МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
СУМСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
**Кафедра прикладного матеріалознавства та технології конструкційних матеріалів**

ЗАТВЕРДЖУЮ:
завідувач кафедрою
Гапонова О.П.

_____
дата, підпис

# КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
# ДЛЯ ЗДОБУТТЯ СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА

**за напрямом підготовки 132 «Матеріалознавство»**

Тема роботи : «Вибір матеріалу, маршрутної технології виготовлення та термічної обробки лонжерона крила літака»

Виконав(ла):
Яненко Вадим Вадимович

Керівник:
Юскаєв В. Б.

Залікова книжка № _____

_____
дата, підпис

_____
підпис

Захищена з оцінкою

Секретар ЕК:
Сидоренко Ю.Ю.

_____
оцінка, дата

_____
дата, підпис

Суми 2021

Сумський державний університет

Факультет технічних систем та енергоефективних технологій

Кафедра «Прикладне матеріалознавство і технології конструкційних матеріалів»

Спеціальність 132 «Матеріалознавство»

ЗАТВЕРДЖУЮ:

завідувач кафедрою

Гапонова О.П.

_____

дата, підпис

**ЗАВДАННЯ**

**ДЛЯ КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ**

**НА ЗДОБУТТЯ СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА**

**Яненка Вадима Вадимовича**

1. Тема проекту(роботи): «Вибір матеріалу, маршрутної технології виготовлення та термічної обробки лонжерона крила літака» затверджена Наказом по університету від «30» березня 2021 р. № 0136-VI
2. Термін здавання студентом закінченого проекту (роботи) _____
3. Вихідні дані до проекту (роботи) Креслення лонжерону крила літака та вимоги до нього вказані на кресленні (додаток А)_____
4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, що їх належить розробити) Аналіз умов роботи деталі, літературний огляд, вибір матеріалу та методів дослідження, маршрутна технологія виготовлення деталі, розрахунково-експериментальна частина.
5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень) Креслення деталі, графік термічної обробки деталі, план розробленого термічного відділення.

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

| № п/п | Назва етапів дипломного проекту (роботи) | Термін виконання етапів проекту (роботи) | Примітка |
|---|---|---|---|
| **1** | Характеристика та умови експлуатації виробів, вимоги до матеріалів | Квітень-травень 2021 | Виконано |
| **2** | Огляд літератури | Травень 2021 | Виконано |
| **3** | Характеристика матеріалів деталі | Травень 2021 | Виконано |
| **4** | Розробка маршрутної технології виготовлення деталі | Травень 2021 | Виконано |
| **5** | Розрахунково-експериментальна частина | Травень-червень 2021 | Виконано |

6. Дата видачі завдання_____

Студент_____

(підпис)

Керівник проекту_____

(підпис)

# РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота бакалавра складається з 65 сторінок, які містять 8 таблиць, 15 рисунків, список із 27 використаних джерел на 4 сторінках, 4 додатка на 4 сторінках.

Мета роботи – підвищення експлуатаційних можливостей деталі «лонжерон», аналіз умов роботи деталі. Вибір матеріалу та подальша розробка зміцнюючої термічної обробки деталі. Вибір основного обладнання для її проведення та проектування термічної ділянки.

Методи досліджень: вимірювання мікротвердості та застосування сучасних металографічних методів досліджень, які включають в себе мікроскопічний аналіз. Досліджено вплив ряду температур при зміцнюючой термічній обробці на властивості титанового сплаву ВТ23.

Лонжерон відноситься до найбільш відповідальних деталей крила літака. Лонжерон це основний поздовжній силовий елемент крила, який сприймає основну частину згинального моменту і поперечну силу, що діють на крило літального апарату. Матеріал для виготовлення такого елементу повинен мати високу міцність, твердість та достатню в’язкість для забезпечення опору руйнуванню.

У ході виконання кваліфікаційної роботи було досліджено вплив різних температур на властивості титанового сплаву ВТ23 під час проведення зміцнюючої термічної обробки. Проведено аналіз механічних та технологічних властивостей найбільш широко використовуваних титанових сплавів в авіабудуванні. Після термічної операції проведено ряд досліджень на відповідність матеріалу до вимог деталі.

Ключові слова: лонжерон, згинальний момент, поперечна сила, твердість, міцність, в’язкість, термічна обробка.

# ЗМІСТ

ВСТУП ..... 7

РОЗДІЛ 1 ..... 8

1.1 Аналіз умов роботи деталі «лонжерон літального апарату» ..... 8

1.2 Причини виходу з ладу деталі «лонжерон літального апарату» ..... 10

1.3 Висновки ..... 13

РОЗДІЛ 2 ..... 14

2.1 Вибір сучасних матеріалів для використання в авіації ..... 14

2.2 Висновки ..... 20

РОЗДІЛ 3 ..... 21

3.1 Вибір матеріалу деталі «лонжерон літального апарату» ..... 21

3.2 Опис впливу легувальних елементів на властивості матеріалу ..... 23

3.3 Методи дослідження матеріалу ..... 31

3.4 Висновки ..... 33

РОЗДІЛ 4 ..... 34

4.1 Розроблення маршрутної технології виготовлення деталі ..... 34

4.2 Висновки ..... 37

РОЗДІЛ 5 ..... 39

5.1 Призначення режиму термічної обробки деталі ..... 39

5.2 Вибір і розрахунок обладнання для проведення термічної обробки ..... 44

5.3 Проектування термічної дільниці ..... 53

5.4 Висновки ..... 55

ВИСНОВКИ ..... 56

СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ ..... 57

Додаток А Креслення деталі «лонжерон» . **Ошибка! Закладка не определена.**

Додаток Б Креслення деталі «стійка лонжерону» ..... **Ошибка! Закладка не определена.**

Додаток В Графік термічної обробки ..... **Ошибка! Закладка не определена.**

Додаток Г План термічної дільниці ..... **Ошибка! Закладка не определена.**

СумДУ

# ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

ЛА – літальний апарат

СЧК – середня частина крила

ТО – термічна обробка

ВТМО – високотемпературна термомеханічна обробка

$\sigma_в$ – границя міцності

$\delta$ – відносне подовження при розтягуванні

$\Psi$ – відносне звуження

KCU – ударна в'язкість

HRC – твердість по Роквеллу, шкала С

СумДУ

# ВСТУП

**Актуальність роботи.** Сучасне авіабудування швидко розвивається в сторону використання більш доцільних матеріалів. З появою таких матеріалів в авіабудуванні з'явилась можливість удосконалити конструкцію літальних апаратів, знизивши їх загальну вагу і при цьому в деяких випадках підвищити надійність відповідальних елементів конструкцій. Все це сприяє збільшенню довговічності літальних апаратів.

**Мета роботи** – підвищення експлуатаційних можливостей деталі «лонжерон», аналіз умов роботи деталі. Вибір матеріалу та подальша розробка зміцнюючої термічної обробки деталі. Вибір основного обладнання для її проведення та проектування термічної ділянки.

**Методи досліджень:** вимірювання мікротвердості та застосування сучасних металографічних методів досліджень, які включають в себе мікроскопічний аналіз. Досліджено вплив ряду температур при зміцнюючой термічній обробці на властивості титанового сплаву ВТ23.

**Практичне значення одержаних результатів.** В результаті проведених досліджень було вибрано матеріал для виготовлення лонжерону крила літака, запропоновано технологію виготовлення та режими термічної обробки.

**Апробація результатів роботи.** Тези конференції «Сучасні технології у промисловому виробництві» Матеріали та програма VIII Все української науково-технічної конференції м. Суми, 20-23 квітня 2021р. Вибір зміцнюючої термічної обробки деталі «лонжерон» крила літака з титанового сплаву.

# РОЗДІЛ 1
# ХАРАКТЕРИСТИКА ТА УМОВИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ВИРОБУ, ВИМОГИ ДО МАТЕРІАЛУ

## 1.1 Аналіз умов роботи деталі «лонжерон літального апарату»

Лонжерон - основний поздовжній силовий елемент крила. Лонжероном називається поздовжній елемент балкової або фермової конструкції, що сприймає значну частину згинального моменту і поперечну силу, що діють на крило літального апарату (ЛА). Лонжерон розташовується в місці найбільшої будівельної висоти профілю крила, тому він має мінімальну масу внаслідок великої відстані між поясами [2].

Лонжерони за конструкцією поділяються на балкові і фермові. На сучасних літаках в основному використовуються балкові лонжерони, що складаються з верхнього, нижнього поясів і стінки. Пояси виконуються найчастіше з алюмінієвих, титанових сплавів і легованих сталей. До кінця крила перетин поясів зменшується в міру зміни зусиль, що діють від згинального моменту в перетинах крила [1].

Балковий лонжерон складається з верхнього та нижнього поясів. Між якими стоїть стінка. Стінка виконується або з листа, з'єднаного з поясами, як правило, заклепками, або виконується як одне ціле з поясами - монолітна конструкція. Таким чином, за конструктивним виконанням лонжерони можуть бути монолітними і збірними [1]. Для проекту було обрано балковий збірний лонжерон. Складальне креслення деталі наведено в додатку А.

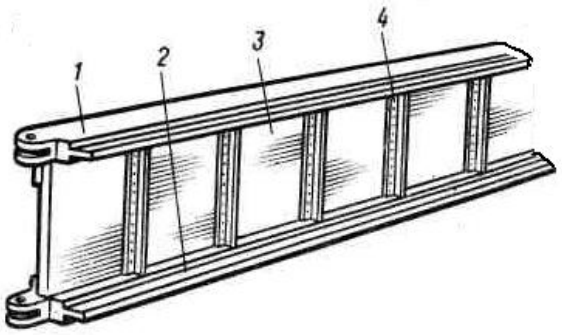


Рисунок 1.1 – Схема балкового лонжерону: 1 - верхній пояс; 2 - нижній пояс; 3 - стінка; 4 – стійка [1]

Розберемо функції складових частин лонжерону. Пояси лонжерону приймають вигинаючий момент кіля, працюючи на розтягування і стиснення; стінки сприймають поперечну силу і можуть брати участь в сприйнятті крутного моменту, замикаючи контур та працюючи в обох випадках на зрушення. Частина поперечної сили може врівноважуватись вертикальними проекціями осьових сил, якщо пояса лонжеронів не паралельні і сходяться під кутом. Саме лонжерони за допомогою моментних вузлів передають навантаження на шпангоути фюзеляжу літака [2].

Стінки лонжеронів працюють на зрушення. Вони підкріплюються стійками, для того, щоб розділити стінку на окремі панелі і таким чином підвищити значення межі міцності [2].

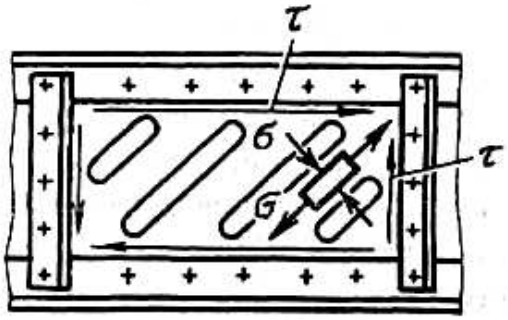


Рисунок 1.2 – Схема роботи стінок лонжерона на зрушення [2]

При втраті стійкості стінка працює на нормальну напругу. Щоб не допускати втрати стійкості стінкою, в ній, крім підкріплених нею стійок, роблять поглиблення на поверхні [2].

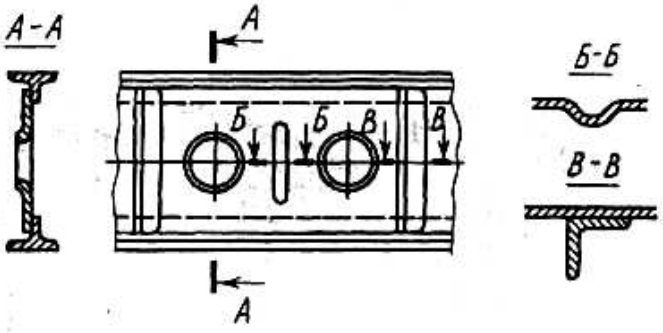


Рисунок 1.3 – Конструкція стінки лонжерону на зрушення [2]

Навантаження на лонжерони відображені в таблиці 1.1 [1].

Таблиця 1.1

Навантаження, що діють на лонжерон в умовах експлуатації [1]

| Номер лонжерону | Допустиме напруження | | Дійсне напруження | | Ψ, % | KCU, Дж/см$^2$ | τ, МПа |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | $\sigma_{доп}$, МПа | $\tau_{доп}$, МПа | $\sigma_{дійсн}$, МПа | $T_{дійсн}$, МПа | | | |
| 1 | 950 | 570 | 940 | 557 | 24 | 20 | 778 |
| 2 | 940 | 560 | 925 | 543 | 24 | 20 | 778 |

### 1.2 Причини виходу з ладу деталі «лонжерон літального апарату»

Оскільки, такі елементи конструкції виконують ряд важливих функцій, які пов’язані зі сприйняттям значних навантажень, виникнення деформацій – лише справа часу. Поступово відбувається «втома» матеріалу, після чого змінюються його властивості – зменшується міцність та пружність. Внаслідок чого ймовірність деформації навіть від незначного впливу надлишкових сил значно зростає [3].

Втомне руйнування характеризується руйнуванням матеріалу елемента конструкції, до повної втрати його міцності. Через «втому» можливе утворення тріщин, які зазвичай починаються від технологічних отворів. Після утворення тріщини при подальшій експлуатації вона буде збільшуватись та якщо на цей процес не звертати уваги, то це може привести до руйнування лонжерона.

Класичним прикладом втомного руйнування з зародженням втомної тріщини від концентратора напруження (отвір для кріплення деталі) є руйнування нижнього пояса лонжерона крила ЛА, який наведений на рис. 1.4. [3]

Рис. 1.4 – Злам нижнього пояса лонжерона [3]

Лонжерони складального типу, які складаються з декількох деталей, піддаються ремонту набагато легше. Оскільки, можна замінити лише пошкоджені елементи. Інший варіант ремонту лонжерона допускає зварювання за допомогою зварного обладнання.

Якщо лонжерон має незначні деформації, то в такому випадку можливе відновлення його геометрії за допомогою спеціального стенда. Допускається часткова заміна лонжерону. Така операція виконується, коли деформованим є лише невелика частина на кінці елемента. В такому випадку пошкоджену частину відрізають, а на її місце приварюють нову. Даний метод використовується тільки у випадку, якщо основна частина елемента не має ніяких пошкоджень [3].

Одними з основних причин виникнення дефектів є накопичення вологи та бруду на поверхні поясів лонжеронів. Найчастіше це відбувається з зовнішньою поверхнею верхніх і нижніх поясів, балок і рам лонжеронів крила. Внаслідок накопичення вологи поверхні лонжерону стають підверженими корозії та утворення тріщин. Від неї успішно захищаються за допомогою нанесення антикорозійного покриття. Однак в експлуатації можуть виникати механічні пошкодження деталей або не дотримування в повній мірі умови зберігання елементів конструкцій, коли немає достатніх умов для захисту матеріалу від корозії. Тому на різних стадіях експлуатації в елементах конструкції можуть з'являтися корозійні пошкодження. Згідно до [3] зустрічаються такі види виявленої корозії та тріщин, яким можуть бути підвержені лонжерони крила літака: пітингова, розшаровувальна та контактна.

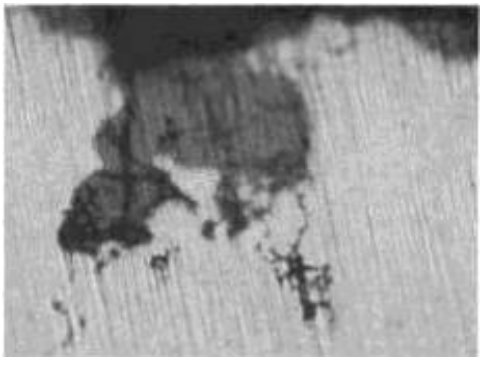

Рисунок 1.5 – Осередок зародження корозійної тріщини (х500) [3]

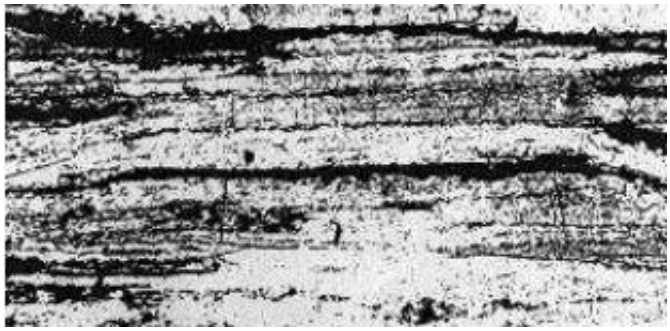

Рисунок 1.6 – Розшаровувальна корозія (х320) [3]

Внутрішня поверхня верхніх і нижніх поясів лонжеронів середньої частини крила (СЧК) також є підверженою корозії, а саме корозійним розтріскуванням. Це відбувається внаслідок пошкодження захисного покриття, надлишку вологи. Також дефекти можуть викликати монтажні навантаження, які створюють розтягувальні статичні напруження в зоні кріпильних отворів.

Іншою причиною виникнення дефектів лонжеронів є поверхневий знос [3]. Знос - ще один прояв поверхневого руйнування деталі, яке відбувається під дією зовнішніх сил направлених на деталь. Однією з характеристик зносу, яка відрізняє його від інших процесів руйнування поверхні елемента (включно корозії), є наявність силового впливу на поверхню елемента, саме тому до вибору матеріалу потрібно підходити дуже ретельно, щоб уникнути швидкого руйнування конструкційного елемента [3]. Лонжерони в процесі експлуатації зазнають великих навантажень і повинні мати достатню в'язкістю, щоб деталь не дала тріщини.

Зміцнююча поверхнева обробка деталей є одним із способів збільшення періоду зародження тріщин при циклічному навантаженні різних елементів конструкції. При такій обробці створюються залишкові стискаючи напруги в поверхневому шарі матеріалу, що призводить до суттєвого підвищення тривалості періоду зародження втомних тріщин в елементах авіаційних конструкцій [4].

### 1.3 Висновки

Лонжеронами називаються стикові вузли крил ЛА, які є частиною компенсаторних вузлів. Це поздовжній головний елемент силового комплексу літака. Він виконує функцію передачі розтягуючих, згинальних, стискаючих і інших типів навантажень. Збірний лонжерон, який розглядається в проекті, володіє стінкою, нижнім і верхнім поясом. Зі стінкою пояса з'єднуються методом клепки та точкового електрозварювання. Пояси працюють для опору згинального моменту на розтягування-стиснення. Вони складають більшу частину всієї площі перетину лонжерона. В процесі експлуатації в їх середовищі лонжерони стають піддатливими до корозії. Основними представниками виникнення такого роду дефектів є розшаровувальна, пітингова корозія та корозійні тріщини. Також в результаті постійного силового навантаження лонжерони стають вразливими до зносу. Тому важливим етапом є обрання правильного матеріалу для виготовлення деталі. Для збільшення строку експлуатації або повного уникнення можливих дефектів матеріал повинен мати гарну корозійну стійкість або отримати її шляхом подальшого нанесення захисного покриття. Також для матеріалу висувається ряд вимог, наприклад, достатня в’язкість, що забезпечить високий опір процесам утворення тріщин та висока питома характеристика міцності, що також наділяє матеріал здатністю чинити опір руйнуванням під дією навантажень.

# РОЗДІЛ 2
# ЛІТЕРАТУРНИЙ ОГЛЯД

## 2.1 Вибір сучасних матеріалів для використання в авіації

Конструкційні матеріали є базисом для створення будь-яких технічних об'єктів взагалі та авіаційної техніки особливо.

Навіть до теперішнього часу, згідно світового досвіду, застосування конструкційних матеріалів показує, що основними матеріалами в авіабудуванні є металеві сплави на основі сталі, титану та алюмінію. Особливої уваги заслуговує постійне зростання обсягу використання полімерних композиційних матеріалів (ПКМ). Крім того застосування технологій порошкової металургії і нових матеріалів помітно збільшується. Діаграми відносної частки кожної з груп матеріалів наведено на рис. 2.1 [5 стр. 4].

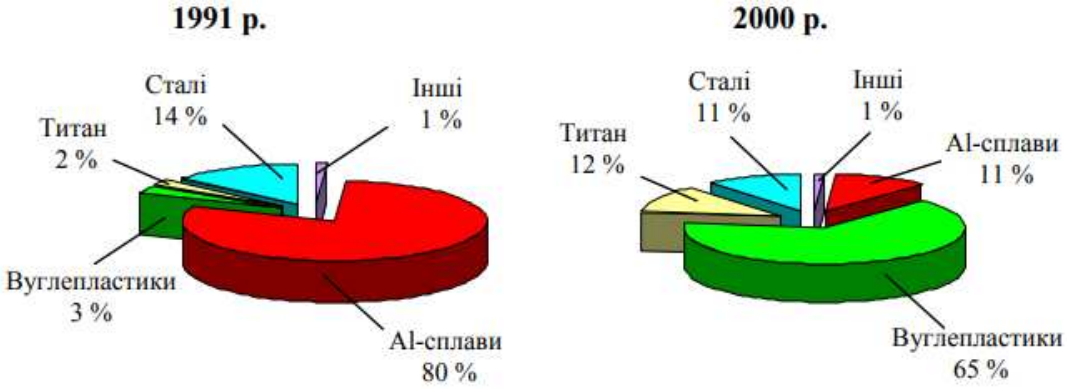


Рисунок 2.1 – Структура матеріального балансу в авіації [5 стр. 4]

Як видно з діаграм в авіабудуванні відбувається зниження обсягу сталі й алюмінієвих сплавів та збільшення частки титанових сплавів.

Проаналізуємо експлуатаційний досвід конструктивних елементів з металевих сплавів. Слід сказати, що характер пошкоджень в цілому залежить від [5]:

- обраного для даної конструкції сплаву;
- технології виготовлення напівфабрикату, деталі та вузла в цілому;
- місця розташування конкретного елемента в конструкції ЛА;

- наявності захисних покриттів та взагалі їх якості;
- своєчасно проведених робіт з обслуговування ЛА.

Спочатку більш детально розглянемо експлуатаційні руйнування конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів. «…всі випадки руйнування деталей або агрегатів літака обумовлені трьома основними причинами – корозією, втомою та зносом» [6 стр. 45]. Щодо руйнування матеріалів корозією, було проведено аналіз експлуатаційного досвіду ряду літаків, вибірка з якого наведена в таблиці 2.1 [7 стр. 137]

Таблиця 2.1

Корозійні та корозійно-механічні пошкодження, виявлені на елементах конструкцій літаків, і причини їх виникнення [7 стр. 137]

| № за/п | Найменування елемента конструкції, на якому найчастіше спостерігалися корозійні пошкодження | Тип літака | Матеріал | Вид виявленої корозії й тріщини | Причина виникнення дефектів |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| ФЮЗЕЛЯЖ | | | | | |
| 1 | Нижня частина фюзеляжу (зона під підлогою):<br>– внутрішня обшивка, елементи силового набору | Ан-22<br>Ан-24<br>Ан-26<br>Ан-30<br>Ан-32<br>Ан-124 | Д16Т<br>Д16чТ | Пітингова, розшаровувальна, міжкристалітна, щілинна, контактна, КР | Накопичення вологи під підлогою через відсутність дренажу; недостатнє провітрювання; витікання корозійноактивних речовин |
| | – обшивка і стрингери в зоні зварних точок | Ан-22<br>Ан-24 | Д16Т<br>Д16чТ | | Викришування клейового шва з-під стрингера та оголення поверхні обшивки; адсорбція вологи в утворених проміжках |
| | – тріщини стрингерів | Ан-72<br>Ан-74<br>Ан-124 | 01420<br>Т1 | | монтажні та внутрішні напруження; недостатня корозійна стійкість матеріалу |

Продовження таблиці 2.1

| № за/п | Найменування елемента конструкції, на якому найчастіше спостерігалися корозійні пошкодження | Тип літака | Матеріал | Вид виявленої корозії й тріщини | Причина виникнення дефектів |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| | – стояки, силові шпангоути з тріщинами низинок і бокової частині в зоні отворів кріплення, в нижніх поясах | Ан-22 | В95Т1<br>В93Т1 | | Монтажні напруження, несприятливий контакт різнорідних матеріалів |
| 2 | Зовнішня поверхня обшивки у зоні стиків | Ан-24<br>Ан-26<br>Ан-30 | Д16Т<br>Д16чТ | Щілинна, розшаровувальна | Накопичення вологи, бруду у проміжках |
| 3 | Поверхня бокової стінки між низинками шпангоутів, низинки шпангоутів у ніші шасі | Ан-72<br>Ан-74 | Д16чТ | Пітингова, розшаровувальна | Пошкодження ударами каменів під час посадки на ґрунтові аеродроми |
| 4 | Горизонтальні полиці верхніх і нижніх поясів бортових балок | Ан-12 | Д16Т | Розшаровувальна, КР | Волога, хімічні домішки, монтажні напруження |
| 5 | Низ фюзеляжу під захисними листами між шпангоутами | Ан-12 | Д16Т | Щілинна, контактна, розшаровувальна | Накопичення вологи, бруду під захисними титановими листами, контакт різнорідних металів, попадання рідини з туалету |
| КРИЛО ТА ОПЕРЕННЯ | | | | | |
| 6 | Зовнішня поверхня обшивок верхніх і нижніх панелей крила біля горловини зливних кранів, зенкованих отворів під | Ан-12<br>Ан-22<br>Ан-24<br>Ан-26<br>Ан-30 | В95Т1<br>В95пчТ1<br>Д16Т<br>Д16чТ | Пітингова, розшаровувальна, щілинна | Дія вологих і агресивних атмосфер, відсутність захисного покриття на поверхні зенкованих отворів |
| 7 | Зовнішня поверхня верхніх і нижніх поясів, балок і рам лонжеронів крила | Ан-12<br>Ан-24<br>Ан-26<br>Ан-30 | В95Т1<br>Д16Т<br>В95пчТ1<br>Д16чТ | Пітингова, розшаровувальна, контактна | Накопичення вологи, кіптяви і бруду на поверхні поясів лонжеронів |

Продовження таблиці 2.1

| № за/п | Найменування елемента конструкції, на якому найчастіше спостерігалися корозійні пошкодження | Тип літака | Матеріал | Вид виявленої корозії й тріщини | Причина виникнення дефектів |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| 8 | Всередині герметичних баків-кесонів СЧК | Ан-24<br>Ан-26 | Д16Т<br>Д16чТ<br>В95Т1 | Розшаровувальна, КВ | Домішки вологи і агресивних інгредієнтів в паливі |
| 9 | Зовнішня поверхня:<br>– обшивки носка, верхніх і нижніх панелей стабілізатора;<br>– стінок і поясів лонжеронів вертикального та горизонтального оперення | Ан-24<br>Ан-26<br>Ан-30 | Д16Т<br>Д16АТ<br>Д16чТ | Пітингова, розшаровувальна, контактна | Конденсація та накопичення вологи, контакт різнорідних металів |
| | | Ан-12 | Д16Т | | Накопичення вологи, бруду, хімічних добавок (в результаті згоряння палива); контакт різнорідних металів |
| ШАСІ | | | | | |
| 10 | Кронштейни:<br>– внутрішніх вікон шасі;<br>– навішування головного стояку шасі по шпангоуту; | Ан-22<br>Ан-12 | В93Т1<br>АК6Т1 | Контактна, КР (втомне підростання) | Недостатній антикорозійний захист сполучених деталей з різнорідних матеріалів, монтажні напруження |
| | – приводу клапана узгодження;<br>– вузла навіски вікна стояків шасі з тріщинами у провушинах кронштейнів в зоні отворів кріплення сталевими болтами | Ан-122 | ВАЛ10 Т5<br>ВАЛ19 Т5<br>АК6Т1 | | Пошкодження анодної плівки; вплив розтягувальних внутрішніх напружень, що виникають під час запресовуванні підшипника |
| 11 | Фітинги на балці передньої ноги шасі з тріщинами в радіусному переході поверхонь фітинга | Ан-12 | АК6Т1 | Міжкристалітна, КР | Пошкодження захисного покриття, внутрішні напруження |
| 12 | Важелі коліс | Ан-22 | В93Т1 | КР | Монтажні напруження, внутрішні напруження після гартування |

Оскільки ЛА в основному виготовляють зі сплаву алюмінію, як наслідок питання корозійного руйнування має особливе місце підчас проектування ЛА.

На жаль повністю вирішити проблему корозії алюмінієвих сплавів неможливо, тому що цьому заважає ряд проблем [7]:

- по-перше це обумовлено старінням лако-фарбованих покриттів, експлуатаційними та технологічними пошкодженнями шару гальванічних та анодних покриттів;
- по-друге контакт різнорідних матеріалів в елементах конструкції; можливим виникненням дефектів структури та наявність агресивного середовища.

Опираючись на дані, які приведені вище в таблиці 2.1 можна проаналізувати причини виникнення дефектів та з'ясувати, які засоби слід прийняти для того, щоб їх уникнути.

Аналогічний аналіз проведено для конструкційних деталей зі сталей. Згідно діаграм зображених на рисунку 2.1 ми можемо побачити зменшення обсягу використання сталей. До такої ситуації призвели такі причини [7]:

- для конкурентної спроможності сталі з титановими та алюмінієвими сплавами за питомою міцністю, сталь повинна володіти показником границі міцності $\sigma_в$ = 2000 МПа. Навіть не беручи до уваги такий високий показник, сталі дуже обмежені ще однією властивістю – чутливість до концентраторів напружень;
- сталі мають низьку корозійну стійкість та порогові напруження.

Проте сталеві деталі і досі займають близько 10% від загальної маси літака. Однак, сталі мають і ряд переваг, до яких можна віднести: низька ціна, високий модуль пружності та перевірений рівень надійності, що підтверджують роки експлуатації.

Щодо пошкоджень в експлуатації сталевих деталей ЛА, то їх можна поділити на 3 категорії. Пошкодження, що викликані корозією, втомою та зносом.

«Значна частина експлуатаційних пошкоджень викликана втомними руйнуваннями» [8 стр. 81]. Навіть не звертаючи увагу на те, що сучасні методи розрахунку міцності конструкцій практично унеможливлюють статичні руйнування деталей літака, на практиці ми можемо бачити іншу картину. Саме накладення одночасно декількох факторів дає непередбачуваність утворення втомних руйнувань. Наприклад, втомному руйнуванню деталей може сприяти наявність технологічних дефектів, вплив зовнішнього корозійного середовища.

«Близько 75% деталей рухомих механізмів виходять з ладу в результаті зносу» [8 стр. 81]. Такі руйнування не піддаються розрахунку через свою непередбачуваність, тому дуже небезпечні. Як наслідок, з такими дефектами борються заміною пошкоджених деталей або їх ремонтом.

«Корозійні руйнування піддаються розрахунку та прогнозуванню ще гірше ніж руйнування, викликані зносом» [8 стр. 82]. Внаслідок неналежних умов експлуатації та недостатньо якісного нанесення антикорозійного покриття деталі ЛА піддаються корозії. В боротьбі з корозійним руйнуванням може допомогти своєчасне виявлення вогнища та відповідне його усунення.

На відміну від сталей, сплави на основі титану є унікальними в авіабудуванні. Все завдяки їх хімічним та фізико-хімічним властивостям [8]. Опираючись на діаграми приведені на рис. 2.1 ми можемо рішуче сказати, що обсяг застосування сплавів на основі титану постійно зростає. Звичайно все це обумовлено властивостями титанових сплавів:  висока корозійна стійкість в різних середовищах, висока питома міцність, висока температура плавлення, низький коефіцієнт термічного розширення.

Однак, титанові сплави мають і ряд недоліків. Однією з основних причин невпевненості у використанні титану у сучасному виробництві є його висока вартість. Проте, це обумовлено високими показниками протидії руйнуванням. «Основною причиною руйнування титанових деталей є втома, яка, як правило, супроводжується впливом газонасиченого поверхневого шару або іншими технологічними факторами (груба механічна обробка, наявність глибоких рисок, шліфувальні припіки та інше)» [9 стр. 18]. Саме тому до титанових сплавів,

особливо високоміцних, пред'являють високі вимоги щодо чіткого виконання технологічного виробництва для забезпечення надійності виробів з них.

### 2.2 Висновки

Проаналізувавши ряд наукових робіт, ми розглянули сучасну проблематику вибору матеріалів для їх використання у виробництві конструкторських деталей в авіації. Виходячи з характерних типів деформацій поверхонь конкретних конструкційних елементів ЛА та їх розташування, при проектуванні обирають матеріал та схему його покриття з урахуванням вище перелічених факторів. Для найбільшого зниження можливості появи зносу та втомних, корозійних руйнувань конструкційних елементів потрібно не лише зосереджувати свою увагу на обранні відповідного матеріалу (тип сплаву, система легування, тип напівфабрикату – кований, катаний або пресований, тип термічної обробки), а й вибір конструктивного рішення (наявність або відсутність застійних зон, дренажних отворів; врахування можливого впливу фретингу). Не менш важливим є вибір захисних покриттів (схем покриттів, які залежать від матеріалу конструкційних елементів та їх розташування) та своєчасне проведення періодичних оглядів (виявлення пошкодження та відновлення поверхні матеріалу).

# РОЗДІЛ 3
# ХАРАКТЕРИСТИКА МАТЕРІАЛІВ ДЕТАЛІ

## 3.1 Вибір матеріалу деталі «лонжерон літального апарату»

Вибір матеріалу для лонжеронів визначається умовами їх роботи і вимогами, що пред'являються до них. Стійкість виробів при експлуатації залежить від багатьох факторів, головним серед яких є хімічний склад і вихідна структура сплаву даного виробу; склад, структура і механічні властивості оброблюваного матеріалу; застосовувані режими термічної обробки. Найбільш перспективними сплавами для виготовлення лонжерона є титанові сплави, що володіють більш високими характеристиками питомої міцності в порівнянні з алюмінієвими сплавами і сталями високої корозійної стійкості і достатньою опорою втоми. Вони відрізняються можливістю ефективного використання в умовах підвищених температур, при яких застосування алюмінієвих сплавів неможливе або недоцільне [10].

Довговічність - один з найважливіших показників, що визначають застосування високоміцних титанових сплавів в елементах конструкцій літаків. За рівнем міцності розрізняють титанові сплави: маломіцні, середньої міцності і високоміцні [11]. До маломіцних відносять сплави з тимчасовим опором розриву менш 700 МПа; до сплавів середньої міцності - від 700 до 1000 МПа і до високоміцних - сплави з тимчасовим опором розриву понад 1000 МПа. Сучасні високоміцні титанові конструкційні сплави (ВТ22, ВТ23 і ін.) у цей час забезпечують рівень міцності більш 1300 МПа, тому їх використання в таких конструкціях, як елементи шасі, пілони, лонжерони, шпангоути дає досить значний виграш [10].

Для визначення найбільш відповідного матеріалу для виготовлення деталі потрібно провести порівняння. Для порівняльного аналізу було обрано титанові сплави ВТ22, ВТ20, ВТ23. На підставі аналізу буде обрана і запропонована найбільш технологічна і економічно ефективна марка сплаву. Хімічний склад сплавів наведено в таблиці 3.1 [12].

Таблиця 3.1

Хімічний склад титанових сплавів [12]

| Марка сплаву | Вміст , % | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Ti | Al | V | Mo | Zr | Cr | Si | Fe | $O_2$ | $H_2$ | $N_2$ | C | Інші домішки |
| ВТ22 | Основа | 4,4-5,7 | 4,0-5,5 | 4,0-5,5 | 0,3 | 0,5-1,5 | 0,15 | 0,5-1,5 | 0,18 | 0,015 | 0,05 | 0,1 | 0,30 |
| ВТ20 | | 5,6-7,0 | 0,8-2,5 | 0,5-2,0 | 1,5-2,5 | - | 0,15 | 0,25 | 0,15 | 0,015 | 0,05 | 0,1 | 0,30 |
| ВТ23 | | 4,0-6,3 | 4,0-5,0 | 1,5-2,5 | - | 0,8-1,4 | 0,15 | 0,4-0,8 | 0,15 | 0,015 | 0,05 | 0,1 | 0,30 |

Обрана марка сплаву повинна забезпечувати після необхідної термічної обробки виробів отримання такого комплексу механічних властивостей, які передбачаються технічними умовами для даного сплаву.

Залежно від характеру впливу на поліморфізм титану легуючі елементи ділять на три групи [13]:

а) α- стабілізатори, що підвищують температуру поліморфного перетворення; до них відносяться алюміній, галій, індій, кисень, азот і вуглець;

б) β- стабілізатори, що знижують температуру поліморфного перетворення. Залежно від характеру впливу на поліморфізм титану легуючі елементи ділять на три підгрупи: евтектоїдоутворюючи стабілізатори: марганець, хром, залізо, кремній, кобальт, нікель, мідь; ізоморфні β-стабілізатори: ванадій, молібден, ніобій, тантал, вольфрам; квазіізоморфні β-стабілізатори: реній, родій, осмій, іридій;

в) нейтральні зміцнювачі, мало впливають на температуру поліморфного перетворення; до них відносяться олово, цирконій, гафній, германій, торій.

Залежно від природи легуючих елементів і їх змісту, структура титанових сплавів у відпаленому стані може бути представлена α-фазою, β-фазою і двома фазами α і β при різному їх кількісному поєднанні. Тому за структурою у відпаленому стані титанові сплави поділяють на такі класи: α- сплави; псевдо α-сплави; (α + β) - сплави, псевдо β- сплави і β- сплави; іноді виділяють сплави перехідного класу, проміжні між (α + β) - сплавами і псевдо β-сплавами [13].

### 3.2 Опис впливу легувальних елементів на властивості матеріалу

Розглянемо характеристики легуючих елементів і їх вплив на властивості сплавів титану.

Цирконій вважають найближчим аналогом титану. Він має дещо наближену температуру плавлення та в додаток володіє поліморфізмом. З відповідними модифікаціями цирконію α- і β-модифікації титану утворюють безперервні ряди твердих розчинів. При будь-якій концентрації β-модифікація не фіксується гартуванням, а зазнає мартенситних перетворення в α-фазу. Цирконій, якщо порівнювати його з іншими легуючими домішками, являється для титану слабким зміцнювачем. І тільки лише при підвищених температурах починає проявлятись зміцнююча дія цирконію. Це причина згідно якої цирконій включають до складу жароміцних титанових сплавів. Окалиностійкість титану при добавці цирконію майже не змінюється при температурах нагріву до 600 $^0$C, але при 700 $^0$C і вище різко падає. З огляду на порівняно малий вплив на температуру алотропічного перетворення титану цирконій відноситься до групи так званих нейтральних зміцнювачів [14].

Ванадій відноситься до групи елементів, що стабілізують β-фазу титану і різко знижує температуру поліморфного перетворення титану зі збільшенням концентрації. При вмісті більше 15% ванадію можна закріпити β-фазу за допомогою гартування, навіть при кімнатній температурі. При меншому вмісті ванадію в залежності від температури нагріву під гартування можна отримати в структурі різні співвідношення α- і β-фаз, а також зафіксувати і метастабільні фази (α ', α " і ω) [13].

Важливе значення для створення промислових титанових сплавів має порівняно велика розчинність ванадію в титані (більше 3%), оскільки це дає можливість створювати сплави, що поєднують переваги однофазних α-сплавів (хороша зварюваність) і двофазних (α + β) - сплавів – (здатність до зміцнюючої термічної обробки та підвищена в порівнянні з α-сплавами технологічна пластичність) [13].

Ще однією перевагою ванадію, як легуючої домішки в титанових сплавах є неприсутність евтектоїдних реакцій і металоїдних фаз у системі Ti-V [13]. Цим майже виключається виникнення крихкості при будь-яких помилках в проведенні технологічних процесів, пов'язаних з нагріванням. Перевага сплавів Ti-V - дуже вузький інтервал кристалізації.

Молібден. Щодо розчинності в α-Ti, вважається, що вона не перевищує навіть 1%. Для закріплення β-структури операцією гартування може вистачити 11% Mo. Домішка молібдену ефективно підвищує міцність сплавів при високих температурах. Молібден може підвищити термічну стабільність сплавів, які у своєму складі мають залізо та хром. Недоліком молібдену можна назвати його високу температуру плавлення. Це може скласти труднощі в отриманні гомогенних титанових сплавів. Ще до недоліків молібдену можна віднести його високу щільність [13].

Хром. У сплаві системи Ti-Cr утворюється з'єднання $TiCr_2$, що має дві поліморфні модифікації, тверді розчини на основі яких позначаються δ і γ. За впливом на поліморфне перетворення титану хром відноситься до сильних β-стабілізаторів, як молібден. Розчинність в α-Ti не перевищує 0,5. Для гарту з фіксацією однофазної β-структури в сплаві досить 9% Cr. Хром забезпечує в сплавах з титаном високу міцність при хорошій пластичності і ефективність термічної обробки. Однак при підвищених температурах відбувається евтектоїдний розпад β-фази, що супроводжується виділенням TiCr2 і внаслідок цього втратою пластичності. З цієї причини перевага віддається β-стабілізаторам, які не мають евтектоїдної реакції, - ванадію і молібдену.

Введення рівного або дещо більшої кількості молібдену дозволяє загальмувати евтектоїдну реакцію в системі Т-Cr [13].

Кремній. У технічному титані і конструкційних титанових сплавах, де потрібна висока ударна в'язкість, кремній вважається шкідливою домішкою, тому що, коли він присутній навіть в невеликих кількостях, різко знижує цю характеристику. Однак в жароміцних титанових сплавах кремній - одна з важливих легуючих домішок, що забезпечують підвищення жароміцності і жаростійкості. Оптимальний вміст кремнію - 0,15-0,35%, що відповідає його межі розчинності в α-Ti. Однак при цих концентраціях можна спостерігати дрібні включення силіциду титану $Ti_5Si_3$, які грають деяку роль в підвищенні жароміцності. При гартуванні сплавів Ti-Si внаслідок мартенситного перетворення β-фаза не фіксується [13].

Залізо. Розчинність заліза в α-Ti при кімнатній температурі дуже мала, при евтектоїдній температурі не перевищує 0,5%. Залізо - один з найсильніших β-стабілізаторів і для фіксації 100% β-структури загартуванням досить 6% Fe. Сплави Ti-Fe термічно нестабільні, і β-твердий розчин може розпадатися навіть при кімнатній температурі. У нелегованому (технічному) титані невелика кількість заліза може викликати локальні виділення β-фази, що в деяких випадках знижує корозійну стійкість, а також сприяє виникненню холодноломкості при кріогенних температурах. Завдяки сильному зміцнюючих дії залізо використовується в деяких титанових сплавах як легирующая добавка зазвичай в кількостях 0,5-1,5%, хоча відомий сплав на основі β-структури, що містить 5% Fe, 8% V і 1% A1. Можна замість порівняно дорого ванадію використовувати дешевий феровanадій [11].

Азот. Шкідлива домішка в титанових сплавах, що сильно знижує пластичність, тому його вміст у технічному титані і титанових сплавах жорстко регламентується і складає 0,04-0,05%. Деяке застосування знаходить азотування для підвищення зносостійкості [15].

Кисень. Ще одна шкідлива домішка, що викликає крихкість титану, разом з тим при вмісті кисню до 0,1-0,2% його можна розглядати як природну легуючу

домішку, яка визначає рівень міцності технічного титану і всіх промислових титанових сплавів. На відміну від азоту кисень - м'якший зміцнювач α-Ті і його зміст в допустимих межах забезпечує не тільки необхідний рівень міцності, але і досить високу пластичність. Більш низька межа вмісту кисню (менше 0,1%) потрібно лише в деяких спеціальних сплавах (наприклад, для кріогенної техніки). На відміну від водню кисень, як і азот, не можна видалити з титану вакуумним відпалом. Як наслідок дуже сильної хімічної спорідненості титану та кисню спроби знизити вміст кисню в титанових сплавах металургійним шляхом не мали успіху. Це ускладнює використання титанового брухту та відходів при виплавці титанових сплавів відповідального призначення [15].

Вуглець - шкідлива домішка в титанових сплавах, так як вже при концентрації більше 0,2% С утворюються дуже тверді карбіди, що знижують ударну в'язкість і ускладнюють механічну обробку. Для жароміцних титанових сплавів може представляти інтерес легування вуглецем в межах його розчинності в α-Ті [13].

Алюміній. В інтервалі концентрацій 5-25% Al встановлено існування впорядкованої α2-фази ($Ti_3Al$) на заміну раніше передбачуваної області α-твердого розчину. Саме ця фаза викликає втрату термічної стабільності при утриманні алюмінію більше 6-8% [15].

Сплав марки ВТ20 заснований на системі Ti-A1-Zr-Mo-V. Зміст β-стабілізуючих елементів (Mo і V) в ньому досить невелика. Це сплав на основі α-структури з невеликою кількістю β-фази (3-5%). При цьому кількість β-фази така, що сплав має всі основні властивості і переваги однофазних сплавів з α-структурою (хороша зварюваність і висока термічна стабільність), проте β-фаза вносить деякі нові позитивні якості (Підвищення міцності і жароміцності при помірних температурах без значного зниження пластичності), що відрізняють сплав цього типу від сплавів з α-структурою [15].

Присутність в сплаві ВТ20 домішок заміщення в кількостях, обумовлених в ГОСТ, до 0,15% Si і до 0,30% Fe не робить практичного впливу на властивості сплаву при розтягуванні. Найбільш помітний вплив на властивості сплаву надає

зміст елементів впровадження - кисню та азоту. Зі збільшенням вмісту азоту в сплаві характер мікроструктури сплаву не змінюється: основу сплаву складає α-фаза з невеликою кількістю β-фази. Зі збільшенням вмісту азоту кількість α-фази зростає. Досить високий вміст алюмінію забезпечує значну міцність і жаростійкість цього сплаву [15].

Сплав ВТ20 практично не чутливий до зміцнюючої обробки.

У порівнянні з іншими зварюваними листовими металами він володіє при температурах 500 $^0$С кращої жароміцністю. Сплав має задовільну термічну стабільність після тривалої витримки при 500 - 550 $^0$С. Сплав призначається головним чином для виготовлення листів, плит, проте з нього можуть бути виготовлені поковки, штампування, прутки, профілі та інші напівфабрикати.

Корозійна стійкість сплаву в атмосферних умовах і деяких інших агресивних середовищах висока.

Густина – 4,45 г / см$^3$.

Коефіцієнт лінійного розширення ($\alpha \cdot 10^6$) в інтервалі температур 20-100 $^0$С дорівнює 8,8 град$^{-1}$.

Ступінь чорноти повного нормального випромінювання сплаву марки ВТ20 з травлення поверхнею при нагріванні на повітрі при температурах 100 $^0$С і 500 $^0$С дорівнює 0,21 і 0,25 відповідно.

Питомий електроопір при 20 $^0$С дорівнює $163 \cdot 10^{-6}$ Ом • см.

Сплав ВТ20 застосовують для виготовлення обшивок крила, деталей і зварних вузлів, які тривалий час працюють при температурах від - 70 до 450 $^0$С (6000 год) - 500 $^0$С (3000 год) [15].

Сплав марки ВТ23 відноситься до середньолегованих високоміцних термічно зміцнюючих титанових α + β-сплавів мартенситного типу системи Ti-Al-V-Mo-Cr-Fe. Сплав отримує після гарту з β -області структуру мартенситу α. Сплав ВТ23 відрізняється високою технологічною пластичністю. Добре піддається куванню та штампуванню. Він добре зварюється, а зварені з'єднання при високій міцності зберігають задовільну пластичність. Помірний вміст алюмінію і β-ізоморфних стабілізаторів забезпечують йому хороше поєднання

міцності, пластичних і технологічних властивостей [15]. У загартованому або відпаленого стані сплав володіє задовільною пластичністю, а після гартування і старіння набуває високу міцність. Сплав виготовляється у вигляді листів, стрічки, плит, поковок, штамповок, прутків, профілів і інших напівфабрикатів. Листове штампування сплаву у відпаленому або загартованому стані з невеликими деформаціями можна здійснювати в холодному стані.

Сплав ВТ23 призначений для застосування у відпаленому і термічно зміцненому станах. Для промислового виробництва напівфабрикатів рекомендований відпал при 750-820 ° С з наступним охолодженням на повітрі. Після такого відпалу сплав має максимальну пластичність при мінімальній міцності. У відпаленому стані сплав містить близько 30% β -фази. Зміцнююча термічна обробка полягає в гартуванні починаючи з температур 780-850 ° С і старінні при 450-550 ° С протягом 6-10 год, що забезпечує сплаву тимчасовий опір розриву, рівне приблизно 1500 МПа. Сплав може гартуватися не тільки при охолодженні у воді, але і на повітрі.

Густина дорівнює 4,57 кг / $см^3$.

Сплав призначений для виготовлення силових конструкцій авіаційної техніки: лонжерони, шпангоути, обшивка, балони [15].

Сплав ВТ22 (α + β) - класу відноситься до високолегованих високоміцних сплавів системи Ti-Al-Mo-V-Fe-Cr. Дивлячись на вміст β-стабілізуючих елементів в сплаві ВТ22 можна сказати, що він є близьким до другої критичної концентрації (Кβ ~ 1,0). Властивості сплаву ВТ22 та його структура може змінюватись від коливань хімічного складу в межах, які встановлюються технічними вимогами. Вміст легуючих елементів сплаву ВТ22 має безпосередній вплив на його структуру після гартування, яке проходить з β-області [15]. Вона може бути презентована глобулярною β-фазою, або β-фазою з мартенситом. Як наслідок, можна сказати, що даний сплав в загартованому стані представлений сплавом перехідного класу за своєю структурою.

Сплав має гарну технологічну пластичність при гарячій обробці тиском. З нього отримують прутки, профілі, труби, поковки, штамповки, плити. Сплав

задовільно зварюється зварюваним плавленням, аргоно-дуговим зварюванням, зварюванням під флюсом, роликовим і точковим зварюванням. Однак, для підвищення цілого комплексу механічних властивостей зварного з'єднання даного сплаву слід проводити відпал після зварювання [14].

Сплав ВТ22 застосовують у відпаленому і термічно зміцненому станах. Щодо структури сплаву ВТ22 у відпаленому стані, то вона відтворена майже в рівній мірі α- та β-фази. Саме тому у відпаленому стані даний стан можна віднести до найміцніших титанових сплавів. Його властивості міцності у відпаленому стані такі ж, як у сплаву ВТ23 після гартування і старіння. Така ситуація надає простору у проектуванні виробництва великогабаритних виробів з використанням титанових сплавів. Такий процес може бути відтворений навіть коли зміцнююча термічна обробка ускладнена. Зі сплаву ВТ22 можуть бути виготовлені поковки і штамповки масою навіть в кілька тонн [15].

Для забезпечення найкращого поєднання міцності і пластичних характеристик сплав ВТ22 піддають відпалу за досить складним режимом: нагрів при 820-850 $^0$С протягом 1-3 ч, охолодження з піччю до 740-760 $^0$С, витримка 1-3 год, далі охолодження на повітрі і подальший нагрів до 500-650 ° С протягом 2-4 год. Також може виконуватись додаткове зміцнення сплаву ВТ22. Зазвичай, воно виконується за допомогою гартування від температур 720-780 $^0$С з подальшим старінням при температурі від 480-600 $^0$С протягом 4-10 год. Короткочасний опір розриву гартованого титанового сплаву становить 1000-1100 МПа, а вже при подовженні 10-15%. В той же час можна сказати про даний сплав у зістареному стані, що його опір становить 1300-1600 МПа при подовженні 5-10% [16].

Сплав, як і інші титанові сплави, має високу корозійну стійкість в атмосферних умовах і в більшості агресивних середовищ.

Фізичні властивості сплаву у відпаленому і термічно-зміцненому станах приблизно однакові.

Густина дорівнює 4,65 кг / см$^3$.

Питомий електроопір сплаву при 20 $^0$С дорівнює 153 • 10$^{-6}$ Ом • см.

Сплав призначений для отримання високонавантажених деталей і штампованих конструкцій, які тривалий час працюють до температур 350-400 $^0$C і короткочасно до 700-800 $^0$C.

Механічні властивості сплавів наведено в таблиці 3.2 [13]

Таблиця 3.2

Механічні властивості сплавів у відпаленому стані при кімнатній температурі [13]

| Марка сплаву | $\sigma_в$, МПа | δ, % не менше | ψ, % не менше | KCU, Дж/см$^2$, не менше | НВ $10^{-1}$ |
|---|---|---|---|---|---|
| ВТ20 | 950-1150 | 10 | 25 | 45 | 255 |
| ВТ22 | 1030-1280 | 10 | 35 | 40 | 285 |
| ВТ23 | 1100-1600 | 11 | 40 | 55 | 313 |

Для даних сплавів зварювання проводиться без підігріву і без наступної термообробки. Гарною зварюваністю володіють сплави на основі α-титану з невеликою кількістю β-фази (ВТ20), титанові сплави з α + β-структурою (ВТ23). Двофазні α + β - титанові сплави зварюються всіма видами зварювання, що застосовуються для титану, проте зварене з'єднання таких сплавів вимагає обов'язкової термічної обробки, що відновлює пластичність зварного з'єднання і стабілізуючої структуру, а також знімає залишкові напруги [15].

Максимальну величину міцності титанових сплавів у відпаленому стані можна отримати при ситуації, коли вміст сплаву гарантує приблизно рівну кількість α- та β-фази. Така ситуація обумовлюється максимальною гетерогенизацією мікро- і макроструктури. Максимальну величину міцності у титанових сплавах можна спостерігати у загартованому та зістареному стані, які близькі за своїм складом до критичного [16]. Такий процес відбувається, коли утворюється максимальний об’єм дисперсних складових. Як наслідок, можна підвести сказане вище та сказати, що найбільш піддатними до подальшого зміцнення титановими сплавами є α + β- сплави. В такому випадку коефіцієнт

стабілізації β-фази ($К_β$) даних титанових сплавів (α + β) буде приблизно в межах від 0,8 до 1,4. Показники ВТ23 ($К_β$ =0,8) та ВТ22 ($К_β$ =1,05) відповідають вимогам. Максимальна міцність і найбільше поліпшення механічних властивостей після високотемпературної термомеханічної обробки (ВТМО) спостерігається в (α+β)-сплавах докритичної концентрації типу: Ti—3% Al- 5% Mo; Ti-3% Al-5%Cr і Ti-3% Al-3%Fe (вміст 72 хрому й заліза еквівалентно вмісту 5-8% Mo). Максимальне значення міцності ($σ_в$=1600 МПа) після ВТМО отримане для (α+β)-сплаву (ВТ23) [16].

Після проведеного аналізу літературних даних, можна сказати, що титановий сплав марки ВТ20 має високі технологічні і механічні властивості, які досить стабільні. Проте ВТ20 не підходить для виготовлення лонжеронів, так як даний сплав практично не чутливий до зміцнюючої обробки.

Сплав марки ВТ22 володіє дуже хорошими механічними властивостями, а так само є одним з найдорожчих титанових сплавів. Сплав з запасом відповідає вимогам, що пред'являються до виробу.

Сплав ВТ23 уступає сплаву ВТ22 в деяких механічних властивостях, але він є дешевшим. При цьому даний сплав володіє достатніми характеристиками, щоб після термічної обробки конкурувати з ВТ22. Тому для виготовлення лонжеронів було обрано титановий сплав ВТ23.

### 3.3 Методи дослідження матеріалу

В різних галузях промисловості широко застосовується металографія [17]. Шляхом отримання збільшених зображень структури металів та сплавів за допомогою спеціального обладнання та подальшого їх аналізу вивчається морфологія та фазові складові.

Як відомо [17] завданням металографічних досліджень є встановлення впливу особливостей структури й фазового складу металевих матеріалів на їх фізичні та механічні характеристики. Такі дослідження проводять використовуючи методи оптичної та електронної мікроскопії. Інформацію пов’язану зі структурою металів та сплавів можуть доповнювати

рентгеноскопією. Зображення мікроструктури отримують використовуючи шліфовану поверхню зразка. Попередньо такий зразок оброблюється абразивними матеріалами для зняття поверхневого шару й отримання шліфувального перерізу. Наступним кроком зразки полірують механічним або електролітичним шляхом. Оптичні дослідження проводяться далі на таких зразках методами оптичної мікроскопії при збільшенні до близька 1 тис. разів.

В авіаційному машинобудуванні широко застосовуються збірні металоконструкції, до яких ставляться підвищені вимоги по міцності і надійності. Величина твердості безпосередньо впливає на міцність деталі і її стійкість до руйнувань. Відповідно до [18] основними методами визначення твердості металів та сплавів є: метод Бринеля (вдавлювання сталевої кульки), метод Роквелла (вдавлювання алмазного конуса) та метод Віккерса (вдавлювання алмазної піраміди). Вимірювання твердості досліджуваного сплаву проводилось методом Роквелла (шкала С). Дослідження проводилось відповідно до [19].

Найбільш широко застосовувані шкали твердості за Роквеллом наведені в таблиці 3.3

Таблиця 3.3

Найбільш широко застосовувані шкали твердості за Роквеллом [19]

| Шкала | Індентор | Навантаження, кгс |
|---|---|---|
| A | Алмазний конус з кутом 120° при вершині | 20 |
| B | Кулька з діам. 1/16 дюйма з карбід вольфраму | 100 |
| C | Алмазний конус з кутом 120° при вершині | 150 |

Сутність методу полягає в проникненні твердого наконечника в матеріал та вимірюванні глибини проникнення. При цьому наряду з механічними з'єднаннями все частіше використовуються зварні, що дозволяє значно знизити масу конструкцій внаслідок відсутності в них деталей кріплення.

Титанові сплави займають одне з провідних місць в переліку матеріалів, використовуваних для виготовлення силових елементів планера сучасної авіаційної техніки. Особливий інтерес з цієї точки зору представляє клас високоміцних сплавів, найбільш типовим представником якого є сплав ВТ23 [16]. Так як з титанового сплаву ВТ23 передбачається виготовлення силових збірних конструкцій.

Рентгеноструктурний фазовий аналіз може проводитись у фільтрованому CuK α-випромінюванні на рентгенівському дифрактометрі. Підготовка зразків до рентгеноструктурного аналізу проводиться за стандартною методикою, яка включає в себе шліфовку до абразивної гладкої поверхні. Хімічне тралення на глибину 0,01 мм в реактиві із суміші плавикової та азотної кислот.

Титанові сплави після операцій зварювання обов'язково проходять термічну обробку. Вона дозволяє отримати більш однорідну структуру на перерізі зварного шва великогабаритних напівфабрикатів, що в свою чергу дозволяє отримати більш високі показники міцності та надійності.

### 3.4 Висновки

Лонжерон літака виготовляється з алюмінієвих, титанових сплавів та полімерних матеріалів. Провели аналіз серед найбільш широко застосовуваних титанових сплавів в авіабудуванні. Серед них було розглянуто більш детально ВТ22, ВТ20 та ВТ23. Обраний матеріал – сплав на основі титану ВТ23. Цей сплав гарно піддається операції зміцнення, що в свою чергу збільшує його переваги серед інших сплавів. Також він є більш дешевшим у порівнянні з ВТ22, що надає ще більшої ваги у обранні саме сплаву ВТ23. Використання ВТ23 для виготовлення лонжерону є не лише гарним рішенням з точки зору високих механічних та технологічних властивостей, а й є економічно обґрунтованим.

# РОЗДІЛ 4
# РОЗРОБЛЕННЯ МАРШРУТНОЇ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛІ

## 4.1 Розроблення маршрутної технології виготовлення деталі

Технологічне проектування виробництва певної деталі починається з розробки маршрутної технології до неї. Її мета полягає у визначенні послідовності виконання основних операцій і закріпленні їх в цехах за конкретними групами обладнання. Маршрутна технологія виготовлення стійки лонжерона (рис 4.1) складається з таких етапів:

- Етап 1. Отримання заготовки
- Етап 2. Попередня термічна обробка заготовки
- Етап 3. Вхідний контроль
- Етап 4. Механічна обробка
- Етап 5. Остаточна термічна обробка
- Етап 6. Вихідний контроль

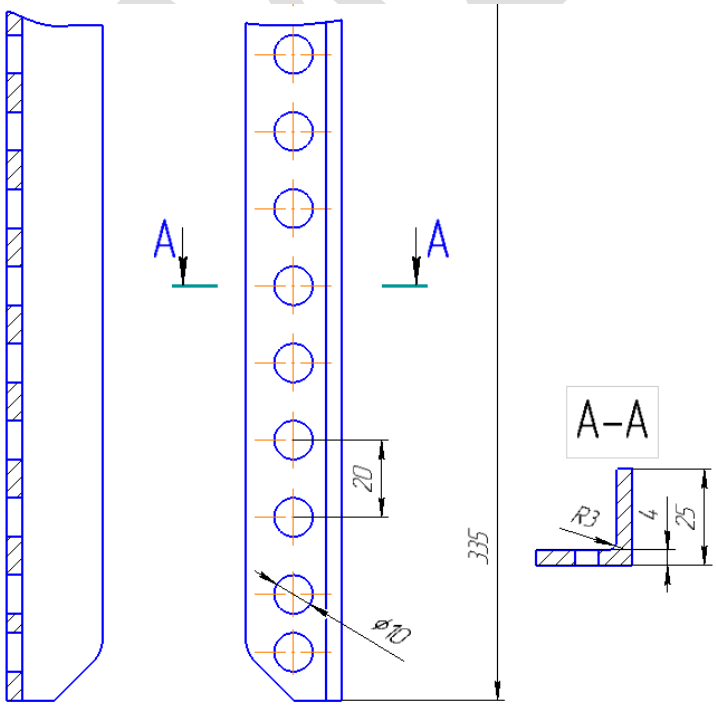


Рисунок 4.1 – Схема стійки лонжерона

Детальна маршрутна технологія виготовлення стійки лонжерона з титанового сплаву ВТ23 наведена в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

Таблиця 4.1 – Маршрутна технологія виготовлення стійки лонжерона

| № Операції | Найменування операції | № переходу | Найменування переходів | Дільниця, обладнання |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| Етап 1. Отримання заготовки | | | | |
| 1.1 | Отримання заготовки | 1 | Розкрій листа | Гідравлічна гільйотина |
| | | 2 | Згинання заготовки | Гідравлічний листозгинальний прес Rico PRCB |
| 1.2 | Контроль | 1 | Контроль розмірів і дефектів | Вимірювальний інструмент, ультразвуковий дефектоскоп |
| Етап 2. Попередня термічна обробка заготовки | | | | |
| 2.1 | Попередня термічна обробка | 1 | Відпал | Піч горизонтальна однокамерна вакуумна ПВ-900 |
| 2.2 | Контроль | 1 | Вимірювання твердості | Твердомір HRA-1, індентор алмазний конус з кутом 120° при вершині |
| Етап 3. Вхідний контроль | | | | |

Продовження таблиці 4.1

| № Операції | Найменування операції | № переходу | Найменування переходів | Дільниця, обладнання |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| 3.1 | Вхідний контроль якості | 1 | Ультразвукова дефектоскопія | Ультразвуковий дефектоскоп |
| Етап 4. Механічна обробка | | | | |
| № Операції | Найменування операції | № переходу | Найменування переходів | Дільниця, обладнання |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| 4.1 | Свердління | 1 | Свердління отворів | Вертикально-свердлильний верстат, свердло |
| | | 2 | Зенкерування отвору | Вертикально-свердлильний верстат, зенкер |
| 4.2 | Зняття задирок | 1 | Зняття задирок в отворах | Металевий диск |
| 4.3 | Контроль | 1 | Контроль розмірів отворів | Штангенциркуль ШЦ-П |
| Етап 5. Остаточна термічна обробка | | | | |
| 5.1 | Остаточна термічна обробка | 1 | Гартування | Піч із захисною атмосферою для гартування СШЗ-15.20/12,5 |
| | | 2 | Старіння | Піч горизонтальна однокамерна вакуумна ПВ-900 |

Продовження таблиці 4.1

| № Операції | Найменування операції | № переходу | Найменування переходів | Дільниця, обладнання |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| 5.2 | Контроль | 1 | Вимірювання твердості, контроль мікроструктури | Твердомір HRA-1, індентор алмазний конус з кутом 120° при вершині, металографічний мікроскоп |
| Етап 6. Вихідний контроль | | | | |
| № Операції | Найменування операції | № переходу | Найменування переходів | Дільниця, обладнання |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| 6.1 | Контроль | 1 | Контроль геометричних розмірів | Вимірювальний інструмент |
| | | 2 | Контроль | Твердомір, ультразвуковий дефектоскоп |

### 4.2 Висновки

В даному розділі запропоновано маршрутну технологію виготовлення деталі. Вона визначається не лише властивостями матеріалу, але і доступністю технологічного обладнання на виробництві. На даний час промисловість має велику кількість способів виготовлення заготовок та їх механічної обробки. Спосіб виготовлення заготовок може впливати на подальші службові характеристики деталі. В умовах роботи лонжерони сприймають високі

навантаження, тому метод заготовки обирався для запобігання великої кількості збірних елементів конструкції. Проте обмірковуючи метод отримання заготовок слід пам’ятати, що в разі появи таких дефектів, як корозія або загальних ушкоджень, що викликані великими навантаженнями в ході роботи, ушкодженні частини можна замінити або відремонтувати не заміняючи усієї конструкції. Це стає можливим завдяки збірній конструкції лонжеронів крила літака. Також виділяють багато варіацій зміцнення деталі. Оскільки, ми обрали сплав ВТ23 для виготовлення деталі лонжерон, проведення зміцнюючої термічної обробки є необхідним кроком. В результаті запропонованого комплексу термічної обробки титановий сплав деталі «лонжерон» отримує ряд необхідних властивостей. Таких як висока міцність, текучість, твердість та, як наслідок, сплав отримує релаксаційну стійкість в поєднанні з достатнім запасом пластичності, ударної в’язкості та тріщиностійкості.

Мета цього розділу полягала у виборі оптимального способу виготовлення заготовки, її обробки та подальшого зміцнення деталі «лонжерон», що є економічним та енергозбережним. Основними операціями є отримання заготовки, попередня термічна обробка заготовки, вхідний контроль, механічна обробка, остаточна термічна обробка та вихідний контроль. Виконання всіх вище перелічених операцій забезпечить деталь необхідними властивостями для її подальшого експлуатування у вузлі.

# РОЗДІЛ 5
# РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ЧАСТИНА

## 5.1 Призначення режиму термічної обробки деталі

При термічній обробці титану отримують його необхідні властивості, змінюючи структуру без зміни хімічного складу. Напівфабрикати піддають термічній обробці для покращення структури матеріалу, зниження твердості, що поліпшує механічну обробку, а деталі – для надання необхідних властивостей (міцності, твердості, в'язкості, зносостійкості та ін.).

В даному розділі ми розглянемо термічну обробку для деталі «стійка лонжерона» з титанового сплаву ВТ23 для надання сплаву більш конкуренто спроможних власивостей. Підвищити стабільність та рівень механічних і технологічних характеристик (α+β) - титанових сплавів при зміцнювальній термічній обробці можна також включивши в технологічний процес попередню термічну обробку [21]. Графік запропонованої термічної обробки наведено на рисунку 5.1.

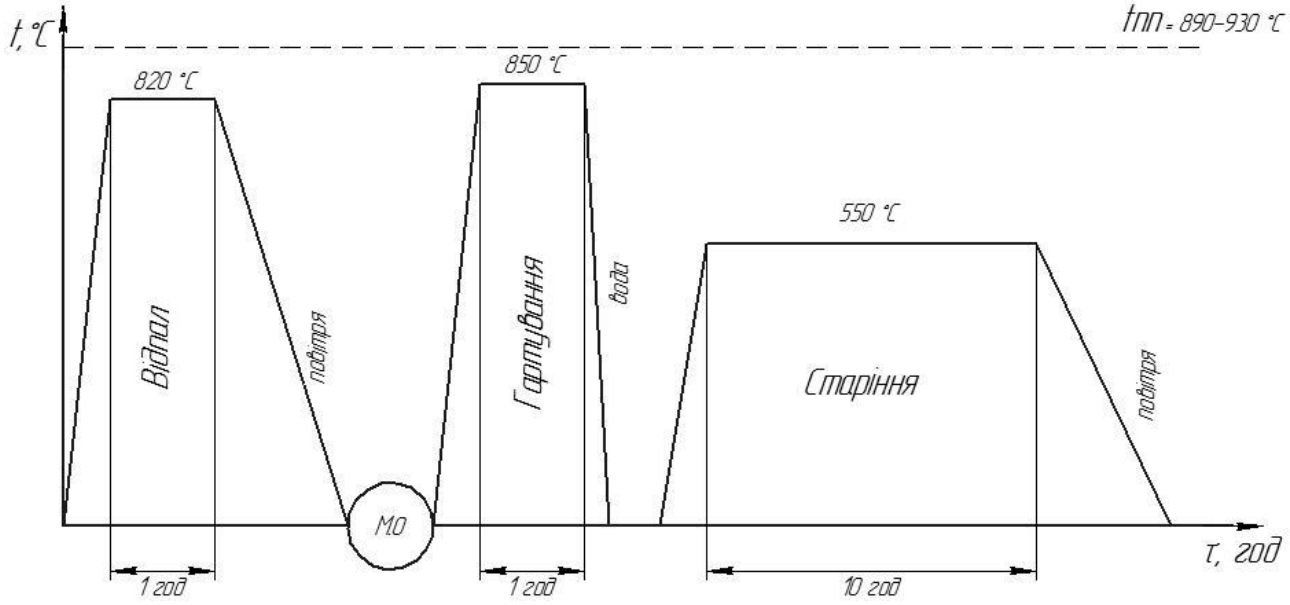


Рисунок 5.1 – Графік термічної обробки сплаву ВТ23

Першою операцією термічної обробки в нашому технологічному процесі є попередня термічна обробка, яка представлена високим відпалом. Згідно

технологічного процесу деталь піддають відпалу після чого заготовки передаються на механічну ділянку. Призначенням відпалу є завершення формування структури, вирівнювання структурної і концентраційної неоднорідності, а також механічних властивостей та наближення структури матеріалу до рівноважного стану [22].

Температура відпалу обирається нижче температури початку рекристалізації (870 - 880 °С). Також ще однією умовою є те, що температура повинна відповідати (α+β) – області для сплаву ВТ23 [23]. Згідно, сказаного вище, ми обираємо температуру 820 °С. Нагрів виконується протягом 1 години. Нагрів в двофазній області (α+β) титанового сплаву пов'язаний з частковою реалізацією (α+β) → β - перетворення, протікаючого, як правило, шляхом дифузійного переміщення міжфазної границі α/β. Для великих частинок α-фази в сторону збільшення обсягу високотемпературної β- фази і розчинення дрібних частинок α- фази. Супроводжується перерозподілом легуючих елементів між реагуючими фазами [23]. Внаслідок відпала при 820 °С в зовнішніх та внутрішніх шарах відбулися такі зміни: пластини α- фази частково глобулярізувались, двійники стали відсутніми в тілі пластин та найголовніше, що міжфазний α/β - прошарок став більш яскраво вираженим. Розпад високотемпературної β-фази характеризувався рухом α/β - границі в напрямку невеликого збільшення розмірів первинних α-пластин та відстані між ними в порівнянні з вихідною структурою. В β-фазі після відпалу спостерігаються полоси, які пов’язані з розшаровуванням області за хімічним складом. Фазовий склад сплаву ВТ23 та вміст α- та β- фаз стали більш наближеними до рівноважного стану сплаву [24]. Структура сплаву після відпалу зображено на рисунку 5.2.

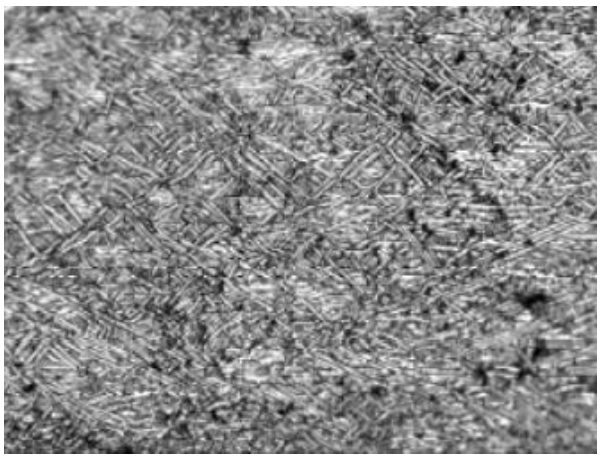

Рисунок 5.2 – Мікроструктура зразка сплаву ВТ23 після відпалу (х500)

Проведення відпалу при температурі 820 °С протягом 1 години надає сплав такими характеристиками: δ = 11 (приріст склав приблизно 6-8 %), Ψ = 40 (8-10 %), KCU = 58 Дж/см$^2$ (3-5 Дж/см$^2$), HRC = 34 [23]. Після відпалу проводять механічну обробку: виконують свердління отворів, розточування.

В якості зміцнюючої термічної обробки для сплаву ВТ23 застосовуємо гартування з подальшим старінням. Такий вид термічної обробки застосовують для титанових сплавів, які використовуються для виготовлення кавітаційних стійких виробів.

Гартуванням називається операція, яка характеризується нагріванням титанових сплавів до температури при якій сплави мають структуру стабільної β- фази і витримки при даній температурі з наступним швидким охолодженням [25]. Охолодження може виконуватись у воді, в маслі, водних розчинах солей та ін.

У [25] експериментальним шляхом було визначено вплив температури гартування для сплаву ВТ23 на пластичні характеристики та ударну в’язкість. Зі збільшенням температури гартування від 800 °С до 850 °С такі параметри зростають, але вже вище точки рекристалізації (880 °С) відбувається різкий спад цих параметрів. З підвищенням температури гартування збільшується міцність та знижується пластичність. Зважаючи на це було обрано такі параметри для гартування: температура 850 °С протягом 1 години та охолодження у воді.

Після гартування сплаву ВТ23 від температури 850 °С в структурі присутні мартенситна α″ - фаза, метастабільна $\beta_м$ - фаза та залишкова первинна α - фаза. Проте структура стає практично рівномірною: α - фаза набуває глобулярної форми однакової дисперсності. Однорідність такої структури в даному випадку пояснюється більш повним розчиненням α - фази та більшим насиченням β - твердого розчину β - стабілізаторами при нагріванні сплаву ВТ23 до температури 850 °С [23]. Мікроструктура сплаву ВТ23 після гартування показана на рисунку 5.3.

Рисунок 5.3 – Мікроструктура сплаву ВТ23 після гартування (х1000)

Дивлячись на отриману мікроструктуру сплаву внаслідок гартування можна побачити більш рівномірну структуру. Така структура забезпечує отримання високої міцності при достатньо великому запасі пластичних характеристик та ударної в’язкості. Як наслідок, сплав ВТ23 після гартування набуває наступних властивостей: $\delta = 8\%$, $\Psi = 10\%$, $\sigma_в = 800$ МПа, $\sigma_{0,2} = 500$ МПа, KCU = 35 Дж/см$^2$, HRC = 38 [25].

Остаточною термічною операцією в нашому технологічному процесі виготовлення деталі є старіння. На процес старіння та на отримання певного результату впливають вміст сплаву, його структура після гартування, температура та тривалість старіння. В результаті процесу старіння всі утворені гартуванням метастабільні фази переходять в більш стабільні дисперсні структури. Тривалість старіння при обраній температурі впливає наступним чином: спочатку відбувається процес підвищення твердості (утворення

дисперсних частинок α - фази), досягання її максимума після чого відбувається зниження (внаслідок коагуляції частинок α - фази). Зміна структури сплаву при старінні, як результат розпаду перенасиченого твердого розчину з виділенням дисперсних частинок α – фази, викликає зміцнення сплаву. Найбільший ефект зміцнення можна отримати при розпаді β – фази.

Саме завдяки старінню після гартування можна отримати високий рівень міцності, оскільки в процесі старіння в структурі гартованого сплаву відбувається розпад мартенситної α″ - фази та метастабільної β – фази. Такий процес призводить до значного зміцнення сплаву. $\delta = 9\%$, $\Psi = 28\%$, $\sigma_в = 1300$ МПа, KCU = 28 Дж/см$^2$, HRC = 39 [25].

Мікроструктура сплаву ВТ23 наведена на рисунку 5.4.

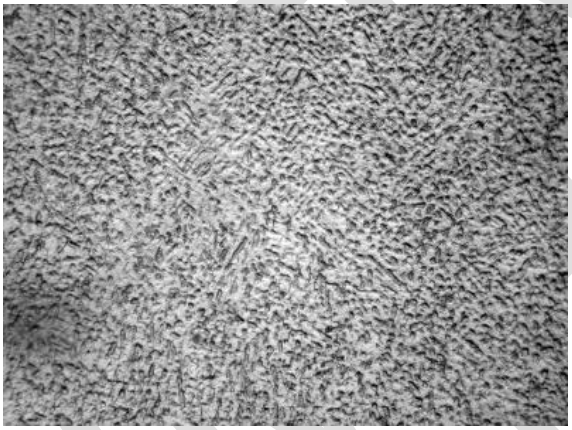

Рисунок 5.4 - Мікроструктура сплаву ВТ23 після старіння (х500)

Вплив саме температури старіння на характеристики міцності сплаву ВТ23 не суттєвий, однак дає суттєвий вплив на пластичні [25]. Після гартування від 850 °С та старіння при 550 °С сплав має сприятливу однорідну (α+β) - структуру глобулярного типу. Розглянувши мікроструктуру ми бачимо, що первинні β-зерна в сплаві відповідають 6 балам по [26]. При температурі 550 °С дифузійний розпад відбувається по гетерогенному механізму зародження вторинних виділень. Нова фаза виділяється на границі вже колишніх β-зерен. Також заміняється існуюча структура залишкової α-фази, як наслідок її розміри збільшуються, а форма включень становиться більш рівномірною. Розмір виділених частинок при 550 °С більше ніж 0,1 мкм.

У [25] експериментальним шляхом було визначено, що максимальне внутрішнє напруження при старінні сплаву ВТ23 виникає при температурі старіння 450 °С, в той же час при температурі 550 °С – мінімальною. Також щодо температури старіння після гартування при 850 °С можна помітити, що відбувається повне розчинення первинної α-фази, насичення β- фази β-стабілізаторами, вирівнювання за хімічним складом, що в свою чергу дає можливість отримати однорідну глобулярну (α+β) – структуру при старінні.

Що стало ще одним фактором у виборі саме такої температури для проведення остаточної термічної операції для сплаву ВТ23.

### 5.2 Вибір і розрахунок обладнання для проведення термічної обробки

Основоположну роль в процесі термічної обробки становить вибір термічного обладнання. Обладнання обирається опираючись на вимоги до проведення термічної обробки. До основного обладнання відносять обладнання, яке використовують для виконання технологічних операцій, пов’язаних з нагріванням і охолодженням деталей. До такого обладнання відносять: печі, нагрівальні пристрої і установки, охолоджуючі пристрої. В нашому випадку термічній обробці піддається деталь «стійка лонжерона». Проте обладнання обирається таким чином, щоб мати можливість провести повну термічну обробку для всього лонжерону.

Попередня термічна обробка згідно до пропонованого технологічного процесу є відпал. Для проведення відпалу заготовку необхідно нагріти до температури 820 °С. Основною вимогою для нагріву заготовок – це рівномірний нагрів всієї заготовки по перетину та всій довжині до вказаних температур. Також важливо проводити дану операцію з найменш можливою втратою металу в окалину з економічно обґрунтованою витратою палива та часу.

Для проведення відпалу ми використовуємо вакуумну піч ПВ-900. Загальний зовнішній вигляд печі наведено на рисунку 5.5.

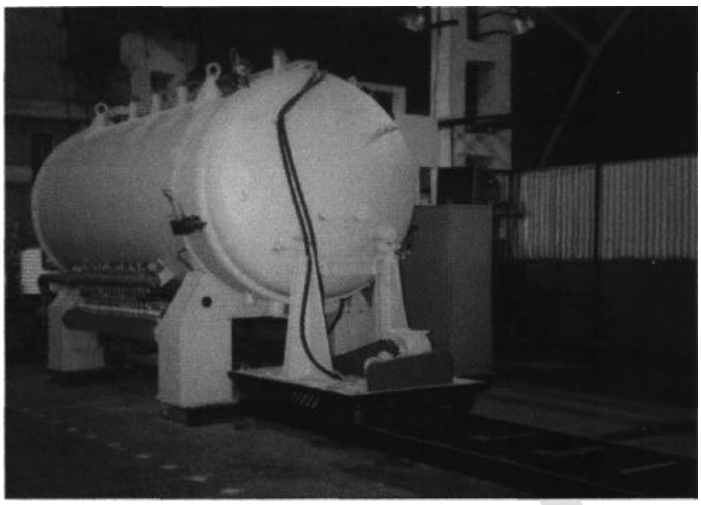

Рисунок 5.5 – Загальний вигляд «ПВ-900»

В таблиці 5.1 наведені технічні характеристики даної печі.

Таблиця 5.1

Таблиця 5.1 – Основні технічні дані «ПВ-900»

| | |
|---|---|
| Максимальна температура, °С | 900 |
| Робоча температура, °С | 450...900 |
| Точність підтримки температури в зоні, °С | ±3 |
| Нерівномірність температурного поля в камері, °С | ±5 |
| Діапазон швидкості нагріву, °С в час | 100 ... 200 |
| Діапазон швидкості охолодження до температури 500°С, °С в час | 20 ... 200 |
| Габарити існуючого робочого простору, мм: | |
| довжина | 4350 |
| ширина | 1700 |
| висота | 1300 |
| Максимальна маса садки, кг | 3000 |

Дана піч призначена для реалізації операції вакуумного відпалу великогабаритних конструкцій. Експлуатація установки може здійснюватися як в ручному так і в автоматичному режимі управління. Робота печі полягає в нагріванні виробу у вакуумі до певної температури, витримці при цій температурі і охолодження у вакуумі і середовищі інертного газу. Всередині камери розташовуються три нагрівальні секції з екранної ізоляцією і нагрівачами.

Вакуумний відпал титанових конструкцій забезпечує такі характеристики: зниження вмісту водню до безпечного рівня і, як наслідок, усунення схильності металу до водневої крихкості; зняття небажаних залишкових напружень; максимально можливе збереження циклічної міцності; нанесення захисних плівок; збереження геометрії відпаленого виробу [22].

Необхідність вакуумного відпалу диктується такими специфічними особливостями титанових сплавів: високою схильністю до водневого сповільненого руйнування; чутливістю до залишкових розтягувальних напружень, які через спрямовану дифузію водню можуть привести до уповільненого крихкого руйнування; підвищеною чутливістю до концентраторів напружень; значним впливом структури матеріалу на службові характеристики конструкції.

Вакуумна система призначена для створення вакууму в камері та напуску інертного газу в неї при охолодженні виробу. Система складається з лінії форвакуумного відкачування і двох ліній для створення високого вакууму. На вакуумній системі всі клапани і затвори виконані з пневмоприводом. Для напуску інертного газу (аргон) в камері є рампа напуску. Система пневматична призначена для управління пневмоприводами вакуумних затворів і пневмоприжимом. Система пневматична включає два блоки підготовки повітря, панелі пневморозподілювачів і трубопроводи. Система водоохолодження призначена для подачі і зливу води, необхідної для охолодження систем вакуумних насосів в процесі проведення режиму термообробки.

Для остаточної термічної обробки, яка представлена гартуванням та старінням обираємо піч із захисною атмосферою СШЗ-15.20/12,5. Шахтні печі широко використовують для термічної та хіміко-термічної обробки довгомірних виробів, які підвішуються в вертикальному положенні. Нагрівачі встановлюються з боку печі. Робоча камера в даній печі герметична, що дає змогу  за необхідністю застосовувати нагрів в захисних або спеціальних атмосферах та в вакуумі. Відсутність відвідних димових газів значно збільшує теплову ефективність роботи та спрощує їх конструкцію.

Шахтна піч СШЗ-15.20/12,5 обладнана системою автоматичного регулювання температури. Дана система заснована на можливості задавати температуру, час витримки садки печі за заздалегідь визначеній температурі також дана піч може регулювати час набору необхідної температури. Пульт керування роботою печі влаштований підлоговий, виносний з кабельним шлейфом до 5 м. Дана піч надає можливість встановлення терморегуляторів з виходом на комп'ютер. Нагрівачі даної печі розміщені на трубках, що розташовуються у пазах бічних стінок печі. Для футеровки печі були використані сучасні енергозберігаючі та теплоізоляційних, вогнетривкі матеріали, які здатні звести витрати енергії до мінімуму. Така електропіч може бути представлена у двох варіаціях: з вентилятором та без нього. В нашому випадку обирається піч з вентилятором. У печі з вентилятором на кришці встановлюється циркуляційний вентилятор, який забезпечує під час роботи печі однорідний розподіл температури у робочій камері даної печі. Робоча камера печі так само як і вал з робочим колесом вентилятора виготовляються з жароміцної сталі за усіма вимогами. Кришка печі піднімається і відводиться в сторону на поворотному кронштейні. Механізм підйому двері в даній печі представлений електроприводом.

Для завантаження деталей в піч застосовують спеціальні пристосування такі як жароміцні корзини, решітки. Приклад наведений на рисунку 5.6.

Рисунок 5.6 – Пристосування для завантаження деталей в піч

Зовнішній вигляд та технічні дані печі для гартування СШЗ-15.20/12,5 наведені на рисунку 5.7 та в таблиці 5.2 відповідно.

Рисунок 5.7 - Загальний вигляд «СШЗ-15.20/12,5»

Таблиця 5.2

Таблиця 5.2 – Основні технічні дані «СШЗ-15.20/12,5»

| | |
|---|---|
| Максимальна температура, °С | 1250 |
| Габарити існуючого робочого простору, мм: | |

Продовження таблиці 5.2

| | |
|---|---|
| висота | 2000 |
| діаметр | 1500 |
| Габаритні розміри, мм | |
| висота | 3300 |
| діаметр | 2500 |
| Максимальна маса садки, кг | 1500 |

Розрахунок обладнання виконується опираючись на такі фактори: річна програма виготовлення деталі, режим роботи термічної ділянки та вихідних даних деталі.

Програма випуску літаків передбачає 100 шт/рік. В свою чергу крило літака, що ми розглядаємо в своїй будові має по три лонжерони балочного типу. Також, як вже було сказано, в нашому випадку технологія виготовлення зосереджується на стійці лонжерону. Кожен лонжерон має 20 стійок, які розміщенні уздовж всієї довжини лонжерону через певні проміжки. Виходячи з описаних даних ми можемо встановити річну програму виготовлення стійки лонжерону, а саме 10000 шт/рік. Фонд часу роботи обладнання при однозмінному режиму роботи ~ 1808 годин. Для подальшого розрахунку необхідного обладнання на термічній дільниці потрібно використовувати вихідні дані деталі:

- довжина деталі = 0,33 м;
- ширина деталі = 0,025 м;
- маса деталі = 0,28 кг.

Наступним кроком ми можемо розрахувати масу всіх деталей виготовлених за рік, знаючи загальну кількість виготовлених деталей:

$$M = 10000 \cdot 0{,}28 = 2800 \text{ кг} \qquad (5.1)$$

На етапі попередньої термічної обробки для проведення відпалу використовується горизонтальна вакуумна піч ПВ-900. Це дозволяє обробляти

всі частини лонжерону, включаючи пояси лонжерону, що мають зіставні частини довжиною 1,8 м. Проте розрахунки для нашого випадку будуть наступними:

Розрахункове число одиниць основного виробничого технологічного обладнання визначається за формулою:

$$K_p = \frac{M}{P \bullet \Phi_э}, \tag{5.2}$$

де: М - маса всіх деталей виготовлених за рік, кг.;

Р – завантаження на певній операції основного обладнання, кг/год;

$\Phi_э$ – ефективний річний фонд роботи обладнання, год ($\Phi_э$ ми приймаємо 1808 годин.);

$$P = \frac{M_o}{\tau} \tag{5.3}$$

де: $M_0$ – маса садки на певній операції для основного обладнання, кг.;

$\tau$ – необхідна кількість годин для певної операції для виробничої програми.

$$M_0 = m \bullet n \tag{5.4}$$

де: m – маса деталі, кг;

n – кількість деталей, що беруться на проведення однієї операції (враховуючи масу, габарити та спосіб кладки деталей), шт.

Також, як останній розрахунковий параметр, ми розраховуємо коефіцієнт використання печі. Виконується розрахунок за формулою:

$$\eta = \frac{K_p}{N} \bullet 100\% \tag{5.5}$$

де, N – кількість печей для певної операції.

Отже, першою операцією для попередньої термічної оброки є відпал. Для розрахунку необхідного основного обладнання для даної операції ми будемо використовувати приведені вище формули.

Першим кроком розраховуємо масу садки для даної операції, згідно формули 5.4:

Для проведення термічної обробки відпал за одну операцію ми беремо 30 деталей.

$$M_0 = 0.28 \bullet 30 = 8{,}4 \text{ кг}$$

Маса садки печі ПВ-900 для операції відпалу складає 8,4 кг.

Завантаження на певній операції основного обладнання розраховується за формулою 5.3:

Час на проведення відпалу складає 1,5 години (враховуючи час на проведення додаткових операцій).

$$P = \frac{8.4}{1.5} = 5.6 \text{ кг/год}$$

Згідно розрахунку завантаження для операції відпал склало 5,6 кг/год.

Тоді, як розрахункове число одиниць основного виробничого технологічного обладнання для операції відпал отримаємо:

$$K_p = \frac{2800}{5.6 \bullet 1808} = 0.28$$

Розраховуємо коефіцієнт використання печі. Виконується розрахунок за формулою 5.5:

$$\eta = \frac{0.28}{1} \bullet 100\% = 28\%$$

Коефіцієнт використання печі досить низький, що в свою чергу є економічно невигідним, проте дана піч буде використовуватись не лише для

проведення операцій з термічною обробкою для стійки лонжерону, а й на всіх складових частинах лонжерону. Тому згідно розрахунків для даної операції ми повинні обрати 1 піч. Для проведення гартування було обрано шахтну вакуумна піч для гартування СШЗ-15.20/12,5.

Для проведення термічної обробки гартування за одну операцію ми беремо 15 деталей (враховуючи масу, габарити та спосіб кладки деталей). Розрахунок проходить використовуючи формулу 5.2:

$$M_0 = 0.28 \bullet 15 = 4{,}2 \text{ кг}$$

Маса садки печі СШЗ-15.20/12,5 для операції гартування складає 4,2 кг.

Завантаження на певній операції основного обладнання розраховується за формулою 5.3:

Час на проведення гартування складає 1,5 години (враховуючи час на проведення додаткових операцій).

$$P = \frac{4.2}{1.5} = 2.8 \text{ кг/год}$$

Згідно розрахунку завантаження для операції гартування склало 2,8 кг/год.

Розрахункове число одиниць основного виробничого технологічного обладнання для операції гартування отримаємо згідно до формули 5.4:

$$K_p = \frac{2800}{2.8 \bullet 1808} = 0.56$$

Розраховуємо коефіцієнт використання печі. Виконується розрахунок за формулою 5.5:

$$\eta = \frac{0.56}{1} \bullet 100\% = 56\%$$

Не звертаючи уваги на досить низький коефіцієнт використання печі, для проведення термічної обробки операції гартування ми беремо 2 печі, оскілки дану операцію будуть проводити на всіх складових частинах лонжерону.

Остання операція термічної обробки для деталі стійка лонжерону є старіння. Дана операція проводиться з використанням печі ПВ-900.

Згідно до попередніх розрахунків маса садки даної печі відповідає 8,4 кг. Завантаження основного обладнання на операції старіння розраховується за формулою 5.3:

Час на проведення старіння складає 10,5 години (враховуючи час на проведення додаткових операцій).

$$P = \frac{8.4}{10.5} = 0.8 \text{ кг/год}$$

Згідно розрахунку завантаження для операції старіння склало 0,8 кг/год.

Розрахункове число одиниць основного виробничого технологічного обладнання для операції старіння розраховується за формулою 5.4:

$$K_p = \frac{2800}{0.8 \bullet 1808} = 1.9$$

Для проведення операції старіння ми обираємо 2 печі. Розраховуємо коефіцієнт використання печі. Виконується розрахунок за формулою 5.5:

$$\eta = \frac{1.9}{2} \bullet 100\% = 95\%$$

### 5.3 Проектування термічної дільниці

Головними елементами виробничої структури виробництва є робочі місця та саме дільниці цеху. Виробнича структура підприємства являє собою склад виробництв, цехів та господарств, їх технологічну взаємодію, порядок і форми

кооперування, співвідношення за кількістю робітників, вартістю устаткування, площею і територіальним розташуванням.

Виробнича структура підприємства визначає розподіл праці між цехами, формалізує внутрішньозаводську спеціалізацію та кооперування, у галузевому масштабі вказує на міжзаводську спеціалізацію виробництва. На основі виробничої структури формується загальна та управлінська структури підприємства.

Оскільки, нашим завданням є проектування дільниці термічного типу однією з основних задач є безпечне розташування всіх елементів та самої будівлі на території всього виробництва. Як правило, для термічної дільниці обирається одноповерхова будівля прямокутної форми. Проектується будівля таким чином, щоб можна було проводити видалення шкідливих газовиділень та значні надлишки тепла. Будівля проектується протяжної форми, що дає змогу покращити проведення операцій термічної обробки організацією робочих місць.

Всі елементи будинку термічного цеху відносяться до категорії Т за ознакою пожежонебезпеки і повинні виконуватись з негорючих матеріалів, що відповідають I і II ступенях вогненебезпечності [27].

Нормами для проектування ширини прольотів дільниці є 12, 18, 21, 30 та 36 м. Висота прольоту може варіюватись і бути як 6, 9, та 12 метрів. Обираються дані розміри в залежності від умов роботи, кількості робочих місць та їх розстановки, яка диктується проведенням необхідних операцій термічної обробки та безпечним розміщенням всього обладнання на території проектованої термічної дільниці.

Для обладнання, яке використовується для проведення термічної обробки існують наступні правила розстановки [27]:

- відстань від проїзду до завантажуючого вікна печі повинна складати не менше 2м;
- відстань від конструкцій будівлі до обладнання не менше 1м;
- відстань між основним обладнанням не менше 1м;

Також існують правила згідно до яких розміщують обладнання. Печі розміщуються вздовж зовнішніх стінок дільниці. Обладнання, яке використовується для роботи з токсичними, захисними атмосферами, високим тиском або установки для очистки дробом розташовуються в окремих приміщеннях. План спроектованої термічної ділянки наведено в додатку Г.

### 5.4 Висновки

Дослідження мікроструктури сплаву ВТ23 дало змогу побачити правильність обрання термічного режиму для даного сплаву. В результаті було виявлено, що структура сплаву після проведення остаточної термічної операції змінюється таким чином, що утворюється однорідна (α+β)- структура сплаву з рівномірним розподілом глобулярних включень α-фази середніх розмірів. При вибраному режимі термічної обробки отримуються висока пластичність та в’язкість сплаву. Як результаті такої обробки сплавом досягається поєднання механічних властивостей, забезпечуючих високу міцність, текучість, твердість та, як наслідок, релаксаційну стійкість в поєднанні з достатнім запасом пластичності, ударної в’язкості та тріщиностійкості.

Для досягнення вище описаних властивостей матеріалом було обрано необхідне обладнання. Обладнання обиралось враховуючи масу, габарити та найбільш вигідніший спосіб кладки деталей для проведення всіх необхідних термічних операцій. Після чого було вирішено прийняти необхідну кількість основного обладнання для проведення термічної обробки. Як завершення розрахунково-експериментальної частини була спроектована термічна дільниця, що повинна відповідати всім нормам розміщення використовуваного обладнання.

# ВИСНОВКИ

В ході написання бакалаврської кваліфікаційної роботи було розглянуто:

1. Умови роботи деталі «лонжерон крила літального апарату», що виконує функцію передачі розтягуючих, згинальних, стискаючих та інших типів навантажень. Описано вимоги до деталі та розглянуто одні з основних причин виходу деталі з ладу.

2. Проаналізувавши ряд літературних джерел було обрано матеріал, що буде відповідати усім вимогам та зведе до мінімуму можливості утворення деяких дефектів для виготовлення деталі. Обраний матеріал деталі повинен мати високу міцність та достатню в'язкість, щоб відповідати вимогам, які ставляться її умовами роботи. Обраний титановий сплав ВТ23 є високоміцним титановим α + β-сплавом мартенситного класу. Завдяки своєму складу є термічно зміцнюваним, що в свою чергу дає змогу підвищити міцнісні властивості.

3. Запропонована маршрутна технологія виготовлення деталі. До основних етапів відноситься: отримання заготовки, попередня термічна обробка заготовки, вхідний контроль, механічна обробка, остаточна термічна обробка та вихідний контроль.

4. З метою підвищення необхідних властивостей матеріалу було призначено зміцнюючу термічну обробку, яка представлена гартуванням з подальшим старінням.

5. При виборі основного обладнання для проведення термічної обробки було обрано обладнання , що буде задовольняти ряду умов. Основними з яких є максимальна температура проведення операції та габаритні розміри робочого простору. Оскільки, обладнання обиралось не тільки для стійки лонжерону, але й для всієї конструкції лонжерону остання вимога має важливий характер. Після чого було спроектовано термічну ділянку для виконання термічної обробки деталі.

# СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Бахарев В. П. Основы конструкции летательных аппаратов: учебн. пособ. Троицк, 2010. 150 с.

2. Яненко В.В., Гапонова О.П. Вибір зміцнюючої термічної обробки деталі «лонжерон» крила літака з титанового сплаву. *Сучасні технології у промисловому виробництві:* матеріали та програма VIII Всеукр. наук.-техн. конф., 20-23 квітня 2021р., м. Суми: Сумський державний університет, 2021. с. 115.

3. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов: Учебн. пособ. авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение, 1991. 400 с.

4. Бычков А. С., Игнатович И. Р., Моляр А. Г. Основные причины разрушения конструктивных элементов воздушных судов транспортной категории из алюминиевых сплавов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 70. Х, 2015, 148 с.

5. Шанявский А. А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях: монография. Уфа: 2003. 803 с.

6. Конструкционные материалы в самолетостроении / Моляр А. Г., Коцюба А. А., Бычков А. С., Нечипоренко О. Ю. Киев: КВИЦ, 2015. 400 с.

7. Бичков А. С. Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів: дис. д-ра техн. наук : 05.07.02 / Національний авіац. ун-т. Міністерства освіти і науки України, Київ, 2019. 64 с.

8. Бычков А. С. О взаимосвязи юридически-правовой поддержки жизненного цикла воздушных судов и проблемы обеспечения безопасности их конструкций. Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». 31 Вып. 4 (84).Х, 2015. С. 79 – 85.

9. Бичков А. С. Концепція підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних цивільних літаків спеціальними методами

порошкової металургії: автореф. дис. на здобуття наук. ступеня д-ра техн. наук: 05.07.02. Київ, 2019. 311 с.

10. Глазунов С.Г., Якинский К.К. Титановые сплавы для авиационной техники и других отраслей промышленности. *ВИАМ*. 1993. 14 с.

11. ГОСТ 19807-91. Межгосударственный стандарт титан и сплавы титановые деформируемые марки. Разработан и внесен Министерством авиационной промышленности СССР. Утвержден и введен в действие постановлением комитета стандартизации и метрологии СССР от 17.07.91 N 1260.

12. Материаловедение / под ред. Ю.М. Лахтин, В.П. Леонтьева. М.: Машиностроение. 1980. 493 с.

13. Синяєва Н.П. Розробка комплексонометричного методу визначення вмісту цирконію у сплавах на основі титану вт-9, вт-20 та у цирконовому концентраті: сб. науч. тр. Нац. Запорізький. ун-т., 2015. С. 107 – 116

14. Авиационные материалы: Справочник. Т. 5. М. / за ред. А.Т. Туманова: ВИАМ, 1973. 583 с.

15. Березос В. О. Теорія і практика виробництва зливків високоміцних конструкційних сплавів на основі титану методом електронно-променевої плавки: автореф. дис. на здобуття наук. ступеня д-ра техн. наук: 05.16.02 Київ, 2001. 321 с.

16. Браташевський О.Ю. Методи дослідження структури металів і сплавів: Методичні вказівки до проведення занять (вип. і доп.). – Х.:ХНТУСГ, 2011. – 22 с.

17. Методичні вказівки до лабораторної роботи №2 «Визначення твердості металів» з дисципліни «Технологія конструкційних матеріалів» освітньо-кваліфікаційного рівня «бакалавр» за напрямами 6.050502 «Інженерна механіка», 6.050503 «Машинобудування» та 6.070106 «Автомобільний транспорт» денної і заочної форм навчання. / Укладачі: Молчанов В.Ф., Музичка Д.Г., Часов Д.П. – Дніпродзержинськ: ДДТУ, 2014р. – 18 стор.

18. ГОСТ 9013–59. Метод измерения твердости по Роквеллу. Разработан и внесен Центральным научно-исследовательским институтом черных металлов Министерства чернойметалургии СССР. Утвержден и введен в действие Комитетом стандартов, мер и измерительных приборов при Совете Министров СССР от 04.02.59 TGL 9011.

19. Бренгауз А. М., Чаговский Л. Д.. Производство металлических лонжеронов: Москва, Ленинград: ОНТИ НКТП СССР, 1936. 132 с.

20. Маніло Є. О. Дослідження впливу термічної обробки на структуру та властивості деталей газотурбінних двигунів з двофазних титанових сплавів. автореф. дис. на здобуття наук. ступеня д-ра техн. наук: 05.16.02 Київ 2018. 122 с.

21. Панин П. В., Лукина Е. А., Ширяев А. А. Влияние режимов термической обработки на структуру и свойства сварных крупногабаритных полуфабрикатов из титанового сплава ВТ23. - "ТРУДЫ ВИАМ", 2018. 125 с.

22. Федулов В. Н. Влияние предварительного отжига на уровень термического упрочнения поковок из сплава ВТ23, полученных из (α+β) - и β - области. Литье и металлургия. 2010. С. 168-173.

23. Гриднев В. Н., Ивасишин О. М., Свечников В. Л. Структура. Фазы в двухфазных титановых сплавах. автореф. дис. на здобуття наук. ступеня д-ра техн. наук 01.04.07. 1982. С. 303-306.

24. Швецов О. В., Кондратьев С. Ю.. Влияние режимов закалки и старения на эксплуатационные свойства сплава ВТ23. Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки. 2018. Т. 24. №2. С. 119—133. DOI: 10.18721/JEST.240210

25. ГОСТ 5639–82. Методы выявления и определения величины зерна. Разработан и внесен Министерством черной металлургии СССР. Утвержден и введен в действие постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 26.08.82 N 3394.

26. Соколов В. М. Механизация и автоматизация в термических цехах. Учебн. пособ. для вузов. Москва: Маштиз, 1962. 185 с.