 в АДТ-106М ЦАГІ.
- ◆ Науково-технічний звіт. Дослідження посадки на воду моделі літака Ан-148.
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на крилі К19-4А, мотогондолі, пілоні, ОМЗ. Книга 1.1 (Крило – частина 1).
- ◆ Звіт про науково-дослідну роботу. Оброблення і аналіз результатів випробувань дренажної моделі літака Ан-148 в АДТ-106М ЦАГІ.
- ◆ Звіт. Аналіз результатів випробувань дренажної моделі літака Ан-148 на стрічковій підвісці в АДТ-106М ЦАГІ.
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на крилі К19-4А, мотогондолі, пілоні, ОМЗ. Книга 1.2 (Крило – частина 2).
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на крилі К19-4А, мотогондолі, пілоні, ОМЗ. Книга 1.5 (Обтічники механізмів закрилків – частина 1).
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на крилі К19-4А, мотогондолі, пілоні, ОМЗ. Книга 1.6 (Обтічники механізмів закрилків – частина 2).
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на крилі К19-4А, мотогондолі, пілоні, ОМЗ. Книга 1.7 (Обтічники механізмів закрилків – частина 3).
- ◆ Звіт. Оброблення і аналіз результатів випробувань дренажної моделі літака Ан-148 в АДТ-106М ЦАГІ. Книга 1 (Крило-частина 1).
- ◆ Звіт. Оброблення і аналіз результатів випробувань дренажної моделі літака Ан-148 в АДТ-106М ЦАГІ. Книга 2 (Крило-частина 2).
- ◆ Звіт. Оброблення і аналіз результатів випробувань дренажної моделі літака Ан-148 в АДТ-106М ЦАГІ. Книга 3 (Горизонтальне оперення).
- ◆ Звіт. Експериментальні дослідження аеродинамічної моделі 002ИМС148.106 літака Ан-148 в аеродинамічній трубі Т-106М з варіантами зализів і мотогондолою МГ-10.
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на фюзеляжі, ГО, ВО, обтічнику. Книга 2.1.а (фюзеляж – частина 1.а).
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на фюзеляжі, ГО, ВО, обтічнику. Книга 2.1.б (фюзеляж – частина 1.б).
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на фюзеляжі, ГО, ВО, обтічнику. Книга 2.2.а (фюзеляж – частина 2.а).

- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на фюзеляжі, ГО, ВО, обтічнику. Книга 2.2.а (фюзеляж – частина 2.б).
- ◆ Звіт про науково-дослідну роботу. Розрахункові дослідження кінцевих аеродинамічних поверхонь літака Ан-148.
- ◆ Звіт. Експериментальні дослідження аеродинамічної моделі 002ИМС148.106 літака Ан-148 в аеродинамічній трубі Т-106М із варіантами зализів і мотогондолою МГ-10.
- ◆ Звіт. Експериментальні дослідження аеродинамічних моделей 002ИМС148.106, 002КМС148.106, 002ЛМС148.106 літака Ан-148 в аеродинамічній трубі Т-106М.
- ◆ Звіт про науково-дослідну роботу. Експериментальні дослідження аеродинамічної моделі 002МС148.106 варіанта розвитку аеродинамічного компонування літака Ан-148 в аеродинамічній трубі Т-106М. Вагові випробування.
- ◆ Звіт про науково-дослідну роботу. Експериментальні дослідження аеродинамічної моделі 002МС148.106 варіанта розвитку аеродинамічного компонування літака Ан-148 в аеродинамічній трубі Т-106М. Фізичні випробування.
- ◆ Звіт. Аналіз результатів випробувань та оцінювання розвитку аеродинамічного компонування літака Ан-148.
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на фюзеляжі, ГО, ВО, обтічнику.
- ◆ Експрес-звіт. Визначення розподілу тиску на фюзеляжі, ГО, ВО, обтічнику. Книга 2.1.б (фюзеляж – частина 1.б).

Перелік звітів за результатами дослідження аеродинамічних характеристик літака Ан-158 на моделях в аеродинамічній трубі АТ-1 ДП «АНТОНОВ»:

- ◆ Результати досліджень в аеродинамічній трубі АТ-1 виконавчої механізованої моделі літака Ан-148-200 (003КМС148.001). Науково-технічний звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 виконавчої моделі літака Ан-148-200 (03КМС148.001) щодо визначення ефективності горизонтального оперення, руля висоти і руля напрямку. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 виконавчої моделі літака Ан-148-200 (003КМС148.001) щодо визначення ефективності елеронів та інтерцепторів. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака

Ан-158 (003КМС148.001) щодо визначення місцевих кутів атаки та статичного тиску в області розміщення приймачів бортових засобів вимірювання. Технічна довідка.

- ◆ Результати досліджень в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-158 (003КМС148.001) щодо визначення впливу досліджених варіантів кінцевих аеродинамічних поверхонь. Науково-технічний звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-158 (003КМС148.001) щодо визначення основних аеродинамічних характеристик при круговому продуванні. Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 щодо оцінювання двох варіантів обтічників шасі літака Ан-178 на моделі літака Ан-158 (003КМС148.001). Технічна довідка.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі літака Ан-158 (003КМС148.001) щодо визначення аеродинамічних характеристик і ефективності руля висоти на великих кутах атаки. Звіт.
- ◆ Результати випробувань в аеродинамічній трубі АТ-1 моделі консольної частини крила літака Ан-158 (008ПМК148.001) щодо визначення впливу зменшення підрізки профілю б8а в області елерона на аеродинамічні характеристики моделі та шарнірні моменти елерона. Технічна довідка.

Перелік звітів за результатами випробувань моделей літака Ан-158 в ЦАГІ:

- ◆ Науково-технічний звіт. Дослідження посадки на воду моделі літака Ан-148-200.
- ◆ Звіт про науково-технічну роботу. Експериментальні дослідження аеродинамічної моделі 002МС148.106 літака Ан-148-200 з КАП12А3 у аеродинамічній трубі Т-106М.
- ◆ Звіт про науково-технічну роботу. Дослідження характеристик штопора моделі літака Ан-158 у вертикальній аеродинамічній трубі Т-105.

Матеріали випробувань виконавчих моделей літаків сімейства Ан-148/Ан-158 лягли в основу розроблення вихідних аеродинамічних характеристик літака для подальшого розрахунку його злітно-посадкових і льотно-технічних характеристик, а також характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту.

3.1.5. Основні висновки щодо аеродинаміки літаків

1. Досягнутий рівень аеродинамічної досконалості літаків забезпечив виконання заданих вимог до їх льотно-технічних характеристик – максимальної швидкості, висоти крейсерського польоту та дальності польоту з різним комерційним навантаженням.

2. Розроблено аеродинамічне компонування, яке дозволило створити сімейство регіональних пасажирських літаків-високопланів зі швидкістю польоту до 870 км/год ІІІ ($M = 0,8$), яке не має аналогів у світовій практиці авіабудування.

3. Основу аеродинамічного компонування швидкісного крила з помірною стрілоподібністю сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 склали розроблені для нього надкритичні профілі нового покоління з великою максимальною відносною товщиною (більшою, наприклад, ніж у літаків Airbus A320 та Ан-124). Значення аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі польоту становить $K_{крейс} = 15,8$, що відповідає світовому рівню.

4. Розроблено аеродинамічне компонування механізації крила, яке забезпечило високі несучі властивості крила на етапах зльоту та посадки, що дозволило повністю виконати вимоги до необхідних довжин злітно-посадкових смуг аеродромів базування $L_{зПС} = 1485 \dots 1950$ м.

5. Необхідні за нормами характеристики стійкості, керованості та динаміки польоту в основному режимі керування забезпечуються розробленими алгоритмами, які реалізуються в електродистанційній системі керування. Вибрані запаси власної статичної стійкості літака, ефективність його органів керування забезпечують безпечно завершення польоту в резервному режимі керування.

6. Сертифікаційні льотні випробування літаків Ан-148-100/Ан-158 підтвердили повну відповідність їх злітно-посадкових і льотно-технічних характеристик, а також характеристик стійкості, керованості та динаміки польоту вимогам Сертифікаційного базису як в штатних, так і у відмовних ситуаціях, що виносилися на льотні випробування.

7. Літаки як об'єкти керування в штатних і відмовних ситуаціях отримали високу оцінку пілотів, що є важливим чинником при формуванні замовлень на дані літаки потенційними експлуатантами.

3.2. НОВІ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСЬКІ ОСОБЛИВОСТІ ПЛАНЕРА РЕГІОНАЛЬНОГО ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Проектування і конструювання регіонального пасажирського літака виконується відповідно до основних вимог льотної придатності літаків транспортної категорії [90].

Конструкція літака не повинна мати таких особливостей та частин, які створюють аварійні умови або є ненадійними. Придатність таких частин і деталей має визначатися шляхом відповідних проектно-конструкторських робіт та експериментальних досліджень [14, 15, 19, 21, 23, 32, 42, 48, 52, 53, 56, 59].

3.2.1. Конструкторсько-проектні роботи щодо планера

Ідеологія проектування планера основана на принципі конструкції, що безпечно ушкоджується. Відповідно до даного принципу на підставі досвіду й випробувань виконано вибір раціональних матеріалів [27] і технології виробництва, що забезпечують постійність якості конструкції планера. Розрахункові значення характеристик міцності матеріалів визначені з урахуванням зменшення ймовірності руйнування конструкції через мінливість властивостей матеріалів і вплив умов навколишнього середовища, таких, як температура, вологість та ін.

Забезпечено можливість огляду елементів конструкції для проведення періодичного контролю, в тому числі неруйнівного інструментального.

Літак спроектований таким чином, що при всіх його конфігураціях і при всіх розрахункових умовах не виникає аеропружної нестійкості.

Розроблення конструкції планера виконано в САД системі тривимірного параметричного моделювання та системі керування даними про виріб (рисунок 3.13). Для розрахункової оптимізації й інженерних аналізів використано скінченноелементну САД/САЕ системи MSC.Software, Фронт та інші системи.

Літаки Ан-148/Ан-158 – це перші літаки ДП «АНТОНОВ», спроектовані у комп'ютерних інтегрованих системах проектування із застосуванням зазначених програмних продуктів (рисунок 3.14).

Сутність процесу розроблення в комп'ютерних інтегрованих системах проектування полягає в тому, що на концептуальній стадії (технічна пропозиція й ескізний проект) закладаються характеристики майбутнього виробу [61, 74].



Рисунок 3.13 – Майстер-геометрія регіонального пасажирського літака

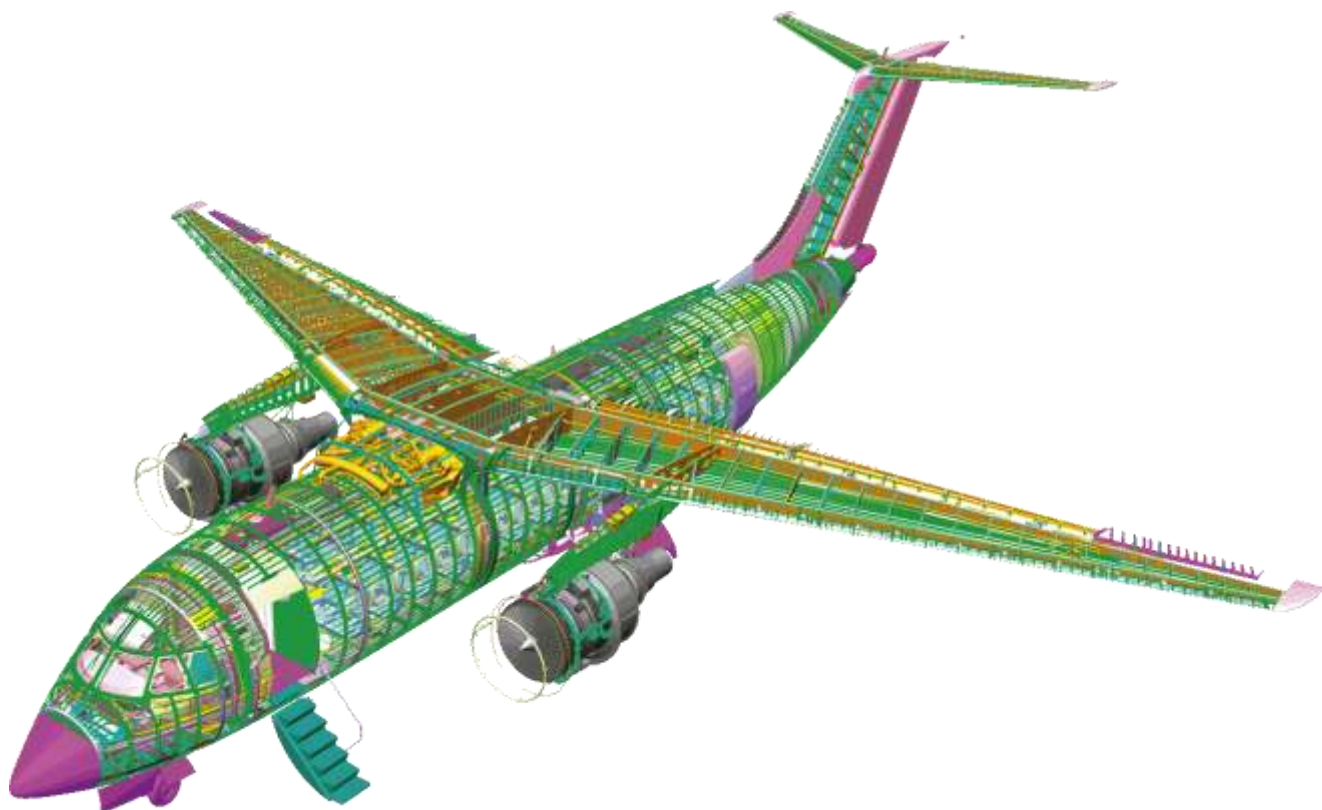


Рисунок 3.14 – Фрагмент моделі повного визначення літака Ан-148

На стадії робочого проектування створюється конструкція на базі єдиної цифрової моделі конструкції виробу, що задовольняє цим характеристикам. На стадії виготовлення й випробування дослідного зразка проводять льотні й наземні випробування для одержання й підтвердження характеристик з метою одержання

сертифіката виробу. За результатами випробувань уточнюється цифрова модель і електронні креслення для серійного випуску виробу.

При такому підході на концептуальній стадії створюється цифровий віртуальний прототип виробу для розрахункового комп'ютерного визначення й контролю характеристик систем. На стадії робочого проектування проводять уточнення параметрів моделі через параметри і характеристики розроблюваної конструкції виробу. На стадії виготовлення дослідного зразка здійснюють коректування моделі та уточнення її характеристик, а також льотні й наземні випробування в обмеженому обсязі для одержання й підтвердження характеристик для сертифікації виробу. На базі відкоректованої моделі уточнюють електронні креслення для серійного випуску виробів.

У силовій конструкції планера неможливо уникнути зон із підвищеним рівнем напружень – так званих нерегулярних зон. До таких зон відносять поперечні стики панелей і обшивок, кінцівки стрингерів, усілякі вирізи, перестиккування, посилення у вигляді накладок і т. ін. (рисунок 3.15). Підвищена концентрація напруг приводить до необхідності значного зниження напруг у цих зонах або до ранньої появи тріщин відносно регулярних зон. Проектування таких зон виконувалося на базі скінченноелементної оптимізації на моделях різного рівня глибини подробиць моделювання з використанням досвіду попередніх конструкторських рішень.

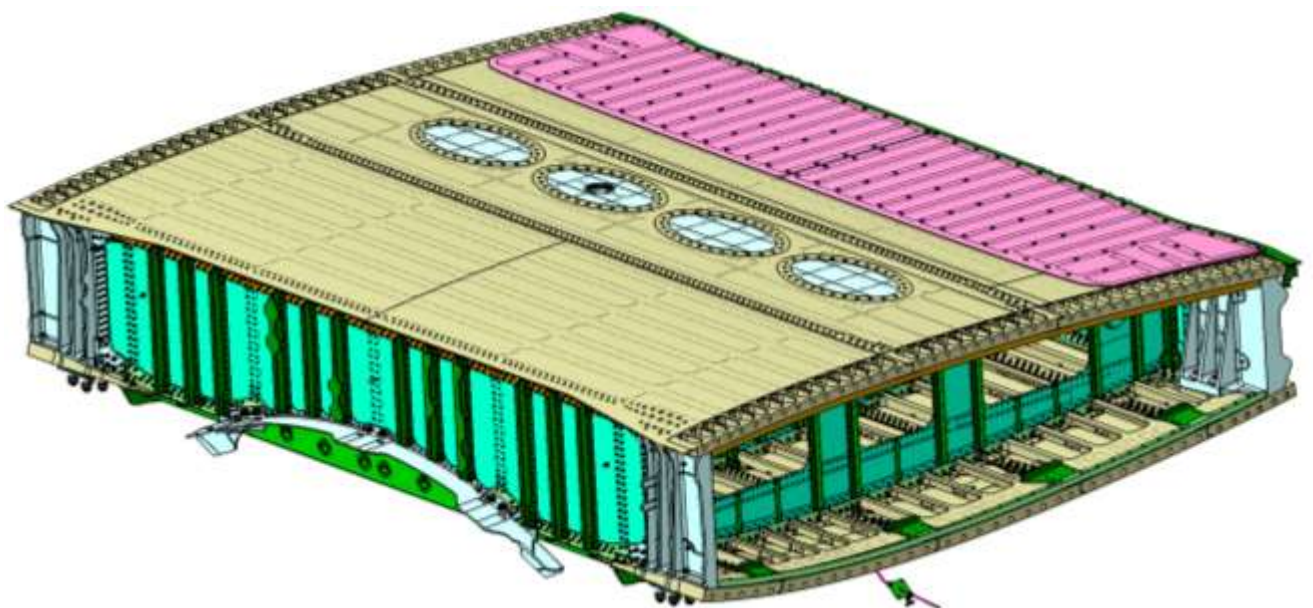


Рисунок 3.15 – Фрагмент моделі центроплана крила літака Ан-148

Залежно від ступеня подробиць моделювання конструкції й розмірів частини конструкції, яка моделювалася, було реалізовано три рівні моделювання.

Рівень загального напружено-деформованого стану (моделювалася вся конструкція агрегату планера). Дана модель використовувалася для розрахунків розподілу основних силових потоків в агрегаті, розрахунків загального напружено-деформованого стану (НДС), оптимізаційних завдань щодо розподілу жорсткостей і мас конструкції та ін.

Рівень моделювання місцевого НДС у відсіках агрегатів – другий рівень моделювання. Такі моделі використовували для розрахунку місцевого НДС у більш точній постановці, визначення несучої здатності конструкції, оцінювання живучості конструкції, одержання даних для уточненого аналізу ресурсних характеристик.

На третьому рівні моделювали вузли, фітинги, ділянки стиків і елементів конструкції (рисунок 3.16). При цьому виконували розрахунки місцевого НДС на найбільш детальному рівні, визначали контактні напруження, розподіл зусиль щодо кріплення, виконували аналіз характеристик втоми та живучості.

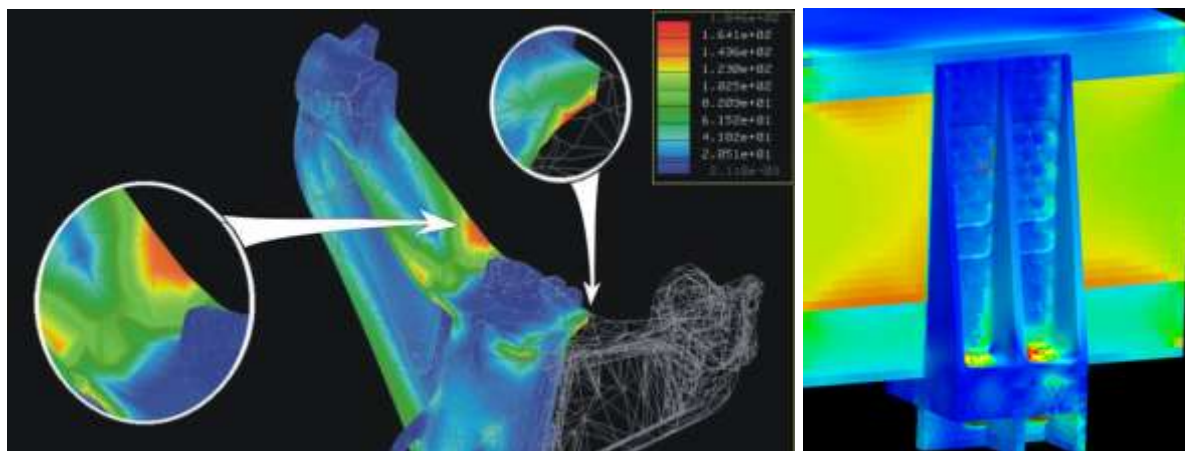


Рисунок 3.16 – Характер розподілу напружено-деформованого стану у вузлах елементів конструкції літака

При цьому вся геометрична інформація була отримана з моделі майстер-геометрії. Використання систем MSC.Software дозволило виконати інженерний аналіз у вигляді багатодисциплінарного комплексного аналізу на базі взаємозалежних продуктів для вирішення задач аналізу в різних областях (навантажень, статичної й втомної міцності, живучості, аеропружності та ін.) при забезпеченні сумісності за даними і можливості використання тих самих моделей або запозичен-

ня даних із різних моделей. При цьому суттєво підвищилася якість спроектованих виробів при одночасному прискоренні процесу розроблення конструкції, з'явилася можливість створювати конструкцію з мінімальною масою, яка у великому ступені відповідає заявленим проектним параметрам.

Сімейство літаків Ан-148-100/Ан-158 спроектовано і виготовлено у всекліматичному виконанні із дотриманням усіх вимог щодо антикорозійного захисту для цього виду виконання.

Планер літака складається з фюзеляжу, крила, пілонів навішування силових установок і оперення. У конструкції планера реалізовані нерегулярності з урахуванням максимальної нейтралізації концентрації напружень, концепція багатокільної передачі навантаження із забезпеченням достатнього рівня залишкової міцності. Широко застосовані конструктивно-технологічні рішення, що підвищують ресурсні характеристики елементів конструкції кесона (кріплення з натягом, різні види зміцнення, оптимальні посилення в зонах концентрації напружень) [76, 89].

3.2.2. Пасажирське устаткування літаків

Пасажирське устаткування сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 призначено для створення комфортних умов перебування пасажирів на борту літака під час польоту й на землі. Крім декоративної та ергономічної функцій, облицювання інтер'єру захищають монтажні й устаткування літакових систем від ушкоджень і стороннього втручання. Облицювання також відіграють роль другої звукоізолюючої стінки, тому стики панелей ущільнені.

За компонованням пасажирська кабіна літака ділиться на передній вестибюль, пасажирський салон і задній вестибюль. Принципову схему інтер'єру в базовому варіанті показано на рисунку 3.17.

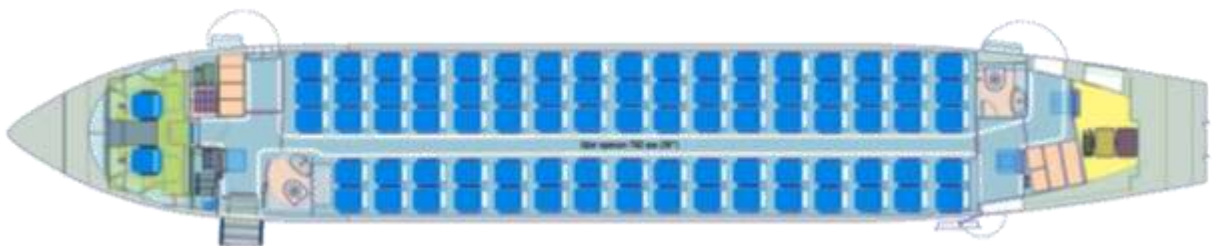


Рисунок 3.17 – Принципова схема інтер'єру в базовому варіанті для перевезення 83 пасажирів (крок крісел – 762 мм (30"))

Для забезпечення рівня шуму і вібрації в салоні, що не перевищують нормованих значень, внутрішня поверхня фюзеляжу покрита теплозвукоізоляцією (ТЗІ), а в зоні 28 – 39 шпангоутів додатково на обшивку фюзеляжу встановлюється самокльйке вібропоглинаюче покриття. На облицювання пасажирського салону встановлена додаткова ТЗІ.

Пасажирський салон освітлюється відбитим світлом від люмінесцентних ламп, установлених у чотирьох поздовжніх коробах. Два верхні перебувають за центральною панеллю стелі, а два бічні – по бортах, на стику віконних панелей і панелей обслуговування.

Основними конструкційними матеріалами в інтер'єрі літака є склопластики і тришарові панелі зі стільниковим заповнювачем із полімерного паперу.

Секції (модулі) стелі, багажних полиць, панелей обслуговування, віконні панелі, нижні панелі, буфети, гардероб збираються поза літаком з наступною установкою на фюзеляжних вузлах кріплення, установлених по взаємозв'язаному оснащенню.

Як декоративно-оздоблювальні матеріали в інтер'єрі пасажирської кабіни застосовують лакофарбове покриття (ЛКП) або, за бажанням замовника, захисно-декоративні плівки. Колірна схема оброблення може бути вибрана замовником літака.

Для зручності обслуговування літакових систем панелі обслуговування пасажирів, багажні полиці й стельові панелі виконані відкидними, а віконні панелі та панелі нижні – легкознімними.

Пасажирський салон літака в базовому компонуванні розрахований на розміщення 80 пасажирів в економічному класі із кроком крісел 30 дюймів (762 мм). По правому борту встановлені потрійні блоки крісел, по лівому – подвійні. Ширина проходу на рівні підлокітників крісел – 483 мм. Типовий перетин інтер'єру пасажирського салону показано на рисунку 3.18.

По всій довжині пасажирського салону інтер'єр має однакову геометрію перетину, відповідну до теоретичного контуру інтер'єру, незважаючи на звуження фюзеляжу у хвостовій частині. Агрегати і панелі інтер'єру салону мають модульну конструкцію, що забезпечує їх взаємозамінність і простоту обслуговування.

Лицьовальний комплекс інтер'єру містить такі конструктивно-технологічні та функціональні зони:

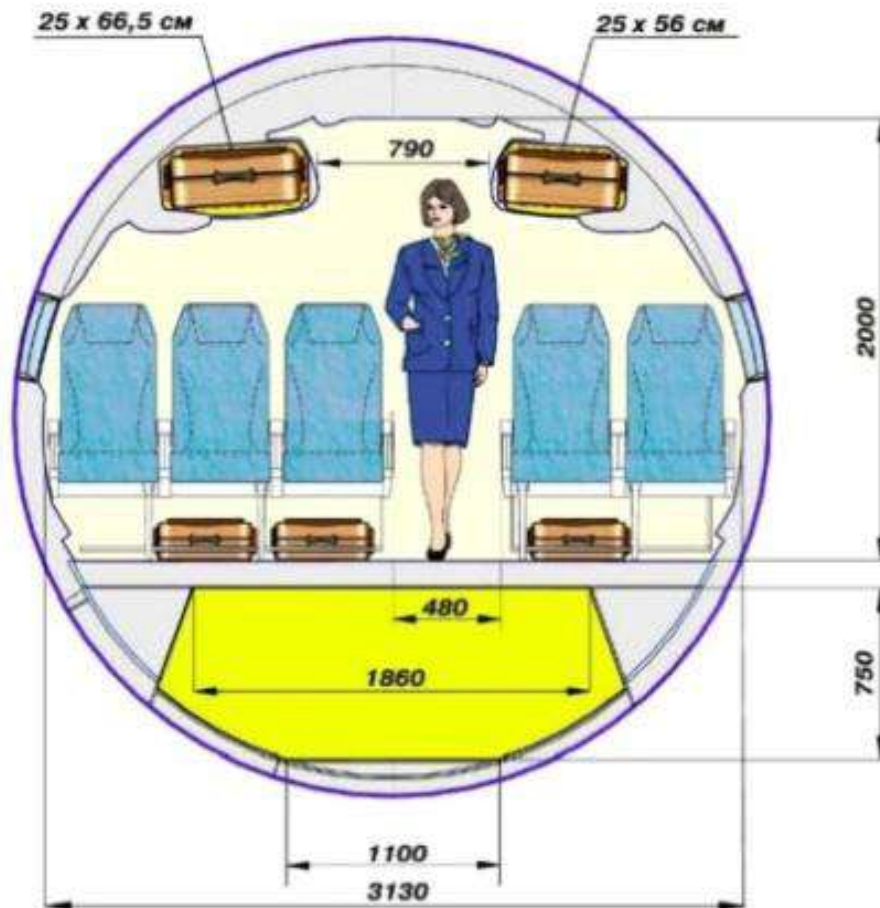


Рисунок 3.18 – Типовий перетин інтер'єру пасажирського салону

- стеля;
- багажні полиці для ручної поклажі пасажирів;
- панелі обслуговування пасажирів;
- облицювання бічних коробів освітлення;
- віконне облицювання;
- панелі нижні;
- килимове покриття підлоги.

Стеля салону складається із центральних і бічних панелей. Центральні панелі містять у собі плафони освітлення і кріпляться за допомогою петель і замків. Замки відкриваються за допомогою ключа-шестигранника. Відкидаються панелі до правого борту, забезпечуючи доступ до огляду і обслуговування устаткування, встановленого за стелею. При відкритті панелей необхідно притримувати їх руками, щоб уникнути поломки і ушкоджень.

Бічні панелі кріплять за допомогою напрямів-захватів і замків. За

необхідності вони повністю знімаються.

Між центральними і бічними панелями стелі виконані профільовані канали для видування повітря із системи кондиціонування.

Багажні полиці – закритого модульного типу, обсягом $\sim 4,1 \text{ м}^3$, вміщують стандартний багаж $560 \times 450 \times 250 \text{ мм}$, що відповідає вимогам Європейської асоціації авіаперевізників, і забезпечують обсяг $0,0512 \text{ м}^2$ або вагу $9,9 \text{ кг}$ на пасажира в базовому компонуванні.

Полиці вміщують довгомірну поклажу довжиною до $2,1 \text{ м}$. Припустиме завантаження одного модуля полиці становить 72 кг .

Багажні полиці кріплять до фюзеляжу за допомогою кронштейнів і спеціальних вібропоглинальних втулок, що дозволяє знизити вібрацію інтер'єру і додатково зменшити рівень шуму в салоні.

Щоб відкрити полицю, треба натиснути клавішу замка на стулці багажної полиці і забрати руку. Стулка сама відкриється під дією актуатора-демпфера. Закривається стулка вручну до защіпання замка.

Для огляду і обслуговування систем літака полиця може бути відкинута на осі кріплення. Для цього необхідно спочатку зняти верхні фланці, відкрутивши гвинти викруткою, а потім за допомогою ключа-шестигранника викрутити осі навішування багажної полиці і, притримуючи руками, відкинути полицю вниз.

Під багажними полицями встановлені панелі обслуговування пасажирів, на яких змонтовані світильники індивідуального освітлення, насадки індивідуальної вентиляції, кнопки виклику бортпровідника, інформаційні табло й радіодинаміки. Між панелями обслуговування над кожним рядом крісел установлені блоки з автоматичними аварійними кисневими масками. За бажанням замовника літака між панелями обслуговування можуть бути встановлені TV-монітори інформаційно-розважальної системи. Крім того, на панелях обслуговування встановлені світлові індикатори з нумерацією пасажирських місць.

Щоб відкинути панель обслуговування, необхідно в проміжок між панеллю обслуговування і проставкою (у зоні замка по обидва боки) вставити плоский предмет (типу металевої лінійки) і натиснути на важіль замка до відкриття панелі.

Між панелями обслуговування та віконними панелями встановлені панелі

облицювання бічних коробів освітлення салону. Для заміни ламп ці панелі легко відкидаються без застосування інструменту.

Віконні панелі виконані у вигляді модулів на три вікна. На панелях змонтовані сонцезахисні зсувні щитки (світлофільтри), третя шибка і проміжна окантовка для зменшення шуму в салоні. Віконні панелі по верхній крайці кріпляться за допомогою пружинних затискачів, а по нижній крайці – за допомогою поворотних замків.

Панелі нижні закривають зону борту від віконних панелей до підлоги. Через поздовжні отвори в нішах нижніх панелей здійснюється відбір системою кондиціонування відпрацьованого повітря з пасажирської кабіни. Кріпляться панелі нижні по верхній крайці за допомогою пружинних затискачів, а по нижній крайці – за допомогою гвинтів.

Килим покриває всю площу підлоги салона й кріпиться до підлоги за допомогою липкої стрічки й профілів-притисків по рейках кріплення крісел. Для забезпечення доступу до устаткування, встановленого в просторі під підлогою, центральна доріжка килимового покриття може скочуватися в рулон у будь-яку сторону. По бортах крайки килима піднімаються на нижні панелі на висоту ніші. Крім декоративної функції килими виконують роль додаткової теплозвукоізоляції.

Передній вестибюль розташований між кабіною екіпажу й пасажирським салоном і, залежно від варіанта компонування, може бути відділений від пасажирського салону шторою, туалетом по лівому борту й гардеробом по правому борту. Від кабіни екіпажу вестибюль відокремлюють етажерка «авіоніки» по лівому борту й гардероб членів екіпажу по правому борту.

Передній вестибюль є одночасно робочою зоною бортпровідника, тут установлені його крісло й буфет. Зона буфету відділена поздовжньою шторою. Частина гардеробу по правому борту за бажанням замовника може бути обладнана додатковим буфетним модулем.

Облицювання й стеля вестибюля виконані з композиційних матеріалів на основі скловолокна й декоративно оброблені аналогічно з пасажирським салоном.

Підлога у вестибюлі покрита спеціальним антифрикційним вологостійким покриттям. Освітлюється вестибюль круглим плафоном, установленим на стелі.

Задній вестибюль розташований між пасажирським салоном і заднім багажним відсіком і відділений від салону туалетом по правому борту, шторою по проході й перегородкою по лівому борту. Верхня прозора частина цієї перегородки виконана відкидною для полегшення завантаження й вивантаження хворих на ношах. Крім цього вона забезпечує прямий огляд пасажирського салону з місця бортпровідника. Щоб відкинути скло, необхідно відкрити замок у верхній частині скла, натиснувши пальцем на його кнопку, й, притримуючи скло, обережно вилучити його в крайнє нижнє положення.

Задній вестибюль, як і передній, є робочою зоною для двох бортпровідників, тут також встановлено два крісла й буфет. Зона буфету відділена поперечною шторою. Праворуч від крісла бортпровідника по правому борту встановлений контейнер для сміття.

Облицювання, стеля, декоративна обробка, покриття підлоги й освітлення заднього вестибюля такі ж, як і в передньому вестибюлі.

Буфети являють собою універсальні модулі із гніздами для розміщення змінного буфетного устаткування. Конструктивно буфети зібрані зі стільникових панелей. Усе устаткування в гніздах надійно закріплено поворотними замками для забезпечення необхідної безпеки на зльоті й посадці літака. Конструкція буфетів передбачає можливість розміщення устаткування в різних варіантах комплектації.

Максимальна комплектація переднього буфету містить:

- 2 контейнери стандарту ATLAS;
- 3 напіврозмірних візка стандарту ATLAS;
- 1 кавоварка (модель 416-0001-29 фірми В/Е Aerospace);
- 2 конвекційних печі (модель DF-300 фірми В/Е Aerospace).

Також передній буфет обладнаний відкидним столиком і відсіком для відходів.

Максимальна комплектація заднього буфету містить:

- 4 контейнери стандарту ATLAS,
- 2 напіврозмірних візка стандарту ATLAS,
- 2 повнорозмірних візка стандарту ATLAS,
- 2 кавоварки (модель 416-0001-29 фірми В/Е Aerospace),
- 2 конвекційних печі (модель DF-1075 або DF-115 фірми В/Е Aerospace).

Задній буфет також обладнаний відкидним столиком.

Водопостачання буфетів здійснюється з бака водопостачання літака. Бак заправляється через панель централізованого заправлення водою. Вода підходить до кавоварок. Кавоварки служать для готування кави й підігріву води, легко знімаються з постійно встановленої підставки. У конструкції буфетів передбачені невеликі бачки для зливу води, пролітої при експлуатації кавоварки. У міру наповнення ці бачки необхідно знімати й воду зливати (у туалет).

Печі конвекційні призначені для підігріву й зберігання їжі.

На вимогу покупця літак може поставлятися в різних компонованнях (див. рисунки 3.19 – 3.24).

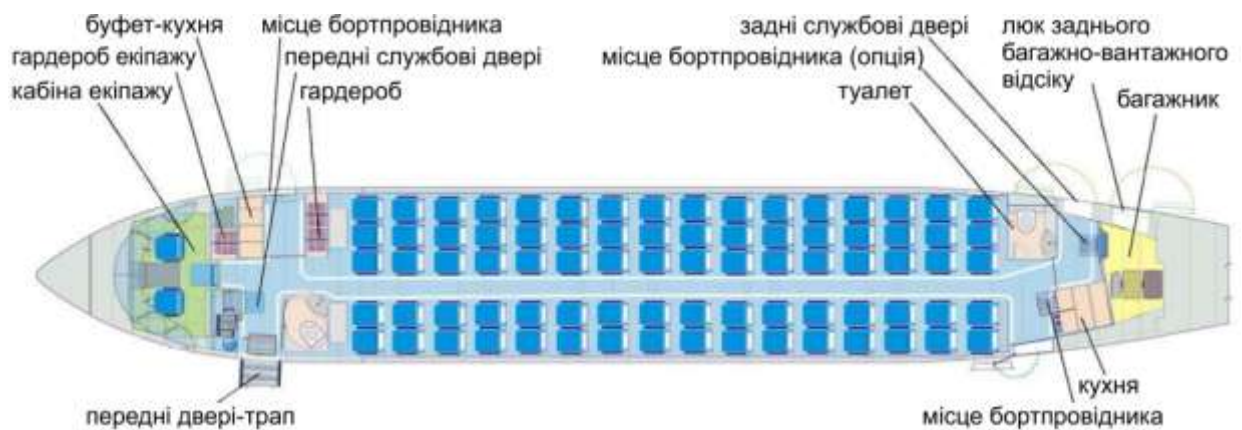


Рисунок 3.19 – Компоновання літака Ан-148 на 80 пасажирів
(крок крісел – 762 мм (30"))

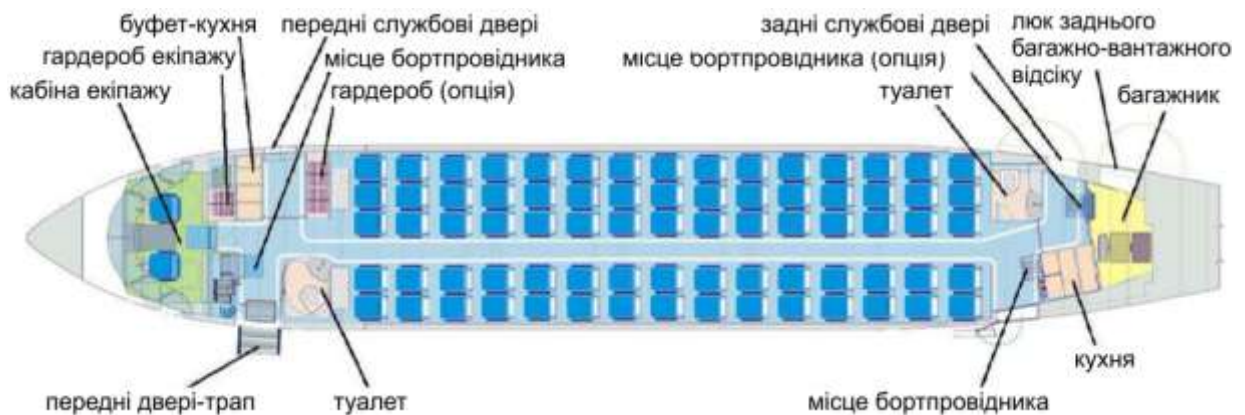


Рисунок 3.20 – Компоновання літака Ан-148 на 75 пасажирів
(крок крісел – 813 мм (32"))

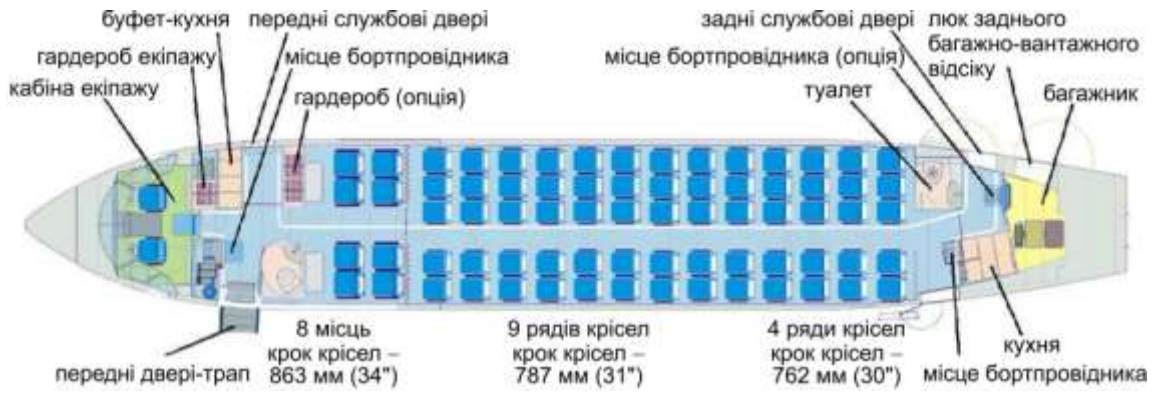


Рисунок 3.21 – Компонування літака Ан-148 на 73 пасажирів

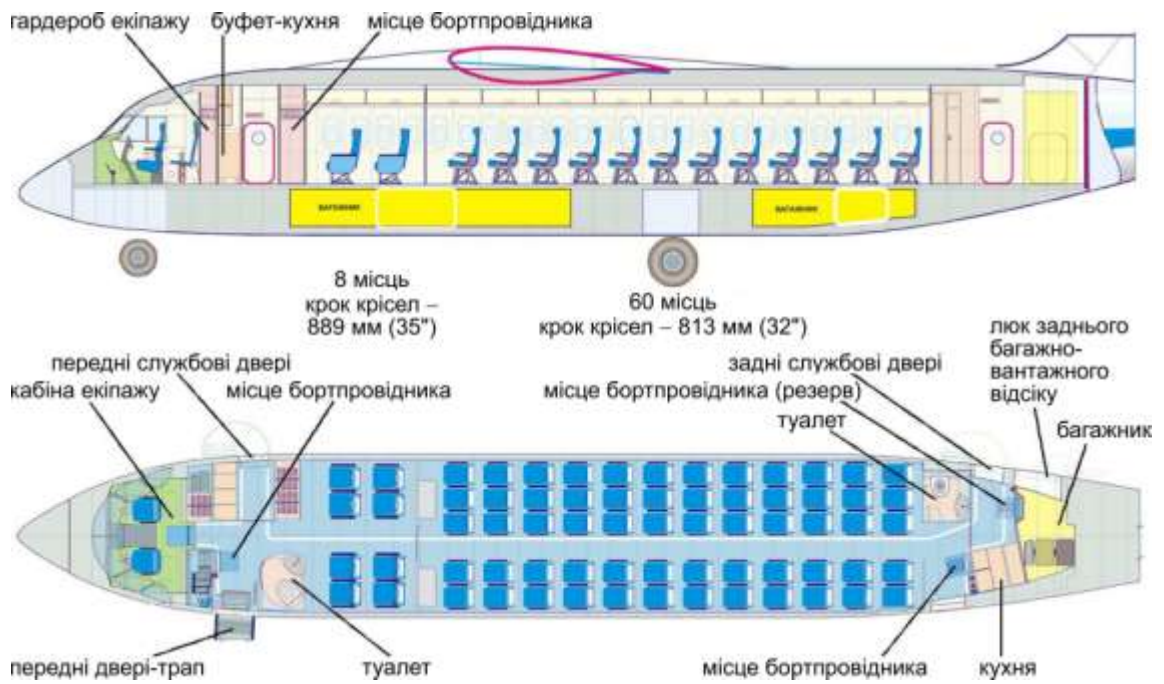


Рисунок 3.22 – Компонування літака Ан-148 на 68 пасажирів



Рисунок 3.23 – Компонування літака Ан-158 на 86 пасажирів у двокласному компонуванні

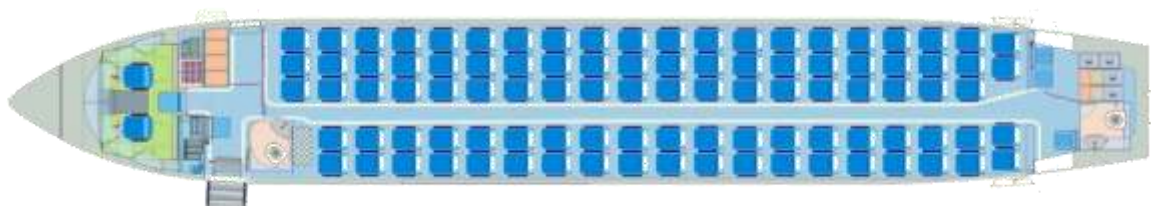


Рисунок 3.24 – Компонування літака Ан-158 на 97 пасажирів в однокласному компонуванні

У розряд опціонів, що поставляються в рахунок комерційного навантаження, входять:

- штори,
- перегородки між класами,
- передній туалет,
- передній гардероб,
- задній додатковий буфет.

Передній гардероб має два варіанти виконання – просто гардероб і гардероб із буфетним модулем.

Задній додатковий буфет установлюють у передній частині заднього багажно-вантажного відсіку і може містити:

- опціон 1: один напіврозмірний візок і 2 контейнери (ATLAS),
- опціон 2: 6 контейнерів (ATLAS).

3.2.3. Аварійно-рятувальне устаткування

На літаках Ан-148-100/Ан-158 встановлено систему аварійно-рятувального устаткування відповідно до норм льотної придатності АП-25. До складу аварійно-рятувального устаткування входять: крісла пасажирські, крісла пілотів, візир, крісло інспектора, крісло бортпровідника по 8 шпангоуту (шп.), крісла бортпровідників по 37 і 39 шп., поручні, колиски дитячі, канати, сокира, світлова доріжка, жилети рятувальні, плоти рятувальні, колиски дитячі рятувальні, електромегафон, скоба біля передніх входних дверей, поручень над кріслом бортпровідника на 8 шп., поручень біля входних дверей, написи й піктограми, обмежники дверних прорізів, ремені дитячі, вставки для повних пасажирів, демонстраційні комплекти та щитки водозахисні.

Конструкція аварійно-рятувального устаткування не має таких особливостей і частин, що, як показав досвід, створюють аварійні умови або є ненадійними. Придатність і довговічність матеріалів, використаних для виготовлення деталей аварійно-рятувального устаткування, поломка яких може негативно вплинути на безпеку, визначені за досвідом експлуатації сертифікованих літаків марки «Ан».

Забезпечена перевірка й огляд основних елементів конструкції аварійно-рятувального устаткування, заміна складових частин, що зазвичай потребують

заміни, регулювання й змащення, необхідних для підтримки льотної придатності. Умови й технологія огляду кожного виробу відповідають інтервалу цього огляду.

Кожне крісло, поясний прив'язний ремінь, прив'язна система та прилеглі частини літака на кожному місці, призначеному для розміщення людей під час зльоту й посадки, спроектовані так, щоб людина, яка правильно використовує ці засоби, не отримала серйозної травми при аварійній посадці в результаті дії інерційних сил.

Усі крісла оснащені енергопоглинаючими опорами, які розраховані на підтримку рук, плечей, голови й хребта, оснащені комбінованими прив'язними системами, що складаються із поясних і плечових ременів з одноточковими приводами розстібання. Спинки усіх пасажирських крісел забезпечують стійку опору для рук і дозволяють людям зберігати рівновагу під час пересування по проході при помірній бовтанці. Крім того, із цією ж метою виконані поглиблення в конструкції багажних полиць.

Кожний предмет, що виступає, та може травмувати людей, які сидять або пересуваються в літаку в умовах нормального польоту, має м'яку оббивку.

Табло, що повідомляють про те, коли мають бути застібнуті ремені на кріслах, установлені на панелях індивідуального обслуговування пасажирів над кожним блоком крісел. Табло включаються й виключаються з кожного крісла пілота, і у включеному стані легко читаються кожною людиною, що сидить у пасажирській кабіні, за всіх можливих умов освітлення кабіни.

Поверхня підлоги всіх приміщень, які в експлуатації можуть стати мокрими, має килимове покриття й лінолеум, які мають протиковзні властивості.

Кабіна екіпажу й пасажирські салони у всіх варіантах експлуатації літака оснащені аварійними виходами та світловим маркуванням аварійних виходів і шляхів евакуації, що забезпечують швидку евакуацію при аварійній посадці з урахуванням можливості пожежі на літаку.

Кожний аварійний вихід для пасажирів легко доступний для них і розташований там, де він буде найбільш ефективним засобом для евакуації пасажирів.

Аварійні виходи для пасажирів (передні вхідні двері-трап і задні вхідні двері на лівому борту й обидві службові на правому борту) виконані у вигляді рухомих дверей, що відкриваються назовні. Аварійні виходи для екіпажу виконані у вигляді квартирок ліхтаря, що скидається (правої) і зсувається (лівої). Усі аварійні виходи забез-

печують безперешкодний вихід назовні, що підтверджено результатами демонстрації аварійної евакуації при сертифікаційних наземних випробуваннях літака.

Кожний аварійний вихід відкривається зсередини й зовні. Забезпечена можливість відкриття кожного аварійного виходу при відсутності деформації фюзеляжу.

Засоби відкриття аварійних виходів прості, очевидні для використання й не потребують прикладання надмірно великих зусиль.

Кватирки ліхтаря кабіни екіпажу відкриваються одним рухом, після чого ліва кватирка зрушується назад, а права знімається усередину.

Зведення до мінімуму ймовірності заклинювання аварійних виходів у результаті деформації фюзеляжу при посадці з невеликою аварією забезпечено за допомогою зазорів між конструктивними елементами дверей і люків і оточуючою їх конструкцією фюзеляжу, а також виключенням можливості защемлення елементів механізмів засування. Забезпечена достатня міцність і твердість окантовок прорізів у фюзеляжі для сприйняття навантажень.

Кожний аварійний вихід для пасажирів, засоби підходу до нього й засоби його відкриття мають добре помітне маркування.

Розташування кожного аварійного виходу для пасажирів позначені світловим табло й забезпечують його розпізнавання на відстані, яка дорівнює ширині кабіни.

Передбачена система підлогового маркування шляху аварійного покидання (світлова доріжка) уздовж поздовжнього й поперечних проходів до аварійних виходів і світлові табло позначення аварійних виходів, що розташовані на такій висоті від підлоги, що допомагають людям знайти виходи в умовах густого диму.

Розташування кожного аварійного виходу для пасажирів позначено табло, які можуть бачити люди при їх наближенні по основному поздовжньому проходу для пасажирів.

На літаку встановлена система аварійного освітлення, що не залежить від основної системи освітлення та має свої власні джерела енергопостачання.

Система аварійного освітлення містить світлові табло розташування й маркування аварійних виходів, джерела загального освітлення кабіни, внутрішнє освітлення зон аварійних виходів і розташоване поблизу підлоги маркування шляху евакуації та зовнішнє аварійне освітлення.

На літаку встановлено літакову переговорну гучномовну систему, яка працює незалежно від мережі оповіщення пасажирів та забезпечує двосторонній зв'язок між кабіною екіпажу й кожним пасажирським салоном у транспортній кабіні. Вона легкодоступна для негайного використання з кожного з робочих місць пілотів у кабіні екіпажу.

Переговорна гучномовна система забезпечує її використання з робочих місць бортпровідників так, що всі аварійні виходи на рівні підлоги в кожному вестибюлі можуть оглядатися з робочих місць цих бортпровідників, має систему звукового й візуального попередження для виклику льотним екіпажем бортпровідників і бортпровідниками льотного екіпажу. При цьому система попередження забезпечує чітке розпізнавання звичайного й аварійного викликів. Переговорна гучномовна система забезпечує двосторонній зв'язок на землі між наземним персоналом і обома членами екіпажу.

Літак оснащено одним портативним мегафоном з автономним живленням, який є легкодоступним зі звичайного крісла бортпровідника, безпосередньо відповідального за аварійну евакуацію пасажирів. Мегафон розташований у хвостовій частині пасажирської кабіни.

На літаку є місця встановлення й засоби кріплення аварійних медичних аптечок АБ-50 (2 шт.) для надання першої медичної допомоги в польоті та в аварійній ситуації на землі. Аптечки розташовані в легкодоступних для бортпровідника місцях у гардеробі біля крісла бортпровідника.

При проведенні польотів над пустельними, арктичними або тропічними районами на літаку забезпечена можливість розміщення спорядження із засобами життєзабезпечення людей і аварійної сигналізації, відповідними до умов району, над яким здійснюється політ. Для розміщення й кріплення цього спорядження визначені спеціальні легкодоступні місця в багажних полицях пасажирського салону.

У кабіні екіпажу встановлено одну аварійну сокиру.

Літак Ан-148-100 здійснює пасажирські перевезення над великими водними просторами. У конструкції літака прийняті всі практично здійсненні конструктивні заходи, сумісні із загальними характеристиками літака, які зводять до мінімуму ймовірність того, що при аварійній посадці на воду поведінка літака викличе без-

посереднє травмування людей або не дозволить їм покинути літак. Для цього забезпечена місцева й загальна статична міцність конструкції фюзеляжу літака, включаючи вхідні й службові двері, багажні двері й люки, для сприйняття ймовірних зовнішніх гідростатичних тисків, що виникають при посадці літака на водну поверхню. Забезпечено статичну міцність усіх крісел для розміщення людей на літаку, їх прив'язних систем і вузлів їх кріплень до конструкції літака.

Для виключення ймовірності травмування людей при дії перевантажень все устаткування транспортної кабіни й кабіни екіпажу жорстко закріплене або зашвартоване. Вантажі й багаж, що розташовані на одному рівні з людьми в задньому багажно-вантажному відсіку, зашвартовані для виключення небезпечного зрушення вантажів.

Літак скомпонований, виходячи з вимог забезпечення можливості евакуації пасажирів при аварійній посадці, і має достатні проходи уздовж транспортної кабіни й до аварійних виходів.

Для правильної поведінки в аварійній ситуації й використання аварійно-рятувальних засобів розроблено оригінал-макет інструкції з безпеки, що дає пасажиром інформацію про необхідні дії у випадку змушеної посадки літака на водну поверхню.

При припустимо можливому стані водної поверхні час знаходження літака на плаву і його збалансоване положення дозволять людям покинути літак і зайняти місця в рятувальних плотах. Літак із відкритими двома зовнішніми дверима після евакуації людей тримається на плаву до занурення крила у воду, у якому розташовані порожні паливні баки після зливу палива перед посадкою на воду, близько 18,5 години. Час для евакуації пасажирів із літака, визначений за умови занурення літака до рівня поверхні підлоги біля передньої вхідної і службової дверей при передньому centruванні літака і на який можна розраховувати, становить 3,5 хв. Таким чином, час знаходження літака на плаву і його збалансоване положення дозволять людям покинути літак і зайняти місця в рятувальних плотах. В аварійних виходах, де прорізи розташовані нижче ватерлінії, передбачено встановлення водозахисних щитків, що перешкоджають потраплянню води в кабіну при відкритих дверях. Прив'язний фал, що закріплюється біля аварійного виходу, сприяє пасажирові потрапити у рятувальний пліт.

Необхідне рятувальне устаткування, що використовується екіпажем в аварійній ситуації, є легкодоступним. Місця його розміщення розташовуються так, щоб до устаткування забезпечувався прямий доступ, а його розміщення було очевидним. Рятувальне устаткування екіпажу захищено від випадкового ушкодження.

Рятувальні плоти розміщені близько виходів, через які вони можуть бути спущені при аварійному приводненні. Рятувальні жилети розміщені в межах легкої досяжності для кожної людини, що сидить. Кількість плотів достатня у випадку втрати одного плоту для розміщення всіх пасажирів і членів екіпажу. Місця розміщення кожного рятувального плоту забезпечують швидке його від'єднання й зняття для використання через запропоновані аварійні виходи. Плоти закріплені швартовими ременями, що виключають їх зрив в умовах аварійної посадки. Плоти мають буксирувальні й прив'язні фали, призначені для втримання плотів близько літака, а також засоби, що відокремлюють його при повному затопленні літака.

Аварійний радіомаяк далекої дії розташований біля дверей у кабіні екіпажу. Він має бути взятий одним із пілотів для використання на одному із плотів при аварійному приводненні.

У такий спосіб на літаку Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) типової конструкції в аварійно-рятувальному устаткуванні прийняті всі практично здійсненні конструктивні заходи для порятунку пасажирів і членів екіпажу у всіх можливих аварійних ситуаціях, при аварійній посадці на землю й при аварійному приводненні.

3.2.4. Двері, люки, ліхтар кабіни пілотів, вікна

Фюзеляж має систему дверей і люків. Усі двері і кришки люків відкриваються назовні (рисунок 3.25). При цьому навіска всіх дверей і кришок люків (крім люка аварійного покидання літака в польоті) виконана таким чином, що при дії надлишкового тиску усередині фюзеляжу всі вони працюють як заглушки із точковим обпиранням по поперечних балках окантовок.

Двері та кришки люків – каркасної конструкції, утворені поперечними та поздовжніми балками, окантовкою, а також обшивкою, що виходить на контур фюзеляжу і сприймає надлишковий тиск.

Передні вхідні двері виконані у вигляді трапа (див. рисунок 3.25). У

відкритому положенні вони опираються на два вузли навішування на порозі та утримуються двома підкосами без обпирання на землю.

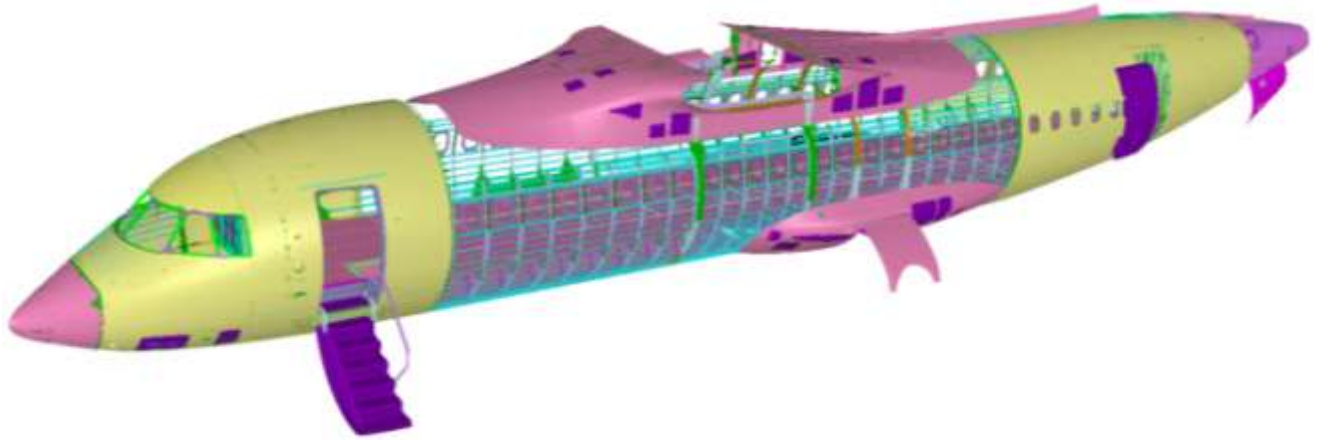


Рисунок 3.25 – Фрагмент моделі конструктивно-силової схеми фюзеляжу літака Ан-158

Двері та кришки люків мають засоби для запобігання їх відкриттю в польоті в результаті механічної відмови будь-якого одного елемента конструкції. Вони спроектовані таким чином, щоб у польоті як з незагерметизованою, так й із загерметизованою кабіною їх відмикання з повністю закритого, замкненого і застопореного положення було практично неймовірним. У конструкції дверей передбачені засоби для запобігання відкриттю дверей у польоті внаслідок ненавмисних дій людей. Крім того, передбачені конструктивні заходи для зведення до мінімуму можливості навмисного відкриття дверей в польоті.

Механізми замикання та стопоріння спроектовані так, щоб при всіх варіантах навантаження літака в польоті й на землі при замкнених дверях були відсутні сили або моменти, що спрямовані на відкриття замків. При цьому виключена можливість відмикання замків при знаходженні стопорів у положенні, що стопорить.

На посту керування дверима передбачено виразний засіб керування дверима для вказівки, що всі необхідні дії щодо закриття, замикання й стопоріння дверей виконані. У кабіні екіпажу передбачені візуальні засоби сигналізації, а також і звукова сигналізація, що попереджають пілотів про те, що будь-які двері не повністю закриті, замкнені й застопорені.

Ліхтар кабіни пілотів розташований у верхній частині відсіку Ф-1 між шпангоутами 2 – 6 (рисунок 3.26).

Каркас ліхтаря являє собою суцільнозварну просторову стрижневу конструкцію, виконану із профілів і поковок матеріалу 30ХГСА (рисунок 3.27).

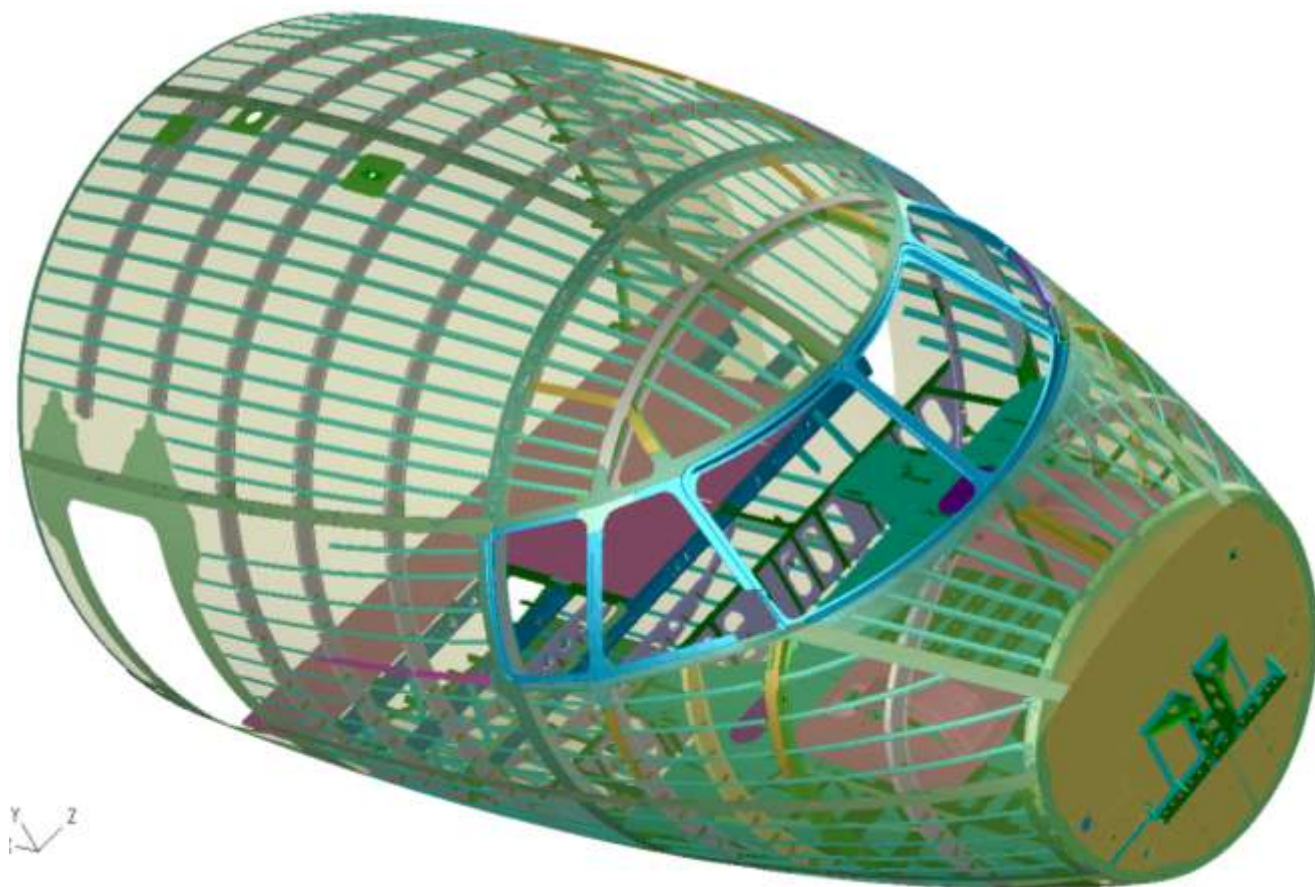


Рисунок 3.26 – Фрагмент моделі конструктивно-силової схеми відсіку Ф-1 фюзеляжу літака Ан-158

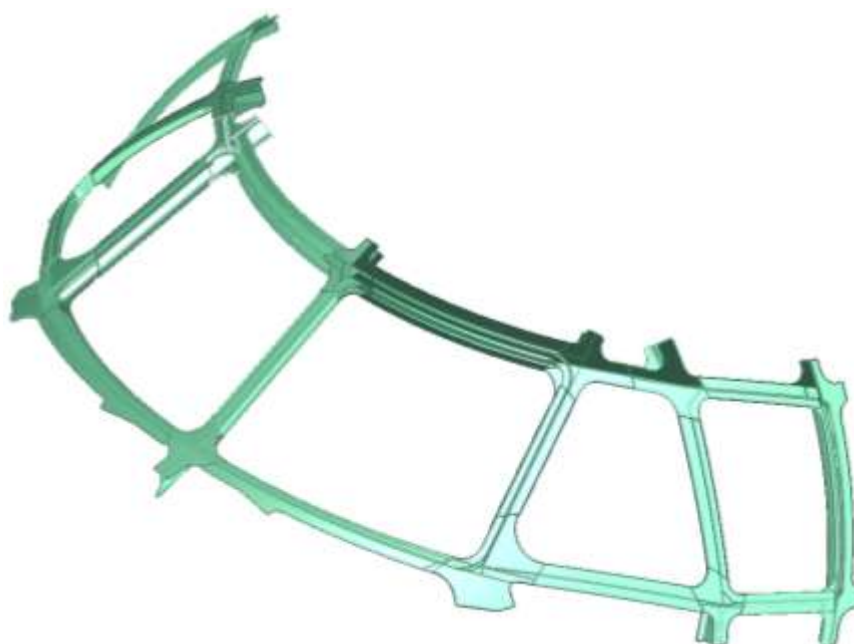


Рисунок 3.27 – Каркас ліхтаря кабіни екіпажу

Ліхтар кабіни екіпажу забезпечує досить широкий, безперешкодний і неспотворений огляд екіпажу, що дозволяє безпечно виконувати всі маневри в межах експлуатаційних обмежень, включаючи рулювання, зліт, захід на посадку та посадку.

За наявності опадів передбачені пристрої, які забезпечують чистоту ділянки лобового скла для того, щоб обидва пілоти мали широкий огляд по траєкторії польоту при нормальному положенні літака.

Передбачені засоби, що запобігають запотіванню внутрішніх сторін панелей лобового скла і вікон на площі, достатній для збереження огляду. Внутрішні панелі віконного скла виготовлені з матеріалу, що не розбивається на осколки. Лобове скло і елементи конструкції ліхтаря, що перебувають перед робочими місцями пілотів, витримують регламентований удар птаха відповідно до норм АП-25 [90].

По лівому й правому борту розташовані вікна пасажирського салону (рисунок 3.28).

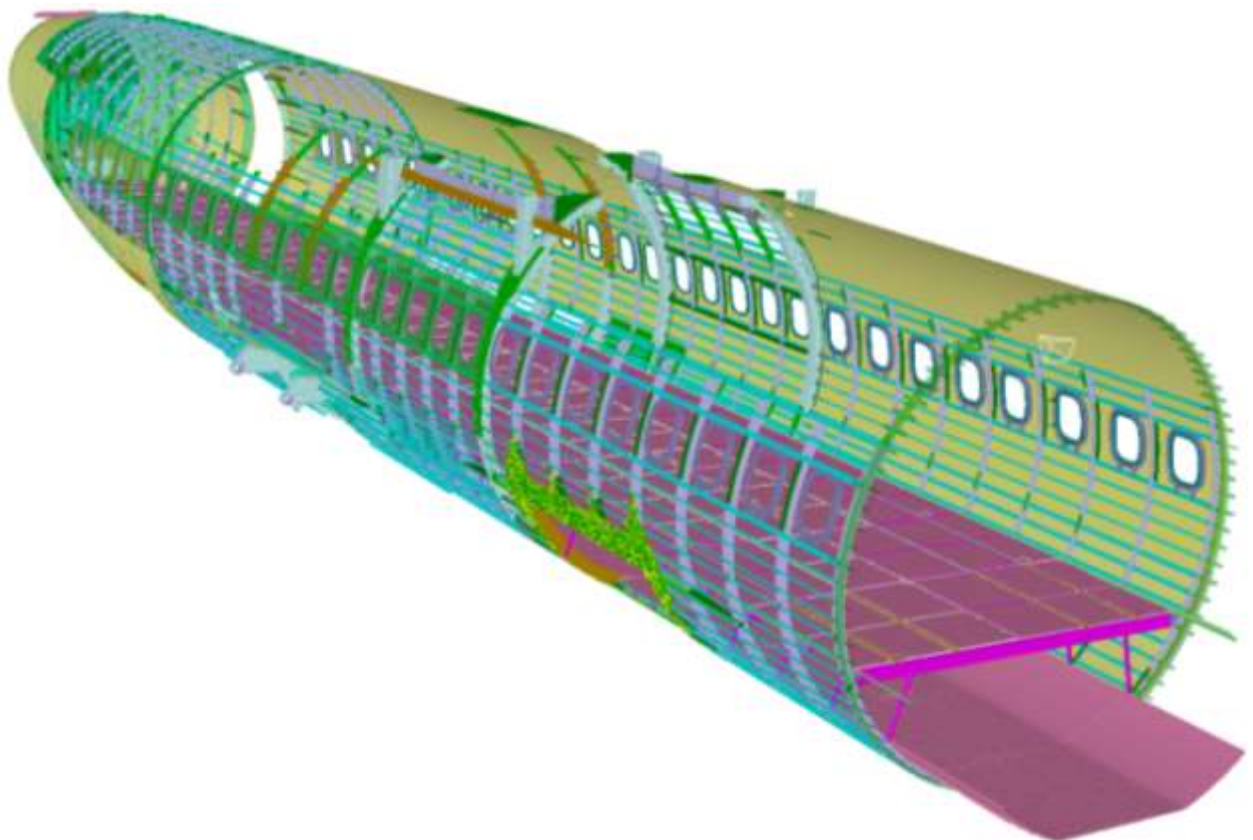


Рисунок 3.28 – Фрагмент моделі конструктивно-силової схеми відсіків фюзеляжу регіонального пасажирського літака Ан-158

Вікна (рисунок 3.29) спроектовані на навантаження від максимального

перепаду тиску в пасажирському салоні в комбінації з критичним аеродинамічним тиском і температурою.

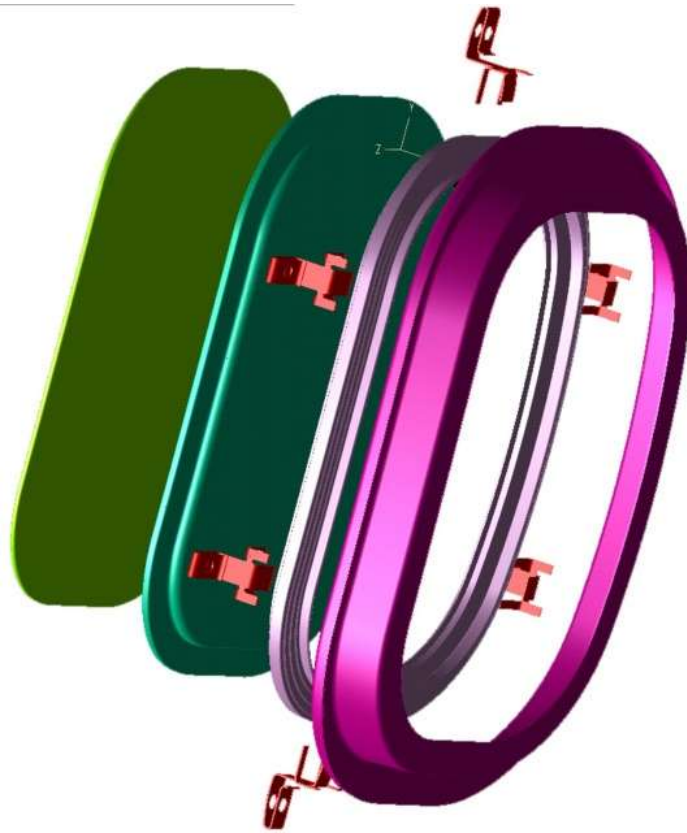


Рисунок 3.29 – Модель вікна пасажирського салону

У штатній експлуатації надлишковий тиск, аеродинамічне та температурне навантаження, що сполучаються, сприймаються тільки зовнішнім склом, внутрішнє скло включається в роботу тільки у випадку руйнування зовнішнього скла.

Для забезпечення відповідності конструкції планера регіонального пасажирського літака вимогам розділу D (проекування та конструкція) АП-25 [90] виконано комплекс науково-технічних і проектно-конструкторських робіт:

- ◆ Літак Ан-148. Зведені матеріали щодо статичної міцності крила. $G = 36,4$ т (Книга 1).
- ◆ Літак Ан-148. Розрахунок на міцність поперечних стиків крила.
- ◆ Літак Ан-148. Розрахунок на міцність центроплана.
- ◆ Літак Ан-148-100. Кесон крила. Аналіз напружено-деформованого стану та міцності нервюр КЧК по вузлах навішування закрилків і елеронів.
- ◆ Літак Ан-148-100. Кесон крила. Аналіз напружено-деформованого стану та

міцності нервіюр КЧК по вузлах навішування пілонів МДУ.

- ◆ Літак Ан-148. Розрахунок надлишкового тиску палива в баках-кесонах крила.
- ◆ Літак Ан-148-100. Кесон крила. Аналіз напружено-деформованого стану кесона крила методом скінченних елементів (з 01 – 01 по 01 – 03).
- ◆ Літак Ан-148-100. Кесон крила. Аналіз напружено-деформованого стану серійного крила методом скінченних елементів (NASTRAN).
- ◆ Літак Ан-148-100. Порівняльний аналіз розрахункових і експериментальних даних НДС кесона крила.
- ◆ Літак Ан-148-100. Розрахунок кесона крила з регламентованими ушкодженнями на залишкову міцність.
- ◆ Літак Ан-148-100. Оцінювання міцності бака-кесона центроплана для випадку аварійної посадки відповідно до вимог 25.963 (d) СБ-148.
- ◆ Дослідження за МСЕ стійкості зразків монолітних панелей крила літака Ан-148-100.
- ◆ Розрахунок коефіцієнтів переходу від теоретичних мас поздовжнього набору кесона крила до практичних мас агрегатів крила.
- ◆ Літак Ан-148-100. Пілон навішування МДУ. Аналіз напружено-деформованого стану кесона пілона методом скінченних елементів (для серії).
- ◆ Літак Ан-148. Носова частина крила. Розрахунок на статичну міцність.
- ◆ Літак Ан-148. Носок, що відхиляється. Розрахунок на статичну міцність.
- ◆ Літак Ан-148. Інтерцептори. Розрахунок на статичну міцність. Частина 1.
- ◆ Літак Ан-148. Хвостова частина крила. Розрахунок на статичну міцність.
- ◆ Літак Ан-148. Елерон. Розрахунок на статичну міцність.
- ◆ Вибір варіанта моделювання тришарових конструкцій з композиційних матеріалів у MSC/NASTRAN. Розрахунки механізації крила з ушкодженнями, що допускаються до вильоту з позабазового аеродрому.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу й обладнання, встановленого в фюзеляжі, вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності герметичної кабіни фюзеляжу вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конс-

- трукції фюзеляжу в разі аварійної посадки на землю вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу та лобового скла в разі зіткнення з птахом вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу при його пошкодженні нелокалізованими уламками маршових двигунів і двигуна допоміжної установки вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності стикових вузлів фюзеляжу вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу й обладнання, встановленого в фюзеляжі, виконаних з лиття, вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності додаткових коефіцієнтів безпеки для елементів конструкції фюзеляжу, виконаних із композиційних матеріалів, і прийнятих розрахункових характеристик композиційних матеріалів, застосованих у конструкції фюзеляжу, вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Оцінка залишкової міцності конструкції фюзеляжу.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності засобів фіксації бортового обладнання в кабіні екіпажу і транспортній кабіні вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції крісел пілотів, інспектора, бортпровідників і пасажирів, їх прив'язаних систем і вузлів установки вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Висновок про відповідність конструкції пасажирських крісел, їх прив'язаних систем і вузлів кріплення вимогам СБ-148 у частині динамічної міцності та травмобезпечності.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування вибору точок на конструкції фюзеляжу для виконання ударів при проведенні динамічних випробувань на випадок зіткнення з птахом відповідно до пп. 25.571 (e) (1), 25.631, 25.775 (b), (c) СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу при руйнуванні шин опор літака вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Оцінювання жорсткості конструкції пристосування для випробування дверей в кабіну екіпажу на стійкість до насильницького вторгнення.

- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності панелей і поперечних балок транспортної кабіни після впливу високих температур вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності і втомної міцності рамок електрообігрівного скла ТСК 008У.01.000, встановленого на ліхтарі кабіни пілотів.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції крісел пілотів, інспектора, бортпровідників, їх прив'язаних систем, вузлів установки та конструкції фюзеляжу в зоні установлення крісел вимогам СБ-148.
- ◆ Оцінювання міцності від розльоту нелокалізованих уламків ДСУ (допоміжної силової установки), яка встановлюється на протипожежному крані.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності, засобів фіксації бортового обладнання в кабіні екіпажу та транспортній кабіні вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції крісел пасажирів, їх прив'язних систем і рейок під установку крісел вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності засобів фіксації знову встановленого обладнання в кабінах літака вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності багажних полиць, доопрацьованих за с/з. 148.01.02.1091.131, вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Висновок про відповідність конструкції літака Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) із встановленими в ньому кріслами фірми GEVEN вимогам СБ-148 у частині динамічної міцності та травмобезпечності пасажирів (монокласне компонування на 83 пасажирських місця).
- ◆ Літак Ан-148-100ЕМ. Обґрунтування відповідності статичної міцності

конструкції пасажирських крісел і дивана, прив'язних систем і вузлів їх кріплення та конструкції фюзеляжу в зоні установки крісел і дивана вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.

- ◆ Інженерний аналіз щодо відповідності неметалічних матеріалів, що застосовують у типових конструкціях інтер'єру літака Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) вимогам Сертифікаційного Базису СБ-148, пункти 25.853 (а), 25.853 (d) і 25.853 (е).
- ◆ Висновок про відповідність конструкції пасажирських крісел, їх прив'язних систем і вузлів кріплення вимогам СБ-148 у частині динамічної міцності й травмобезпечності.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності засобів фіксації бортового обладнання в кабіні екіпажу і транспортної кабіні вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності електрообладнання буфетів вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності крісел пілотів, інструктора, бортпроводників, їх прив'язних систем, вузлів установки й конструкції фюзеляжу в зоні установлення крісел вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертифікаційні випробування аварійно-рятувального обладнання.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертифікаційні вогневі випробування елементів конструкції інтер'єру пасажирської кабіни і кабіни.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності заходів щодо забезпечення безпеки під час аварійної посадки на воду вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оцінювання відповідності конструкції аварійних виходів та аварійно-рятувального обладнання вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100 А, В, Е. Результати наземних сертифікаційних випробувань за оцінкою аварійно-рятувального обладнання.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності констру-

- кції фюзеляжу та обладнання, встановленого в фюзеляжі, вимогам СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу в разі аварійної посадки на землю вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу в разі аварійної посадки на воду вимогам СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу та лобового скла в разі зіткнення з птахом вимогам СБ-148.
 - ◆ Обґрунтування вибору точок на конструкції фюзеляжу для виконання ударів при проведенні динамічних випробувань на випадок зіткнення з птахом відповідно до пп. 25.571 (e) (1), 25.631, 25.775 (b), (c) СБ-148.
 - ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної і втомної міцності рамок електрообігрівного скла ТСК 008У.01.000, встановленого на ліхтарі кабіни пілотів.

3.2.5. Основні висновки щодо конструкції планера

У конструкції планера сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 (фюзеляж, крило, пілони навіски силових установок і оперення) застосовано ряд нових конструктивно-технологічних рішень:

1. У фюзеляжі розширено обсяг застосування композиційних матеріалів, включаючи балки підлоги й стояки їх кріплення до елементів конструкції фюзеляжу.
2. Відсік допоміжної силової установки виконано повністю із КМ.
3. Кріплення обшивки до каркаса фюзеляжу виконано за допомогою заклепок із компенсатором, що забезпечує високу якість зовнішньої поверхні та виключає необхідність фрезування головок заклепок після їх встановлення.
4. Каркас ліхтаря фюзеляжу виготовлено методом зварювання, що суттєво спростило технологію його складання.
5. Застосовано двохопорну сполучену схему навішування та керування висунанням секцій передкрилка з використанням евольвентного зачеплення в приводах випуску – вбирання передкрилка по механізмах навішування у вигляді пари зубчасте колесо – зубчаста рейка.

Завдяки використанню шарнірних підшипників у місцях кріплення рейок із кронштейнами передкрилків і сергами забезпечено взаємне переміщення й поворот

останніх щодо площини механізму внаслідок зміни відстані між опорами секцій передкрилка при їх деформуванні та вигині кесона крила під навантаженням у польоті.

Це дозволило виключити взаємне навантаження передкрилка та кесона крила через переміщення, що виникають, і забезпечити надійний контакт і роботу зубчастої пари зубчасте колесо – рейка.

6. Розроблено раціональну конструкцію кесона крила з теоретичною поверхнею подвійної кривизни, високою технологічністю і експлуатабельністю із забезпеченням живучості та високого ресурсу.

7. Розроблено семиланковий механізм випуску – вбирання закрилка, що забезпечує задану траєкторію висування закрилка.

8. Розроблено комбіновану конструкцію закрилка з металевою кесонною частиною, носовою й хвостовою частиною та дефлектором із композиційних матеріалів (КМ).

9. Застосовано покриття з молібдену, що підвищило зносостійкість високонавантажених деталей з титанових сплавів більше ніж у 20 разів.

10. Розроблено монолітну інтегральну конструкцію інтерцепторів і елеронів із КМ.

11. Розроблено раціональну конструкцію пілона навішування маршової силової установки із забезпеченням оптимальних характеристик жорсткості для досягнення заданих характеристик флатерної безпеки, широким застосуванням композитних матеріалів у хвостовій і носовій частинах.

12. Розроблено конструкцію поясів із пресованих напівфабрикатів із двома закінцівками.

13. Розроблено інтегральну конструкцію руля напрямку та руля висоти із композиційних матеріалів.

3.3. НОВІ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ РІШЕННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СТАТИЧНОЇ МІЦНОСТІ ТА РЕСУРСУ РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Забезпечення безпеки польотів і ресурсу конструкцій авіаційної техніки є однією з актуальних проблем створення літальних апаратів. Задані статична

міцність, ресурс і надійність авіаційної техніки закладаються при проектуванні та конструюванні, забезпечуються в процесі виробництва та досягаються під час експлуатації [1 – 5, 7– 13, 66 – 69, 85].

Проектування сучасної авіаційної техніки за принципом припустимості пошкоджень є комплексною науково-технічною проблемою, яка вирішується на основі інтеграції наукових досліджень фахівців авіаційної промисловості та наукових центрів.

Головними чинниками, які призводять до порушення характеристик працездатності або відмов деталей, вузлів і агрегатів авіаційної техніки, є: втома, корозія, знос, фретинг-корозія, людський чинник [103, 110]. Ці чинники значною мірою залежать від стану поверхні, її фізичних і хімічних властивостей. Керуючи властивостями поверхні, вдається поліпшити втомні, триботехнічні та корозійні характеристики авіаційних конструкцій.

Руйнування конструктивних елементів від втоми є результатом дії циклічних, динамічних навантажень і додаткових чинників (конструктивних, експлуатаційних, виробничих, навколишнього середовища, якості матеріалу, покриттів, технологічності виробництва, контролю стану конструкції впродовж забезпечення її життєвого циклу) [62, 71, 74, 76, 93].

Досвід експлуатації авіаційної техніки показує, що повністю виключити корозію авіаційних матеріалів неможливо. Виходячи з характерних типів корозійного пошкодження і місця розташування конкретного конструктивного елемента при проектуванні вибирають матеріал конструкції, схему його покриття, вибір конструктивного рішення з урахуванням корозійної поведінки, термінів виконання періодичних оглядів і регламентних робіт.

Питання зношування для деталей механізмів авіаційної техніки є актуальними. Розрізняють такі види зношування: окиснювальний, адгезійний, абразивний, ерозійний, фретинг-знос. Найбільш небезпечним для вузлів авіаційної техніки є фретинг [93].

Безпечна експлуатація за умов міцності реалізується на основі принципу припустимості пошкоджень. Припустимість пошкоджень передбачає гарантію безпеки конструкції шляхом встановлення термінів її огляду в експлуатації для виявлення можливих пошкоджень і ремонту або заміни пошкоджених елементів,

перш ніж дефекти та пошкодження досягнуть критичних розмірів і призведуть до руйнування конструкції.

При виборі конструкційних матеріалів для забезпечення ресурсу необхідно враховувати їх статичну міцність, пластичність, опір втомі, статичну та циклічну тріщиностійкість, корозійну стійкість, опір корозійному розтріскуванню під напруженням, корозійно-механічну втому, зносостійкість, опір фретинг-втомі [27].

Згідно з авіаційними правилами [90] оцінювання міцності, рівня проектування й якості виробництва необхідно показати, що аварійної або катастрофічної ситуації через втому, корозію, дефекти виробництва або випадкове пошкодження можна уникнути протягом всього часу експлуатації авіаційної техніки. Ця оцінка має бути проведена для основних силових елементів (Principal structural element, PSE), які сприймають значну частину навантажень в польоті та на землі або навантажень надлишкового тиску, руйнування яких може призвести до аварійної або катастрофічної ситуації. До таких елементів належать деталі крила, оперення, поверхні керування та їх системи, фюзеляжу, кріплення двигуна, шасі та їх основні вузли кріплення. При проведенні оцінювання мають бути використані відповідні запаси (коефіцієнти надійності).

Кожен аналіз має ґрунтуватися на такому:

- типовому спектрі навантажень, температурах і вологостях, очікуваних в експлуатації;
- переліку основних силових елементів і окремих вузлів конструкції (та їх критичних місць), руйнування яких може призвести до аварійної або катастрофічної ситуації;
- результатах випробувань, як правило, натурних, і розрахунках основних силових елементів конструкції та окремих вузлів;
- даних експлуатації літаків аналогічних типів.

Вся силова конструкція літака має відповідати вимогам припустимості пошкоджень. Виняток можуть становити ті частини (елементи, деталі) конструкції, де вимоги припустимості пошкоджень практично нездійсненні, наприклад, деталі шасі.

Конструкції планерів літаків, спроектовані за принципом безпечної пошкоджуваності або такі, що експлуатуються за технічним станом, повинні мати

достатні живучість і ресурс (T) за наявності в їх елементах втомних тріщин докритичної довжини.

$$T = \frac{N_{д.п.тр}}{\eta} + \frac{N_{з тр}}{\eta_{тр}},$$

де $N_{д.п.тр}$ – довговічність до появи тріщини; $N_{з тр}$ – довговічність з моменту утворення тріщини до руйнування конструкції; η , $\eta_{тр}$ – коефіцієнти надійності.

Довговічність конструкцій, що раніше спроектовані за принципом безпечного ресурсу і знаходяться нині в експлуатації, інформативність їх втомних випробувань можна суттєво підвищити застосуванням інтегрованих способів затримки розвитку втомних тріщин, відновлення міцності та герметичності [25, 44, 70, 73, 109].

Для місць конструкції, критичних за умовами втомної міцності, на стадії проектування має передбачатися забезпечення опору втомі з урахуванням значень проектного ресурсу. Рекомендується забезпечувати інтервал до першого огляду за умовами опору втомі не меншим, ніж 50 % проектного ресурсу. Для цього належить звертати увагу на вибір відповідного матеріалу, загальну напруженість конструкції, максимально можливе зниження концентрації напруження, а також на максимальне підвищення опору втомі на основі використання відповідних конструктивно-технологічних заходів. Технологічні процеси виготовлення елементів конструкції літака та їх складання мають бути такими, щоб забезпечувалася стабільність характеристик, що впливають на працездатність і опір втомі у межах встановлених ресурсів в очікуваних умовах експлуатації.

Ефективність заходів перевіряється лабораторними випробуваннями окремих конструктивних елементів (вузлів, стиків, панелей, відсіків та ін.).

Для критичних за умовами корозійної міцності місць конструкції, що встановлюються на основі наявного досвіду, при проектуванні має бути передбачений ефективний антикорозійний захист. Одночасно слід звернути увагу на вибір відповідного конструкційного матеріалу, врахувати його чутливість до корозії під напруженням і до інших видів корозії, а також розглянути ступінь агресивності навколишнього середовища. Особливу увагу слід звернути на поверхні елементів, що стикаються, які допускають взаємне переміщення в процесі навантаження, а

також на ті елементи конструкції, в яких можливе виникнення корозії під напруженням, де необхідно передбачити заходи, що забезпечують відсутність значних внутрішніх залишкових напружень (монтажних, зварювальних, технологічних та ін.).

За результатами робіт має бути проведено відповідний аналіз і обґрунтовано спроможність і умови (заходи) відпрацювання літаком проектного ресурсу. Слід розробити й обґрунтувати процедуру (систему) забезпечення та підтримки безпеки конструкції за умовами міцності при тривалій експлуатації на основі урахування й аналізу результатів досліджень, випробувань і накопичуваного досвіду експлуатації літаків даного типу. Як така процедура для вітчизняних літаків, що експлуатуються у зарубіжних країнах, рекомендується використовувати вказівки п. 7 МОСу з приводу поетапного встановлення та збільшення призначених ресурсів (термінів служби). В інших випадках, наприклад при продажу вітчизняних літаків за кордон або експлуатації зарубіжних літаків, можуть бути розроблені інші процедури, що забезпечують еквівалентну безпеку, у тому числі і з урахуванням досвіду світової авіаційної спільноти.

Проектування, виробництво, випробування й експлуатація високоресурсної авіаційної техніки за принципом безпечної пошкоджуваності потребують зусиль багатьох учених та інженерів, що володіють методологією інтегрованого проектування, виробництва та інженерного аналізу за допомогою систем CAD/CAM/CAE/PLM.

У даному розділі надані лише деякі результати досліджень і рекомендації щодо забезпечення статичної міцності та втомної довговічності регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 (рисунки 3.30, 3.31).



Рисунок 3.30 – Регіональний пасажирський літак Ан-148



Рисунок 3.31 – Регіональний пасажирський літак Ан-158

3.3.1. Забезпечення статичної міцності

Розроблення конструкції планера й систем виконувалося за авіаційними правилами АП-25 [90]. Експлуатаційні й розрахункові навантаження (експлуатаційні навантаження, помножені на відповідні коефіцієнти безпеки) визначені запропонованим способом для всього діапазону розрахункових швидкостей і висот польоту, перевантажень, ваг і центрувань літака, ваги палива, ваги вантажу й різних можливих в експлуатації комбінацій їх розподілу, з урахуванням:

- ◆ динамічного навантаження й пружних характеристик конструкції літака при польоті в неспокійному повітрі й при посадці;
- ◆ динамічного навантаження конструкції системи керування при поривах вітру на землі;
- ◆ відмов і несправностей систем, що безпосередньо впливають на характеристики міцності (§25.302 сертифікаційного базису СБ-148).

Застосовані надійні методи визначення інтенсивності й розподілу навантажень і їх зрівноважування в польотних і наземних випадках навантаження з урахуванням впливу пружних деформацій конструкції.

Для визначення аеродинамічних навантажень, що діють у розрахункових випадках навантаження, використані результати випробувань моделей літака Ан-148 в аеродинамічних трубах Т-106 ЦАГІ й АТ-1 ДП «АНТОНОВ» (рисунок 3.32).

Прийняті значення навантажень підтверджені результатами льотних випробу-

вань літаків Ан-148 № 01-01 і № 01-02. За результатами льотних випробувань літака Ан-148 визначено також рівень навантажень, що виникають при бафтингу й вібраціях при досягненні літаком граничних швидкостей або швидкостей звалювання.

У наземних випадках навантаження вибрані характеристики амортизації шасі перевірені копровими випробуваннями основного й носового шасі. Достатній рівень прийнятих навантажень на шасі й конструкцію літака в наземних випадках підтверджений результатами льотних випробувань літака Ан-148.

Розрахункові навантаження визначені також у випадках несправностей або відмов систем. Достатній рівень навантажень при різних відмовах, прийнятих у розрахунках, підтверджений результатами сертифікаційних випробувань літака за імітацією відмовних ситуацій.

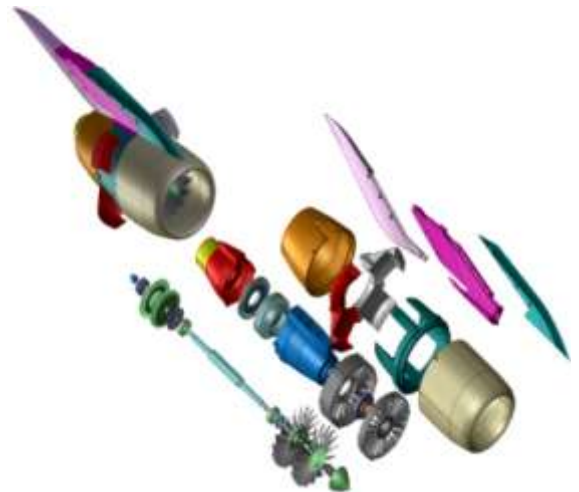
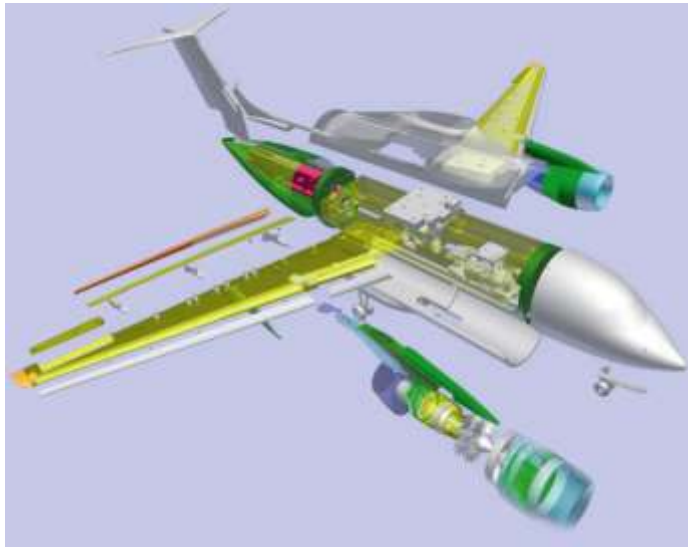


Рисунок 3.32 – Дослідження моделей у аеродинамічних трубах

Прийняті розрахункові умови забезпечення статичної міцності використані при встановленні експлуатаційних обмежень за міцністю.

Льотні випробування проведені на літаках Ан-148 № 01-01 і № 01-02. При сертифікаційних льотних випробуваннях здійснили вимірювання навантажень на всі основні агрегати літака у всіх діапазонах очікуваних умов експлуатації, включаючи випробування на граничних за умовами міцності режимах польоту, на режимах звалювання, при дослідженні швидкісних характеристик, визначенні границь бафтингу. За результатами льотних випробувань були підтверджені прийняті в розрахунках закономірності навантаження основних агрегатів літака: крила, механізації крила, хвостового оперення, установки двигуна, шасі, фюзеляжу й системи керування.

Виміряні при льотних випробуваннях навантаження не перевищують максимальних експлуатаційних навантажень, прийнятих для забезпечення міцності.

Результати льотних випробувань показали, що типова конструкція літаків Ан-148-100/Ан-158 за умовами статичної міцності не має особливостей і частин, які створюють аварійні умови або є ненадійними. Результати льотних випробувань підтвердили правильність вибору встановлених експлуатаційних обмежень, наведених для внесення в Керівництво з льотної експлуатації (КЛЕ).

У конструкції літаків застосовані матеріали, стабільність властивостей яких гарантована виробниками матеріалів і підтверджена Висновком Сертифікаційного центру (СЦ) «Матеріал».

Для визначення характеристик міцності конструкцій з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) на етапі проектування використані базові розрахункові значення матеріалів (з використанням базису «В»), а також враховані технологічні особливості виготовлення конструкцій, деградація властивостей матеріалів при тривалому впливі кліматичних чинників і можливість виникнення локальних ушкоджень від механічних впливів шляхом уведення спеціальних коефіцієнтів зниження розрахункових значень. На літаках Ан-148-100/Ан-158 агрегати із застосуванням ПКМ виконані за типовими конструктивними схемами із застосуванням перевірених матеріалів і технологій, що використовували на сертифікованих літаках Ан-124, Ан-72, Ан-74, Ан-140, а також на літаку Ан-70, з урахуванням досвіду проектування й багаторічної експлуатації подібних конструкцій і відповідних ПКМ у різних кліматичних зонах. Матеріали й напівфабрикати паспортизовані й поставляються відповідно до затверджених технічних умов ВІАМ. Вигото-

влення й контроль елементів конструкції з композиційних матеріалів (КМ) здійснюються за відпрацьованою у ДП «АНТОНОВ» і впровадженою на серійному виробництві технологічною документацією, яка пройшла багаторічну перевірку при виробництві сертифікованих літаків «Ан». Якість виготовлення агрегатів із застосуванням КМ на серійному виробництві та їх міцність перевірені при статичних випробуваннях агрегатів літака Ан-148 №01-03 (секцій закрилка, передкрилка, відхилюваного носка, елерона, інтерцептора, рулів висоти й напрямку), які виготовлені на серійному заводі-виготовлювачі зазначених агрегатів.

Розрахунок міцності конструкцій із ПКМ проведений із застосуванням надійних методів розрахункового моделювання (у тому числі NASTRAN) (рисунок 3.33) і перевірених при статичних випробуваннях агрегатів із проведення тензометрії.

Характеристики міцності матеріалів та їх розрахункові значення, що визначені на підставі застосованих критеріїв, а також технологія виготовлення агрегатів задовольняють вимогам АП-25 [90].

Статична міцність літаків Ан-148-100/Ан-158 типової конструкції підтверджена розрахунками міцності, статичними випробуваннями агрегатів літака Ан-148 № 01-03 і статичними випробуваннями окремих елементів конструкції літака Ан-148 № 01-03 на стендах.

Статичні випробування, проведені на літаку Ан-148 №01-03 у лабораторії випробувань на міцність ДП «АНТОНОВ» (рисунок 3.34) за узгодженою із ЦАГІ Програмою, містили навантаження конструкції експлуатаційними навантаженнями й навантаженнями аж до розрахункових протягом не менше 3 секунд із проведенням необхідних перевірок відповідно до вимог АП-25 [90]. Програма статичних випробувань виконана в повному обсязі.

Для використання результатів статичних випробувань літака Ан-148 № 01-03 при підтвердженні статичної міцності типової конструкції Ан-148-100 виконані такі розрахункові роботи:

- скінченноелементний розрахунок на міцність агрегатів планера літака на максимальні експлуатаційні навантаження ($67\% P_p$) розрахункових випадків, реалізованих у ході статичних випробувань літака з виконанням тензометрії;

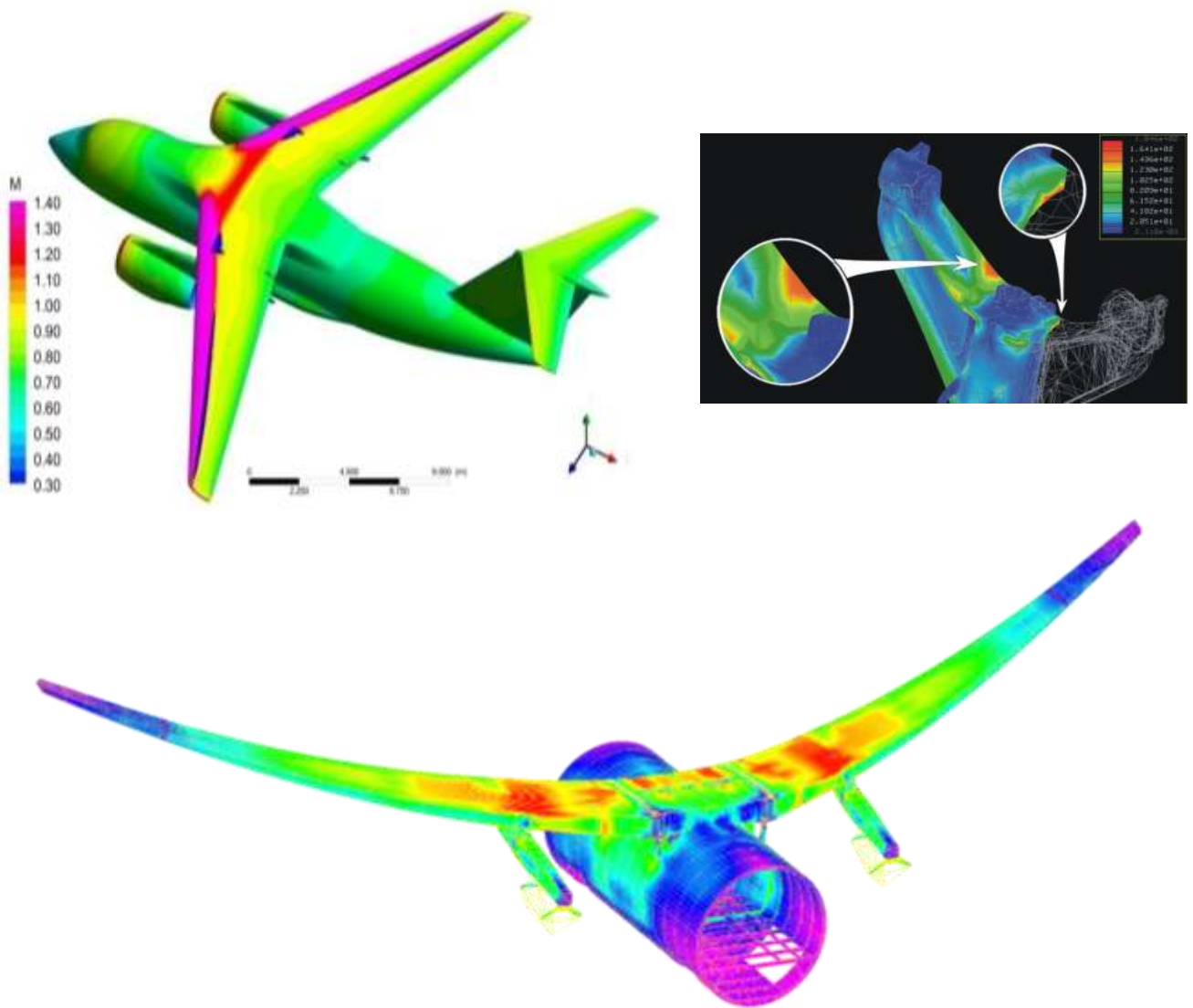


Рисунок 3.33 – Характер розподілу навантажень, загального та локального напружено-деформованого стану



Рисунок 3.34 – Стенд для проведення статичних і ресурсних досліджень планера літака

- порівняння отриманих при статичних випробуваннях результатів тензометрії елементів конструкції планера літака з відповідними результатами скінченноелементного розрахунку на міцність.

Виконані розрахунки на міцність агрегатів планера типової конструкції Ан-148-100/Ан-158 з урахуванням усіх доробок, спрямованих для впровадження в серійне виробництво, у розрахункових випадках навантаження з використанням моделей, уточнених за результатами порівняння тензометрії при статичних випробуваннях із скінченноелементним розрахунком конструкції планера.

Визначення напружено-деформованого стану конструкції проводилося методом скінчених елементів з використанням редукування обшивки в стислих зонах. Критичні напруження загальної втрати стійкості визначалися з використанням діаграм деформування матеріалів і редукування обшивки, а також з урахуванням результатів випробувань на стиск натурних зразків панелей (трипрогінних).

Результати статичних випробувань показали, що типова конструкція літаків Ан-148100/Ан-158 за умовами статичної міцності не має особливостей і частин, які створюють аварійні умови або є ненадійними.

При проведенні статичних випробувань після навантаження агрегатів експлуатаційними навантаженнями й їх зняття, а також додатково після проведення випробувань на максимальні навантаження виконано перевірку можливості відкриття й закриття люків і дверей, випуску й збирання шасі, перевірку відсутності затинань механічної проводки системи штурвального керування (СШК). Зауважень до функціонування у перевірених агрегатів немає.

Щодо літака Ан-158 для забезпечення міцності у зв'язку з ростом навантаження виконані посилення конструкції крила та фюзеляжу. При цьому статична міцність забезпечена на рівні літака Ан-148-100.

3.3.2. Забезпечення ресурсу й термінів служби

Визначення умов відпрацьовування літаками сімейства Ан-148-100/Ан-158 проектного терміну служби 30 років виконано на основі порівняльного аналізу корозійної стійкості конструкцій літаків «Ан», термін служби яких перевищує 30 років, і рекомендацій ЦАГІ.

Літаки Ан-148-100/Ан-158 спроектовані та виготовляються у всекліматичному виконанні з дотриманням усіх вимог щодо антикорозійного захисту при

цьому виді виконання.

У силовій конструкції літаків Ан-148-100/Ан-158 застосовані пресовані, катані й ковані напівфабрикати із традиційних сплавів Д16Т, Д16чТ, з нових сплавів 1161Т, 1163Т, 1933ТЗ, а також із традиційного сплаву В95пч, термообробленого за режимом Т2.

Порівняно з літаками Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30, що досягли терміну служби 40-45 років, вибір матеріалів і режимів їх термообробки визначався прагненням без шкоди для характеристик витривалості й тріщиностійкості поліпшити корозійну стійкість силової конструкції літака.

Так, верхні панелі центроплана й кінцевих частин крила (КЧК) виготовлені відповідно із пресованих панелей (рисунок 3.35), а також листів і профілів сплавів 1973 і В95пч, термооброблених за режимом Т2. Верхні ж панелі центроплана, середньої та кінцевої частин (СЧК, КЧК) крила літаків Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30 виготовлені з напівфабрикатів сплаву В95, термообробленого за режимом Т1.

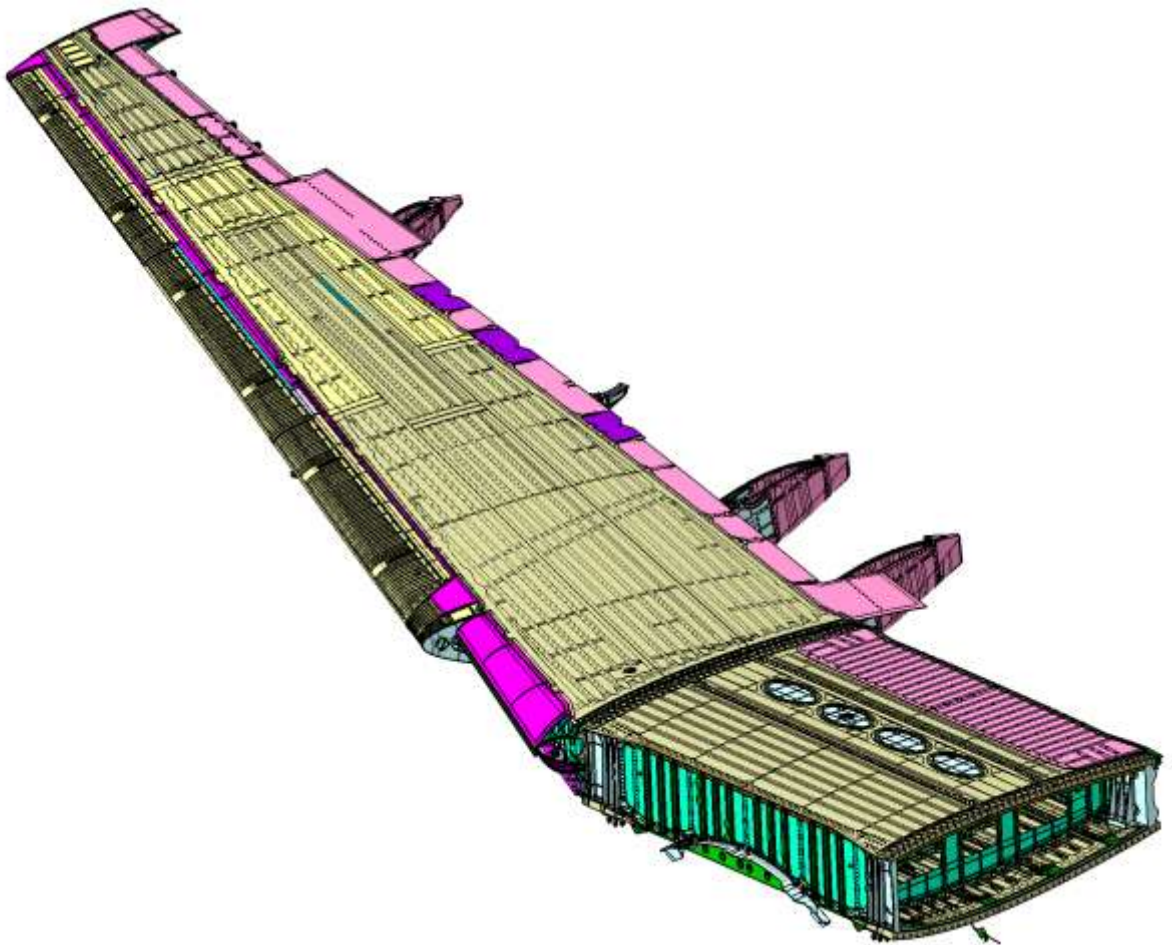


Рисунок 3.35 – Центроплан і кінцева частина крила

Двоступеневий режим старіння Т2 порівняно з одноступеневим режимом Т1 значно поліпшує опір корозії розшарування й корозійному розтріскуванню напівфабрикатів зі сплавів 1973 і В95 (див. таблицю 3.2).

Таблиця 3.2

№ п/п	Основні силові елементи конструкції	Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32, Ан-12, Ан-72, Ан-74, Ан-22			Ан-148-100/Ан-158		
		Сплав	Корозія під напруженням (граничне напруження), кг/мм ²	Корозія розшарування, бали	Сплав	Корозія під напруженням (граничне напруження), кг/мм ²	Корозія розшарування, бали
1	Верхні панелі центроплана, СЧК, КЧК	В95Т1 В95пчТ1	5	6 – 7	1973Т2 В95пчТ2	17,5	2 – 3
2	Нижні панелі центроплана, СЧК, КЧК	Д16Т Д16чТ	5	6 – 7	1161Т Д16чТ 1163Т	5 – 6	6 – 7
3	Верхні пояси лонжеронів крила	В95Т1 В95пчТ1	5	6 – 7	В95пчТ2	17,5	2 – 3
4	Нижні пояси лонжеронів крила	Д16Т Д16	5	6 – 7	Д16чТ 1163Т	5 – 6	6 – 7
5	Пояси лонжеронів стабілізатора та кіля	Д16Т Д16	5	6 – 7	Д16чТ 1163Т	5 – 6	6 – 7
6	Кронштейни, фітинги крила та фюзеляжу, боковини шпангоутів фюзеляжу	АК6Т1	5 – 6	6 – 7	1933Т3	24	2
		В93Т1	5 – 6	6 – 7			
		В93пчТ2	15	4			
		1933Т3	24	2			
7	Стрингерний набір фюзеляжу	Д16Т Д16чТ			В95пчАТ2	17,5	2 – 3
		01420					

Стрингерний набір, що розташований в зоні під підлогою фюзеляжів літаків, порівнюваних з літаками Ан-148-100/Ан-158, виготовлений із пресованих профілів сплаву Д16Т, Д16чТ. Досвід експлуатації цих літаків показав недостатню

корозійну стійкість профілів зі сплаву Д16Т, Д16чТ, особливо відносно корозії розшарування. Тому на літаках Ан-148-100/Ан-158 увесь стрингерний набір, що розташований під підлогою фюзеляжу, виготовлений з листів сплаву В95пчА, термообробленого за двоступеневим режимом Т2.

Усі високонавантажені кронштейни, фітинги крила й фюзеляжу, боковини шпангоутів фюзеляжу в літаках Ан-148-100/Ан-158 виготовлені зі штампувань сплаву 1933ТЗ. Сплав 1933, термооброблений за двоступеневим режимом ТЗ, порівняно зі сплавами АК-6Т1 і В93пчТ1, з яких виготовлені подібні елементи конструкції літаків Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26 і Ан-30, значною мірою перевершує останні за опором корозійному розтріскуванню й корозії розшарування (див. таблицю 3.2).

У конструкції літаків Ан-148-100/Ан-158 використовують матеріали, досвід застосування яких у парку літаків «Ан» з терміном служби більше 40 років не виявив деградації їх властивостей (механічних, опору втомі та тріщиностійкості). Отже, відпрацьовування літаками Ан-148-100/Ан-158 проектного терміну служби 30 років не потребує проведення в експлуатації спеціальних заходів щодо заміни силових елементів або їх посилення з умов деградації матеріалів.

У літаках застосовано ряд конструкторських і технологічних рішень щодо захисту від зниження міцності в процесі експлуатації від атмосферних впливів, корозії й стирання:

1. Більша частина типового стрингерного набору фюзеляжу літаків Ан-148-100/Ан-158 складається із гнутих профілів Д16АТ і В95пчАТ2. Гнуті профілі виготовляють із плакованих листів, і завдяки наявності плакування на поверхні листів гнуті профілі мають підвищену корозійну стійкість порівняно із пресованими профілями.

2. З метою виключення можливого застою води, забезпечення провітрювання й огляду стану обшивки й внутрішнього набору теплозвукоізоляція не приклеюється, як у раніше спроектованих літаках, а підвішується так, щоб був проміжок між нею й обшивкою.

3. Для попередження створення застійних зон (скупчення вологи) у фюзеляжі є дренажні отвори, дренажні клапани й щілини.

4. Компактна водо-вакуумна туалетна система виключає попадання агресивних рідин у простір фюзеляжу, що розташований під підлогою.

5. При конструюванні знімних лючків, знімних панелей передбачені регламентовані проміжки, що заповнюються герметиком, і забезпечене їх зняття через змащення.

6. Деталі конструкції, що виходять на зовнішній контур, анодуються після припасування, свердління й зенкування отворів. У герметичних відсіках заклепки поставлені на герметику.

7. Розміщення маршових двигунів і допоміжної силової установки виключає влучення вихлопних газів на силові елементи конструкції.

8. Основним способом захисту від корозії деталей з алюмінієвих сплавів є сірчаноокисле анодне окиснення з наступним нанесенням лакофарбового покриття (ЛФП). Товщина анодно-окисного покриття на обшивальних плакованих листах для літаків Ан-148-100/Ан-158 становить 6...12 мкм. На деталях із пресованих напівфабрикатів, що виходять на зовнішній контур, а також на силових деталях внутрішнього набору відповідального призначення, виготовлених із пресованих напівфабрикатів, – товщина анодно-окисного покриття становить не менше 6 мкм. Товщина анодно-окисного покриття на деталях раніше спроектованих літаків – не менше 4 мкм.

9. Обшивальні листи частини фюзеляжу в зоні під підлогою, нижні площини крила й оперення, де можлива конденсація й скупчення вологи, мають двостороннє плакування товщиною не менше 40 мкм на кожную сторону.

10. Заклепки всіх агрегатів, за винятком заклепок металізації, піддані анодному окисненню в сірчаній кислоті з наповненням покриття в розчині біхромату калію. Фрезеровані головки заклепок, а також заклепки металізації перед остаточним фарбуванням піддані місцевому хімічному оксидуванню.

11. Деталі баків-кесонів піддані сірко-кислотному анодному окисненню з наповненням покриття в розчині біхромату калію. Внутрішня поверхня баків-кесонів покрита паливостійким лакофарбовим покриттям (грунтовка ЕП-0215).

12. Для захисту деталей, що виходять на зовнішній контур, застосовані такі варіанти фарбування:

- на основі перхлорвінілових емалей;
- на основі епоксидних емалей;
- на основі поліуретанових емалей.

13. Закриті зони конструкції додатково захищені профілактичним, періодично поновлюваним в експлуатації, антикорозійним складом типу Динітрол.

14. Усі технологічні процеси виготовлення деталей літаків Ан-148/Ан-158, а саме:

- анодування деталей з Al і Ti сплавів;
- оксидування деталей з Al і Mg сплавів;
- кадмування, фосфатування, тверде хромування деталей з конструкційних сталей;
- застосування спеціальних видів хіміко-термічної обробки (азотування, цементация);
- нанесення відповідних ґрунтувальних і лакофарбових покриттів, що виконували відповідно до вимог всекліматичного виконання.

15. Конструктивно передбачена можливість легкого доступу до закритих зон конструкції:

- фюзеляж – знімні панелі підлоги, відкидні панелі силового зализу;
- крило – люки-лази на верхніх (для центроплана) і нижніх (для КЧК) панелях кесона крила, відкидні панелі на крилі й зализі крила з фюзеляжем;
- оперення – знімні панелі й відкидні панелі на стабілізаторі й кілі.

16. У посібнику з технічної експлуатації літаків Ан-148-100/Ан-158 (розділ 51) наведені стандартизовані технологічні процеси видалення корозії й попередження її розвитку.

Виконано аналіз ефективності прийнятих конструкторських рішень, вибраних конструкційних матеріалів, режимів термообробки й захисних покриттів. Там же визначено припустимі інтервали між оглядами для основних силових елементів і рекомендовано інтервали для включення в Програму технічного обслуговування літака.

Таким чином, можна констатувати, що основні силові елементи типової конструкції літаків Ан-148-100/Ан-158 захищені від зниження або втрати міцності в процесі експлуатації з будь-якої причини, включаючи атмосферні впливи, корозію й стирання, а також забезпечені достатніми засобами вентиляції й дренажування.

Для підтвердження безпеки конструкції, підданої акустичному впливу, виконано оцінку міцності зі втоми при високочастотному навантаженні, викликаному пульсаціями аеродинамічного тиску, що виникають при роботі силової установки

Д-436-148. Розрахункові дані підтверджені результатами випробувань зразків, агрегатів конструктивно-подібного виконання й досвідом експлуатації літаків-прототипів.

Результати проведених робіт дозволяють стверджувати:

- ◆ поява тріщин втоми від акустичних навантажень у будь-якій деталі конструкції літака, підданій акустичному впливу, не є ймовірною;
- ◆ аварійне або катастрофічне руйнування через тріщини від акустичних навантажень не є ймовірним.

Елементи конструкції фюзеляжу, крила, пілонів навішування маршових двигунів й оперення літаків Ан-148-100/Ан-158, в яких застосовані матеріали на основі вуглецевих, скляних, органічних, комбінованих волокон та їх текстильних форм із використанням полімерної термореактивної матриці (ПКМ), умовно можна розділити на такі групи:

- ◆ *виконані зі склопластику або органопластику*: обтічник РЛС, обтічники ООС, зализ крила з фюзеляжем, радіопрозорий відсік форкіля, передній обтічник кіля, задня частина стікача кіля, елементи пілонів навішування маршових двигунів, обтічники закінцівок крила, рухливі й нерухливі обичайки обтічників механізмів закрилків, панелі зализа центроплана;
- ◆ *виконані з вуглепластику*: стулки ПОС, поперечні балки підлоги, каркаси інтерцепторів, руль висоти, руль напрямку, панелі хвостової частини крила, кіля й стабілізатора, каркаси елеронів, елементи конструкції закрилків.

До основних силових елементів конструкції можна віднести виконані з вуглепластику поперечні балки підлоги, каркаси інтерцепторів, рулі висоти (рисунок 3.36) й напрямку (рисунок 3.37), а також елерони.

Агрегати із ПКМ мають такі особливості:

- ◆ високий втомний опір при оптимальному вмісті волокна порівняно з металевими сплавами й відсутність впливу фретинг-корозії на втому механічних з'єднань;
- ◆ нечутливість міцності й втоми до малих концентраторів напружень, сумірних з поперечним розміром;
- ◆ насичення вологою й зниження внаслідок цього як механічних властивостей самого матеріалу, так і несучої здатності конструкцій, особливо при стиску (зсуві) в умовах експлуатаційних температур.

При виборі конструктивного виконання зазначених агрегатів використано досвід проектування, побудови й більш ніж 10-літньої експлуатації композитних агрегатів літака Ан-70. Зокрема, застосовано відпрацьовану інтегральну конструкцію, виключено стільниковий заповнювач.

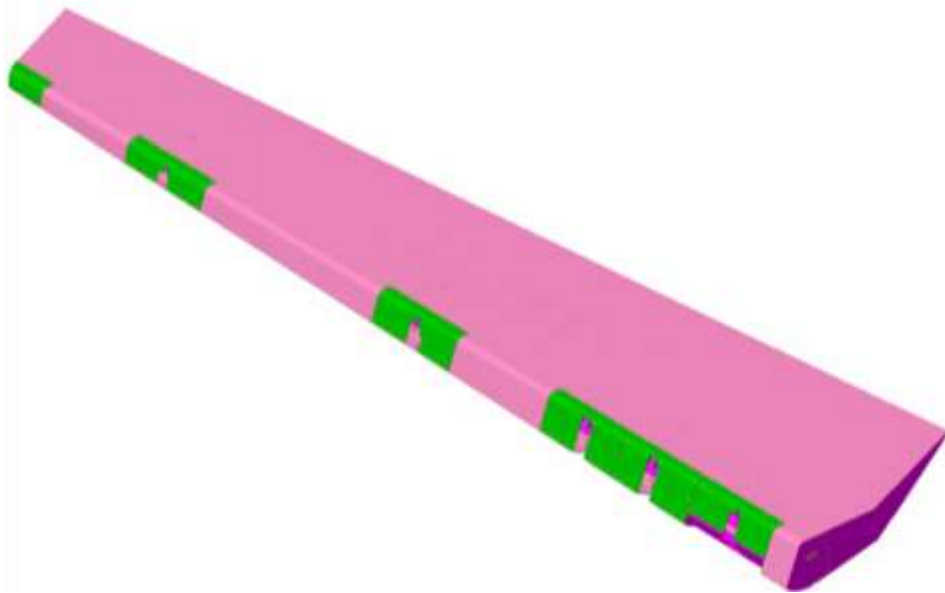


Рисунок 3.36 – Руль висоти

У зв'язку з тим, що на довговічність конструкцій значно впливає навколишнє середовище, для їх захисту застосовані ефективні методи захисту поверхонь і особливо торців композиційних деталей від проникнення вологи за допомогою герметиків, лакофарбових і спеціальних захисних покриттів.

Крім того, на довговічність композитних конструкцій впливають локальні ушкодження структури матеріалу від механічних ударів. Для агрегатів із полімерних композиційних матеріалів літаків Ан-148-100/Ан-158 в експлуатації передбачені цільові огляди – як візуальні, так й із застосуванням інструментальних методів контролю (акустичні), – а також розроблені відповідні карти неруйнівного контролю.



Рисунок 3.37 – Руль напрямку

Для підтвердження можливості відпрацювання проектних ресурсу й терміну служби агрегатів із ПКМ проводять їх випробування на втому з імітацією типових випадкових ушкоджень при обслуговуванні, а також на залишкову й кліматичну міцність і живучість відповідно до «Комплексного плану робіт із забезпечення міцності й ресурсу конструкції літака Ан-148».

Отже, можна стверджувати, що за результатами проведених робіт і з урахуванням планованих випробувань на міцність забезпечується можливість відпрацювання проектних ресурсу й терміну служби агрегатів із ПКМ.

При забезпеченні й підтримці безпеки експлуатації конструкції літаків Ан-148-100/Ан-158 за умовами міцності при тривалій експлуатації за основу взятий принцип поетапного встановлення й продовження призначених ресурсів і термінів служби, який дозволяє організувати ефективну взаємодію Розробника й Експлуатанта авіаційної техніки. Основні положення прийнятого підходу:

- ◆ початковий призначений ресурс не перевищує 27 % проектного й становить 2 000 льотних годин, 10000 польотів для Ан-148-100А, Ан-148-100В і 8 000 польотів для Ан-148-100Е, Ан-158. Зазначені величини підтверджені проведеними випробуваннями на утому літака Ан-148-100 № 01-03 і на підставі розрахунку, а також з урахуванням вимоги про співвідношення гранично припустимого напрацювання літака в експлуатації;
- ◆ початковий призначений термін служби не перевищує максимально досягнутого для літаків-прототипів терміну служби до першого капітального ремонту (або КВР) і становить 10 років;
- ◆ збільшення ресурсів і термінів служби проводять на основі аналізу експлуатаційних даних (службової інформації, інформації про виявлені несправності й польотної інформації з бортових пристроїв, що реєструють, і РПП-148);
- ◆ зчитування, попереднє оброблення (включаючи попередній аналіз) і накопичення інформації проводять на формах оперативного технічного обслуговування;
- ◆ передача експлуатаційних даних, що накопичуються, ДП «АНТОНОВ» виконується з періодичністю 1 раз на рік;
- ◆ безперервне (за потреби) уточнення експлуатаційно-технічної документації (ЕД) літака й своєчасне інформування про це Експлуатанта (за потреби через Авіаційні Департаменти).

Перераховані вище положення знайшли відбиття в експлуатаційній документації (ЕД) літаків Ан-148-100/Ан-158. Відпрацьовування проектних ресурсів (термінів служби) проводять поетапно. Діючі етапи відпрацьовування проектних ресурсів (термінів служби) вказують у розділі «Обмеження льотної придатності» КЛЕ. ДП «АНТОНОВ» забезпечує випереджальне збільшення ресурсів (термінів служби) діючого етапу шляхом підготовки необхідних доказових документів відповідно до вимог АП і подання їх в Авіарегістр МАК і Державіаслужбу України.

У розділі 04 КЛЕ «Обмеження льотної придатності» установлені спеціальні вимоги за умовами експлуатації основних силових елементів конструкції літака, які забезпечують можливість виявлення випадкових і корозійних ушкоджень, в окремих випадках виявлення ушкоджень від втоми. Для діючого етапу відпрацьовування проектного ресурсу встановлюють припустимі напрацювання для планера, навішування двигунів, шасі й механічних елементів системи їх збирання-випуску, механічних елементів системи керування й зміни конфігурації, елементів конструкції, що забезпечують взаємне силове стикування частин планера й агрегатів літака.

Для конструкції літаків (силових елементів і критичних місць конструкції) періодичне технічне обслуговування (ТО) містить такі форми:

- ◆ форма sA. Виконується через кожні 300 польотів або 6 місяців;
- ◆ форма sC. Виконується через кожні 3000 польотів або 36 місяців;
- ◆ роботи з індивідуальних Програм контролю старіння. Виконуються для літаків, що досягли 15000 польотів або 10 років, на формах, кратних sC.

ДП «АНТОНОВ» забезпечує безпеку експлуатації літаків у межах зазначеного ресурсу (терміну служби) шляхом:

- ◆ внесення уточнень ЕД;
- ◆ випуску бюлетенів, переліків замін деталей (одиниць устаткування), що мають обмежений ресурс (термін служби), технічної документації (ТД) на ремонти й доопрацювання (за потреби);
- ◆ видачі рекомендацій з технічної експлуатації літака при виявленні дефектів, що виходять за рамки ЕД;
- ◆ розроблення індивідуальних Програм контролю старіння кожного екземпляра літака;
- ◆ інформаційної підтримки експлуатації літаків.

Для забезпечення відпрацьовування проектного ресурсу й випереджального зняття обмежень відповідно до вимоги буде проведений комплекс випробувань на втому, випробувань на втому й функціонування, живучості й залишкової міцності. При цьому забезпечується подвійне випереджувальне напрацювання конструкції при випробуваннях на втому щодо нальоту літаків парку.

Льотна придатність у частині забезпечення ресурсу (терміну служби) забезпечується за умови виконання Експлуатантом:

- ◆ вимог експлуатаційної документації (ЕД);
- ◆ робіт з індивідуальних Програм контролю старіння на трудомістких формах ТО для літаків, що досягли 15000 польотів або 10 років;
- ◆ надання Експлуатантом літака для аналізу в ДП «АНТОНОВ» інформації про наліт літака в годинах й польотах, відмовах і несправностях, умовах експлуатації, у тому числі за даними РПП і бортового реєстратора БУР-95-02. У випадках несвоєчасного й неповного інформування ДП «АНТОНОВ» використовують консервативний підхід при збільшенні призначених ресурсів і термінів служби.

Проведені оцінки міцності показують, що аварійної або катастрофічної ситуації через утому, корозію, дефекти виробництва або випадкового ушкодження можна уникнути протягом усього часу експлуатації літаків.

Щодо літака Ан-158 проектний ресурс і термін служби планера при експлуатації за технічним станом відповідають аналогічним даним літака Ан-148-100Е і забезпечуються шляхом проведення відповідних доробок силових елементів. Відпрацьовування ресурсів і терміну служби виконується відповідно до експлуатаційної документації літака.

Нижче наведено перелік технічних звітів, інженерних аналізів і технічних довідок із міцності, ресурсу та термінів служби літаків Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Літак Ан-148. Розрахунок зовнішніх навантажень.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування статичної міцності конструкції. Зведені дані.
- ◆ Звіт про статичні випробування крісла інспектора літака Ан-148, вузлів кріплення крісла та прив'язної системи AM SAFE 4137-1-0113577 до дверей в кабіну екіпажу.

- ◆ Звіт про статичні випробування крісла бортпроводника Ан-148-100, вузлів кріплення крісла та вузлів кріплення прив'язної системи AM SAFE model 4057.
- ◆ Звіти про статичні випробування пасажирських крісел фірми «Geven».
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції кесона крила вимогам Сертифікаційного базису СБ148 (Зведені матеріали).
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції механізації крила вимогам СБ-148 (Зведені матеріали).
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції оперення вимогам СБ-148 (Зведені матеріали).
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Шасі. Зведені матеріали щодо обґрунтування міцності. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Розрахунок на міцність гідроагрегатів.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Зведені матеріали зі статичної міцності силової установки (СУ).
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції пілона навішування МДУ вимогам СБ-148 (Зведені матеріали).
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу й обладнання, встановленого в фюзеляжі, вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції крісел пілотів, інструктора, бортпроводників, їх прив'язних систем і вузлів установки, а також каркаса фюзеляжу в зоні установки крісел вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Зведені матеріали щодо обґрунтування міцності основної силової конструкції проводки керування літака типу Ан-148-100, моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В і Ан-148-100Е). Устаткування багажно-вантажних відсіків (Зведені матеріали з міцності).
- ◆ Результати копрових випробувань на роботоємність і багаторазові скидання передньої опори шасі літака Ан-148.
- ◆ Результати копрових випробувань на роботоємність і багаторазові скидання основної опори шасі літака Ан-148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні льотні випробування із дослідження закономірностей навантаження агрегатів планера в діапазоні експлуатаційних обмежень і на граничних за умовами міцності режимах. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертифікаційні льотні випробування із визначення вібраційної і бафтингової безпеки. Технічний звіт.
- ◆ Висновок щодо відповідності матеріалів, які використовують у типовій конструкції літака Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), вимогам пп. 25.603, 25.609 і 25.613 Сертифікаційного Базису СБ- 148.
- ◆ Літак Ан-148-100. Оцінка відповідності конструкції при пошкодженні нелокалізованими уламками двигунів вимогам 25.571 (е) СБ-148.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оцінка міцності захисту від розльоту нелокалізованих уламків ВСУ, яка встановлюється на протипожежному екрані.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування міцності конструкції при пошкодженні від зіткнення з птахом відповідно до вимог 25.571 (е) (1) і 25.631 СБ-148 (крило, пілон навішування МДУ, оперення).
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування міцності конструкції при пошкодженні від зіткнення з птахом відповідно до вимог 25.571 (е) (1) і 25.631 СБ-148 (фюзеляж і лобове скло ліхтаря кабіни).
- ◆ Скло лобове ТСК 008У.01.000. Звіт про результати стендових динамічних випробувань.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності герметичної кабіни фюзеля-

жу вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу в разі аварійної посадки на землю вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності статичної міцності конструкції фюзеляжу в разі аварійної посадки на воду вимогам СБ-148. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148-100. Керівництво з льотної експлуатації.
- ◆ Літак Ан-148-100. Льотне керівництво.
- ◆ Літак Ан-148-100. Керівництво із завантаження та центрування.
- ◆ Технічні умови на виготовлення, контроль, приймання та постачання літака Ан-148 № 01-03, призначеного для проведення випробувань на міцність.
- ◆ Літак Ан-148-100 № 01-03. Аналіз причин руйнування конструкції фюзеляжу при проведенні статичних випробувань. Обґрунтування достатності виконаних підсилень типової конструкції фюзеляжу. Інженерний аналіз.
- ◆ Кесон крила. Зведені матеріали зі статичної міцності
- ◆ Пілон. Зведені матеріали зі статичної міцності.
- ◆ Механізація крила. Зведені матеріали зі статичної міцності.
- ◆ Зведені матеріали зі статичної міцності фюзеляжу й обладнання, що встановлюється в фюзеляжі.
- ◆ Оперення. Зведені матеріали зі статичної міцності.
- ◆ Шасі. Зведені матеріали зі статичної міцності.
- ◆ Літак Ан-148-100. Технічний звіт. Розрахунок спектрів перевантажень і втомних навантажень на елементи конструкції в прогнозованих умовах типової експлуатації.
- ◆ Літак Ан-148-100. Сертифікаційні наземні випробування із визначення основних експлуатаційно-технічних характеристик. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148-100. Спеціальні сертифікаційні льотні випробування із визначення статистичних характеристик повторюваності навантажень на режимах типової експлуатації. Технічний звіт.
- ◆ Літак Ан-148. Перелік особливо відповідальних конструктивних елементів.
- ◆ Звіт про результати тензометрії літака Ан-148-100 № 01-03 при проведенні

випробувань на втому.

- ◆ Звіт про результати випробувань на втому літака Ан-148 № 01-03.
- ◆ Літак Ан-148-100. Програма випробувань на втому літака Ан-148-100 № 01-03. ДП АНТК ім. О.К. Антонова, ПЗ № 615, ЦАГІ, СЦ «ЦАГІ-ТЕСТ».
- ◆ Літак Ан-148-100. Пояснювальна записка до Програми № 148.00.0132.006 ПМ випробувань на втому літака Ан-148-100 № 01-03.
- ◆ Літак Ан-148. Програма випробувань на витривалість і функціональну працездатність механізмів збирання-випуску шасі та механізмів стулок шасі літака. ДП АНТК ім. О.К. Антонова.
- ◆ Літак Ан-148. Програма випробувань системи повороту стояка передньої опори шасі на ресурс і функціонування.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Висновок про встановлення початкового призначеного ресурсу 20000 льотних годин, 10000 польотів, 10 років особливо відповідальних елементів, вузлів і агрегатів функціональних систем шасі за умовами втомної міцності та функціонування при тривалій експлуатації.
- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Обґрунтування висновку про встановлення початкового призначеного ресурсу 20 000 льотних годин, 10 000 польотів, 10 років особливо відповідальних елементів, вузлів і агрегатів функціональних систем шасі літака за умовами втомної міцності та функціонування.
- ◆ Літак Ан-148-100. Висновок про відповідність типової конструкції літака Ан-148-100 вимогам Сертифікаційного Базису СБ-148 за умовами безпеки від флатера, реверсу та дивергенції.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу крила.
- ◆ Літак Ан-148-100. Розрахунок еквівалентів між навантаженнями при випробуваннях на втому за Програмою № 148.00.0132.006 ПМ і навантаженнями в очікуваних умовах експлуатації.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу фюзеляжу.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу оперення.
- ◆ Літак Ан-148-100. Аналіз залишкової міцності та рівнів напружень конструкції крила, пілона навішування МДУ й оперення для визначення допус-

тимості пошкоджень (безпечного руйнування) відповідно до 25.571 (a), (b) СБ-148. Інженерний аналіз.

- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу пілона, навішування двигуна Д436-148Б і навішування ВСУ АІ-450-МС.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу закрилків, передкрилків і носків, що відхиляються.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу руля висоти, руля напрямку, елерона й інтерцепторів з елементами їх навішування.
- ◆ Літак АН-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу шасі.
- ◆ Літак АН-148-100. Розрахунок втомної довговічності стояків шасі.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного ресурсу механічної проводки СШК в кабіні екіпажу та системи керування закрилками, передкрилками та носками, що відхиляються.
- ◆ Літак Ан-148-100. Програма випробувань на опір втомі та функціональну працездатність носка, що відхиляється, та передкрилка літака спільно з механічною системою керування.
- ◆ Літак Ан-148-100. Програма випробувань на опір втомі та функціональну працездатність закрилка літака спільно з механічною системою керування.
- ◆ Літак Ан-148-100. Програма випробувань на опір втомі та функціональну працездатність руля висоти з елементами його навішування та керування.
- ◆ Літак Ан-148-100. Програма випробувань на втому та функціонування механічної проводки системи штурвального керування в Ф1.
- ◆ Літак Ан-148-100. Документ з планування технічного обслуговування (ДПТО / МРD).
- ◆ Перелік матеріалів основних силових елементів літака Ан-148-100.
- ◆ Літак Ан-148-100. Обґрунтування проектного терміну служби 30 років конструкції літака за умовами корозійної міцності.
- ◆ Зведені дані щодо оцінювання втомної міцності при акустичних навантаженнях.
- ◆ Літак Ан-148-100. Вихідні дані для планування технічного обслуговування.
- ◆ Літак Ан-148-100. Регламент технічного обслуговування.
- ◆ Літак Ан-148-100. Програма випробувань на втому основної та передньої

опор літака.

- ◆ Літак Ан-148-100. Програма випробувань на опір втомі пілона та навішування двигуна Д-436-148Б.
- ◆ Літак Ан-148-100 (Моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Оцінка залишкової міцності конструкції фюзеляжу при регламентованих пошкодженнях. Інженерний аналіз.
- ◆ Літак Ан-148 (моделі Ан-148-100А; Ан-148-100В; Ан-148-100Е). Обґрунтування відповідності конструкції кріплення двигуна Д-436-148 вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 п.25.571 (а), (б). [Аналіз допустимості пошкоджень (безпечного руйнування)] Технічна довідка.
- ◆ Літак Ан-148 (моделі Ан-148-100А; Ан-148-100В; Ан-148-100Е). Аналіз зміни ресурсних характеристик літаків із різними системами автоматичного регулювання тиску (САРТ).
- ◆ Висновок про відповідність літака Ан-158 вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 за умовами статичної міцності.
- ◆ Висновок про відповідність літака типу Ан-148-100 (модель Ан-158) у зв'язку з введенням Головної зміни типової конструкції «Збільшення максимальної посадкової ваги до 38 800 кгс» вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 за умовами статичної міцності.
- ◆ Висновок про відповідність літака типу Ан-148-100 (модель Ан-158) вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації при збільшенні максимальної посадкової ваги до 38 800 кгс.
- ◆ Літак Ан-158. Обґрунтування проектного ресурсу та терміну служби 80 000 льотних годин, 30 000 польотів, 30 років за умовами міцності при тривалій експлуатації.
- ◆ Літак Ан-158. Висновок про відповідність типової конструкції літака Ан-158 вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 за умовами безпеки від флатера, реверсу та дивергенції.
- ◆ Літак Ан-158. Висновок про відповідність типової конструкції літака Ан-158 вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 та встановлення йому початкових призначених ресурсу та терміну служби 20 000 льотних годин,

8 000 польотів, 10 років за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації.

Всі ці звіти входять до переліку необхідної доказової документації при подальшій сертифікації літака.

Основні висновки щодо забезпечення міцності.

На підставі результатів проведеного комплексу розрахункових, експериментальних і дослідницьких робіт із забезпечення міцності й безпеки конструкції літаків Ан-148-100/Ан-158 при відпрацьовуванні проектного ресурсу й терміну служби досягли 80000 льотних годин, 60000 польотів для моделі Ан-148-100А, 40000 польотів для моделі Ан-148-100В, 30000 польотів для Ан-148-100Е, 50000 польотів для Ан-158, 30 років за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації:

- обґрунтована можливість відпрацьовування літаками проектного ресурсу й терміну служби за умовами міцності при втомі (при акустичних навантаженнях у тому числі) та корозійної міцності;
- визначені й обґрунтовані умови (заходи) відпрацьовування проектного ресурсу й терміну служби;
- визначені принципи забезпечення й підтримки безпеки експлуатації.

Підтверджена можливість установаження відповідності типової конструкції літаків Ан-148-100/Ан-158 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е та Ан-158) за умовами міцності при тривалій експлуатації вимогам авіаційних правил АП-25, що відносяться до характеристики «Міцність».

3.4. ВИСНОВКИ ЩОДО РОЗДІЛУ

1. У конструкції планера сімейства реактивних регіональних пасажирських літаків Ан-148-100/Ан-158 (фюзеляж, крило, пілони навіски силових установок і оперення) застосовано ряд нових конструктивно-технологічних рішень:

- у фюзеляжі розширено обсяг застосування композиційних матеріалів, включаючи балки підлоги й стояки їх кріплення до елементів конструкції фюзеляжу; кріплення обшивки до каркаса фюзеляжу виконано за допомогою заклепок із компенсатором, що забезпечує високу якість зовнішньої поверхні та виключає необхідність фрезування головок заклепок після їх встанов-

- лення; відсік допоміжної силової установки, виконаний повністю із КМ;
- розроблено раціональну конструкцію кесона крила з теоретичною поверхнею подвійної кривизни, високою технологічністю й експлуатабельністю, із забезпеченням живучості і високого ресурсу;
 - розроблено раціональну конструкцію пілона навішування маршової силової установки із забезпеченням оптимальних характеристик жорсткості для досягнення заданих характеристик флатерної безпеки, широким застосуванням композитних матеріалів у хвостовій і носовій частинах;
 - розроблено конструкцію поясів із пресованих напівфабрикатів із двома закінцівками;
 - розроблено інтегральну конструкцію руля напрямку та руля висоти із композиційних матеріалів.

2. Розроблено аеродинамічне компонування, яке дозволило створити сімейство регіональних пасажирських літаків-високопланів зі швидкістю польоту до 870 км/год ІІІ ($M = 0,8$), яке не має аналогів у світовій практиці авіабудування. Основу аеродинамічного компонування швидкісного крила з помірно стрілоподібністю сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 склали розроблені для нього надкритичні профілі нового покоління з великою максимальною відносною товщиною (більшою, наприклад, ніж у літаків Airbus A320 та Ан-124). Значення аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі польоту становить $K_{крейс} = 15,8$, що відповідає світовому рівню.

3. На підставі результатів проведеного комплексу розрахункових, експериментальних і дослідницьких робіт із забезпечення міцності й безпеки конструкції літаків Ан-148-100/Ан-158 при відпрацюванні проектного ресурсу й терміну служби досягли 80000 льотних годин, 60000 польотів для моделі Ан-148-100А, 40000 польотів для моделі Ан-148-100В, 30000 польотів для Ан-148-100Е, 50000 польотів для Ан-158, 30 років за умовами міцності конструкції при тривалій експлуатації.

Основні наукові результати, наведені у третьому розділі, опубліковано у працях автора [1, 3, 5, 6].

Розділ 4
ОСОБЛИВОСТІ РЕАЛІЗАЦІЇ МЕТОДІВ ІНТЕГРОВАНОГО
ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИРОБНИЦТВА СІМЕЙСТВА РЕГІОНАЛЬНИХ
ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

4.1. ОСОБЛИВОСТІ ВИРОБНИЦТВА РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Виробництво літаків Ан-148-100 в Україні було розпочато в 2007 році на «Київському державному авіаційному заводі «АВІАНТ», що в 2010 році ввійшов до складу ДП «АНТОНОВ» і перейменованій у Філію ДП «АНТОНОВ» «Серійний завод «АНТОНОВ» (рисунок 4.1).



Рисунок 4.1 – Цех остаточного складання на ДП «АНТОНОВ»
(«Серійний завод «АНТОНОВ»)

Підготовка до виробництва й виробництво літаків Ан-158 були розпочаті в 2010 році в Філії ДП «АНТОНОВ» «Серійний завод «АНТОНОВ».

У виробництві літаків беруть участь понад 214 фірм із 15 країн світу. Постачальниками основних агрегатів літака є Відкрите акціонерне товариство «Воронезьке акціонерне літакобудівне товариство» з Російської Федерації, Харківське державне авіаційне виробниче підприємство, Державне підприємство «Виробниче об'єднання «Південний машинобудівний завод» ім. О. М. Макарова»

(м. Дніпро). Постачальником двигунів є Запорізьке Акціонерне товариство «Мотор-Січ». Поставки матеріалів і комплектувальних виробів в основному здійснюють підприємства й фірми України, Російської Федерації, Німеччини, Франції, Великобританії, Сполучених Штатів Америки.

4.1.1. Організація виробництва літака Ан-148-100 та Ан-158 у Філії ДП «АНТОНОВ» «Серійний завод «АНТОНОВ»

1. У ході ставлення на виробництво літака Ан-148-100 отримано від Розробника й після проведення конструкторського й технологічного опрацювання видано у виробництво більше 20 500 комплектів документів. Повний комплект документації містив документацію на паперових носіях, повний комплект тривимірних електронних моделей майстер-геометрії й комплект тривимірних електронних моделей частини деталей і агрегатів. Електронні моделі були розроблені й отримані за допомогою системи CADD5-5.

2. Для скорочення циклу й розподілу витрат на підготовку виробництва при запуску нового типу літака була організована широка кооперація щодо агрегатів планера літака.

Виробництво основних агрегатів було розподілено між підприємствами в такий спосіб:

- носову й середню частини фюзеляжу й консольні частини крила виготовляють у Києві;
- каркас ліхтаря й застелення кабіни пілотів, хвостову частину фюзеляжу, двері, хвостове оперення, агрегати механізації крила й систем керування нею, пілони й мотогондоли виготовляють у Воронежі;
- центроплан виготовляють у Харкові;
- стояки шасі виготовляють у Дніпрі.

Для точного розподілу робіт між підприємствами-кооперантами й організації взаємних поставок складових частин планера літака за кооперацією були розроблені, погоджені й затверджені більше 30 Технічних умов на постачання агрегатів, вузлів і деталей.

3. Планер літака Ан-158 відрізняється від планера літака Ан-148-100 подовженою на 1 700 мм середньою частиною фюзеляжу, зміненою хвостовою

частиною фюзеляжу, посиленою центральною частиною крила та наявністю кінцевої аеродинамічної поверхні на консольних частинах крила. Частина систем літака була замінена, зокрема, паливно-вимірювальна система СУИТ-148 російського виробництва була замінена на ТИС-158 українського виробництва.

4. На відміну від схеми кооперації щодо літака Ан-148-100 виробництво фюзеляжу (рисунок 4.2), кіля та стабілізатора для літаків Ан-158 цілком виконується Філією ДП «АНТОНОВ» «Серійний завод «АНТОНОВ», що дозволило зменшити залежність від постачальників, скоротити цикл і зменшити вартість літака.



Рисунок 4.2 – Стапель складання та стикування агрегатів фюзеляжу

4.1.2. Технологічна підготовка виробництва

1. При запуску у виробництво літака Ан-148-100 була виконана технологічна підготовка виробництва для близько 65 000 деталей, вузлів і агрегатів.

Визначено норми витрат матеріалів на 52 620 деталей, для виготовлення яких застосовані 5 682 найменування матеріалів. У зв'язку із застосуванням великої кількості нових матеріалів проведені роботи з розширення довідників-шифраторів матеріалів, довідника стандартних виробів з одночасним застосуванням їх для роботи в мережі ETHERNET.

2. Забезпечення виробництва літака Ан-148-100 технологічним оснащенням потребувало напруженої роботи технологічних служб і цехів підготовки виробництва.

Усього було спроектовано й виготовлено більше 19 300 найменувань спеціального технологічного оснащення та інструментів. Трудомісткість робіт із забезпечення оснащенням становила близько 1 250 000 нормо-годин. Було розроблено більше 75 000 комплектів робочої технологічної документації на процеси виготовлення, складання, контролю та випробувань деталей, вузлів, агрегатів і систем літаків.

3. При запуску у виробництво літака Ан-158 було виконано додаткову технологічну підготовку виробництва для близько 12 314 деталей, вузлів і агрегатів, спроектовано й виготовлено більше 72 648 найменувань спеціального технологічного оснащення та інструментів. Трудомісткість робіт із забезпечення оснащенням становила близько 2 270 998 нормо-годин.

4.1.3. Відпрацювання та впровадження технологічних процесів

Заготівельно-штампувальне виробництво

Відпрацьовані, удосконалені й впроваджені нові технологічні процеси, у тому числі:

- виготовлення профільних заготовок стрингерів та ободів шпангоутів із листа методом обмеженого вигину;
- виготовлення елементів тонкостінного зварюваного високоресурсного трубопроводу з титанових і алюмінієвих сплавів, у тому числі вирішення проблем виготовлення типових елементів трубопроводу типу «коліно» і «трійник», а також калібрування закінчень елементів трубопроводів під зварювання;
- відпрацювання й впровадження технологічних процесів виготовлення трубопроводів з АМг2М із шумозахисними перегородками;
- багатоперехідні процеси виготовлення гермозаглушок кесонної частини крила (більше 44 найменувань);
- технологія штампування й доведення спеціальних підсікань глибиною 4,0 та 5,0 мм;
- процеси виготовлення складних деталей крила та баків методами глибокого витягання на пресі QAB-31.5;
- процеси виготовлення трубопроводів із полімерних композиційних матеріалів;
- процеси виготовлення балок і стояків із вуглестрічки УОЛ-300-2А;

- процеси обсаджування труб нових типорозмірів;
- процеси виготовлення нової номенклатури металофторопластових втулок згідно із ОСТ 1 10289-78.

Впроваджено високопродуктивний верстат з програмним керуванням HANG WANG FL-3015 для високоточного розкрою листових заготовок за допомогою промислового лазера (рисунок 4.3).

Після закінчення дослідницьких робіт це устаткування дозволило істотно зменшити припуски на розкрій листових заготовок, підвищити точність їх виготовлення, а також виготовляти частку деталей літака без наступної обробки. Зараз цей верстат застосовують для виготовлення малонавантажених деталей літака та шаблонів, що істотно зменшило цикл і трудомісткість.



Рисунок 4.3 – Дільниця лазерного розкрою матеріалів

Механоскладальне виробництво

У період запуску в серійне виробництво літаків Ан-148-100, Ан-158 було випробувано та впроваджено прогресивний покупний інструмент фірм Guhring, UFP, Sandvik Coromant: фрези, борфрези, свердла, мітчики з твердих сплавів і

швидкорізальних сталей для оброблення різанням високоміцних, корозійностійких сталей і титанових сплавів, що забезпечують високу продуктивність праці, високі якість і точність оброблюваних деталей. Проведено випробування й впроваджено в серійне виробництво нові види мастильно-охолоджуючої рідини при механічній обробці різанням, що істотно підвищило стійкість інструменту й дозволило застосувати швидкісні режими оброблення.

Виконано роботи щодо відновлення працездатності та модернізації технологічного устаткування: капітально відремонтовано 530 верстатів, модернізовано 160 фрезерних верстатів шляхом заміни застарілих систем числового програмного керування (ЧПК) на сучасні. Придбано й впроваджено нове металорізальне обладнання:

- токарні верстати моделі CA564C200Ф10 (2 шт.) і CA564C150Ф10 (9 шт.), прецизійний токарний верстат з автоматичною системою керування циклами E50 фірми «WEILER»;
- високошвидкісні верстати зі стрічковою пилкою фірми «Behringer» (2 шт.);
- верстат зі стрічковою пилою фірми «Behringer» для розкрою заготовок по прямій лінії з плит розмірами 1600×4000×400 мм;
- верстат із ЧПК гідроабразивного різання «Idroline 2040» фірми «CMS» для фігурного розкрою заготовок із плит 2000×4000×250 мм;
- високоточні універсально-фрезерні верстати моделі FSS450NS.01 (10 шт.), моделі OMM67 (6 шт.);
- 5-координатні вертикально-фрезерні верстати DMU-60, DMU-80, DMU-100 Blok Mono (3 шт.), DMU-100 Blok Duo і верстат MCFV-1060 зі стійкою Haidenhaim, включені в загальну мережу (рисунок 4.4);
- 5-координатний фрезерний верстат із числовим програмним керуванням для виготовлення деталей типу стрингерів і поясу лонжерона довжиною до 12 000 мм (рисунок 4.5);
- зубодовбальні верстати 5M161 (2 шт.);
- електроерозійний прецизійний заглибний дротяно-вирізний верстат із лінійними сервоприводами AQ537LLP33W;
- установка для безабразивної ультразвукової фінішної обробки (БУФО), напівавтоматичний універсальний шліфувальний верстат Omicron-3620, шліфувальний верстат SIEFLEX-500;

– 5-координатний шліфувально-заточувальний верстат Norma фірми «SCHNEEBERGER».



Рисунок 4.4 – Дільниця 5-координатних фрезерних верстатів



Рисунок 4.5 – Фрезерний верстат із ЧПК для виготовлення довгомірних деталей крила

Для оперативного контролю деталей складної конфігурації придбана контрольно-вимірювальна машина («рука») Romer Arm – 2030 Sigma.

Відпрацьовані й впроваджені нові технологічні процеси виготовлення деталей і вузлів:

- виготовлення панелей КЧК;
- попереднє складання панелей крила із підгонкою сполучень обшивок між собою, зі стрингерами, поясами лонжеронів і профілями рознімань;
- виготовлення гарячевисадних болтів із накочуванням різьблення після термообробки;
- виготовлення високоточних заклепок АНУ0314;
- бар'єрне зміцнення отворів у стрингерах консольної частини крила (КЧК) для перетікання палива;
- фінішна обробка деталей з нержавіючих сталей самоустановлювальною головкою з алмазними брусками для одержання шорсткості 0,1;
- виготовлення зубчастих секторів системи керування передкрилками з виконанням операцій зубообробки до та після старіння;
- виготовлення механізмів переміщення закрилків із титанових сплавів, у тому числі шліфування по молібденовому покриттю на контурно-шліфувальному верстаті;
- виготовлення, складання й обкатування механізмів переміщення передкрилків із перевіркою плями контакту на спеціально спроектованому та виготовленому технологічному оснащенні;
- виготовлення деталей з напилюванням Бр010 (БРА-7) на підшарі ВКНА;
- фінішна обробка деталей шасі до та після хромування;
- виготовлення гвинтів МЗ із напівкруглою головкою й хрестоподібним шліцом №1.

Впровадження програмної обробки деталей

Для забезпечення виготовлення деталей літаків Ан-148-100, Ан-158 на верстатах із числовим програмним керуванням були проведені роботи:

- освоєна методика розроблення керуючих програм (КП) і розроблення технологічних процесів у CAD/CAM-системах Pro/ENGINEER і GeMMA-9.5, освоєні модулі IMSverify 3-Axis Verification (верифікація оброблення з ви-

даленням матеріалу по CL-файлах для 3-координатних верстатів), IMSverify Upgrade to 5-Axis Verification (розширення верифікації до п'яти осей), IMSverify Machine Simulation (симуляція оброблення КП на моделі верстата), що дозволяє підвищити якість КП, зокрема, при 5-осьовому обробленні деталей;

- розроблено близько 31 365 КП для виготовлення 2 390 найменувань деталей;
- відновлені, модернізовані й введені в експлуатацію більше 150 верстатів із ЧПК, у тому числі: FCQV зі стійкою Siemens 802D, CAM5, РФП-6 зі стійкою NC-230, МА655 зі стійкою Siemens 802D і Нейрон, ВФ-11 зі стійками NC-210, NC-220, 2ФП-131 зі стійками S8600 і Siemens 840;
- на стійках верстатів із ЧПК замінені застарілі системи зчитування інформації на сучасні контролери й ІМПи, що дозволило відмовитися від фізичних носіїв інформації (перфострічок і магнітних стрічок); практично всі верстати підключені до єдиної заводської мережі ADNC;
- розроблено й впроваджено єдиний електронний архів керуючих програм (ЕАКП), що дозволило значно скоротити час на запис/перезапис і передачу КП цехам-споживачам.

Виробництво виробів із композиційних і неметалічних матеріалів

Для забезпечення вимог до процесів виготовлення агрегатів із ПКМ на основі вуглематеріалів виконано глибоку модернізацію автоклава 1-28-80 20-4 і установок для просочення тканин УПСТ-300 і УПСТ-1000. Відпрацьовані й впроваджені складні у виробництві й нові технологічні процеси та процеси виготовлення виробів:

- виготовлення балок підлоги з вуглематеріалів ЭЛУР-ПА і УОЛ-300-2А;
- виготовлення панелей із ПКМ носових, хвостових частин і закінцівок крила;
- виготовлення великогабаритних панелей із ПКМ: обтічників шасі, стулок шасі та зализів крила з попереднім складанням панелей ОШ із кришками люків;
- виготовлення радіопрозорого носового обтічника із приклеююю антен і шин захисту від блискавки;
- виготовлення скла ілюмінаторів пасажирської кабіни;
- виготовлення панелей підлоги пасажирської кабіни з відпрацьовуванням конструкції й матеріалів, що клеять, для забезпечення міцності.

Освоєні процеси і організована і обладнана дільниця з виготовлення підшипників ковзання з покриттям «ОРГАЛОН».

Освоєні процеси, організована й обладнана ділянка з виготовлення елементів інтер'єру, в тому числі щитків пасажирів, методом формування листових термопластів типу «Європлекс» з використанням нової вакуум-формуальної машини фірми «GEISS».

Виконано глибоку модернізацію парового автоклава ВКР-20/60, що дозволило скоротити цикли виготовлення шаруватих конструкцій за рахунок спеціалізації та розвантаження існуючого обладнання.

Металургійне виробництво

Відпрацьовані й впроваджені складні у виробництві й нові технологічні процеси й процеси виготовлення виробів ковальсько-штампувального, ливарного й термічного виробництва:

- штампування на КГШП сплаву ВКС-170;
- висадження болтів із ВНС-5Ш на ГKM-400;
- розкрій прутків під кування й штампування на пилці «BERINGER»;
- контроль приладом ОВЕНТРМ1-УР температури при виготовленні виливків;
- процес сушіння компонентів лиття й оснащення в новій печі для прокалювання СДВ;
- процес виготовлення на 3D-принтері ливарного оснащення на основі гіпсу;
- процес зонального індукційного відпалу (ЗІВ) поперечних кільцевих зварених швів титанового трубопроводу;
- загартування сталі 30ХГСА в модернізованій вакуумній електропечі СЭВ-5.5/11,5;
- процес газового азотування при контролі витрати аміаку по ротаметру;
- процес нанесення титанового й титаново-нікелевого покриття методом конденсації з іонним бомбардуванням в установці ННВ 6.6И1;
- процеси термообробки деталей з високоміцної мартенситностаріючої сталі 03Н18Д08М5Т-ВД (ВКС-170ВД);
- процеси газового азотування гвинтів підйомників закрилків.

Виконано капітальний ремонт і модернізацію семи печей для термічної обробки деталей.

Освоєно й впроваджено нове обладнання й технологічні процеси зварювання:

- джерела живлення постійного струму для зварювання нержавіючих і титанових сплавів Fronius Trans Tig 2600, для аргонодугового зварювання електродом, що не плавиться, на змінному й постійному струмі СЭЛМА УДГУ-351, для зварювання алюмінієвих сплавів Fronius Magic Wave 3000;
- зварювальні головки відкритого типу MU IV 104 з системою керування Fronius FPA2000 і закритого типу MW65, MW115 з системою керування Fronius FPA2020 для автоматичного зварювання тонкостінного трубопроводу з нержавіючих сталей і титанових сплавів;
- машини контактного точкового зварювання МТ1917, МТ 2023, МТ 2024;
- процес зварювання кільцевих поворотних і неповоротних стиків трубопроводів із титанових сплавів із товщиною стінки 0,6 мм;
- процес зварювання тонкостінних трубопроводів з алюмінієвих сплавів складних перетинів із введенням у режим зварювання додаткових параметрів: баланс і частота струму.

Освоєно й впроваджено нове обладнання й технологічні процеси нанесення лакофарбових покриттів:

- лакофарбове устаткування фірми «Кремлин» для безповітряного розпилення лакофарбових матеріалів при фарбуванні літаків;
- процеси фарбування зовнішньої поверхні літака поліуретановими лакофарбовими матеріалами фірми AkzoNobel;
- процеси фарбування інтер'єре лакофарбовими матеріалами Alexit.

Освоєно й впроваджено нове обладнання й технологічні процеси гальванохімічного виробництва (рисунок 4.6):

- введені в експлуатацію після ремонту лінії хромування, міднення, олов'янування, хлористо-амонійного кадмування, покриття сплавом «олово-вісмут»;
- введені в експлуатацію нові гальванічні лінії оброблення титанових сплавів, хімічної пасивації нержавіючих сталей, попередньої підготовки деталей до нанесення покриттів.

Для проведення контролю в Центральній заводській лабораторії придбано й впроваджено нове обладнання й процеси:

- вихорострумовий дефектоскоп ВД-33Н (для контролю тріщин);



Рисунок 4.6 – Дільниця гальванічних покриттів деталей літака

- товщиномір УТ-31 (для виміру товщини металу у важкодоступних місцях);
- дефектоскоп УД-2-70 (для УЗК штампувань і кувань);
- товщиномір «Константа-5» (для контролю товщини лакофарбових покриттів і гальванопокриттів);
- рефрактометр «ТУРІ 20 Е» (для контролю концентрації змащувально-охолоджуючої рідини);
- акустичний імпедансний дефектоскоп ИД-91 (для контролю конструкцій з композиційних матеріалів).

Агрегатно-складальне й складальне виробництво

Для забезпечення серійного випуску літаків спроектований, виготовлений і впроваджений у виробництво комплект складального оснащення, що з урахуванням постачання за кооперацією забезпечує випуск 12 літаків і 24 комплектів консольних частин крила на рік (рисунок 4.7).

Проектування технологічного оснащення виконувалося із застосуванням ЕОМ і тривимірних електронних математичних моделей літака, що дозволило забезпечити прив'язування оснащення за єдиним джерелом із мінімальним використанням еталонів і калібрів, скоротити цикл проектних робіт і зменшити трудомісткість виготовлення й монтажу оснащення. Для контролю стапелів використовують лазерний контрольно-вимірювальний комплекс, що забезпечує високу точність вимірів і можливість порівняння отриманих даних з математичною моделлю.



Рисунок 4.7 – Загальний вигляд стапеля складання кесонів крила

У процесі підготовки виробництва були відпрацьовані й впроваджені нові технологічні процеси:

- виконання клепальних з'єднань високоресурсними заклепками АНУ-0314, що сприяло поліпшенню герметичності відсіків літака й виключило необхідність додаткового фрезерування головок заклепок після клепаання;
- встановлення деталей на заповнювачі ВЗ-27М, що дало можливість виключити процес шабрування в сполучення деталей складної конфігурації й значно скоротило час на їх установаження.

Оснащення складання консольних частин крила виконано для сукупної програми випуску літаків у ДП «АНТОНОВ» і у ВАТ «ВАСО» і містить:

- стени попереднього складання-комплектації верхньої та нижньої панелей крила в механоскладальному цеху 21 з виготовлення довгомірних деталей;
- один комплект стапелів для складання панелей; два комплекти стапелів для складання лонжеронів, три комплекти стапелів, уніфікованих для забезпечення загального складання кесонних частин крила літаків Ан-148 та Ан-158, стэнд фрезерування площин стику консолей крила з центропланом, камера полімеризації герметика, стэнд випробувань баків-кесонів паливом, три стени для позастапельного складання й загального складання крила в цеху.

Складання хвостового оперення оснащено стапелями для загального складання кіля й консолей стабілізатора без членування на підскладання, а також стендами для позастапельного складання й оброблення площин стику. Для забезпечення випуску 12 комплектів хвостового оперення в рік заплановано зі стапелів загального складання виділити і оснастити складання лонжеронів і панелей.

Складання фюзеляжу оснащено комплектом пристосувань, стапелів і стендів для складання шпангоутів, панелей, секцій, відсіків і загального складання фюзеляжу, які забезпечують складання 12 фюзеляжів на рік. Для забезпечення складання фюзеляжу Ан-158 виготовлено новий комплект стапелів для складання уніфікованої хвостової частини фюзеляжу й виконано модернізацію існуючого комплекту стапелів для складання середніх частин і стенда стикування для можливості виготовлення фюзеляжів літаків Ан-148 і Ан-158 з незначним переналагодженням.

Для зменшення залежності від постачання за кооперацією було проведено підготовку виробництва, виготовлено необхідне технологічне оснащення й освоєно виготовлення задніх дверей і кришок багажних люків для літаків Ан-148-100 і Ан-158, було виконано підготовку виробництва, виготовлення технологічного оснащення й освоєння виготовлення передніх дверей і ліхтаря кабіни пілотів для цих літаків.

Для оптимізації розподілу робіт із цеху складання фюзеляжу виділено цех попереднього складання, у якому здійснюється укомплектування фюзеляжу дверима, віконним склом, іншими навісними агрегатами й елементами систем, а також виконуються випробування на міцність і герметичність. Для забезпечення опорних умов і навантажень фюзеляжу при монтажі дверей і елементів інтер'єру виготовлені технологічні стояки шасі й вагові імітатори консолей крила із двигунами й хвостовим оперенням.

У виробництво електроскладань і джгутів були впроваджені нові види дротів, у тому числі оптоволоконні та малогабаритні, які дозволили виконати вимоги до функціонування систем із новим цифровим обладнанням.

Загальне складання-стикування планера й остаточне складання літака оснащено комплектом помостів для забезпечення доступу в зони робіт, технологічними стояками шасі та гідравлічними підйомниками. Повністю укомплектовано п'ять робочих місць, що забезпечує випуск не менше 12 літаків щорічно. Виготовлено і

впроваджено нове обладнання для випробувань систем літака і комплексів бортового радіоелектронного і аеронавігаційного обладнання на сучасній елементній базі.

4.1.4. Впровадження інформаційних технологій

Для забезпечення високотехнологічного виробництва літаків Ан-148-100, Ан-158, розроблених із широким застосуванням цифрових технологій проектування, була створена та розвивається інформаційна інфраструктура підприємства.

Для оперативного обміну інформацією між підрозділами заводу організовані інформаційні мережі, які містять:

- створені серверні вузли й прокладені міжкорпусні магістралі на основі оптоволоконного кабелю фірми Corning з високою пропускнуою здатністю й внутрішньокорпусні магістралі на основі сертифікованого екранованого кабелю «кручена пара», які з'єднали основні служби й цехи основного та підготовки виробництва;
- створені мережі DNC верстатів із ЧПК у механічних цехах;
- комутуюче устаткування (комутатори або свитчі), установлене в 20 центрах комутації;
- необхідне для функціонування мереж програмне забезпечення, у тому числі сертифікована програма захисту від зовнішніх і внутрішніх атак Check point і ліцензійна програма антивірусного захисту Kaspersky Business Space Security.

У даний момент на заводі використовують кілька серверних груп:

- сервери Версія, SUN, HP на базі процесорів XEON і AMD Opteron з тактовою частотою 2-3 МHz, працюють під керуванням ОС Windows 2003 Server R2, Windows 2008 Server, Solaris 10 і виконують ролі PDC, SDC, DNS, DHCP, файлового сервера;
- сервери відновлень антивірусів;
- сервери баз даних InterBase, MS SQL Server 2008;
- сервер PDM для Pro/ENGINEER, Unigraphics, AutoCAD;
- маршрутизуючий сервер, Проху-сервер, поштовий сервер, сервер захисту від злому CheckPoint, поштовий сервер MS Exchange 2010.

На підприємстві розроблена й функціонує інтегрована автоматизована

система керування виробництвом (АСК), що основана на виконанні основного обсягу обчислювальних робіт на центральній обчислювальній машині (комплекс ВК2М4602) з можливістю підключення користувачів по перегляду даних.

Для забезпечення стійкої й безперебійної роботи існуючих АСК комплекс ВК2М4602 модернізований на комплекс емуляції центрального процесора на базі ПЕВМ. Проведені роботи дозволили продовжити ресурс роботи комплексу ВК2М4602 за рахунок виведення з експлуатації накопичувачів на магнітних дисках, магнітних стрічках, що були вузьким місцем у роботі комплексу.

Для підвищення ефективності роботи організовані автоматизовані робочі місця на базі персональних ЕОМ.

У мережі Ethernet функціонують більше тридцяти автоматизованих систем, розроблених програмістами ВАСУВ у середовищах Delphi 7, Visual C++, C#, .net., що дозволяють вирішувати різноманітні прикладні завдання в цехах і відділах.

У процесі освоєння виробництва літаків Ан-148-100, Ан-158 були виконані роботи:

- встановлено й налагоджено програмне забезпечення CADDS-5, PDM, OPTEGRA, PLM Windchill, СУБД ORACLE;
- створено геометричні проекти агрегатів Ан-148 в OPTEGRA;
- відпрацьовано міжкорпусний програмний зв'язок за електронною мережею;
- відпрацьовано електронний зв'язок по мережі (до центрального сервера) робочих станцій: SUN у КБ джгутів, SUN у КБ крила й два термінали, SUN у КБ силових установок і два термінали, 8 робочих станцій HP у плазовому відділенні для роботи з CADDS-5;
- встановлено й впроваджено систему ProEngineer (Creo) для тривимірного проектування виробів і технологічного оснащення на 60 робочих місцях у підрозділах служб головного конструктора, головного технолога, головного металурга;
- встановлено й впроваджено систему автоматизованого проектування технологічних процесів «Експерт» і «Експерт-2» у цехах основного виробництва;
- встановлено й впроваджено систему АРМ штампування й АРМ лиття у службі головного металурга;

- встановлено й впроваджено програмне забезпечення на сервер розподіленого керування верстатами з ЧПК;
- впроваджено автоматизоване креслення плазів електроджгутів по моделях розгорток джгутів;
- налагоджено завантаження в заводську мережу й доступ користувачів до математичних моделей деталей і складальних одиниць літака Ан-148, одержуваних від Розроблювача.

4.1.5. Забезпечення матеріалами, комплектуючими виробами й складовими частинами літака, що виготовляють за кооперацією

Для забезпечення своєчасних постачань матеріалів, комплектувальних виробів і складових частин виробу від великої кількості постачальників і кооперантів, у тому числі нових із країн далекого зарубіжжя, були проведені й систематично проводяться заходи й зустрічі, спрямовані на організацію взаємовигідного співробітництва.

При виході на серійне виробництво були врегульовані питання оплати й збільшені розміри партій поставки матеріалів і напівфабрикатів, що дозволило практично виключити виробничі втрати через їх несвоєчасне постачання. Аналогічна робота ведеться з постачальниками комплектувальних виробів, однак їх висока вартість істотно стримує прогрес у цьому напрямку.

Робота з підприємствами-кооперантами, які постачають складові частини виробу, була налагоджена в процесі запуску Ан-148-100 у серійне виробництво й дозволила скоротити строки підготовки виробництва за рахунок паралельної роботи всіх учасників виробничої кооперації.

4.1.6. Якість

Запуск у виробництво літаків Ан-148-100 та Ан-158 здійснювався відповідно до вимог діючого на підприємстві з 2003 року «Посібника із забезпечення якості виробництва авіаційної техніки». Згодом це керівництво періодично переглядалося й актуалізувалося відповідно до вимог «Керівництва 21.2С з сертифікації й нагляду за виробництвом авіаційної техніки», «Керівництва 21.2D процедури сертифікації й контролю за виробництвом виробів цивільної авіаційної техніки», стандартів ISO9001-2009 і EN9100 «Системи менеджменту якості. Вимоги». Функціону-

вання системи якості постійно контролюється проведенням внутрішніх перевірок.

Виробництво літаків Ан-148-100 та Ан-158 сертифіковано Авіаційним реєстром Міждержавного авіаційного комітету (АР МАК) і Державною Авіаційною службою України. За результатами аудитів, проведених цими організаціями, отримані Свідоцтва та Сертифікати про схвалення виробництва:

- «Свідоцтво про схвалення виробництва № ОП 14-ПВС» від 07.07.2008 р.;
- «Сертифікат схвалення виробництва СВ № 0001» від 24.06.2008 р.;
- «Свідоцтво про схвалення виробництва № ОП 23-ПВС» від 25.06.2010 р.;
- «Сертифікат схвалення виробництва СВ № 0023» від 02.08.2010 р.;
- «Свідоцтво про схвалення виробництва № ОП 23-ПВС» від 24.09.2012 р.;
- «Сертифікат схвалення виробництва СВ № 0023» від 27.09.2012 р.

4.1.7. Основні висновки щодо організації виробництва

1. Виробництво літаків схвалено Авіаційним реєстром Міждержавного авіаційного комітету (АР МАК) і Державною Авіаційною службою України. За результатами аудитів, проведених цими організаціями, отримані відповідні документи.

2. Виробництво літаків Ан-148-100 та Ан-158 здійснюється відповідно до вимог «Керівництва 21.2С з сертифікації й нагляду за виробництвом авіаційної техніки», «Керівництва 21.2D процедури сертифікації й контролю за виробництвом виробів цивільної авіаційної техніки», стандартів ISO9001-2009 і EN9100 «Системи менеджменту якості. Вимоги». Функціонування системи якості постійно контролюється проведенням внутрішніх перевірок.

3. Під час організації запуску у виробництво літаків Ан-148-100/158:

- виконано технологічну підготовку виробництва для близько 65 000 деталей, вузлів і агрегатів. Визначено норми витрати матеріалів на 52620 деталей, для виготовлення яких застосовані 5 682 найменування матеріалів;
- спроектовано й виготовлено більше 19 300 найменувань спеціального технологічного оснащення та інструментів. Трудомісткість робіт із забезпечення оснащенням становила близько 1 250 000 нормо-годин;
- розроблено більше 75 000 комплектів робочої технологічної документації на процеси виготовлення, складання, контролю та випробувань деталей,

- вузлів, агрегатів і систем літаків;
- під час запуску у серійне виробництво літака Ан-158 виконано додаткову технологічну підготовку виробництва для близько 12 314 деталей, вузлів й агрегатів, було спроектовано й виготовлено більше 72 648 найменувань спеціального технологічного оснащення та інструментів; трудомісткість робіт із забезпечення оснащенням становила близько 2 270 998 нормо-годин;
 - відпрацьовано, удосконалено й впроваджено нові технологічні процеси в заготівельно-штампувальному, механоскладальному, агрегатно-складальному виробництвах;
 - випробувано й впроваджено у виробництво прогресивний металообробний інструмент;
 - виконано роботи із відновлення працездатності та модернізації технологічного устаткування: капітально відремонтовані 530 верстатів, модернізовані 160 фрезерних верстатів шляхом заміни застарілих систем ЧПК на сучасні;
 - відпрацьовано й впроваджено нові технологічні процеси виготовлення деталей і вузлів на верстатах із числовим програмним керуванням;
 - освоєно методику розроблення керуючих програм (КП): розроблено 31 365 КП для виготовлення 2 390 найменувань деталей, впроваджене виготовлення на устаткуванні з ЧПК близько 1 700 деталей, розроблено КП для виготовлення близько 200 найменувань технологічного оснащення;
 - відпрацьовані й впроваджені складні у виробництві й нові технологічні процеси виготовлення виробів із композиційних і неметалічних матеріалів, виробів ковальсько-штампувального, ливарного й термічного виробництва;
 - освоєно й впроваджено нове обладнання й технологічні процеси зварювання;
 - спроектовано, виготовлено та впроваджено у виробництво комплект складального оснащення, що з урахуванням постачання за кооперацією забезпечує випуск 12 літаків на рік;
 - виготовлено новий комплект стапелів для складання уніфікованої хвостової частини для Ан-148/158 та виконано модернізацію існуючого комплекту стапелів для складання середніх частин фюзеляжу і стенду стикування для можливості виготовлення фюзеляжів літаків Ан-148/158 з незначним переналагодженням;

- проведено підготовку виробництва щодо виготовлення дверей та люків, ліхтаря кабіни пілотів;
- проектування технологічного оснащення виконували із застосуванням ЕОМ і тривимірних електронних математичних моделей літака, що дозволило забезпечити прив'язування оснащення за єдиним джерелом із мінімальним використанням еталонів і калібрів, скоротити цикл проектних робіт і зменшити трудомісткість виготовлення й монтажу оснащення. Для контролю стапелів використовують лазерний контрольно-вимірювальний комплекс, що забезпечує високу точність вимірів і можливість порівняння отриманих даних із математичною моделлю;
- виготовлено та впроваджено нове обладнання для випробувань систем літака і комплексів бортового радіоелектронного й аеронавігаційного обладнання на сучасній елементній базі;
- створена й у цей час розвивається інформаційна інфраструктура підприємства;
- розроблена й функціонує інтегрована автоматизована система керування виробництвом (АСК), що основана на виконанні основного обсягу обчислювальних робіт на центральній обчислювальній машині з можливістю підключення користувачів до перегляду даних;
- організовано автоматизовані робочі місця на базі персональних ЕОМ;
- організовано широку кооперацію по агрегатах планера літака;
- виконано роботи із приведення до нормативних вимог параметрів виробничого середовища у виробничих цехах.

Організовані й проведені заходи щодо набору й навчання персоналу:

- чисельність працівників заводу була збільшена на 870 чоловік, у тому числі виробничих робочих цехів основного виробництва на 560 чоловік і фахівців на 169 чоловік;
- пройшли навчання й одержали розряди 696 учнів;
- пройшли навчання 3 260 робітників і фахівців.

Серійне виробництво сімейства регіональних літаків Ан-148-100/Ан-158 на ДП «АНТОНОВ» із застосуванням нових виробничих та інформаційних технологій створює нові робочі місця, сприяє відновленню авіаційної галузі та підвищує економічний рівень держави.

4.2. ОСОБЛИВОСТІ ЛЬОТНИХ ВИПРОБУВАНЬ РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Льотні випробування являють собою заключний етап процесу створення нового літака або його модифікацій. Особливостями льотних випробувань є те, що їх проводять у випадкових зовнішніх умовах. При цьому засоби вимірювання розміщують на борту літака. Для економії сумарного льотного часу розробляють комплексні завдання для одного польоту.

Льотні випробування дослідного літака виконуються льотно-випробувальними доводочними базами (ЛВДБ), розташованими на аеродромі.

У роботі [81] наведено комплекс наземних робіт з підготовки дослідного повітряного судна до першого випробувального польоту, який містить:

- підготовчі наземні роботи на літаку;
- підготовка інформаційно-вимірювальної системи;
- підготовка льотного екіпажу;
- визначення маси, координат центру мас і моментів інерції;
- наземні перевірки працездатності й оцінювання відповідності вимогам характеристик бортових функціональних систем і устаткування повітряного судна (ПС);
- комплексна оцінка ПС при русі по аеродрому та при підльоті.

За результатами цих робіт складають акт готовності літака до виконання першого польоту.

У роботі [81] наведено методи та програми льотних випробувань повітряних суден, які містять:

- програми випробувань дослідного повітряного судна;
- перший виліт дослідного літака;
- визначення характеристик стійкості та керованості літака;
- визначення льотно-технічних характеристик;
- визначення характеристик маневреності літака;
- визначення злітно-посадкових характеристик літака;
- льотні випробування літака із визначення характеристик міцності;
- випробування літака в граничній області. Встановлення експлуатаційних

обмежень;

- льотні випробування силових установок та їх систем;
- льотні випробування пілотажно-навігаційних комплексів;
- оцінка безпеки в особливих випадках польоту;
- методи спеціальних льотних досліджень критичних режимів літака;
- методи автоматизованої обробки польотних матеріалів та управління льотним експериментом;
- методи ідентифікації характеристик;
- льотні сертифікаційні випробування.

За результатами цих робіт оцінюють характеристики повітряного судна, його двигунів та обладнання в усьому діапазоні очікуваних умов експлуатації та вимог авіаційних правил [90].

Сучасний регіональний пасажирський літак (рисунок 4.8) є складною динамічною системою.



Рисунок 4.8 – Сучасний регіональний пасажирський літак Ан-148

Від якості та повноти інформації, отриманої при льотних випробуваннях, залежить своєчасне виявлення й усунення всіх його недоліків, здатних знизити безпеку польотів або істотно обмежити його льотно-експлуатаційні можливості. Методологія льотних випробувань – це науковий пошук таких умов (процедури) проведення льотного експерименту, який дозволяє істотно скоротити необхідний обсяг випробувальних польотів, не знижуючи при цьому доказової цінності експериментальних матеріалів.

Організація льотних випробувань передбачає вироблення раціональної структури й ефективної системи управління, здатної вирішити всі поставлені завдання.

Методична підготовка льотних випробувань сучасного дослідного літака багатопланова та містить у собі:

- розроблення інформаційно-виміральної системи, що забезпечує одержання в необхідному обсязі всієї потрібної інформації;
- ефективні методики проведення льотного експерименту, пов'язаного з встановленням відповідності характеристик повітряного судна діючим нормам і послідовності виконання випробувальних польотів;
- розроблення алгоритмів і програм автоматизованої обробки.

Методи опрацювання результатів льотного експерименту базуються на методах теорії зв'язку, автоматичного керування, передачі сигналів, теорії систем, а також чисельних методів опрацювання натурального експерименту, які ґрунтуються на методах математичної статистики, апроксимації функцій, теорії ідентифікації та фільтрації, теорії оптимальних процесів і нелінійного програмування.

Для виконання сертифікаційних льотних випробувань регіонального пасажирського літака Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) були задіяні два льотних екземпляри літака.

Перший політ літака Ан-148-100 № 01-01 відбувся 17 листопада 2004 р., Ан-148-100 № 01-02 – 19 квітня 2005 р.

З метою підвищення економічних показників та конкурентоспроможності сімейства літаків Ан-148-100 була розроблена модифікація літака Ан-158 (рисунок 4.9) зі збільшеною пасажиромісткістю до 99 чоловік в однокласному компонуванні для експлуатації на маршрутах протяжністю до 2500 км.

Для виконання сертифікаційних льотних випробувань літака Ан-158 був задіяний один льотний екземпляр літака.

Перший політ літака Ан-158 відбувся 28 квітня 2010 р.

На літаках виконувалися сертифікаційні випробування за такими тематиками:

- із визначення льотних характеристик, характеристик стійкості та керованості, маневреності та характеристик функціональних систем та обладнання літака в умовах:



Рисунок 4.9 – Регіональний пасажирський літак Ан-158

- а) близьких до стандартних;
- б) високих температур зовнішнього повітря та високогір'я;
- в) низьких температур зовнішнього повітря;
- г) природного зледеніння;
- на великих кутах атаки;
- на граничних за міцністю режимах;
- з оцінювання відповідності типової конструкції літака вимогам сертифікаційного базису СБ-148 при імітації відмов функціональних систем;
- із визначення характеристик стійкості та керованості з імітаторами льоду;
- на злітно-посадкових смугах із низьким коефіцієнтом зчеплення та на злітно-посадкових смугах з різноманітним покриттям;
- на злітних смугах, покритих снігом;
- із визначення маневрених характеристик літака для встановлення метеомінімуму;
- із визначення метеомінімуму літака на зльоті та при посадці;
- щодо визначення відповідності характеристик ПНО, РТО, НП та УПР, РЗО вимогам СБ-148, в тому числі у високих широтах і при імітації відмов різноманітних елементів цього обладнання;
- з оцінювання забезпечення польотів на міжнародних трасах;
- з ергономічної оцінки компонування кабіни екіпажу;

- з оцінювання можливості виявлення тліючої пожежі та димовиділення;
- з оцінювання аварійно-рятувального обладнання, систем пожежного захисту, оцінки чистоти повітря та рівня шуму в кабінах;
- з оцінювання зовнішніх впливів на працездатність систем і устаткування, а також за оцінкою електромагнітної сумісності систем і устаткування при їх спільній роботі.

Для виконання всіх перелічених вище льотних випробувань оформлялися комплексні програми сертифікаційних випробувань літаків Ан-148-100/Ан-158, розроблені фахівцями ЛВ і ДБ ДП «АНТОНОВ» на підставі:

- робочих програм (у кількості 40);
- спеціальних сертифікаційних програм (у кількості 12) з урахуванням високого ступеня комплексування тематик і польотних завдань у кожному випробувальному польоті.

Станом на дату вручення сертифіката типу 26 лютого 2007 р. (для літака Ан-148-100) та 28 лютого 2011 р. (для літака Ан-158) фактичний наліт становив:

- на літаку Ан-148-100 № 0101 – 414 польотів (672 години);
- на літаку Ан-148-100 № 0102 – 267 польотів (529 годин);
- сумарний наліт – 681 політ (1201 година);
- на літаку Ан-158 № 0102 – 152 польоти (262 години).

Темп випробувань оцінюється показниками середнього місячного нальоту (польотів/годин) дослідних літаків.

Наліт на один літак на місяць при льотних випробуваннях Ан-148-100 становив 13,5 польота та 24 години, а для літака Ан-158 – 15,2 польота та 26 годин. Діапазон температур зовнішнього повітря, за яких проводилися випробування, сягав від мінус 52 °С (рисунок 4.10) до плюс 45 °С (рисунок 4.11).

Для розширення очікуваних умов експлуатації літаків Ан-148-100/Ан-158 та забезпечення регулярності польотів в умовах низьких мінімумів у липні-вересні 2009 р. в аеропортах: Київ – Антонов, Бориспіль, Донецьк і Сімферополь бригадою спеціалістів ДП «АНТОНОВ» за участю експертів сертифікаційних центрів виконані наземні та льотні випробування літака за програмою «Дополнительные сертификационные испытания по оценке Главного изменения типовой конструкции «Обеспечение минимума посадки по IIIА категории ИКАО».



Рисунок 4.10 – Випробування за наднизьких температур (до $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$).
Якутськ, Нерюнґрі (Росія)



Рисунок 4.11 – Випробування за високих температур (до $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$)
і в умовах високогір'я (висота аеродромів до 4100 м). Гюмрі (Вірменія),
Карші (Узбекистан), Іран, Ла-Паз (Болівія)

Загалом за цією програмою було виконано 111 випробувальних польотів. За результатами виконаних випробувань був оформлений технічний звіт.

Для забезпечення максимального використання широких експлуатаційних можливостей літаків Ан-148-100/Ан-158 (моделей Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е та Ан-158) – розширення очікуваних умов їх експлуатації на підготовлених ґрунтових аеродромах – у період з 03.11.07 р. по 09.11.07 р.

виконані наземні та льотні випробування літака за програмою «Додаткові сертифікаційні наземні та льотні випробування на ґрунтових злітно–посадкових смугах» (рисунок 4.12).



Рисунок 4.12 – Випробування на ґрунтовій злітній смузі

Льотні випробування проводилися в аеропорту комунального підприємства «Міжнародний аеропорт Одеса» у фактичних метеоумовах і при фактичному стані ґрунтової злітної смуги. Виконано 12 випробувальних польотів і три швидкісні пробіжки із загальним нальотом 15 годин 15 хвилин. За результатами виконаних випробувань оформлено технічний звіт.

Для забезпечення максимального використання широких експлуатаційних можливостей літака Ан-148-100 і розширення очікуваних умов його експлуатації в частині висоти аеродромного базування до 2200 м виконані наземні та льотні випробування літака на аеродромах, розташованих на висотах 2050 м (Шахрекорд, Ісламська Республіка Іран) і 1800 м (Керман, Ісламська Республіка Іран). Виконано 17 випробувальних польотів із загальним нальотом 19 годин 15 хвилин. За результатами виконаних випробувань оформлено технічний акт.

Додатково на літаку Ан-158 виконані роботи щодо розширення очікуваних умов експлуатації в частині висоти аеродромного базування вище 2200 м. Наземні та льотні випробування літака були виконані на аеродромах, розташованих на висотах 2800 м (Латакунга, Еквадор) і 4058 м (Ла-Паз, Болівія).

Для реєстрації та відображення інформації, яка надходить від системи бортових вимірів, був розроблений і впроваджений програмно-апаратний комплекс (ПАК) АВІОНІКС-КІ. До складу комплексу входять пристрої узгодження для прийому інформації від систем збирання ГАММА-1101, ГАММА-3101 і 64 потоків штатної інформації ARINC-429. Програмно-апаратний комплекс (ПАК) АВІОНІКС-КІ дозволяє одночасно реєструвати до 17000 параметрів. Система відображення інформації побудована на базі трьох персональних комп'ютерів і дозволяє провідному інженерові з льотних випробувань, який бере участь у випробувальному польоті, приймати рішення про хід виконання льотного експерименту. Система АВІОНІКС-КІ була розроблена й атестована спільно з Незалежною Інспекцією. За результатами атестації було прийнято Рішення про використання ПАК АВІОНІКС-КІ при льотних випробуваннях літаків розроблення ДП «АНТОНОВ».

На літаку встановлювали два робочих місця провідних інженерів із льотних випробувань, повністю комп'ютеризовані для аналізу і запису бортової інформації, що складаються з п'яти комп'ютерів, а також системи відеоогляду, що дозволяє проводити відеоспостереження за діями екіпажу всередині літака і зовнішнє відеоспостереження за станом літака. Робочі місця були обладнані резервними приладами визначення швидкості, висоти, перевантаження, годинниками, кисневими приладами та переговорним пристроєм.

Для оброблення кодової інформації після виконання польоту, яку було зареєстровано ПАК АВІОНІКС-КІ, був створений наземний комплекс автоматизованої обробки (НКАО) – розроблений та реалізований проект мережі з трьома серверами на базі NOVELL 5.0 і 25 робочими місцями на базі WINDOWS XP.

На робочих місцях було встановлено спеціальне програмно-математичне забезпечення (СПМО) ГАММА-ПКС. СПМО дозволило виконувати оброблення матеріалів у повному обсязі, а також оперативний перегляд, отримання фізичних значень із кодів та вторинну обробку.

За результатами проведених наземних і льотних випробувань (кожного з перерахованих видів робіт, перевірок і випробувань) оформлені технічні акти, протоколи, тематичні звіти, матеріали випробувань або інші документи. Ці матеріали використані як доказова документація для підтвердження відповідності вимогам СБ-148 кожної із систем або характеристик. Їх найменування наведені в

Переліку доказової документації, яка складається з 68 книг обсягом 7200 друкованих сторінок, 7900 графіків і таблиць у Додатках.

Всі доказові документи з льотних випробувань, а також більше ніж 200 аналітичних документів (інженерних аналізів, протоколів, звітів за результатами трубних, стендових випробувань, моделювання, польотів на імітаторі польоту літака, висновків профільних інститутів авіапромисловості та ін.) узгоджені Незалежною Інспекцією й схвалені Авіарегістром Міждержавного авіаційного комітету та Державною авіаційною адміністрацією України.

Паралельно з виконанням залікових сертифікаційних випробувань велася безперервна робота щодо вдосконалення алгоритмів і програм функціонування, індикації та сигналізації, поліпшення ергономіки кабіни екіпажу, комфорту пасажирів, виконувалися доробки, пов'язані як з продовженням польотів за програмою, так і доведенням літака, систем і устаткування до рівня відповідності вимогам норм льотної придатності в очікуваних умовах експлуатації.

При льотних випробуваннях літака Ан-148-100 було розроблено та впроваджено ряд систем, комплексів, методів, методик та апаратно-програмних продуктів, що дозволили автоматизувати процес збирання, реєстрації, оперативного аналізу й оброблення параметрів, і забезпечити безпеку та виконання залікових польотів як на основній базі (аеродром Київ – Антонов 2), так і поза базою в різних географічних районах – Крайньої Півночі (аеропорти Архангельськ і Нар'ян-Мар), Сибіру РФ (аеропорти Якутськ, Чульман, Новосибірськ, Красноярськ), Середньої Азії (аеропорти Карші, Бухара, Ташкент), Вірменії (аеропорт Гюмрі), Криму (аеродром Кіровське), а також різних аеропортах СНД.

Серед них: базовий полігон і еквівалентна методика проведення випробувань для вимірювання шуму на місцевості, система управління льотним експериментом, унікальний апаратно-програмний комплекс і методика льотних випробувань в умовах природного обмерзання, авторська методика випробувань за оцінкою характеристик виконання польоту за стандартними термінальними процедурами (SID, STAR, APPROACH, HOLD), у тому числі в системі точної зональної навігації PRNAV, створення полігону в Криму з випробувань режимів «ГОРИ» EGPWS, розроблення універсальних методик розрахунку ЗПХ і ЛТХ за даними, отриманими при льотних випробуваннях, що дозволяють виконувати

попередні розрахунки досліджуваних характеристик в ОУЕ, в тому числі при відмовах двигунів або функціональних систем літака.

За результатами льотних випробувань літака Ан-148 та його модифікацій оформлено такі технічні звіти:

1. Сертифікаційні льотні випробування щодо дослідження закономірностей навантаження агрегатів планера в діапазоні експлуатаційних обмежень і на граничних за умовами міцності режимах.
2. Сертифікаційні льотні випробування щодо визначення статичних характеристик повторюваності навантажень на режимах типової експлуатації.
3. Випробування з визначення вібраційних та ударних навантажень на бортове обладнання та планер.
4. Випробування з визначення вібронапружень у трубопроводах паливної системи.
5. Випробування з визначення рівнів акустичного шуму, що діє на бортове обладнання.
6. Випробування з визначення акустичних навантажень, що діють на конструкцію планера.
7. Випробування з визначення рівня шуму, створюваного літаком на місцевості.
8. Випробування з визначення рівнів вібраційної та бафтингової безпеки.
9. Випробування з визначення впливів зовнішніх чинників на обладнання.
10. Сертифікаційні випробування з визначення льотних характеристик, характеристик маневреності, стійкості та керованості. Оцінка системи керування.
11. Спеціальні сертифікаційні льотні випробування з визначення характеристик літака на великих кутах атаки та при звалюванні.
12. Спеціальні сертифікаційні льотні випробування в умовах природного зледеніння.
13. Спеціальні сертифікаційні випробування на злітно-посадкових смугах різноманітного стану.
14. Спеціальні сертифікаційні випробування щодо визначення максимально допустимої швидкості вітру.
15. Спеціальні сертифікаційні наземні та льотні випробування в умовах висо-

ких температур і високогір'я.

16. Спеціальні сертифікаційні наземні та льотні випробування в умовах низьких температур.
17. Спеціальні сертифікаційні наземні та льотні випробування щодо визначення відповідності характеристик літака загальним вимогам норм льотної придатності при імітації відмов функціональних систем.
18. Сертифікаційні наземні та льотні випробування маршової рушійної установки з двигунами Д-436-148.
19. Сертифікаційні наземні та льотні випробування паливної системи.
20. Сертифікаційні наземні та льотні випробування ДСУ з ВГТД АІ-450-МС.
21. Сертифікаційні наземні та льотні випробування засобів пожежного захисту силової установки та ДСУ.
22. Сертифікаційні наземні та льотні випробування пілотажно-навігаційного обладнання.
23. Сертифікаційні наземні та льотні випробування радіотехнічного обладнання навігації, посадки й управління повітряним рухом.
24. Спеціальні сертифікаційні льотні випробування щодо встановлення мінімуму зльоту та посадки.
25. Сертифікаційні наземні та льотні випробування бортового обчислювального комплексу ВСС-100.
26. Сертифікаційні наземні та льотні випробування системи керування загальнолітаковим обладнанням СУОСО-148.
27. Сертифікаційні наземні та льотні випробування кисневого обладнання.
28. Сертифікаційні наземні та льотні випробування системи підготовки повітря та системи кондиціонування повітря.
29. Сертифікаційні наземні та льотні випробування комплексу шасі.
30. Сертифікаційні наземні та льотні випробування гідравлічної системи.
31. Сертифікаційні наземні та льотні випробування щодо оцінювання видалення диму при тліючій пожежі в кабінах.
32. Сертифікаційні наземні та льотні випробування побутового та санітарно-технічного обладнання.
33. Сертифікаційні наземні та льотні випробування системи електропоста-

чання та світлотехнічного обладнання.

34. Сертифікаційні наземні та льотні випробування бортової системи технічного обслуговування БСТО-148.
35. Сертифікаційні наземні та льотні випробування бортового пристрою реєстрації БУР-92А-05.
36. Сертифікаційні наземні та льотні випробування реєстратора параметрів міцності РПМ.
37. Сертифікаційні випробування аварійно-рятувального обладнання.
38. Сертифікаційні наземні та льотні випробування системи пожежного захисту кабін і багажно-вантажних відсіків.
39. Сертифікаційні випробування засобів забезпечення авіаційної безпеки.
40. Сертифікаційні наземні та льотні випробування КСЕІС-148.
41. Льотні випробування з визначення характеристик стійкості, керованості та можливості безпечного завершення польоту при роботі СШК в резервному режимі керування.
42. Додаткові сертифікаційні випробування при внесенні Головної зміни: «Забезпечення експлуатації літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) на підготовлених ґрунтових аеродромах».
43. Додаткові випробування системи пожежного захисту БВВ.
44. Додаткові сертифікаційні випробування у зв'язку з введенням Головної зміни типової конструкції: «Забезпечення мінімуму посадки за ІІА категорією ІКАО».
45. Додаткові сертифікаційні випробування у зв'язку з введенням Головної зміни типової конструкції: «Збільшення висоти аеродромного базування».
46. Додаткові сертифікаційні наземні та льотні випробування у зв'язку з введенням у типову конструкцію літака Ан-148-100 Головної зміни: «Літак Ан-158».
47. Додаткові спеціальні сертифікаційні льотні випробування щодо визначення декрементів загасання коливань конструкції літака після імпульсів рульовими поверхнями у зв'язку з введенням Головної зміни типової конструкції літака Ан-158: «Літак Ан-158».
48. Спеціальні сертифікаційні льотні випробування з визначення характеристик літака на великих кутах атаки та при звалюванні у зв'язку з введенням

Головної зміни типової конструкції літака Ан-158: «Літак Ан-158».

49. Додаткові сертифікаційні наземні та льотні випробування паливної системи з паливно-вимірювальною системою ПВС-158.
50. Додаткові сертифікаційні випробування у зв'язку з введенням в типову конструкцію Другорядної зміни: «Виконання зльоту на режимі роботи двигунів менше злітного».
51. Літак Ан-158. Додаткові сертифікаційні випробування системи пожежного захисту кабін та багажно-вантажних відсіків.
52. Додаткові сертифікаційні випробування у зв'язку з введенням до типової конструкції Головної зміни: «Збільшення висоти аеродромного базування більше 2200 м».
53. Додаткові сертифікаційні випробування у зв'язку з введенням до типової конструкції Другорядної зміни: «Впровадження режиму роботи маршових двигунів «Малий газ реверсу».

Всі ці звіти входять до переліку необхідної доказової документації при подальшій сертифікації літака.

4.3. ОСОБЛИВОСТІ СЕРТИФІКАЦІЇ РЕГІОНАЛЬНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Сертифікація авіаційної техніки є частиною системи забезпечення безпеки польотів у цивільній авіації і спрямована на забезпечення допуску в експлуатацію цивільної авіаційної техніки, яка відповідає державним вимогам до льотної придатності й охорони навколишнього середовища. Відповідність об'єкта сертифікації встановленим вимогам засвідчується документом, що видається спеціально уповноваженим органом, на який покладено проведення обов'язкової сертифікації авіаційного та цивільного призначення [81].

Сертифікація літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) проведена відповідно до процедур Частини 21 Авіаційних правил України (АПУ-21) «Процедури сертифікації авіаційної техніки» [28] та Частини 21 Авіаційних правил Міждержавного Авіаційного Комітету (АП-21) «Процедуры сертификации авиационной техники» [99].

Згідно із затвердженим Авіарегістром МАК та Укравіатрансом «Решением об

одновременной сертификации типа самолета Ан-148 по авиационным правилам АП-25 и JAR-25» АНТК ім. О. К. Антонова був розроблений Сертифікаційний базис СБ-148 для літака типу Ан-148-100.

Враховуючи те, що вимоги до льотної придатності, яким має відповідати цивільний транспортний літак, забезпечують рівень безпеки експлуатації літака, а також з метою забезпечення відповідності літака типу Ан-148-100 як вимогам авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету АП-25, діючих у країнах СНД (згідно з міждержавною Угодою про цивільну авіацію та використання повітряного простору, затвердженою 30.12.1991 р. у м. Мінську), так і європейським нормам CS-25, у СБ-148 включені вимоги CS-25 (JAR-25, редакція 16), які або відсутні в АП-25, або встановлюють більш високий рівень льотної придатності.

Таким чином, сертифікація Ан-148-100 виконана за Сертифікаційним базисом СБ-148, який містить:

- Авіаційні правила МАК Частина 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» [90], з поправками по п'яту включно, з урахуванням вимог CS-25;
- Технічні вимоги до літаків транспортної категорії, які виконують всепогодні польоти;
- Спеціальні технічні умови – додаткові щодо Авіаційних правил вимоги до льотної придатності літака внаслідок наявності нових особливостей конструкції та такі, що встановлюють більш високий рівень льотної придатності.

Щодо шуму на місцевості СБ-148 передбачує відповідність Ан-148-100 вимогам таких документів:

- Міжнародні стандарти ІКАО, Додаток 16 до Конвенції з міжнародної цивільної авіації «Охрана окружающей среды», том 1 «Авиационный шум» (з поправками по сьому включно), глава 4;
- АП-36 «Сертификация воздушных судов по шуму на местности» з поправкою 1, Ступінь 4.

Щодо емісії СБ-148 передбачує відповідність вимогам Міжнародних стандартів ІКАО, додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію «Охрана окружающей среды», том 2 «Эмиссия авиационных двигателей» (з поправками по четверту включно, Частина II «Выброс топлива»).

Заявка на сертифікацію літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) 10.01.2004 р. була подана в Авіареєстр Міждержавного Авіаційного комітету (АР МАК) і в Авіаційну владу України.

Сертифікаційний базис літака типу Ан-148-100 затверджений Державіаадміністрацією України 05.02.2008 р., а також Авіареєстром МАК 22.02.2007 р.

Згідно з тристороннім (АНТК ім. О.К. Антонова, Державіаслужба України й Авіаційний реєстр МАК) «Решением о порядке проведения сертификационных работ по самолету Ан-148-100», прийнятим у березні 2005 р., сертифікаційні заводські випробування, а також сертифікаційні контрольні випробування літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) об'єднані в один етап і проведені спільною бригадою спеціалістів АНТК ім. О.К. Антонова і Сертифікаційних центрів під керівництвом і контролем Авіареєстра МАК і Державіаадміністрації України за погодженою всіма учасниками Комплексною програмою сертифікаційних випробувань № 148.700.008.ПМ-2003.

Комплексна програма сертифікаційних випробувань літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) № 148.700.008.ПМ-2003 узгоджена з Сертифікаційними центрами і схвалена Авіаційною владою України 02.09.2005 р. й Авіареєстром МАК 29.07.2005 р.

Сертифікаційні випробування літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) щодо встановлення та підтвердження відповідності Ан-148-100 вимогам СБ-148 виконані відповідно до Комплексної програми № 148.700.008.ПМ-2003.

Були проведені стендові сертифікаційні випробування та дослідження літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), у тому числі:

- моделювання відмов систем і обладнання на дослідно-пілотажному стенді ДПС-148;
- міцнісні випробування (статичні та на втому) літака Ан-148-100 № 01-03 на стенді статичних випробування планера літака (рисунок 3.34);
- міцнісні випробування органів керування (на 12 стендах);
- копрові випробування шасі на стендах інституту «СибНІА»;
- функціональні випробування гідравлічної системи, системи штурвального

керування, системи керування механізацією крила та шасі (рисунок 4.13) на натурних стендах;

- функціональні випробування комплексної системи підготовки та кондиціонування повітря, системи автоматичного регулювання тиску та системи захисту від зледеніння на комплексних стендах і стенді елементів трубопроводів;
- функціональні випробування системи електропостачання на натурному стенді;
- функціональні випробування бортової системи технічного обслуговування;
- випробування на блискавкостійкість вуглепластикових конструкцій, критичних функціональних систем, паливного бака-кесона й антенно-фідерних обладнань літака;
- вогневі випробування деталей конструкції та інтер'єру;
- випробування крісел;
- випробування елементів конструкції планера на випадок зіткнення з птахом;
- статичні, динамічні та балістичні випробування дверей в кабінку екіпажу;
- комплекс робіт щодо схвалення комплектувальних виробів, встановлених на літаку згідно з головною специфікацією № 148.00.0000.000.000.



Рисунок 4.13 – Стенди дослідження роботи шасі літака

Наземні та льотні сертифікаційні випробування літака типу Ан-148-100 були виконані на двох екземплярах літака Ан-148-100 № 01-01 і № 01-02 за такими тематиками:

- визначення льотних характеристик, характеристик стійкості й керованості, маневреності та характеристик функціональних систем і обладнання літака в умовах:
 - близьких до стандартних;
 - високих температур зовнішнього повітря і в умовах високогір'я;
 - низьких температур зовнішнього повітря;
 - зледеніння (рисунок 4.14);
 - на великих кутах атаки (рисунок 4.15);
 - на граничних за міцністю режимах;
- оцінювання відповідності типової конструкції літака вимогам СБ-148 при імітації відмов функціональних систем;
- визначення характеристик стійкості та керованості з імітаторами льоду (рисунок 4.16);
- визначення характеристик на злітно-посадкових смугах (ЗПС) різного стану (рисунок 4.17);
- визначення характеристик при експлуатації з бічним вітром;
- визначення метеомінімумів літака на зльоті та при посадці;
- визначення відповідності характеристик ПНО (пілотажно-навігаційне обладнання), РТО НП (радіотехнічне обладнання навігації та посадки) і управління повітряним рухом та обладнання радіозв'язку вимогам СБ-148;
- ергономічна оцінка компонування кабіни екіпажу;
- оцінювання можливості виявлення тліючої пожежі та видалення диму;
- оцінювання аварійно-рятувального обладнання, систем пожежного захисту, чистоти повітря та рівня шуму в кабінах;
- оцінювання зовнішніх впливів на працездатність систем і обладнання, а також оцінювання електромагнітної сумісності систем і обладнання при їх одночасній роботі.

У процесі сертифікаційних випробувань всього на літаках Ан-148-100 № 01-01 і № 01-02 виконано 673 польоти, включаючи випробувальні польоти, перельоти

до місць випробувань, польоти для пошуку умов зледеніння, демонстраційні польоти й учбові польоти із загальним нальотом 1193 години, в тому числі:

- на літаку Ан-148-100 № 01-01 – 412 польотів, 667 годин;
- на літаку Ан-148-100 № 01-02 – 261 політ, 526 годин.

На основі комплексу сертифікаційних робіт, проведених сумісно АНТК ім. О. К. Антонова, Сертифікаційними центрами, призначеними Авіарегістром МАК і Авіаційною владою України, встановлено та підтверджено відповідність літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) з маршовими двигунами Д-436-148, допоміжною силовою установкою АІ-450-МС та його експлуатаційною документацією вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 в межах експлуатаційних обмежень, указаних в експлуатаційній документації літака.



Рисунок 4.14 – Випробування літака в умовах природного зледеніння за температур до $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ (Архангельськ, Нарьян-Мар (Росія))



Рисунок 4.15 – Випробування літака на великих кутах атаки



Рисунок 4.16 – Льотні випробування з імітаторами льоду



Рисунок 4.17 – Льотні випробування на ЗПС, покритих опадами

Типова конструкція літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), для якої встановлена відповідність наведеним вище вимогам, відображена в контрольному комплекті робочої конструкторської документації, визначеному головною специфікацією 148.00.0000.000.000, який відкоригований за результатами сертифікаційних робіт, перевірений, затверджений і зберігається згідно з порядком, встановленим АП/АПУ-21 на ДП «АНТОНОВ».

Результати сертифікаційних робіт і перелік науково-технічної доказової документації наведені в таких доказових сертифікаційних документах:

- «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Акт №148-100.700.094.ДЗ-05 по результатам сертификационных работ», затверджений Генеральним конструктором АНТК ім. О.К. Антонова 14.02.2007 р., Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором «ЦАГИ ТЕСТ», Директором «ЛИИ-ЦС»;
- «Комплексное заключение №148-037-01-2007 о соответствии самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) требованиям Сертификационного базиса СБ-148», затверджено Генеральним конструктором АНТК ім. О. К. Антонова, Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «Гос НИИ «Аэронавигация», Директором «ЛИИ-ЦС», Директором «СЦ «ЦАГИ-ТЕСТ»;
- «Таблица соответствия самолета Ан-148-100 требованиям Сертификационного базиса СБ-148» (книги 1-3), затверджена Генеральним конструктором АНТК ім. О. К. Антонова 09.02.2007 р.

Відповідність літака типу Ан-148-100, включаючи його модифікації, вимогам СБ-148 підтверджена Сертифікатами Державіаадміністрації України №ТЛ 0036 (рисунок 4.18) і Авіарегістра Міждержавного Авіаційного Комітету № СТ264-Ан-148 (рисунок 4.19).

Літаки Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е отримали допуск на серійне виробництво та комерційну експлуатацію.

Крім того, для розширення експлуатаційних можливостей сімейства літаків Ан-148-100 була розроблена нова модифікація «Літак Ан-158» зі збільшеною кількістю пасажирських місць до 99 пасажирів. Вказану модифікацію було впроваджено як Головну зміну типової конструкції літака Ан-148-100. За результатами додаткових сертифікаційних робіт Державною авіаційною службою України та Авіарегістром МАК було схвалено вказану Головну зміну та 22 лютого 2011 р. Державною авіаційною службою України було видано нову редакцію Сертифіката типу ТЛ 0036 з внесенням в нього літака Ан-158 та видано Доповнення до Сертифіката типу Авіарегістра МАК № СТ264-АН-148-100/Д05.

За результатами додаткових сертифікаційних робіт були оформленні такі науково-технічні сертифікаційні доказові документи:

<p>УКРАЇНА МІНІСТЕРСТВО ТРАНСПОРТУ ТА ЗВ'ЯЗКУ ДЕРЖАВНА АвіАЦІЙНА АДМІНІСТРАЦІЯ</p>		<p>UKRAINE MINISTRY OF TRANSPORT AND COMMUNICATIONS STATE AVIATION ADMINISTRATION</p>
<p>СЕРТИФІКАТ ТИПУ TYPE CERTIFICATE</p>		
<p>№ ТЛ 0036</p>		
<p>Цей Сертифікат, виданий: засвідчує, що типова конструкція вказаних нижче виробів з обмеженнями та умовами, що викладені у Переліку даних Сертифіката типу, відповідає чинним в Україні Нормам льотної придатності, що встановлено згідно з національними процедурами сертифікації</p>	<p>Державному підприємству «Антонов», Україна, 03062 м. Київ, вул. Туполева 1</p>	
<p><i>This Certificate issued to</i></p>	<p><i>"ANTONOV COMPANY",</i> <i>03062, Ukraine, Kyiv, Tupolev St. 1</i></p>	
<p><i>certifies that the type design of the following products with the limitations and conditions specified in the Type Certificate Data Sheet, complies with the Airworthiness Standards currently in force in Ukraine, and is in accordance with national certification procedures</i></p>		
<p>Категорія (назва) виробів: <i>Class (name) of products</i></p>	<p>Літак пасажирський, транспортної категорії <i>Transport Category passenger airplane</i></p>	
<p>Визначення виробів: <i>Products designation</i></p>	<p>Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е та Ан-158 <i>Antonov-148-100A, Antonov-148-100B</i> <i>Antonov-148-100E and Antonov-158</i></p>	
<p>Дія цього Сертифікату з Переліком даних, який є його невід'ємною частиною, не обмежена часом і тимчасово припиняється чи скасовується Державною авіаційною адміністрацією України у випадках, що передбачені законодавством України.</p>		
<p><i>Duration of this Certificate with the Type Certificate Data Sheet, which is a part hereof, is unlimited and can be suspended or terminated by the State Aviation Administration of Ukraine in cases which are stipulated by the legislation of Ukraine.</i></p>		
<p>Модель (модифікація) <i>Model (modification)</i></p>	<p>Дата подання Заявки <i>Date of Application</i></p>	<p>Дата видання <i>Date of Issue</i></p>
<p>Ан-148-100А</p>	<p>12.01.2004</p>	<p>26.02.2007</p>
<p>Ан-148-100В</p>	<p>12.01.2004</p>	<p>26.02.2007</p>
<p>Ан-148-100Е</p>	<p>12.01.2004</p>	<p>26.02.2007</p>
<p>Ан-158</p>	<p>07.12.2009</p>	<p>22.02.2011</p>
<p>Підпис: <i>Signature</i></p>	<p></p>	<p>/А. Колісник/ <i>A. Kolisnyk</i></p>
<p>Посада: <i>Title:</i></p>	<p>Заступник Міністра транспорту та зв'язку України – Голова Державної авіаційної адміністрації <i>Deputy Minister of Transport and Communications of Ukraine</i> <i>Chairman of the State Aviation Administration</i></p>	
<p>AA №009441</p>		

Рисунок 4.18 – Сертифікат Державіаадміністрації України
 № ТЛ 0036

		ЦД1.1 Форма А-1 Издание № 2 Issue № 2
МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ INTERSTATE AVIATION COMMITTEE		
АВИАЦИОННЫЙ РЕГИСТР AVIATION REGISTER		
СЕРТИФИКАТ ТИПА TYPE CERTIFICATE		
№ <u>СТ264-Ан-148</u>		
ИЗДЕЛИЕ <i>PRODUCT</i>	Самолет Ан-148-100 Модели: Ан-148-100А Ан-148-100В Ан-148-100Е	
ГОСУДАРСТВО РАЗРАБОТЧИКА <i>STATE OF DESIGN</i>	Украина	
НАСТОЯЩИЙ СЕРТИФИКАТ, ВЫДАННЫЙ <i>THIS CERTIFICATE ISSUED TO</i>	ГП "АНТОНОВ" г. Киев, Украина	
УДОСТОВЕРЯЕТ, ЧТО ТИПОВАЯ КОНСТРУКЦИЯ УКАЗАННОГО ИЗДЕЛИЯ СООТВЕТСТВУЕТ ТРЕБОВАНИЯМ РАСПРОСТРАНЯЕМОГО НА НЕГО СЕРТИФИКАЦИОННОГО БАЗИСА на основе Авиационных правил, Часть 25 (АП-25) с Поправкой 5.		
<i>CERTIFIES THAT THE ABOVE-MENTION PRODUCT TYPE DESIGN MEETS ITS CERTIFICATION BASIS REQUIREMENTS</i>		
ОПИСАНИЕ ТИПОВОЙ КОНСТРУКЦИИ И СЕРТИФИКАЦИОННОГО БАЗИСА, ОСНОВНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ, ХАРАКТЕРИСТИКИ ИЗДЕЛИЯ И ПЕРЕЧЕНЬ МОДЕЛЕЙ, НА КОТОРЫЕ РАСПРОСТРАНЯЕТСЯ ДЕЙСТВИЕ ДАННОГО СЕРТИФИКАТА, СОДЕРЖАТСЯ В КАРТЕ ДАННЫХ, КОТОРАЯ ЯВЛЯЕТСЯ НЕОТЪЕМЛЕМОЙ ЧАСТЬЮ НАСТОЯЩЕГО СЕРТИФИКАТА		
<i>THE DESCRIPTION OF TYPE DESIGN AND CERTIFICATION BASIS, BASIC OPERATING LIMITATIONS, THE PRODUCT PERFORMANCE AND LIST OF MODELS COVERED BY THE GIVEN CERTIFICATE ARE PRESENTED IN THE DATA SHEET WHICH IS AN INTEGRAL PART OF THIS CERTIFICATE.</i>		
ДАТА И МЕСТО ВЫДАЧИ <i>DATE AND PLACE OF ISSUANCE</i>		А.В. Донченко
01 апреля 2010г. г. Москва		ПОДПИСЬ SIGNATURE
Дата первоначальной выдачи 26 февраля 2007г.		Генеральный директор Авиарегистра МАК ДОЛЖНОСТЬ TITLE

Рисунок 4.19 – Сертификат Авиарегистра Міждержавного
Авіаційного Комітету № СТ264-Ан-148

- «Самолет Ан-158. Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением в типовую конструкцию самолета Ан-148-100 Главного изменения: «Самолет Ан-158» затверджений Президентом-Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ», Директором «ЛИИ-ЦС»;
- «Дополнение № 9 к Таблице соответствия самолета Ан-148-100 требованиям Сертификационного базиса СБ-148», затверджено Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ» 14.01.2011р.

Для підвищення конкурентоспроможності та економічності сімейства літаків Ан-148-100 і Ан-158 в типову конструкцію було внесено ряд Головних змін, що схвалені Авіаційною владою України, серед яких:

1. Встановлення нового бортового обладнання ALT-4000, RDR4B, CAS-100 і EGPWS MARK V. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.700.018.ДЗ-09 «Самолет Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Дополнительные сертификационные испытания и проверки в связи с введением Главного изменения типовой конструкции «Установка нового бортового оборудования ALT-4000, RDR4B, CAS-100 и EGPWS MARK V», затверджений Генеральним конструктором АНТК ім. О. К. Антонова, Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

2. Забезпечення мінімуму посадки літака за IIIA категорією ІКАО. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.700.032.ДЗ-09 «Самолет Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Дополнительные сертификационные испытания в связи с введением Главного изменения типовой конструкции «Обеспечение минимума посадки по IIIA категории ИКАО», затверджений Генеральним конструктором АНТК ім. О. К. Антонова, Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ», Директором «ЛИИ-ЦС».

3. Збільшення висоти аеродромного базування. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.700.003.ДЗ-11 «Самолет Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Допол-

нительные сертификационные работы в связи с внесением в типовую конструкцию самолета Главного изменения «Увеличение высоты аэродромного базирования». Затверджений Президентом-Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

4. Збільшення максимальної посадкової ваги літака Ан-148-100 до 37 800 кгс. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.700.008.ДЗ-11 «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением Главного изменения типовой конструкции «Увеличение максимального посадочного веса до 37 800 кгс», затверджений Президентом-Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ».

5. Виконання зльоту на режимі роботи двигунів менше злітного. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.700.002.ДЗ-13 «Самолет Ан-148-100 и его модификации. Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением Главного изменения «Выполнение взлета на режиме работы двигателей меньше взлетного», затверджений Президентом-Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГосНИИ ГА».

6. Забезпечення польотів у системі P-RNAV. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.704.052.ДЗ-08 «Самолет Ан-148-100. Дополнительные сертификационные испытания по Главному изменению типовой конструкции самолета Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) «Обеспечение полетов в системе P-RNAV», затверджений Генеральным конструктором АНТК ім. О. К. Антонова, Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

7. Розширення очікуваних умов експлуатації літака типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) в частині експлуатації на підготовлених ґрунтових аеродромах. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.700.048.ДЗ-08 «Самолет Ан-148-100. Дополнительные сертификационные испытания и проверки в связи с введением Главного изменения типовой конструкции «Расширение ожидаемых условий эксплуатации самолета типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В,

Ан-148-100Е) в части эксплуатации на подготовленных грунтовых аэродромах», затверджений Генеральным конструктором АНТК ім. О. К. Антонова, Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ».

8. Літак Ан-148-100 в англомовному виконанні. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148-100.700.027.Д1-10 «Самолет Ан-148-100. Дополнительные сертификационные испытания и проверки самолета в связи с внесением Главного изменения «Самолет Ан-148-100 и его модификации в англоязычном исполнении», затверджений Президентом-Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

9. Збільшення максимальної посадкової ваги літака Ан-158 до 38 800 кгс. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт №158.700.003.Д3-13 «Самолет Ан-158 Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением Главного изменения типовой конструкции «Увеличение максимального посадочного веса до 38 800 кгс», затверджений Президентом-Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация», Директором СЦ «ПРОЧНОСТЬ».

10. Літак Ан-148-200 (моделі Ан-148-200А, Ан-148-200В, Ан-148-200Е). За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт №148.00.037.002.Д3-13 «Самолет Ан-148-200 (модели Ан-148-200А, Ан-148-200В, Ан-148-200Е). Дополнительные сертификационные работы в связи с внесением Главного изменения типовой конструкции самолета типа Ан-148-100: «Самолет Ан-148-200», затверджений Першим віце-Президентом-Головним конструктором ДП «АНТОНОВ».

11. Збільшення висоти аеродромного базування до 4 100 м. За результатами додаткових сертифікаційних робіт був оформлений Технічний акт № 148.100.700.018.Д3-13 «Самолеты Ан-148-100, Ан-148-200, Ан-158 и их модификации. Дополнительные сертификационные испытания в связи с внесением в типовую конструкцию самолета Главного изменения «Увеличение высоты аэродромного базирования свыше 2 200 м», затверджений Президентом-Генеральным конструктором ДП «АНТОНОВ», Директором «АСЦ ГосНИИ ГА», Директором «СЦБО «Аэронавигация».

Крім того, для поліпшення процесу експлуатації сімейства літаків Ан-148-100 і Ан-158, підвищення рівня комфортабельності салону та поліпшення технічних характеристик літаків у типову конструкцію було внесено понад тисячу другорядних змін, серед яких варто зазначити:

1. Введення режиму роботи двигунів «Малый газ реверса». Оформлений Технічний звіт №148-100.700.002.Д1-13 «Самолет Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е, Ан-158). Дополнительные сертификационные испытания в связи с внесением в типовую конструкцию Второстепенного изменения «Внедрение режима работы маршевых двигателей «Малый газ реверса».

2. Збільшення максимальної злітної ваги літака Ан-148-100В на 600 кгс. Оформлений інженерний аналіз № РИО-11-23-12 «Самолет Ан-148-100В. Летные характеристики с увеличенным максимальным взлетным весом до 42 550 кгс».

Основні висновки щодо сертифікації

1. На основі комплексу сертифікаційних робіт, проведених спільно ДП «АНТОНОВ», Сертифікаційними центрами, призначеними Авіареєстром МАК, і Авіаційною владою України, встановлено та підтверджено відповідність літаків типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) з маршовими двигунами Д-436-148, допоміжною силовою установкою АИ-450-МС і їх експлуатаційною документацією вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 у межах експлуатаційних обмежень, обумовлених в експлуатаційній документації літака, що підтверджено 26 лютого 2007 року Сертифікатами Державіаадміністрації України № ТЛ 0036 та Авіареєстра Міждержавного Авіаційного Комітету № СТ264-Ан-148.

2. Типова конструкція літаків типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), для якої встановлено відповідність указаним вище вимогам, відображено в контрольному комплекті робочої конструкторської документації, визначеним головною специфікацією 148.00.0000.000.000, який відкоригований за результатами сертифікаційних робіт, перевірений, затверджений і зберігається згідно з порядком, встановленим АП/АПУ-21, на ДП «АНТОНОВ».

3. Для розширення експлуатаційних можливостей сімейства літаків Ан-148-100 було розроблено нову модифікацію «Літак Ан-158» зі збільшеною кількістю пасажирських місць до 99 пасажирів. За результатами додаткових сертифікацій-

них робіт Державною авіаційною службою України і Авіарегістром МАК було схвалено вказану Головну зміну типової конструкції літака Ан-148-100 та 22 лютого 2011 р. Державною авіаційною службою України було видано нову редакцію Сертифіката типу ТЛ 0036 із внесенням в нього літака Ан-158 та видано Доповнення до Сертифіката типу Авіарегістра МАК № СТ264-АН-148-100/Д05.

4. Типова конструкція літака Ан-158, для якої встановлено відповідність застосованим вимогам СБ-148, відображена в контрольному комплекті робочої конструкторської документації, що визначено головною специфікацією 148.20.0000.000.000, який відкоригований за результатами додаткових сертифікаційних робіт, перевірений, затверджений і зберігається згідно з порядком, встановленим АП/АПУ-21, на ДП «АНТОНОВ».

5. Для підвищення конкурентоспроможності та економічності літака типу Ан-148-100 в його типову конструкцію було внесено чотирнадцять Головних змін, що схвалені Авіаційною владою України та Авіарегістром МАК.

4.4. ВИСНОВКИ ЩОДО РОЗДІЛУ

1. Виконаний комплекс робіт дозволив організувати виробництво літаків Ан-148-100 та Ан-158 відповідно до вимог «Керівництва 21.2С з сертифікації й нагляду за виробництвом авіаційної техніки», «Керівництва 21.2D процедури сертифікації й контролю за виробництвом виробів цивільної авіаційної техніки», стандартів ISO9001-2009 і EN9100 «Системи менеджменту якості. Вимоги». Функціонування системи якості постійно контролюється проведенням внутрішніх перевірок.

2. Відпрацьовано й впроваджено нові технологічні процеси виготовлення деталей і вузлів на верстатах із числовим програмним керуванням.

3. Освоєно й впроваджено нове обладнання й технологічні процеси зварювання.

4. Проектування технологічного оснащення виконували із застосуванням ЕОМ і тривимірних електронних математичних моделей літака, що дозволило забезпечити прив'язування оснащення за єдиним джерелом із мінімальним використанням еталонів і калібрів, скоротити цикл проектних робіт і зменшити трудоміс-

ткість виготовлення й монтажу оснащення. Для контролю стапелів використовують лазерний контрольно-вимірвальний комплекс, що забезпечує високу точність вимірів і можливість порівняння отриманих даних з математичною моделлю.

5. Виконаний комплекс робіт із забезпечення льотної придатності літаків сімейства Ан-148-100/Ан-158 забезпечує їх безпечну експлуатацію у повній відповідності з вимогами Авіаційних правил.

6. На основі комплексу сертифікаційних робіт, проведених спільно ДП «АНТОНОВ», Сертифікаційними центрами, призначеними Авіареєстром МАК, і Авіаційною владою України, встановлена та підтверджена відповідність літаків типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) з маршовими двигунами Д-436-148, допоміжною силовою установкою АИ-450-МС і їх експлуатаційною документацією вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 у межах експлуатаційних обмежень, обумовлених в експлуатаційній документації літака, що підтверджено Сертифікатами Державіаадміністрації України № ТЛ 0036 та Авіареєстра Міждержавного Авіаційного Комітету № СТ264-Ан-148.

Основні наукові результати, наведені у четвертому розділі, опубліковано у працях автора [2, 4, 9].

ВИСНОВКИ

Основний науковий результат роботи – вирішення важливої науково-прикладної проблеми, яка полягає в розробленні наукових основ створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків.

Відповідно до поставленої мети та завдань в дисертації отримано такі результати:

1. Вперше при створенні й впровадженні до експлуатації сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 в Україні проведено великий комплекс науково-технічних розрахункових і проектно-конструкторських робіт із застосуванням знов розробленої інтегрованої автоматизованої системи проектування у тривимірному просторі, а також виконані необхідні експериментальні дослідження, наземні та льотні випробування
2. Удосконалено методи проектування регіонального пасажирського літака шляхом вибору оптимальних аеродинамічних, конструктивно-силових і об'ємно-масових компонувань, параметрів і профілювання крила, параметрів поперечного перерізу фюзеляжу, льотно-технічних характеристик (ЛТХ), злітно-посадкових характеристик (ЗПХ), двигуна, обладнання й систем.
3. Розроблено аеродинамічне компонування, що не має аналогів у світовій практиці авіабудування, що дозволило створити регіональний пасажирський літак-високоплан зі швидкістю польоту до 870 км/год ($M = 0,8$).
4. Удосконалено методи розрахунку характеристик загального та локального напружено-деформованого стану, міцності й ресурсу літака за допомогою систем CAD\CAM\CAE.
5. На літаках Ан-148/Ан-158 замість додаткових гідравлічних систем для живлення силових приводів («бустерів») основних поверхонь керування використовується енергія двох централізованих електричних систем змінного струму (схема енергокомплексу «2Н/2Е»).
6. Створено сімейство конкурентоспроможних високоекономічних реактивних регіональних пасажирських літаків нового покоління Ан-148-100/Ан-158,

які за своїми техніко-експлуатаційними характеристиками знаходяться на рівні кращих сучасних зарубіжних аналогів, а за рівнем комфорту для пасажирів не поступаються магістральним пасажирським літакам більшої розмірності.

7. Створено єдиний у світі сучасний регіональний реактивний літак, що може працювати з ґрунтових аеродромів.
8. Розроблення, виробництво й впровадження в експлуатацію сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158 дозволили створити робочі місця в Україні в кількості більш ніж 14 000 чоловік.
9. Впровадження результатів роботи забезпечило створення на Державному підприємстві «АНТОНОВ» нового покоління сімейства реактивних регіональних пасажирських літаків, а в Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» підвищення якості навчального процесу при підготовці фахівців авіаційної галузі.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Ahmed A., Bakuckas J.G.Jr., Awerbuch J. and al. Evolution of multiple-site damage in the riveted lap joint of a fuselage panel // Proc. 8th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Palm Springs, CA , February 3, 2005). – 2005. – P. 14.
2. Berens A.P., Gallagher J.P., Dhar S. Risk analysis for modeling damage at multiple sites (Technical report) / Aerospace Structures Information and Analysis Center. TR-94-14. – 1994 – P.65.
3. Bode M.D., Sippel W.M., Ostgaard D., Bakuckas J.G. Survey of transport airplane structural repairs and alterations: survey & tear-down final results // Presentation on 2011 Air Transport Association NDT Forum (April 29, 2011), 2011. – 39 p.
4. Boiler C. Structural health management of ageing aircraft and other infrastructure / – Bangalore (India): Instit. of Smart Structures and Systems (ISSS), 2002. – 35 p.
5. Brombolich, L. Elastic-Plastic Analysis of Stresses Near Fastener Holes [Text] / L. Brombolich // AIAA Paper N73–252. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1973.
6. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении [Текст] / А.Г. Братухин, Ю.В. Давыдов, Ю.С. Елисеев и др.; под ред. А.Г. Братухина. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.
7. Cavallini G., Lazzeri R. A probabilistic approach to fatigue risk assessment in aerospace components // Eng. Frac. Mec. – 2007. – V.74, 18. –P. 2964–2970.
8. Damage tolerance assessment handbook / Final report DOT-VNTSC-FAA-93-13. Vol. 1, Chap. 3: Fatigue crack propagation / Depart. Transp. FAA, US. – 1993 – P.3.1–3.43.
9. Elangovan R., Selladurai V., Ramamurthy T.S., Dattaguru B. Analytical determination of residual strength and linkup strength for curved panels, with multiple site damage // Int. J. Engin. Sc. Techn. – 2011. – Vol. 3, N 5. – P. 3651-3662.
10. Fedelich B. A Stochastic theory for the problem of multiple surface crack coalescence // Int. J. Fract. –1998. – 91, P. 23 – 45.
11. Forman R.G., Shivakumar V., Cardinal J.W. and al. Fatigue crack growth database for damage tolerance analysis (Final report) / U.S. Department of Transportation, FAA. DOT/FAA/AR-05/15. – 2005 – P. 126.
12. Forsyth P.J.E. A unified description of micro and macroscopic fatigue crack behaviour // Int. J. Fract. – 1983. – 5, P. 3 – 14.
13. Gao N., Brown M.W., Miller K.J. Crack growth morphology and micro structural

- changes in 316 stainless steel under creep-fatigue cycling // *Ibid.* – 1995. – 18, K2 12. – P. 1407 – 1422.
14. He Y.T., Zhang T., CuiRM. Research on crack growth of multiple-site damaged structure // *Proc. 28th Congr. of Intern. Council of Aeronautic. Sc. (23 - 28 Sept., Brisbane, Australia, 2012), Paper ICAS 2012-7.1.3.* – 2012. – P. 1 – 8.
 15. Hendricks W.R. The Aloha Airlines accident — a new era for aging aircraft // *Structural integrity of aging airplanes / Ed. by S.N. At-luri, S.G. Sampath, P. Tong.* – Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1991. – P. 153–166.
 16. Ian Goold. Bombardier Sees Need For 11,000 20- To 149-Seaters Over 20 Years // *Aviation International News, Farnborough International Air Show Daily.* – 2006. – 19.07. – P. 5.
 17. Ignatovich S.R. Probabilistic model of multiple-site fatigue damage of riveting in airframes // *Strength of Materials.* – 2014. – Vol.46,N 3. – P. 336 – 344.
 18. Jeong D.Y., Tong P. Onset of multiple site damage and widespread fatigue damage in aging airplanes // *Int. J. Fract.* – 1997. – Voi.85,N2. – P. 185 – 200.
 19. Jgnatovich S.R., Kucher A.G., Yakushenko A. S., Bashta A.V. Modelling of coalescence of dispersed surface cracks. Part 1. Probabilistic model for crack coalescence // *Strength of Materials.* – 2004. – Vol. 36, N 2. – P. 125 – 133.
 20. Joint service specification guide for aircraft structures (JSSG-2006) / Department of defense USA. – 1998 – P.483.
 21. Kim J.H., Zi G, Van S-N., JeongM.C, Kong J.S., Kim M. Fatigue life prediction of multiple site damage based on probabilistic equivalent initial flaw model // *Struct. Eng. Mech.* – 2011. – V.38, N4 – P. 443–457.
 22. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П. С. Гончаров, М. Ю. Ельцов, С.Б. Коршиков и др. – М.: ДМК Пресс, 2010. – 504 с.
 23. Parkins R.N., Singh P.M. Stress corrosion crack coalescence // *Corrosion* – 1990. – 46, JV° 6. – P. 485 – 499.
 24. Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet: a report of the AAWG (Final Report) / *Airworthiness Assurance Working Group.* –1999. –162 p.
 25. Scientific Grounds of Structural and Production Concepts to Provide Aircraft Life Time [Text]: Monography / V. O. Boguslayev, S. A. Bychkov, O. G. Grebenikov, M. I. Moskalenko, A. M. Gumenniy, E. T. Vasilevskiy, A. P. Eretin, O. D. Donets, V. F. Sementsov, V. O. Grebenikov, O. M. Stoliarchuk. – Kharkiv: Nat. Aerospace Univ. «KhAI», 2019. – 266 pages.
 26. Yang.IN., Manning S.D., Garver W.R. Durability methods development / *Technical report AFFDL-TR-79-3118. Vol.V: Durability analysis methodology development // Structural and Design Department, GDC, Fort Worth, Texas, US.* – 1979 – P.96.

27. Авиационные материалы: в 8 т. [Текст] / под общ. ред. д-ра техн. наук Р.Е. Шалина. – М.: ОНТИ, 1982. – Т.4: Алюминиевые и бериллиевые сплавы. – 627 с.
28. Авіаційні правила України. Частина 21 «Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника» АПУ-21 (Part-21).
29. Автоматизированное конструирование в системе UNIGRAPHICS [Текст]: учеб. пособие / А.Г. Гребеников, М.В. Синькевич, В.Н. Желдоченко и др. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1994. – 98 с.
30. Александров, В.Г. Авиационный технический справочник [Текст] / В. Г. Александров, А.В. Майоров. – 2-е изд. – М.: Транспорт, 1975. – 430 с.
31. Александров, П.С. Лекции по аналитической геометрии, пополненные необходимыми сведениями из алгебры с приложением собрания задач [Текст] / П.С. Александров. – М.: Наука, 1968. – 912 с.
32. Анализ характеристик общего НДС в элементах фитингового стыка крыла с центропланом [Текст] / Е.Т. Василевский, А.Г. Гребеников, А.Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 24. – Х., 2004. – С. 78 – 89.
33. Андренко, Г. И. Расчет летных характеристик самолета [Текст] / Г. И. Андренко. – Х.: ХАИ, 1988. – 66 с.
34. Андренко, Г.И. Устойчивость и управляемость самолета в продольном боковом движении [Текст] / Г.И. Андренко, Л.Ф. Калитиевский. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1976. – 85 с.
35. Андриенко, Ю.Г. Метод формирования совокупности технико-экономических характеристик в процедуре выбора проектных решений при разработке транспортных самолетов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 12. – Х., 2002. – С. 125 – 138.
36. Андриенко, Ю.Г. Необходимость совершенствования методов проектирования и 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.
37. 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 «ХАИ». – Вып. 9. – Х., 2002. – С. 87 – 92.
38. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. – М. – Пекин: Изд. отдел ЦАГИ. АВИА-Издательство, 1995. – 750 с.
 39. Аэродинамика самолета Ан-72 [Текст] / И. М. Варуха, В. В. Ковтонюк, В. Д. Бычков и др. – К. : АНТК им. О.К. Антонова. 1992. – 500 с.
 40. Балабуев, П. В. Стратегия и практика АНТК «Антонов» в создании самолетов «Ан» на основе полного электронного определения изделия [Текст] / П. В. Балабуев, В. И. Матусевич // Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / под общ. ред. А.Г. Братухина. – К.: Техніка. – 2001. – С. 84 – 97.
 41. Баринов, В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов [Текст] / В.А. Баринов // Труды ЦАГИ. АВИА. – 1983. – Вып. 2205.– 28 с.
 42. Барышников, В.И. Применение метода конечных элементов к исследованию местной прочности элементов авиационных конструкций [Текст] / В.И. Барышников и др. // Ученые записки ЦАГИ.–1983.– Т. XIV.– № 1. – С. 66–73.
 43. Беклемишев, Д.В. Курс аналитической геометрии и линейной алгебры [Текст] / Д.В. Беклемишев. – М.: Наука, 1974. – 320 с.
 44. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.
 45. Большая энциклопедия транспорта: в 8 т. [Текст] /под ред. А.Г. Братухина, А.Л. Гильберга. – М.: Машиностроение, 1995. – Т. 2. Авиационный транспорт – 400 с.
 46. Брусов, В. С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов: Многоцелевой подход [Текст] / В.С. Брусов, С.К. Баранов. – М.: Машиностроение, 1989. – 232 с.
 47. Бычков, С. А. Концепция развития компьютерных интегрированных технологий в процессе создания авиационной техники [Текст] / С.А. Бычков, А.Г. Гребеников // Технологические системы: – К.: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып. 1. – С. 60 – 67.
 48. Василевский, Е.Т. Современные методы исследования напряжённно-деформируемого состояния планера самолёта [Текст] / Е.Т. Василевский, О.В. Шутовский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 27. – Х., 2005. – С.42 – 50.
 49. Галкина, Н. С. Исследование напряженно-деформированного состояния элементов авиационных конструкций и их соединений [Текст] / Н.С. Галкина, В.И. Гришин, В.Ю. Донченко // Труды ЦАГИ. – М.: ЦАГИ.

- 1979. – Вып. 2012. – С. 3 – 50.
50. Гаража, В.В. Конструкция самолётов [Текст]: учебник / В.В. Гаража. – К.: КМУГА, 1998. – 524 с.
 51. Гражданское самолетостроение в начале XXI столетия. Деятельность ведущих мировых производителей [Текст] / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, А. А. Щербак, Т. Н. Щедрина. – К.: КИТ, 2008. – 168 с.
 52. Гребеников, А. Г. Анализ влияния геометрических параметров гнезда под установку прогрессивной потайной заклепки АНУ0348 на характеристики локального НДС в пластине с зенкованным отверстием [Текст] / А. Г. Гребеников, Д. Ю. Дмитренко, Д. В. Хмелик // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 49. – Х., 2011. – С. 248 – 262.
 53. Гребеников, А. Г. Вопросы проектирования срезных болтовых соединений крыла с учетом выносливости [Текст] / А.Г. Гребеников, Л.Д. Арсон. – Х.: ХАИ, 1981. – 111 с.
 54. Гребеников, А.Г. Интегрированные технологии проектирования высокоресурсных самолетных конструкций [Текст] / А.Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 7. – Х., 2000. – С. 15 – 37.
 55. Гребеников, А.Г. Интегрированные технологии проектирования самолётных конструкций [Текст] / А.Г. Гребеников, В.С. Кривцов // Информационные технологии в наукоёмком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / под общ. ред. А.Г. Братухина. – К.: Техніка. – 2001. – С. 154 – 177.
 56. Гребеников, А. Г. Методика расчета распределения усилий между рядами в срезных болтовых соединениях авиационных конструкций с помощью системы инженерного анализа ANSYS [Текст] / А.Г. Гребеников, И.Н. Дубров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 17. – Х., 2003. – С. 31 – 41.
 57. Гребеников, А. Г. Методология создания поверхностной модели пассажирского самолета с ТВД в системе параметрического моделирования CADD5-5 [Текст] / А.Г. Гребеников, С.П. Светличный, А.Н. Петров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2. – Х., 1998. – С. 256 – 265.
 58. Гребеников, А. Г. Моделирование конструктивных элементов вертикального оперения пассажирского самолета в компьютерной интегрированной системе

- CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS [Текст] / А. Г. Гребеников, А. А. Сердюков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 14. – Х., 1999. – С. 122 – 132.
59. Гребеников, А. Г. Особенности создания аналитических эталонов сборных панелей крыла для экспериментальных исследований [Текст] / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. Н. Назаренко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 20. – Х., 2003. – С. 50 – 57.
60. Гребеников, А. Г. Технология создания твердотельных моделей типовых болтовых соединений самолетных конструкций в системе CAD\CAM\CAE UNIGRAPHICS [Текст] / А. Г. Гребеников, В. В. Парфенюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4. – Х., 1999. – С. 245 – 252.
61. Гребеников, А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: монография / А.Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
62. Гребеников, В. А. Обеспечение усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне разъемных болтовых соединений [Текст]: монография / В. А. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 188 с.
63. Давыдов, Ю. В. Геометрия крыла: Методы и алгоритмы проектирования несущих поверхностей [Текст] / Ю.В. Давыдов, В.А. Злыгарев. – М.: Машиностроение, 1987. – 136 с.
64. Данилов, Ю. Практическое использование NX [Текст] / Ю. Данилов, И. Артамонов. – М.: ДМК Пресс, 2011. – 332 с.
65. Дитрих, Я. Проектирование и конструирование: Системный подход [Текст]: пер. с польск. – М.: Мир, 1981. – 456 с.
66. Екобори Т. Научные основы прочности и разрушения материалов. – К.: Наук. думка. 1978. – 352 с.
67. Игнатович С.Р. Распределение размеров дефектов при нагружении // Пробл. прочн. – 1990. – № 9. – С. 40 – 45.
68. Игнатович С. Р., Каран Е. В., Краснопольский В. С. Распределение длины трещин в заклепочном соединении самолетной конструкции при многоочаговом повреждении // Физико-хим. мех. матер. – 2013. – Т. 49, № 2. – С. 109 – 116.
69. Игнатович С. Р., Нинасивинча Сото Ф. Ф. Стохастическая модель формирования неоднородности размеров рассеянных трещин. Сообщ. 1. Стационар-

- ный рост трещин // Пробл. прочн. – 1999. – № 3. – С. 40 – 45.
70. Игнатович, С. Р. Мониторинг выработки усталостного ресурса летательных аппаратов [Текст] : монография / С. Р. Игнатович, М. В. Карускевич. – К.: НАУ, 2014. – 260 с.
 71. Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета [Текст]: монография / А.Г. Гребеников, Е.Т. Василевский, В.А. Матвиенко, А.М. Гуменный, С.П. Светличный. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 192 с.
 72. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса [Текст] / под. общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев: Техніка, 2001. – 728 с.
 73. Карускевич, М.В. Методологія визначення відпрацювання ресурсу літальних апаратів за параметрами деформаційного рельєфу поверхні конструктивних елементів та зразків-свідків: автореф. дис. ... док. техн. наук: 05.07.02 / Карускевич Михайло Віталійович. – К., 2012. – 40 с.
 74. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: монография / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.; – Ч. 2. – 326 с.; – Ч. 3. – 376 с.
 75. Комплекс технических, системных и программных средств для проектирования и анализа авиационных конструкций [Текст] / Г.Б. Варшавьяк, А.Г. Гребеников, А.М. Гуменный, А.В. Заозерский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1. – Х., 1998. – С. 42 – 46.
 76. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий [Текст] / Д.С. Кива, Г.А. Кривов, А.Г. Гребеников и др. – Киев: КВИЦ, 2015. – 188 с.
 77. Конструкция и прочность самолетов [Текст] / под ред. В. Н. Зайцева. – К.: Вища школа, 1974. – 544 с.
 78. Краснов, Н.Ф. Основы аэродинамического расчета [Текст] / Н.Ф. Краснов. – М.: Высш. шк., 1981. – 496 с.
 79. Летные испытания самолетов [Текст]: учебник для студентов высших техн. учеб. заведений / К.К. Васильченко, В.А. Леонов, И.М. Пашковский, Б.К. Поплавский. – М.: Машиностроение, 1996. – 720 с.
 80. Матусевич, В.И. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования, технологической подготовки и управления самолетостроительным производством [Текст] / В.И. Матусевич, Ю.Р. Бойко //

- Технологические системы. – К.: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып. 1. – С. 77 – 82.
81. Машиностроение: энциклопедия / под ред. К. В. Фролова и др. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 [Текст] / А. М. Матвеевко, А. И. Акимов, М. Г. Акопов и др.; под общ. ред. А. М. Матвеевко. – М.: Машиностроение, 1994. – 752 с.
 82. Машиностроение: энциклопедия. – Самолеты и вертолеты. Кн. 1 [Текст] / под ред. К.В. Фролова и др. – М.: Машиностроение. Т. IV-21. Аэродинамика, динамика полета и прочность / Г.С. Бюшгенс, Ю.А. Азаров, Г.А. Амирьянц и др.; под общ. ред. Г.С. Бюшгенса. – 2002. – 800 с.
 83. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования крыла пассажирского самолёта с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/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.
 84. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM [Текст] / А.Г. Гребеников, А.З. Двейрин, Ю.Н. Геремес, А.М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 30. – Х., 2006. – С. 10 – 30.
 85. Метод определения соответствия к АП 25.571. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации. – М.: Минтрас, 1996. – 29 с.
 86. Метод определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния отсека фюзеляжа самолёта методом конечных элементов [Текст] / А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, П. О. Науменко, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 33. – Х., 2006. – С. 5 – 15.
 87. Методика определения характеристик локального НДС в зоне монолитного профиля фитингового стыка крыла с центропланом [Текст] / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 28. – Х., 2005. – С. 177 – 193.
 88. Методика создания управляющих программ на станки с ЧПУ для изготовления формовочных приспособлений с использованием системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS [Текст] / А. К. Мяслица, С. А. Филиппов, А. Г. Гребеников, С. А. Лихачев // Открытые информационные и компью-

- терные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып 2. – Х., 1998. – С. 96 - 101.
89. Научные основы конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса авиационной техники [Текст]: монография / В. А. Богуслаев, А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2017. – 292 с.
 90. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25) [Текст]. – М.: МАК, 1994. – 322 с.
 91. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2003. – Ч. 1. – 454 с.
 92. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч. 2. – 390 с.
 93. Остащ, О.П. Механіка руйнування і міцність матеріалів [Текст]: довід. посіб. / О.П. Остащ, В.М. Федірко, В.М. Учанін, С.А. Бичков та ін. / за заг. ред. В.В. Панасюка; за ред. О.П. Осташа, В.М. Федірка. – Львів: Сполом, 2007. – Т. 9: Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій. – 1068 с.
 94. Острославский, И.В. Аэродинамика самолета [Текст] / И.В. Острославский. – М.:ГИОП, 1957. – 560 с.
 95. Пиявский, С. А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов [Текст] / С. А. Пиявский, В. С. Брусов, Е. А. Хвилон. – М.: Машиностроение, 1974. – 168 с.
 96. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы [Текст] / И.Я. Катырев, М.С. Неймарк, В.М. Шейнин и др.; под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.
 97. Проектирование самолетов [Текст] : учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
 98. Проектирование самолётов [Текст]: лаб. практикум для студентов специальности «Самолеты и вертолеты» / А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, В. Н. Король и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2002. – 176 с.
 99. Процедуры сертификации авиационной техники (АП-21). – М.: МАК, 1994. – 40 с.
 100. Пядушкин, М. Перевозчики удивили авиастроителей [Текст] / М. Пядушкин // Авиатранспортное обозрение. – 2007. – №78. – С 13 – 15.

101. Семенчин, В.А. Аэродинамика и динамика полета [Текст] / В.А. Семенчин, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2003. – 381 с.
102. Современные технологии авиастроения [Текст] / кол. авторов; под ред. А. Г. Братухина, Ю.Л. Иванова. – М.: Машиностроение, 1999. – 832 с.
103. Соппротивление усталости элементов конструкций [Текст] / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебеньев, Т. С. Родченко. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
104. Стригунов, В.М. Расчёт самолёта на прочность [Текст]: учебник для авиационных вузов / В.М. Стригунов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с.
105. Тейлор, Д. Нагрузки, действующие на самолет [Текст] / Д. Тейлор. – М.: Машиностроение, 1971. – 372 с.
106. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов [Текст]. – М.: Наука, 1976. – 439 с.
107. Толмачев, В.И. Методика весового расчета транспортных самолетов [Текст]: учеб. пособие по дипломному проектированию и выполнению лабораторных работ по курсу «Проектирование самолетов» / В.И. Толмачев, С.А. Бычков. – Х.: Харьк. авиац. ин-т им. Н.Е. Жуковского, 1983. – 23 с.
108. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] : пер. с англ. / Е. П. Голубков. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
109. Хейвуд, Р.Б. Проектирование с учетом усталости [Текст]: пер. с англ. / Р.Б. Хейвуд; под ред. И.Ф. Образцова. – М.: Машиностроение, 1969. – 504 с.
110. Херцберг Р.В. Деформация и механика разрушения конструкционных материалов. – М.: Металлургия, 1989. – 576 с.
111. Холявко, В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета [Текст] / В.И. Холявко. – Х.: ХАИ, 1991. – 71 с.
112. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] : справочник / В. М. Шейнин , В. И. Козловский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1984. – 552 с.
113. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977. – Т.1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. – 344 с.
114. Шмырев, В.Ф. Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом самолета [Текст] / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 31. – Х., 2006. – С. 20 – 40.
115. Шульженко, М.Н. Курс конструкций самолетов [Текст]: учебник / М.Н. Шульженко, А.И. Мостовой. – М.: Машиностроение, 1965. – С. 342 – 359.

Додаток А

Список публікацій здобувача за темою дисертації

Розділ монографії

1. Donets O. D. Scientific Grounds of Structural and Production Concepts to Provide Aircraft Life Time [Text]: Monography / V. O. Boguslayev, S. A. Bychkov, O. G. Grebenikov, M. I. Moskalenko, A. M. Gumenniy, E. T. Vasilevskiy, A. P. Eretin, O. D. Donets, V. F. Sementsov, V. O. Grebenikov, O. M. Stoliarchuk. – Kharkiv: Nat. Aerospace Univ. «KhAI», 2019. – 266 pages.

Статті у наукових фахових виданнях України

2. Особливості льотних випробувань регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2018. – Вып. 3 (95). – С. 40 – 50. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.**

3. Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Д. Донець, О. І. Семенець, Є. Т. Василевський, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2018. – Вып. 82. – С. 4 – 26. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: обґрунтована можливість відпрацювання літаками проектного ресурсу й терміну служби за умовами міцності при втомі (при акустичних навантаженнях у тому числі) і корозійної міцності.*

4. Особливості сертифікації регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2018. – Вып. 4 (96). – С. 56 – 69. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.**

5. Проектно-конструкторські особливості планеру регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець, О. З. Двейрін, Є. Т. Василевський, С. А.

Філь, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 83. – С. 4 – 27. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано та обґрунтовано розширення обсягу застосування у конструкції фюзеляжу композиційних матеріалів, включаючи балки підлоги й стояки їх кріплення до елементів конструкції фюзеляжу; запропоновано застосовувати покриття з молібдену, що підвищило зносостійкість високонавантажених деталей з титанових сплавів більше ніж у 20 разів; розроблено конструкцію поясів із пресованих напівфабрикатів із двома закінцівками.*

6. Особливості забезпечення аеродинамічних характеристик регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець, В. О. Кудрявцев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 83. – С. 106 – 133. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано, розроблено та виконано комплекс розрахунково-дослідних робіт за вибором аеродинамічного компонування літака.*

7. Концепція створення системи керування польотом регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2019. – Вып. 1 (97). – С. 54–69. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.**

8. Концепція створення силової установки сімейства регіональних пасажирських літаків Ан-148/Ан-158 [Текст] / О. Д. Донець, В. П. Іщук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 84. – С. 50 – 63. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано застосовувати одно-*

та двошарові звукопоглинальні конструкції акустичного заповнювача в конструкції мотогондולי, що забезпечило зниження рівня шуму літака від двигуна на місцевості відповідно до норм Розділу 4 стандарту ІСАО, а найбільше зниження шуму літака виявили при злітному режимі роботи двигуна; запропоновано та запроваджено з метою збереження ресурсу двигуна, економії палива при виконанні зльоту літака зі смуг великої довжини автоматизований зліт на максимально тривалому режимі.

9. Особливості серійного виробництва регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 [Текст] / С. А. Бичков, О. Д. Донець, В. Г. Читак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 84. – С. 125 – 143. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: відпрацьовано й впроваджено нові технологічні процеси виготовлення деталей і вузлів на верстатах із числовим програмним керуванням; відпрацьовані й впроваджені складні у виробництві й нові технологічні процеси виготовлення виробів із композиційних і неметалічних матеріалів, виробів ковальсько-штампувального, ливарного й термічного виробництва.*

10. Метод загального проектування регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Г. Гребеніков, О. Д. Донець, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 85. – С. 4 – 31. **Збірка входить до міжнародної наукометричної бази Index Copernicus.** *Особистий внесок здобувача: запропоновано метод попереднього проектування сучасного реактивного регіонального пасажирського літака, котрий апробовано при проектуванні регіонального пасажирського літака Ан-148-100.*

Патенти

11. Пат. на корисну модель № 133624 Україна, МПК В21D 26/08 (2006.01). Пристрій для формоутворення великогабаритної деталі із заготовки з листового

матеріалу або з пресованої панелі / Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А., Корольков Ю. Я.; заявник та патентовласник Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А., Корольков Ю. Я. – № u 2018 12169; заявл. 10.12.2018; опубл. 10.04.2019, Бюл. № 7.

12. Пат. на корисну модель № 135064 Україна, МПК В21D 26/08 (2006.01). Пристрій для формоутворення великогабаритної деталі із заготовки з листового матеріалу або з пресованої панелі / Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А., Корольков Ю. Я.; заявник та патентовласник Донець О. Д., Лупкін Б. В., Бичков С. А., Корольков Ю. Я. – № u 2019 00680; заявл. 23.01.2019; опубл. 10.06.2019, Бюл. № 11.

Тези в матеріалах вітчизняних і міжнародних конференцій

13. Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків [Текст] / О. Д. Донець, О. І. Семенець, Є. Т. Василевський, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» : тези доп., 23 – 24 квітня 2019 р. / М-во освіти і науки ; Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – С. 20.

14. Особливості льотних випробувань регіонального пасажирського літака [Текст] / О. Д. Донець // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» : тези доп., 23 – 24 квітня 2019 р. / М-во освіти і науки ; Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – С. 21.

Продовж. дод. А

Апробація результатів дисертації

Основні положення роботи викладено та обговорено на:

1. Міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (Харків, 23–24 квітня 2019 р., форма участі – публікація тез);
2. Науково-технічних нарадах ДП «АНТОНОВ» (Київ, 2018-2019 рр., форма участі – усна доповідь);
3. Наукових семінарах кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (Харків, 2018-2019 рр., форма участі – усна доповідь)

Додаток Б

Акти впровадження результатів дисертації



ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний конструктор
ДП «АНТОНОВ», к.т.н.

Семенець О.І.

03 2019 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи здобувача наукового ступеня кандидата технічних наук ДОНЦЯ Олександра Дмитровича на тему:
«Наукові основи створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків»

Цей Акт складений в тому, що на базі розроблених в дисертації Донця О.Д. наукових основ створення сучасних реактивних регіональних пасажирських літаків на Державному підприємстві «АНТОНОВ» впроваджені наступні результати:

- методи проектування реактивних регіональних пасажирських літаків за допомогою сучасних комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE\PLM, з урахуванням вибору аеродинамічних, об'ємно-масових конструктивно-силових компонувань і центрування, льотно-технічних, злітно-посадочних характеристик, силових установок, обладнання й систем, конструктивно-технологічних методів забезпечення статичної міцності та ресурсу;

- методи льотних випробувань та сертифікації при створенні сімейства регіональних пасажирських літаків Ан-148/Ан-158.

Економічний ефект від впровадження результатів роботи Донця О.Д. складає понад 6,5 млн. грн.

Використання запропонованих методів в практиці проектування та створення сучасних регіональних пасажирських літаків є важливим етапом в подальшому розвитку авіаційної техніки з метою: підвищення рівня економічності й екологічності пасажирських перевезень; збільшення можливості виконання пасажирських перевезень в складних умовах експлуатації; підвищення рівня комфорту та безпеки пасажирів; розширення ринків експлуатації літаків марки «АНТОНОВ».

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.С. Жуковського «Харківський
авіаційний інститут»

д.т.н., професор М. В. Нечипорук



04 2019 р.

АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи О. Д. Донця
*«Наукові основи створення сучасних реактивних регіональних
пасажирських літаків»* в навчальний процес Національного аерокосмічного
університету ім. М.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

Запропоновані автором метод проектування сучасного реактивного регіонального пасажирського літака, котрий було апробовано при проектуванні регіонального пасажирського літака Ан-148-100, нові конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків, включені в навчальні програми курсів «Конструювання елементів авіаційної техніки», «Конструювання агрегатів авіаційної техніки», «Інтегроване проектування літаків і вертольотів», «Загальна проектування літаків і вертольотів», а також в завдання для виконання студентами дипломних проектів бакалаврів та магістрів.

Результати роботи Донця Олександра Дмитровича увійшли до монографії та навчального посібника, котрі використовуються в навчальному процесі на кафедрі проектування літаків та вертольотів:

1. Donets O. D. Scientific Grounds of Structural and Production Concepts to Provide Aircraft Life Time [Text]: Monography / V. O. Boguslayev, S. A. Bychkov, O. G. Grebenikov, M. I. Moskalenko, A. M. Gumennyi, E. T. Vasilevskiy, A. P. Eretin, O. D. Donets, V. F. Sementsov, V. O. Grebenikov, O. M. Stoliarchuk. – Kharkiv: Nat. Aerospace Univ. «KhAI», 2019. – 266 pages.

2. Донец, А. Д. Самолет Ан-148-100. Стандартная спецификация [Текст] : учеб. нагляд. пособие / П. В. Балабуев, Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменний, А. З. Двейрин, А. Д. Донець, В. Н. Казуров, Д. С. Кива, Г. Б. Проценко, А. А. Соболев. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2019. – 395 с.

Впроваджені в навчальний процес результати дисертаційної роботи Донця Олександра Дмитровича дозволяють підвищити якість підготовки фахівців в галузі створення авіаційної та ракетно-космічної техніки.

Завідувач кафедри проектування літаків
та вертольотів, д.т.н., професор

О. Г. Гребеніков

Доцент кафедри
проектування літаків та вертольотів, к.т.н., доцент

А. М. Гуменний