МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра міцності літальних апаратів

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи

(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)
(освітній ступінь)

На тему: ***«Роботи по сертифікації транспортного літака типу Ан-124»***

Виконав: студент ІІ курсу групи № 168-В
Галузь знань *13 «Механічна інженерія»*
(код та найменування)

Спеціальність 134 *«Авіаційна та ракетно-космічна техніка»*
(код та найменування)

Освітня програма *«Проектування, виробництво та сертифікація авіаційної техніки»*
(найменування)

Іващенко Д.В.
(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Кирпікін А.О.
(ім'я прізвище)

Рецензент: Аврамов К.В.
(ім'я прізвище)

Харків – 2024

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет *Літакобудування*

Кафедра *102 «Міцність літальних апаратів»*

Рівень вищої освіти *другий (магістерський)*

Галузь знань *13«Механічна інженерія»*

Спеціальність *134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»*
(код та найменування)

Освітня програма «*Випробування та сертифікація літальних апаратів*»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

д.т.н., професор. Віталій МІРОШНІКОВ
“____”_____2024року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Іващенко Дмитро Васильович
(прізвище, ім’я та по батькові))

1.Тема кваліфікаційної роботи Роботи по сертифікації транспортного літака типу Ан-124

керівник кваліфікаційної роботи Кирпікін А.О., к.т.н., доцент каф.102
(прізвище, ім’я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

Затверджені наказом Університету № 1938- уч від « 21 » жовтня 2024 року

2.Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 10 грудня 2024

3.Вихідні дані до роботи основні льотно-технічні характеристики літака типу Ан-124

4.Зміст пояснювальної записки(перелік завдань, які потрібно розв’язати) Розрахувати крило великого подовження. Виконати перевірочний розрахунок за допомогою ЕОМ. Вивчити розділ сертифікації літака Ан-124 Виконати кінематичний розрахунок носової стійки шасі, побудувати носову стійку в програмі ANSYS WB. Спроектувати системи важільного навантаження консолі крила. Написати висновки, щодо проведеної роботи.

5. Перелік графічного матеріалу кваліфікаційна робота містить 12 таблиць, 54 рисунків, 1 додаток, презентація виконана в – MS PowerPoint

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Сертифікація літака Ан-124	Кирпікін А.О., к.т.н, доцент каф.102	АКирп	АКирп
2. План Проспект сертифікаційного базису літака Ан-124	Кирпікін А.О., к.т.н, доцент каф.102	АКирп	АКирп
3. Розрахунок на міцність крила великого подовження	Кирпікін А.О., к.т.н, доцент каф.102	АКирп	АКирп
4. Проектувальний розрахунок елерону крила	Кирпікін А.О., к.т.н, доцент каф.102	АКирп	АКирп
5. Розрахунок передньої стійки шасі	Кирпікін А.О., к.т.н, доцент каф.102	АКирп	АКирп
6. Проектування системи важільного навантаження консолі крила літака	Кирпікін А.О., к.т.н, доцент каф.102	АКирп	АКирп

Нормоконтроль _____ _____ «____» _____20___ р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання «__15__» вересня 2024 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ З/П	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1.	Сертифікація літака Ан-124	15.09.2024	
2.	План Проспект сертифікаційного базису літака Ан-124	21.10.2024	
3.	Розрахунок на міцність крила великого подовження	01.11.2024	
4.	Проектувальний розрахунок елерону крила	16.11.2024	
5.	Розрахунок передньої стійки шасі	28.11.2024	
6.	Проектування системи важільного навантаження консолі крила літака	01.12.2024	

Здобувач _____ **Іващенко Д.В**

(підпис) (ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

АКирп **Кирпікін А.О.**

(підпис) (ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Звіт про кваліфікаційну роботу містить: 136 с., 12 табл., 54 рис., 1 додаток, 11 джерел.

Об'єкт дослідження – елементи конструктивно-силової схеми крила пасажирського літака, система важільного навантаження консолі крила , носова стійка шасі.

Метод дослідження – розрахунково-аналітичний, метод скінченних елементів, кінематичний, динамічний. Програмне забезпечення, розроблене на кафедрі 102, 103.

Результат кваліфікаційної роботи:

- визначено навантаження на крило літака типу Ан-124;

- спроектовано систему важільного навантаження консолі крила;

- виконано кінематичний розрахунок випуску та прибирання шасі.

-виконано розрахунок важільної системи літака.

Ключові слова: міцність, лонжерон, погонне навантаження, крило, консоль, конструктивно-силова схема, літак, нервюра, обшивка, стрингер, стійка, геометрична модель.

ЗМІСТ

1.СЕРТИФІКАЦІЯ ЛІТАКА Ан-148 14
1.1 Заявка в Державіаслужбу на отримання Сертифікату літака типу Ан 124-100 14
1.2 Принципові схеми систем літака 14
2. План- проспект сертифікаційного базису літака Ан 124-100 32
Розділ А «ПОЛІТ». 32
Розділ В «МІЦНІСТЬ». 33
Розділ С « ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОНСТРУКЦІЯ ». 35
Розділ D «СИЛОВА УСТАНОВКА». 38
Розділ Е « УСТАТКУВАННЯ ». 40
Розділ F «ЕКСПЛУАТАЦІЙНІ ОБМЕЖЕННЯ ТА ІНФОРМАЦІЯ ». 42
3. РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ КРИЛА ВЕЛИКОГО ПОДОВЖЕННЯ 44
3.1 Побудова огинаючих польотних режимів літака: 44
3.1.1 Розрахункові швидкості польоту 44
3.1.2 Перевантаження при польоті в неспокійному повітрі 47
3.2 Розрахунок навантажень на крило великого подовження 51
3.2.1 Модифікація крила та повернення консолі 51
3.2.2 Розподіл повітряного навантаження по розмаху крила 52
3.2.3 Розподіл навантаження від ваги конструкції крила 53
3.2.4 Розподіл навантаження від ваги палива у крилі 54
3.2.5 Розрахунок розподілу поперечних сил та згинальних моментів 57
3.2.6 Розрахунок приведених крутних моментів 60
3.2.7 Перевірка правильності побудови епюр поперечних сил, згинаючих моментів та приведених моментів 63
3.3 Проектувальний розрахунок перерізу крила літака 65

3.4 Перевірочний розрахунок перерізу крила літака за допомогою ЕОМ 74

4 РОЗРАХУНОК ЕЛЕРОНУ КРИЛА 77
4.1 ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА ЕЛЕРОН 78

4.2 ВИБІР ПОЛОЖЕННЯ ОПОР ЕЛЕРОНА ТА ПОБУДОВА ЕПЮР ЗГИНАЛЬНИХ МОМЕНТІВ І ПЕРЕРІЗУЮЧИЗ СИЛ 78

4.3 ПРОЕКТУВАЛЬНІ РОЗРАХУНКИ ЛОНЖЕРОНА, ВИЗНАЧЕННЯ ТОВЩИНИ ОБШИВКИ, ПРОЕКТУВАННЯ ПОСИЛЕНИХ НЕРВЮР І КРОНШТЕЙНА НАВІШУВАННЯ. 81

4.3.1 ПРОЕКУТВАННЯ ПОЯСІВ ЛОНЖЕРОНУ 81

4.3.2 ПРОЕКТУВАННЯ СТІНКИ ЛОНЖЕРОНУ 84

4.3.3 ВИЗНАЧЕННЯ ТОВЩИНИ ОБШИВКИ 86

4.3.4 ПРОЕКТУВАННЯ КРОНШТЕЙНА НАВІШУВАННЯ 88

4.3.5 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ПОСИЛЕНОЇ НЕРВЮРИ 96

ВИСНОВКИ до розділу 4 99
5 РОЗРАХУНОК НОСОВОЇ СТІЙКИ ШАСІ 100
5.1 Кінематичній розрахунок процесу випуску та прибирання шасі 101

5.1.1 Геометрична модель та характеристики матеріалів 101

5.1.2 Закріплення та навантаження 103

5.1.3 Розрахунок та результати 108

5.2 Моделювання автоколивань типу «ШИМІ» 110

5.2.1 Геометрична модель та характеристики матеріалів 112

5.2.2 Матеріали 112

5.2.3 Закріплення та навантаження 115

5.2.4 Розрахунок та результати 118

ВИСНОВОК до розділу 5 121
6. ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ ВАЖІЛЬНОГО НАВАНТАЖЕННЯ КОНСОЛІ КРИЛА ЛІТАКА 122

6.1 ПРОЕКТУВАННЯ ВАЖІЛЬНОГО НАВАНТАЖЕННЯ 127
ВИСНОВОК до розділу 6 131
Висновки 132
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАННОЇ ЛІТЕРАТУРИ 133
ДОДАТОК А Машинний розрахунок 134

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ:

$\rho_{эл}$ – розподілена аеродинамічне навантаження на одиницю площі елерону Н;

q_{max} – швидкісний натиск при максимальній швидкості $\frac{Н}{м^2}$;

V_{max} – крейсерська швидкість $\frac{м}{с}$;

k – коефіцієнт, встановлений нормами міцності ;

f – коефіцієнт безпечності ;

Н – розрахункова висота польоту м;

N – осьові зусилля Н;

$b_{ел}$ – хорда елерона м;

$q_{ел}$ – погонне навантаження по розмаху елерона $\frac{Н}{м}$;

Н – будівельна висота лонжерону м;

$\rho_{н}$ – густина повітря на висоті $\frac{кг}{м^3}$;

ρ_{0} – густина повітря на землі $\frac{кг}{м^3}$;

$h_{ц.м}$ – відстань між центрами мас полок лонжерону м;

F_{n} – площа поперечного перерізу пояса $мм^2$;

$\sigma_{руйн}$ – руйнівне нормальне навантаження пояса МПа;

σ_{b} – межа міцності матеріалу МПа;

k – коефіцієнт, враховуючий послаблення пояса отворами під заклепки, при зварюванні, який приймається по умовам забезпечення даного ресурсу ;

b – ширина полки кутового профілю мм;

δ – товщина полки мм;

$\delta_{ст}$ –товщина стінки мм;

q_{Q} – потік дотичних зусиль в стінці від сили Q , що перерізує $\frac{Н}{м}$;

$h_{ст}$ – висота стінки мм;

δ_{n}– товщина полки пояса лонжерона мм;

$\tau_{руйн}$– руйнівне дотичне навантаження стінки МПа;

$M_{крI}$, $M_{крII}$ – крутні моменти, сприймаючі I і II контуром відповідно Нм;

ω_{I}, ω_{II} – площі I і II контурів $м^2$;

Z – розрахункова погонна довжина агрегату м;

β — коефіцієнт, враховуючий неравномірность дотичних навантажень в стінкі між заклепками ;

$q_{\Sigma_{ст}}$ — потік дотичних зусиль в стінці $\frac{Н}{м}$;

t — хід заклепок мм;

m — число рядів заклепчного шва ;

$P_з$ — зусилля зрізу однієї заклепки Н;

$q_{МкрI}$, $q_{МкрII}$ — потоки дотичних зусиль в I та II контурах $\frac{Н}{м}$;

$q_п$ — повітряне навантаження $\frac{Н}{м}$;

$\delta_{обш}$ — товщина обшивки мм;

σ_b – межа міцності матеріалу;

Q — перерізуюча сила $\frac{Н}{м}$.

ВСТУП

Для кваліфікаційної роботи обрано літак Ан-124-100. Три проекції літака показано на рисунку 1.

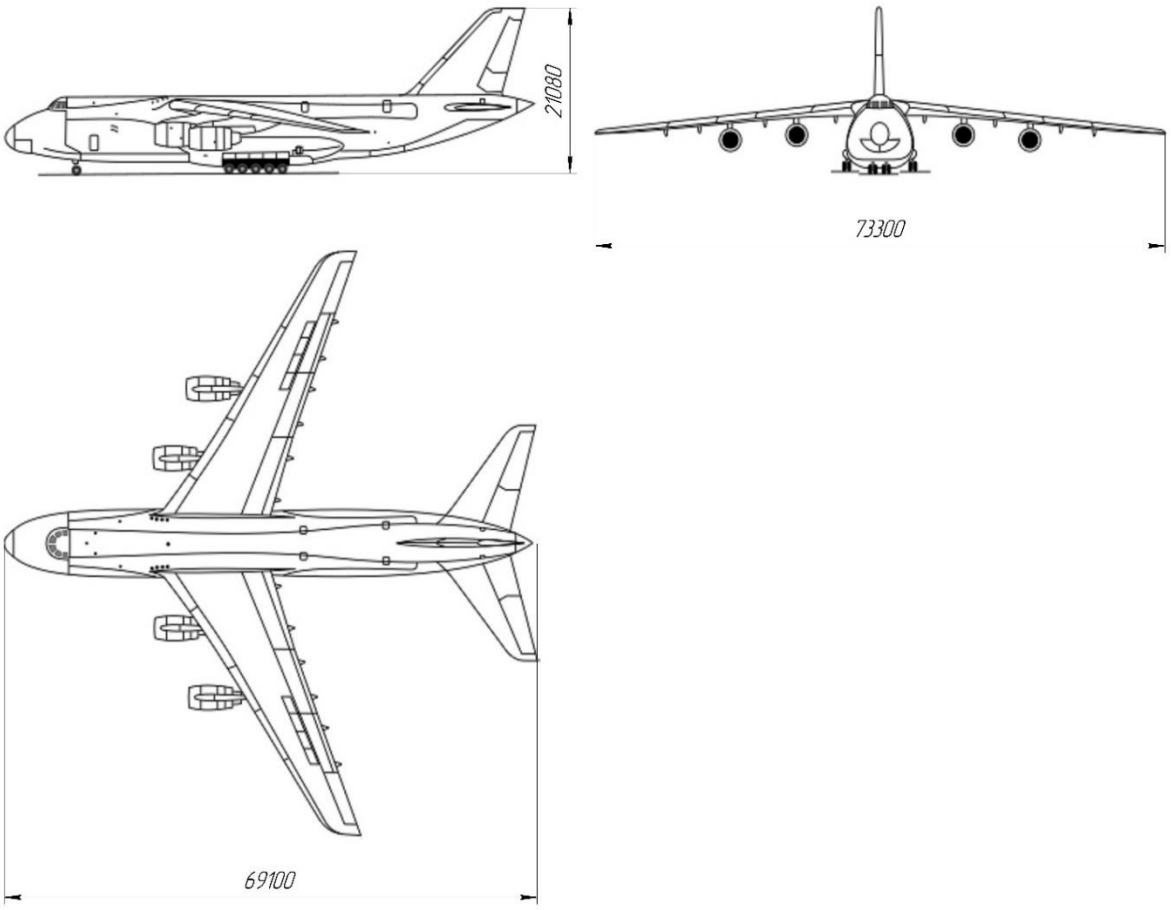


Рисунок 1 – Три проекції літака типу Ан-124-100.

Літак побудований за нормальною аеродинамічною схемою. Є турбореактивним чотиримоторним широкофюзеляжним високопланом зі стрілоподібним крилом та однокільовим оперенням та оснащений чотирма авіадвигунами Д-18Т виробництва ВАТ «Мотор Січ». Має дві палуби. Нижня палуба – вантажна (з вантажною кабіною). На верхній палубі – кабіна льотного екіпажу, пасажирська кабіна змінного льотного екіпажу та пасажирська кабіна для супроводжуючих вантаж (до 21 чол). Загальний обсяг вантажної кабіни становить 1050 куб.

Комплекс десантно-транспортного обладнання, бортова система автоматизованого контролю технічного стану систем та обладнання на 1000 пікселів, дві допоміжні силові установки ТА-12 з електрогенераторами та турбонасосами забезпечують автономність експлуатації. Особливістю конструкції літака є наявність двох вантажних люків в носовій і хвостовій частинах фюзеляжу, що полегшує і прискорює процеси завантаження і вивантаження вантажів – зокрема, вантаж в Ан-124 можна завантажувати або вивантажувати одночасно з носа і хвоста.

Вантажний відсік герметичний. Над ним знаходяться кабіна льотного екіпажу, кабіна для відпочинку льотного екіпажу та пасажирська кабіна для вантажів. Бортове обладнання призначене для виконання транспортно-десантних завдань у будь-який час доби в простих та складних метеоумовах та в умовах протидії ППО противника, при тривалому відриві від аеродрому основного базування та включає: прицільно-навігаційний пілотажний комплекс, типовий комплекс зв'язку, десантно-транспортне обладнання (допускається десантування лише висадковим методом).

Літак оснащений вантажно-розвантажувальним обладнанням, бортовими пересувними мостовими кранами (БПК) загальною вантажопідйомністю до 20 тон, обладнанням швартування. Без спеціального дозволу допускається перевозити моновантаж вагою до 50 тон. Літак має систему централізованої заправки під тиском через чотири заправні горловини, розташовані в лівій та правій гондолах головних стійок шасі. Також можливе заправлення самопливом через дві заливні горловини, розташовані на верхніх частинах правої та лівої консолей крила.

Ан-124 здатний брати на борт до 440 парашутистів-десантників або 880 солдатів з повним спорядженням. Проте започатковані в 1989 році досліди зі скидання з літака манекенів парашутистів змусили ввести обмеження на парашутне десантування людей, зумовлені аеродинамічними факторами.

Літак випускався в наступних модифікаціях:

-«Виріб 400» – Робочий шифр літака при розробці та виготовленні;

-Ан-124 – Базова модель військово-транспортного літака;

-Ан-124-100 – Комерційний транспортний літак, демонтовано частину військового обладнання, змінено ПНК «Купол-124», замінено зв’язні радіостанції, приборне обладнання з градуюванням в футах та вузлах;

Для даної кваліфікаційної роботи обрано модифікацію з наступними характеристиками:

Злітна маса	392000 кг
Крейсерська швидкість (інд.)	800 км/год
Швидкість звалювання (інд.)	185 км/год
Практичний потолок	9500 м
Посадкова швидкість	240 км/год
Злітна швидкість	300 км/год
Максимальний запас палива	300000 кг
Вантажопідйомність	120000 кг
Пасажиромісткість	88
Дальність польоту	4500 км
Тяга злітного режиму	4 · 23430 кгс

Таблиця 1 – Основні тактико-технічні характеристики