

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ
СІКОРСЬКОГО»**

Навчально-науковий інститут матеріалознавства та зварювання

ім. Є.О. Патона

Кафедра «Лазерної техніки та фізико-технічних технологій»

До захисту допущено:

В.о. завідувача кафедри ЛТФТ

_____ О.Д. Кагляк

«___» _____ 2023 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра за освітньо-професійною програмою
«Лазерна техніка та комп'ютеризовані процеси фізико-технічної обробки
матеріалів»
спеціальності 131 «Прикладна механіка»
на тему: «Застосування лазерної обробки при виготовленні елементів
реактивних двигунів літаків»**

Виконав:

студент VI курсу, групи ФП-21мп

Луценко Денис Володимирович _____

Керівник:

Кандидат технічних наук, доцент кафедри ЛТФТ

Блощинин Михайло Сергійович _____

Рецензент:

Засвідчую, що у цій
магістерській дисертації немає
запозичень з праць інших авторів
без відповідних посилань.

Студент:

_____ Луценко Д.В.

Київ 2023

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Інститут/факультет Навчально-науковий інститут матеріалознавства та зварювання ім. Є.О. Патона Кафедра _____

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) _____

Спеціальність (спеціалізація): 131 Прикладна механіка _____

ЗАТВЕРДЖУЮ

В.о. завідувача кафедри ЛТФТ

_____ (підпис) _____ (ініціали, прізвище)

« ____ » _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Луценку Денису Володимировичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту (роботи): Застосування лазерної обробки при виготовленні елементів реактивних двигунів літаків

керівник проекту (роботи): Блощин Михайло Сергійович, кандидат технічних наук

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від « ____ » _____ 2023 р. № _____

2. Строк подання студентом проекту (роботи) _____

3. Вихідні дані до проекту (роботи) Матеріал: пластина з нержавіючої сталі – 38ХМЮА.

4. Зміст (магістерської дисертації) пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно зробити): розробка технологічного процесу, що включає лазерне зварювання елементів лопатки турбіни реактивного двигуна.

5. Консультанти розділів проекту(роботи)

Розділ

Прізвище, ініціали та Підпис, дата
посада консультанта

Завдання
видав Завдання
прийняв

Теоретичний Блощин М.С.
Експериментальний Блощин М.С.

7. Дата видачі завдання

Календарний план

№ з/п	Назви етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів проекту	Примітка
1	Проведення аналізу відомих способів обробки поверхні лопаток		
2	Розробка методики лазерної обробки лопаток		
3	Проведення експериментальних досліджень		
4	Підготовка текстової частини магістерської дисертації		
5	Підготовка презентації до захисту		

Студент

(підпис)

(ініціали, прізвище)

Керівник проекту (роботи)

(підпис)

(ініціали, прізвище)

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація освітньо-кваліфікаційного рівня “Магістр” спеціальності 131. Прикладна механіка, спеціалізації - Лазерна техніка та комп’ютеризовані процеси фізико-технічної обробки. Луценко Денис Володимирович. Керівник М.С. Блощин КПП ім. Ігоря Сікорського. Інститут матеріалознавства та зварювання ім. Є.О. Патона, кафедра “Лазерної техніки та фізико-технічних технологій”. Група ФП-11мн.2023.- 101 с.

Пояснювальна записка складається із вступу, 3-х розділів, висновку, переліку використаних джерел із 91 найменувань. Загальний обсяг роботи становить 101 сторінок основного тексту.

Актуальність теми. Лопатки, як елементи реактивних двигунів літаків, є чи не найвідповідальнішою частиною, яка не тільки забезпечує працездатність двигуна, а і регламентує довговічність двигуна загалом. Причини, які обумовлюють зношування поверхонь лопаток, умовно можна розділити на три основні групи: хімічного, механічного і термічного характеру.

Під час циклу роботи реактивних двигунів літаків поверхневі прошарки металу піддаються деструктивному впливу високих (до 1000 °C) температур, хімічній дії оточуючого середовища, надвисоких тисків та механічному зношуванню від переміщення абразиву повітря. Це обумовлює руйнування структури, міцності та щільності металу поверхневих шарів, його випалювання та зношування, що в результаті призводить до порушень геометрії робочої поверхні лопаток.

Обґрунтування доцільності використання процесу лазерного зварювання при виготовленні елементів реактивних двигунів літаків є актуальною проблемою для воєнно-промислового комплексу.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Магістерська дисертація виконана на кафедрі лазерної техніки та фізико-технічних технологій.

Об'єктом дослідження – є процес лазерної обробки елементів реактивних двигунів літаків.

Предмет дослідження – забезпечення необхідних технологічних параметрів процесу обробки для отримання оптимальних параметрів лазерного зварювання робочих поверхонь елементів реактивних двигунів літаків.

Мета роботи – аналіз основних проблем які виникають при виготовленні і експлуатації елементів реактивних двигунів літаків та розробка комбінованого процесу, що включає лазерне обробку поверхневих шарів елементів, що забезпечить підвищення фізико-механічних властивостей та зносостійкості робочих поверхонь елементів двигунів.

Робота полягала в проведенні дослідження процесу лазерного нагрівання поверхонь зразків лопатки до температур $< T_{пл}$. Визначені умови обробки, при яких в матеріалах з різних сплавів, у тому числі модельному, при лазерному опроміненні формуються високодисперсні мікроструктури з підвищеною густиною розгалужених у просторі дислокацій. Визначена температура кожної точки зразка для будь-якого моменту часу з використанням методу кінцевих різниць. Для лазерного опромінення поверхні зразка запропонований і розроблений оригінальний пристрій, суть якого полягає в тому, що на складну поверхню матеріалу, що оброблюється направляється збіжний лазерний промінь, при цьому змінюючи кут збіжності пучка, можна отримувати максимальне значення густини потужності.

Задачі дослідження – проаналізувати існуючі конфігурації лопаток, виконати аналіз результатів досліджень по вивченню закономірностей технологічних параметрів процесу лазерної обробки, запропонувати комбінований механізм зварювання сплавів і сталей при лазерному

опроміненні, проектування та розробка технологічного комплексу для лазерної обробки.

Наукова новизна одержаних результатів. Запропонована і реалізована на лазерному технологічному комплексі комбінована обробка елементів реактивних двигунів літаків, принципово нова автоматична система на базі електричної схеми із швидкісним зворотнім зв'язком, що не лише дозволила контролювати енергетичні параметри, а й підтримувати параметри процесу обробки у заданому діапазоні за рахунок автоматичної системи приводу під час обробки, підтримуючи стабільний режим протікання процесу обробки заданого матеріалу

Апробація результатів дисертації: 1 стаття, 4 доповіді на конференціях.

Ключові слова: лазерне зварювання, опромінення, нагрівання, міцність зчеплення, металургійний зв'язок, зносостійкість.

ABSTRACT

Master's thesis of educational qualification level "Master" of specialty 131. Applied mechanics, specialization - Laser technology and computerized processes of physical and technical processing. The head is M.S. Bloshchytsyn, Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute. Y. O. Paton Educational and Research Institute of Materials Science and Welding, Department of Laser Systems and Advanced Technologies. Group FP-21mp.2023.- 101 p

The explanatory note consists of an introduction, 3 chapters, a conclusion, a list of used sources from 91 titles. The total volume of the work is 101 pages of the main text.

Actuality of theme. Blades, as elements of aircraft jet engines, are almost the most responsible part, which not only ensures the engine's performance, but also regulates the longevity of the engine in general. The causes of blade surface wear can be conditionally divided into three main groups: chemical, mechanical, and thermal.

During the cycle of operation of jet engines of aircraft, the surface layers of metal are exposed to the destructive influence of high (up to 1000 °C) temperatures, the chemical action of the surrounding environment, ultra-high pressures and mechanical wear from the movement of abrasive air. This causes the destruction of the structure, strength and density of the metal of the surface layers, its burning and wear, which as a result leads to violations of the geometry of the working surface of the blades.

Justification of the expediency of using the laser welding process in the manufacture of elements of jet engines of aircraft is an urgent problem for the military-industrial complex.

Connection of work with scientific programs, plans, topics. The master's thesis was completed at the department of laser technology and physical and technical technologies.

The object of research is the process of laser processing of jet engine elements.

The subject of the study is to ensure the necessary technological parameters of the processing process to obtain optimal parameters of laser welding of the working surfaces of elements of jet engines of aircraft.

The purpose of the work is the analysis of the main problems that arise in the manufacture and operation of elements of jet engines of aircraft and the development of a combined process that includes laser treatment of the surface layers of the elements, which will ensure an increase in the physical and mechanical properties and wear resistance of the working surfaces of the engine elements.

The work consisted in conducting a study of the process of laser heating of the surfaces of blade samples to temperatures $< T_{pl}$. The processing conditions under which highly dispersed microstructures with an increased density of dislocations branched out in space are formed in materials made of various alloys, including model ones, during laser irradiation. Determined temperature of each point of the sample for any moment of time using the method of finite differences. For laser irradiation of the surface of the sample, an original device was proposed and developed, the essence of which is that a converging laser beam is directed to the complex surface of the material being processed, while changing the angle of convergence of the beam, it is possible to obtain the maximum value of the power density.

The tasks of the research are to analyze the existing configurations of blades, to perform an analysis of the results of research on studying the laws of the technological parameters of the laser processing process, to propose a combined mechanism of anomalous mass transfer in steels with wear-resistant coatings during laser irradiation, design and development of a technological complex for laser processing.

Scientific novelty of the obtained results. The combined processing of elements of jet engines of aircraft, a fundamentally new automatic system based on

an electrical circuit with high-speed feedback, which not only made it possible to control the energy parameters, but also to maintain the parameters of the processing process in the specified range due to the automatic system, was proposed and implemented on the laser technological complex drive during processing, maintaining a stable flow of the process of processing a given material

Approbation of the results of the dissertation: 1 article, 4 reports at conferences.

Key words: wear-resistant coating, laser welding, irradiation, heating, bond strength, metallurgical connection, wear resistance.

Список скорочень та спеціальних термінів

$T_{пл}$ – температура плавлення

f – коефіцієнт тертя

fN – сила тертя

ЕСМ – Electro Chemical Machining
(електрохімічна обробка)

РЕСМ – Pulsed Electro Chemical
Machining (пульсуюча
електрохімічна обробка)

РЕМ – Precise Electro Chemical
Machining (прецизійна
електрохімічна обробка)

ЕСДМ – Electro Chemical Discharge
Machining (Електрохімікоерозійна
обробка)

ЛО – лазерна обробка

ХТО – хіміко-термічна обробка

ГТН – газотермічне напилення

ТП – технологічний процес

СВЧ – надвисокі частоти

j – густина струму

$U_{д.ж}$ – напруга джерела живлення

U_t , U_d – напруги на розрядному
проміжку

I_t , I_d – розрядний струм

HRC – твердість по Роквелу

HV – твердість по Віккерсу

U_n – початкова температура

U_c – температура навколишнього
середовища

V – швидкість

СЛАР – система лінійних
алгебраїчних рівнянь

ХТН – сплав

12X18H10T+TiB₂+CrB₂

ТЦО – термоциклічна обробка

P – потужність випромінювання

S – крок обробки

d – діаметр зони фокусування

ЕОМ – електронно-обчислювальна
машина

ОКГ – оптичний квантовий
генератор

ВЧ – високі частоти

УВЧ – ультрависокі частоти

ГПР – гранично припустимий
рівень

КЗ – коротке замикання

ЗМІСТ

Вступ	12
1. Технологічний розділ	13
1.1 Силові установки та їх характеристики	13
1.2 Аналіз службового призначення та умов роботи деталі у вузлі	17
Аналіз газотурбінної лопатки та її роль у двигуні.	18
1.3 Розрахунок режимів обробки	20
1.4 Обґрунтування та розробка технологічного процесу для лазерного зварювання.	22
1.5 Вимоги до профілювання охолоджуваних лопаток	24
1.6 Особливості експлуатації ливарних жароміцних нікелевих сплавів.....	44
1.7 Вибір обладнання для лазерного зварювання	47
Лазерне обладнання, що працює в імпульсному режимі випромінювання.....	50
2.1 Математичне моделювання теплових процесів, в матеріалі при лазерному нагріванні	61
2.2. Закономірності теплових процесів в залежності від умов опромінення.....	66
3.Економічні аспекти виготовлення/відновлення поверхней охолоджуваних лопаток газотурбінних двигунів згідно запропонованих методів та впровадження розробок у виробництво.....	71
3.1 Складові для ефективності розробки проектів виготовлення/відновлення поверхонь охолоджуваних лопаток газотурбінних двигунів та реалізація проекту виготовлення та відновлення охолоджуваних лопаток газотурбінних двигунів на ринку.....	71
Висновки	73
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	74
ДОДАТКИ	81

Вступ

На даний момент у виробництві компонентів для реактивних двигунів, включаючи ключові елементи, широко використовуються вдосконалені конструкційні леговані сталі, такі як 40ХН2МА, 38ХН3МФА та інші. Ці сталі проходять процес гартування при температурах 820–850°C, за що відповідає наступне відпускання при 550–600°C. Цей процес сприяє формуванню структури, відомої як "сорбіт", що забезпечує ідеальне поєднання міцності і в'язкості. Легування, зокрема нікелем, підвищує границю текучості, стійкість до напружень, витривалість та рівень в'язкості. Молібден, який також міститься у складі, підвищує теплову стійкість сталі. За даними, ці сталі ефективні при використанні в умовах високих температур. Особливістю сталі 38ХН3МФА є низька чутливість до якості поверхні і ударних навантажень, хоча існують труднощі у їх обробці різанням і схильність до утворення флокенів.

Дослідження матеріалів для реактивних двигунів, як вітчизняних, так і зарубіжних, вказує на їхню схожість за хімічним складом та фізико-механічними властивостями. Проте вони мають обмеження у відповіді на сильні імпульсні термомеханічні навантаження та корозію при високих температурах. Стійкість до зношування зовнішніх поверхонь двигунів залежить від структури та теплофізичних та механічних властивостей металу поверхневого шару, що відрізняється від умов внутрішнього зношування. Під час експлуатації переважає абразивне та абразивно-корозійне зношування, особливо при високих температурах. Тому на початковому етапі дослідження важливим є вивчення застосування ефективних та економічних термічних процесів, включаючи використання висококонцентрованих джерел енергії, таких як лазерне випромінювання та інші, з оптимальною концентрацією в просторі та часі.

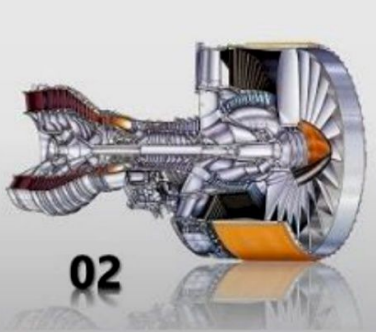
1. Технологічний розділ

1.1 Силові установки та їх характеристики

У силову установку літака входять: двигуни з їх агрегатами та системами; вхідні пристрої (повітрозабірники); Паливна система.

Теорія та проектування окремих систем силової установки докладно висвітлено у спеціальній літературі. Нижче розглянуті лише питання проектування силових установок, безпосередньо пов'язані із загальним проектуванням літака, які виникають вже на етапі попереднього проектування, коли вибирається схема літака та формується його вигляд. Саме силова установка також багато в чому визначає вигляд літака.

Таблиця 1.1.1 Класифікація двигунів

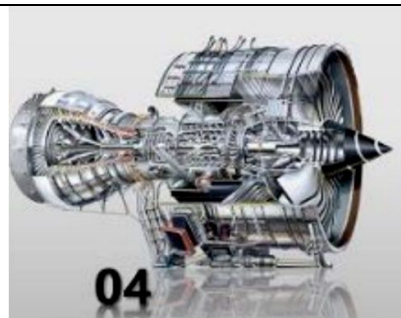
 01 Довжина: 7.29м (23.9ft) Вага: 7.893кг (17,400lb) Діаметр вентилятору: 3.1м (10.1ft) Тяга/вага: 5.59 Макс. тяга: 513кН (115,327lbf)	 02 Довжина: 4.85м (15.9ft) Вага: 7,068кг (15,584lb) Діаметр вентилятору: 2.83м (9.28ft) Тяга/вага: 6-7 Макс. тяга: 441кН (99,140lbf)
--	--



03

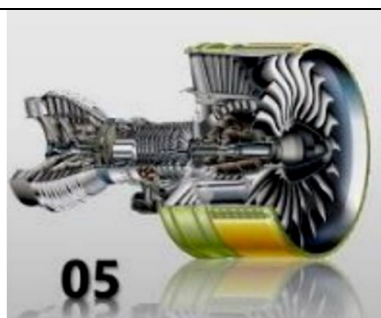
TRENT XWB

Довжина: 5.8м (19ft)
 Вага: 7,277кг (16,043lb)
 Діаметр вентилятору: 3м (9.8ft)
 Тяга/вага: 5.25
 Макс. тяга: 430кН (96,660lbf)



04

Довжина: 5.47м (17.9ft)
 Вага: 6,246кг (13,770lb)
 Діаметр вентилятору: 2.95м (9.6ft)
 Тяга/вага: 5.46-6.11
 Макс. тяга: 370кН (84,098lbf)



05

Довжина: 4.92м (16.1ft)
 Вага: 6,712кг (14,797lb)
 Діаметр вентилятору: 2.96м (9.7ft)
 Тяга/вага: 5.197
 Макс. тяга: 363кН (81,500lbf)



06

Довжина: 4.7м (15.4ft)
 Вага: 6,120кг (13,492lb)
 Діаметр вентилятору: 2.85м (9.35ft)
 Тяга/вага: 6.01
 Макс. тяга: 360.4кН (81,020lbf)



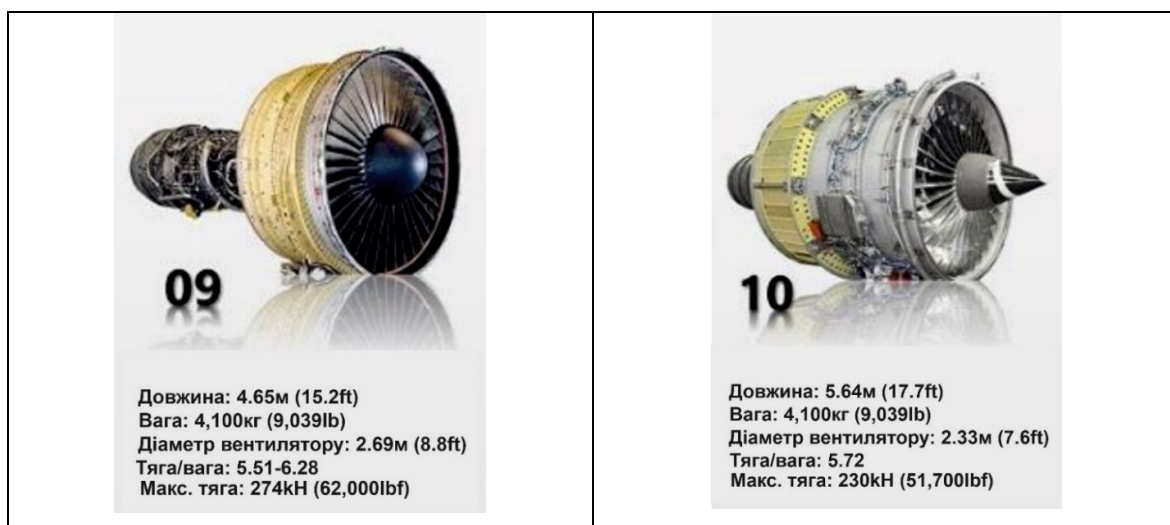
07

Довжина: 5.4м (17.7ft)
 Вага: 5,800кг (12,786lb)
 Діаметр вентилятору: 2.8м (9.1ft)
 Тяга/вага: 5.47
 Макс. тяга: 330кН (74,100lbf)



08

Довжина: 5.63м (18.4ft)
 Вага: 6,160кг (13,580lb)
 Діаметр вентилятору: 2.47м (8.1ft)
 Тяга/вага: 4.97-5.24
 Макс. тяга: 316кН (71,000lbf)



Для силової установки сучасних літаків застосовують такі типи двигунів: поршневі двигуни внутрішнього згоряння (ПД);

повітряно-реактивні двигуни (ВРД); рідинно-реактивні двигуни (ЗРД).

Поршневі двигуни в даний час встановлюються тільки на дуже легких літаках (спортивних, туристичних, сільськогосподарських і т.д.), бо малопотужний поршневий двигун краще за малопотужний повітряно-реактивного за питомою витратою палива.

Рідинно-реактивні двигуни використовуються на повітряно-космічних літаках, а раніше встановлювалися на експериментальних літаках.

Найбільшого поширення в сучасній авіації мають ВРД - газотурбінні (ВМД) і прямоточні повітряно-реактивні (ПВРД). Останні можуть знайти застосування гіперзвукових літаках зі швидкістю польоту, що відповідає числу $M > 4$.

ВМД, у свою чергу, поділяються на:

турбореактивні (ТРД), що застосовувалися на реактивних літаках першого покоління, зараз не використовуються;

турбореактивні з форсажною камерою (ТРДФ), що встановлюються на надзвукових літаках, зараз не використовуються;

двоконтурні турбореактивні (ТРДД);

двоконтурні турбореактивні з форсажною камерою (ТРДДФ);

турбогвинтові (ТВД), що застосовувалися на дозвукових літаках, зараз

встановлюються на порівняно легких літаках;

турбогвинтовентиляторні (ТВВС), що використовуються на важких літаках.

Найбільшого поширення у сучасній авіації мають двоконтурні двигуни.

Ступенем двоконтурності двигуна називається відношення витрати повітря через другий контур до витрати повітря через перший (внутрішній) контур. ТРДД сучасних дозвукових літаків (всіх типів) мають ступінь двоконтурності 3...6 і більше. ТРДДФ встановлюються на сучасних надзвукових літаках (винищувачі всіх типів та ін.). Вони характеризуються значно меншим ступенем двоконтурності: 0,3...0,7 для винищувачів та 1...2 для бомбардувальників.

Характеристики авіаційних двигунів.

Основними характеристиками авіаційних двигунів, за якими здійснюється їхня порівняльна оцінка вже на етапі попереднього проектування (у тому числі при виборі схеми) літака, є:

питома сила тяги $R_{уд}$, даН с/кг;

питома витрата палива C_P , кг/(даН год);

висотно-швидкісні характеристики - повна сила тяги та питома витрата палива;

питома вага;

габаритні розміри (довжина та максимальний діаметр).

Ці характеристики визначаються головним чином наступними найважливішими газодинамічними параметрів двигуна:

температурою газу перед турбіною;

сумарним ступенем підвищення тиску (ступенем стиснення) у компресорі;

ступенем двоконтурності двигуна.

1.2 Аналіз службового призначення та умов роботи деталі у вузлі

Аналіз деталі її особливості в роботі агрегату.

Малюнок лопатки другого контуру, яка піддається охолодженню, надає нам повну інформацію про деталь і її функціональність в складі вузла. Це дозволяє виконати креслення відповідно до стандартів ОСТ і вказати місця, де буде проводитися зварювання деталі. Зварювальні операції позначені зеленою лінією на рисунку 1.1, а сама деталь показана на рисунку 1.2.

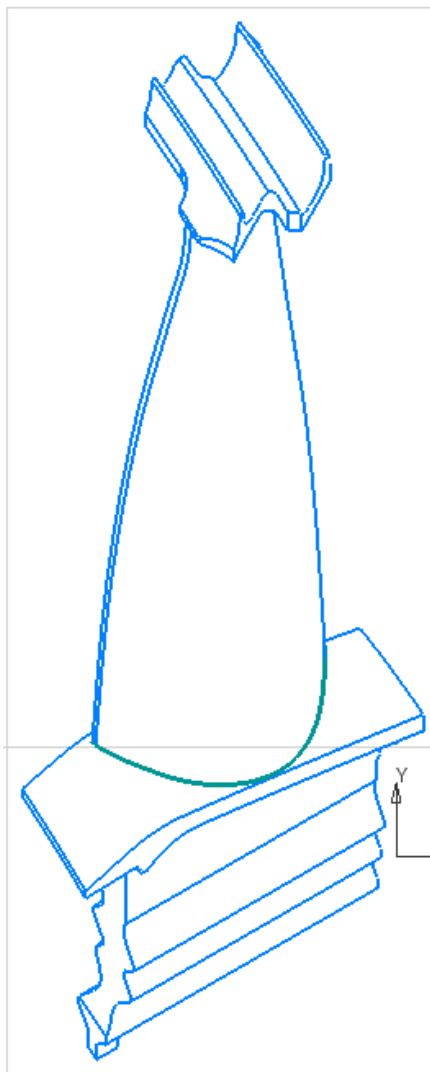


Рис 1.2.1 Зварювальні роботи (зелений)

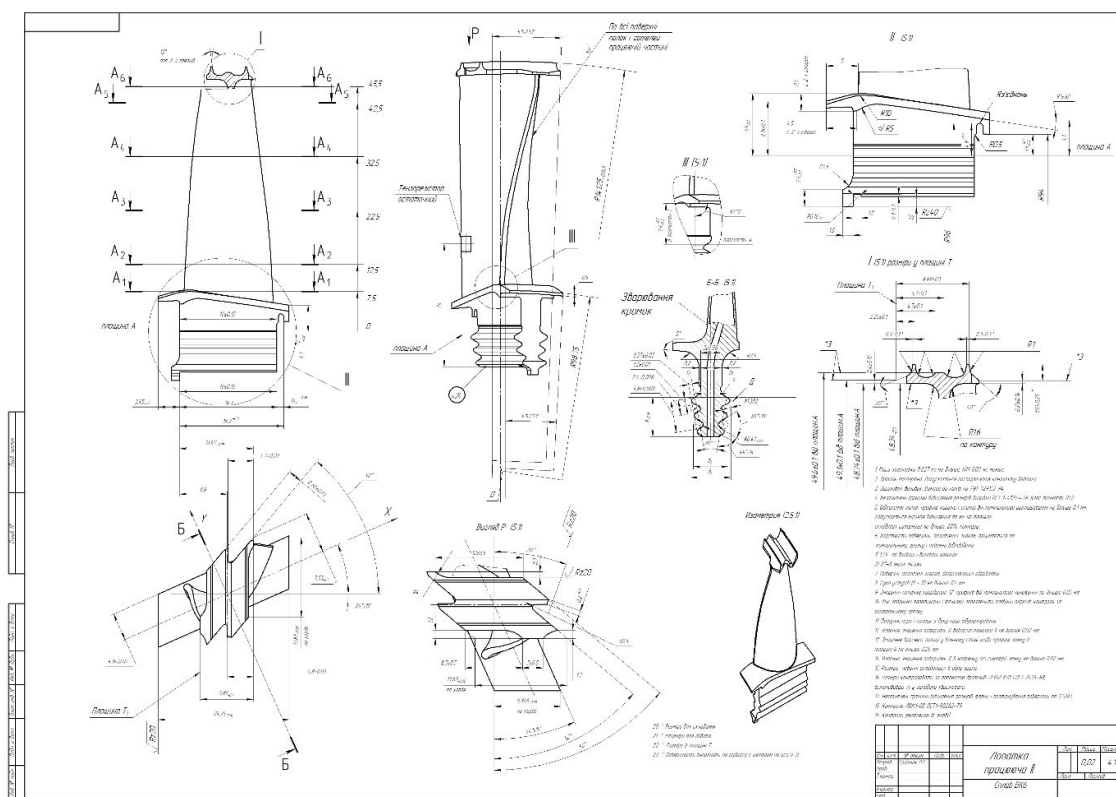


Рис 1.2.2 Креслення водоохолоджуючої лопатки другого контуру

Деталь, за своїми конструктивними характеристиками, віднесена до класу "газотурбінні водоохолоджувані лопатки другого контуру". Внутрішні зазори та отвори в деталі призначені для протікання рідини і забезпечення охолодження деталі під час експлуатації в умовах підвищених температур. Габаритні розміри деталі становлять 56,6 мм на 24,3 мм. Для її закріплення в агрегаті використовується методика "ялинчастого закріплення". Деталь повинна бути виготовлена відповідно до стандартів ОСТ, а використаний матеріал - ВТ8.

Аналіз газотурбінної лопатки та її роль у двигуні.

Великі температури, які діють на лопатку в агрегаті, призводять до її пошкодження, що представляє собою значну проблему. Після кількох вилетів літака, лопатка газотурбінного двигуна зношується, що може вимагати заміни або проведення повного капітального ремонту в разі необхідності.

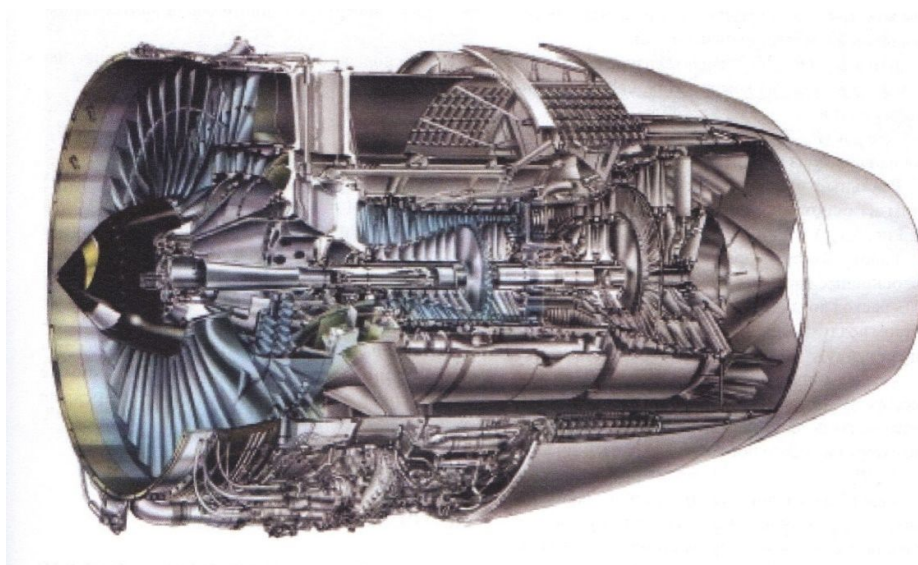


Рис 1.2.3 Компресор газотурбіного двигуна ПС-90А

Отже, на сьогодні це становить значну проблему для галузі авіабудування та має суттєвий вплив на економічний аспект.

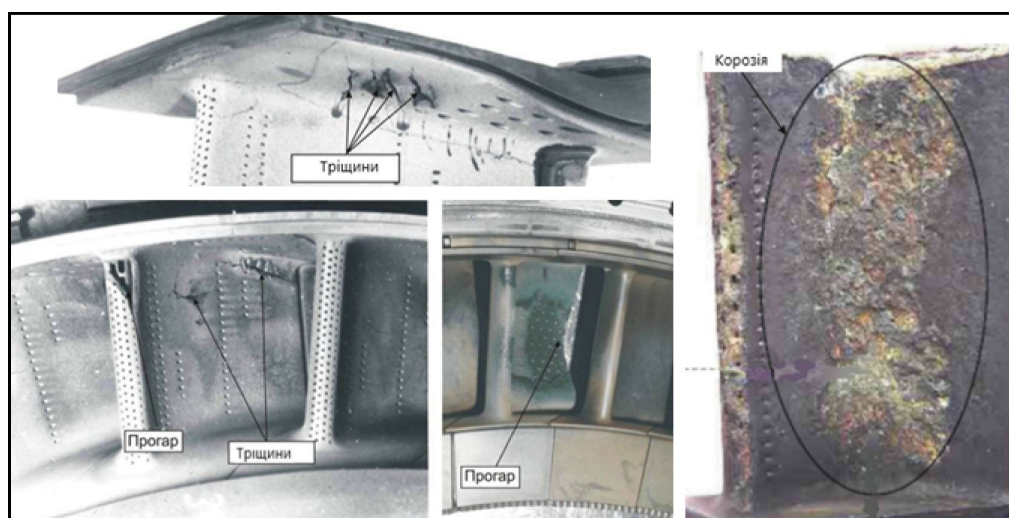


Рис 1.2.4 Пошкоджені елементи

В авіабудуванні на сучасному етапі широко використовують порожнисті лопатки. Це обумовлено двома основними факторами: зменшенням маси і можливістю ефективного охолодження лопатки. Використання порожнистих конструкцій дозволяє знизити масу лопаток, що є критичним фактором для підвищення продуктивності і теплевоєкономічності літаків. Крім того,

наявність порожнин дозволяє забезпечити ефективне охолодження лопаток, що тривало підтримує їхню експлуатаційну довговічність.

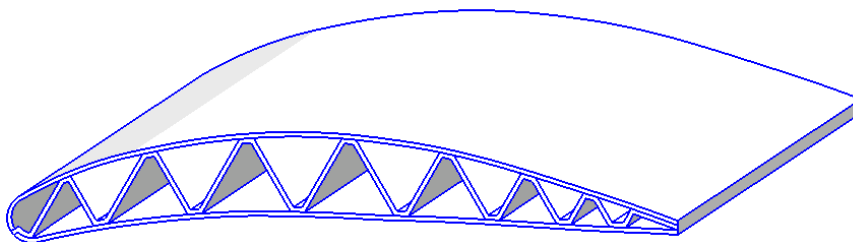


Рис 1.2.5 Порожниста лопатка

Розглянемо основні методи ремонту порожнистих лопаток. Один із них - це зрізання самої лопатки від основи та зварювання нової частини деталі. Інший метод включає в себе застосування методу наплавлення, де відновлення лопатки здійснюється за допомогою додаткового наплавлення матеріалу.

1.3 Розрахунок режимів обробки

Матеріал в каналі нагрівається від температури плавлення біля передньої стінки каналу до температури кипіння на його поверхні. Під впливом реактивного тиску парів розплавленого матеріалу переміщується в хвостову частину зварювальної ванни, знижуючи температуру передньої стінки каналу. Для подальшого акту розплавлення і переміщення розплаву необхідне додаткове нагрівання поверхні каналу. Таким чином, навіть при безперервному впливі лазерного випромінювання процес має виражений переривчастий характер.

Так як ми пропонуємо робити зварювання лазерним променем зі своїми особливостями в захисному газовому середовищі сталей та сплавів титану, використовуємо стандартний метод розрахунку, що наведений у додатку №2.[\[Додатки\]](#)

Для розрахунку необхідного імпульсного режиму використаємо такі відомі параметри.- тривалість імпульсу $\tau_{имп} = 10^{-3} \text{ c}$;

- шпаруватість імпульсно-періодичного режиму $G = 4$;
- глибина проплавлення $h = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$;
- діаметр плями в зоні обробки $d = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$;
- $\gamma = 1$ - коефіцієнт що враховує розподіл інтенсивності в фокальному пучку.

$$\nu_{св} \approx \gamma \frac{d}{h} 2 \sqrt{\frac{fa}{G}} = 1 \cdot \frac{1,5 \cdot 10^{-3}}{2,2 \cdot 10^{-3}} 2 \sqrt{\frac{250 \cdot 6 \cdot 10^{-6}}{4}} = 0,026406704 \text{ мм / с}$$

$$E = \rho [c(T_{кин} - T_{пл}) + H_{пл}] = 4,5 \cdot 10^3 [515 \cdot (3177 - 1668)] + 0,04427 = 3497107500,04427 \text{ Дж / м}^3$$

Тоді визначаємо середню потужність лазерного променя в імпульсно-періодичному режимі:

$$P_{л.ср} = \frac{h\nu_{св}dE}{\eta_{пр.ИПП}} \left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{d\nu_{св}G}} \right) =$$

$$= \frac{1,5 \cdot 10^{-3} \cdot 0,026406704 \cdot 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot 3497107500,04427}{0,38} \left(1 + 2 \sqrt{\frac{6 \cdot 10^{-6}}{1,5 \cdot 10^{-3} \cdot 0,026406704 \cdot 4}} \right) = 1089,084972 \text{ Вт}$$

Висновок полягає в тому, що необхідно вибрати лазерну систему, здатну генерувати достатню кількість енергії. З урахуванням вихідної потужності 1100 Вт, ми приблизно обираємо 1500 Вт. Зазначимо, що на сьогоднішній день на ринку доступні лазерні установки з потужністю 1000 Вт або 1500 Вт, і ми вирішуємо скористатися опцією 1500 Вт.

1.4 Обґрунтування та розробка технологічного процесу для лазерного зварювання.

Якість зварювального шва сильно залежить від технологічної підготовки матеріалу до зварювальних робіт, його кромки які будуть зварюватися по всій довжині. Титан покритий оксидно-інтридною плівкою, яка утворюється після температурних робіт з титаном. Тому є важливим видалення цієї плівки з поверхні титану, за допомогою механічної обробки і після цього хімічним травленням у суміші 350 мл соляною кислотою, 50 г фториду натрію і води 650 мл. Час травлення має займати не менш 5-10 хвилин, температура травлення 60 С. Перед зварюванням потрібно зачистити кромки, які будуть зварюватися, а найкраще це зробити сталевими щітками, а також ділянки які розташовані від кромки зварювання на відстані 15-20 мм, до блиску і знежирити.

Тому перша операція розпочнеться з того, що потрібно зачистити кромки та знежирити їх по довжині кромки. ТП знежирення та механічного зачищення кромки показано на рисунку 1.4.1 На кресленні ДПМЛ51.02.000ТК можна переглянути сам технологічний процес зварювання газотрубною лопатки.

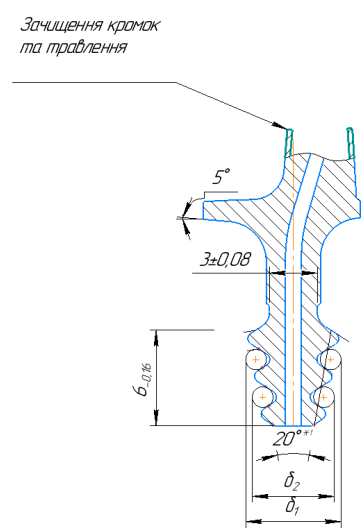


Рис 1.4.1 Знежирення кромки та травлення

Рис 1.4.3 Змивання покриття

У даній магістерській дисертації розроблений лазерний технологічний комплекс для лазерного зварювання газотурбінної лопатки, що складається з лазерної технологічної установки "IPG YLR-150/1500-QCW-AC" потужністю 1,5 кВт, блока живлення, системи місцевого керування, тисків та пристрою для закріплення двох деталей.

Для забезпечення безпеки персоналу в роботі з лазерною технологічною установкою з використанням захисного газового середовища використовувались стандартні методики пожежної безпеки, роботи з електроприладами і.т.п. у відповідності зі СНТБ 24-86, Сніп 2392-81 і ГОСТ 12.1.040-83 наведені у додатку №3 [[Додатки](#)]

1.5 Вимоги до профілювання охолоджуваних лопаток

Профілювання лопаток турбіни охоплює створення ряду перерізів, що визначають форму профільної частини лопатки. Головною метою є забезпечення заданих газодинамічних параметрів швидкості та напрямку потоку на виході з ґрат з мінімальними гідравлічними втратами і відповідання вимогам щодо необхідних запасів міцності. В той же час форма профільної частини лопаток повинна сприяти високій продуктивності під час виготовлення їх в серійному виробництві.

При профілюванні соплових і робочих лопаток, що охолоджуються, необхідно вирішувати завдання знаходження форми та розмірів зовнішніх обводів профілів в різних перерізах вздовж довжини лопатки, одночасно розміщуючи всередині лопатки канали, через які протікає охолоджуюче середовище. Кількість, форма і розміри цих каналів визначаються конструкцією лопатки і вимогами до ефективності охолодження.

При цьому слід враховувати технологічні процеси, що використовуються при виготовленні лопаток. Методи виготовлення, які забезпечують необхідну точність, високу надійність та ефективні методи контролю, а також здатність матеріалів витримувати високі температури, визначають вибір конструкційної схеми охолодження лопатки.

Лопатки, які використовують проникаюче (пористе) охолодження, представляють собою ефективний метод контролю температури в умовах високих температур газу. У цьому випадку, повітря проникає через дрібні отвори або пори у стінці лопатки, відбираючи тепло від неї. Коли воно витікає на зовнішню поверхню, що омивається газом, утворюється теплозахисний шар.

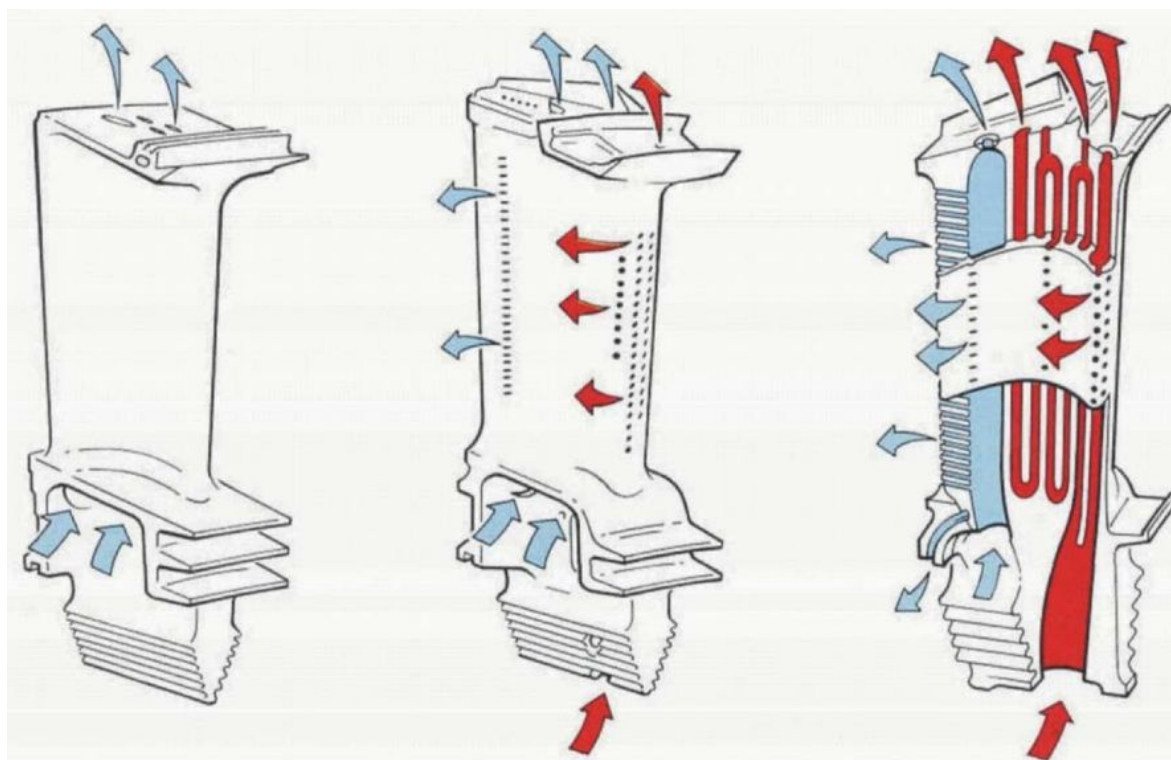


Рис 1.5.1 Схема потоків повітря через канали лопатки

Цей метод охолодження дозволяє досягти бажаної температури лопатки, витрачаючи менше повітря, порівняно з конвективним або конвективно-загороджувальними методами охолодження. Зокрема, чим вища температура газу, що обтікає лопатку, тим більша ця вигода. Наприклад, при температурі газу 1900 К, лопатки з проникаючим охолодженням вимагають приблизно в 3 рази менше повітря порівняно з лопатками, охолодженими за допомогою

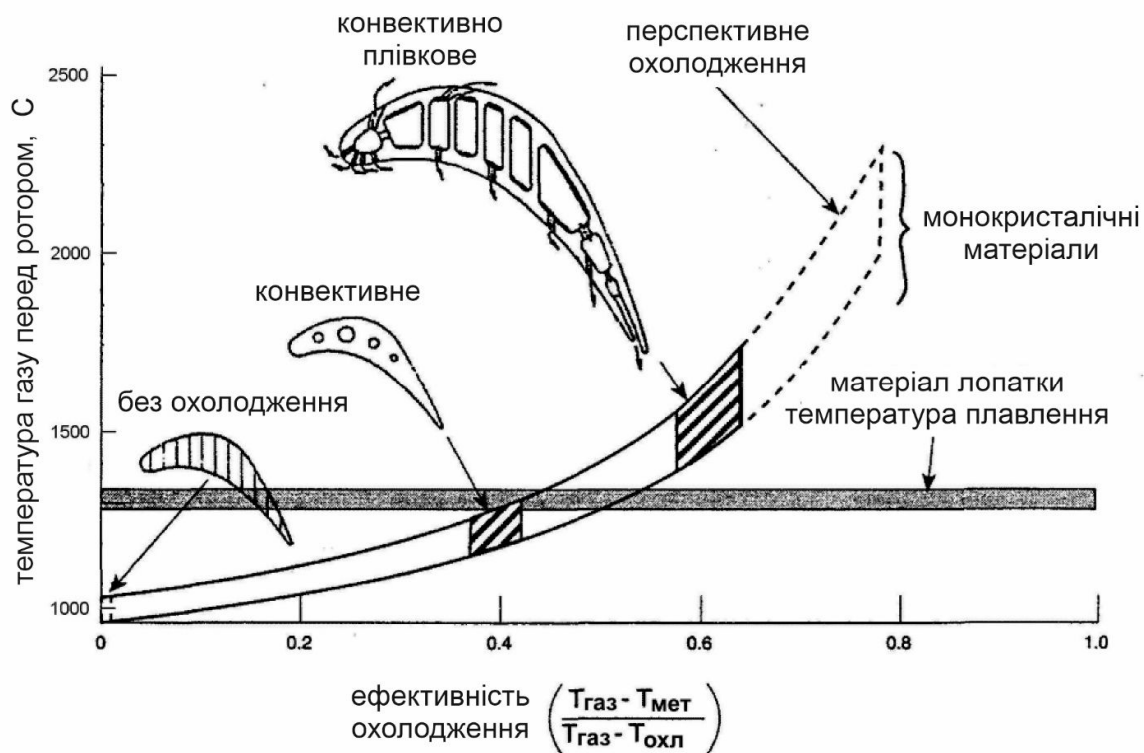


Рис 1.5.2 Ефективність типів охолодження

Так, дійсно, нещодавні дослідження вказують на те, що висока жароміцність матеріалів, які використовуються для лопаток з проникним охолодженням, порівняно зі сплавами, застосовуваними для лопаток з конвективним охолодженням, обмежує повну реалізацію переваг цього методу охолодження. Ще однією серйозною перешкодою на шляху реалізації цього способу охолодження є необхідність запобігання при тривалій експлуатації двигуна від засмічення пор частинками пилу, що міститься в охолодному повітрі та твердими частинками у продуктах згоряння.

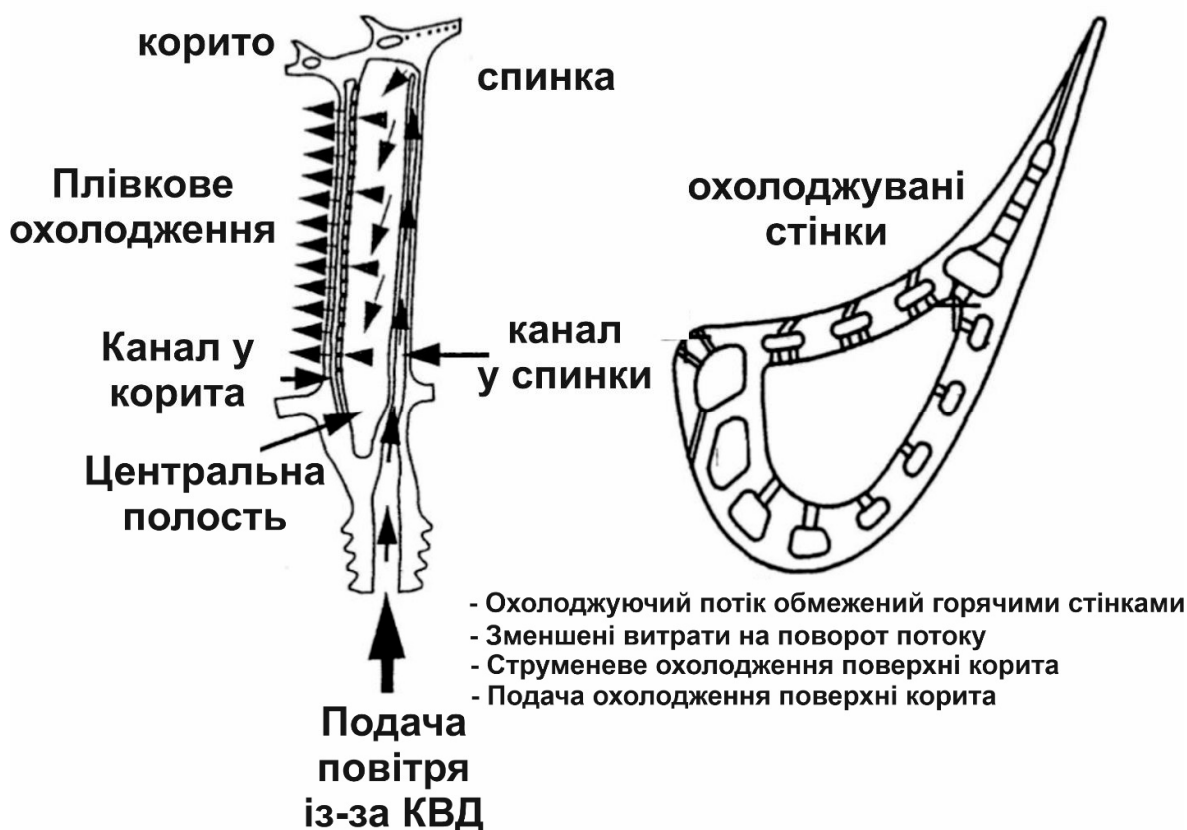


Рис 1.5.3 Схема плівкового охолодження

На думку ряду дослідників [14], найкращим поєднанням міцнісних і теплофізичних характеристик мають пористі сітчасті матеріали (плетені або кручені), створювані з жароміцного дроту. Проте в таких матеріалах, які отримують гарячу прокатку дротяних сіток, що утворюються в них пори мають нестабільну за обсягом матеріалу форму поперечного та поздовжнього перерізів, а частина утворюються ними каналів виявляються ненаскрізними. Це створює різкі повороти і глухий кут на шляху течії запиленого повітря і може призводити до закупорки каналів, що залишилися.

Те саме має місце і в пористих матеріалах, одержуваних методами порошкової металургії [14]. У роботі [15] запропоновано способи фільтрації для очищення повітря від пилу з метою усунення закупорки пір. Поряд з цим існує точка зору, що проникаюче охолодження може захистити лопатку не тільки від впливу високих температур, але й від ерозії та відкладень пилу. Матеріали для оболонок охолоджуваної лопатки з упорядкованою внутрішньою структурою можуть бути отримані за допомогою створення

багат шарових листів. Ці матеріали, з різним розташуванням та розмірами отворів, дозволяють заздалегідь підібрати місцеву проникність.

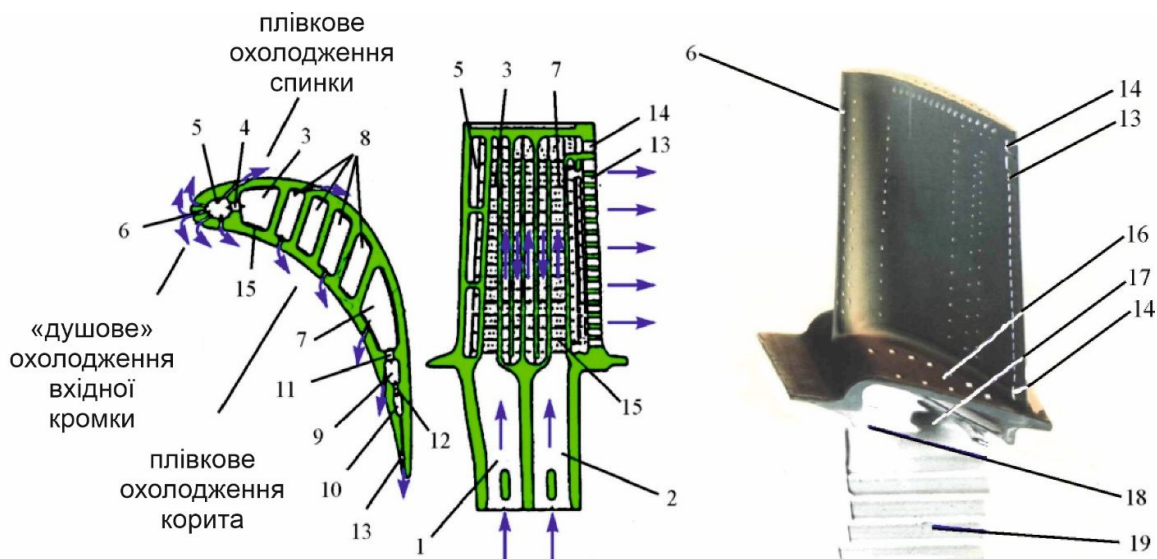


Рисунок 1.5.4 Робоча лопатка першої ступені ТВД PW2000 (Pratt&Whitney): 1-передня полость; 2-задня полость; 3-роздаточний канал передньої полості; 4-отвори струменевого охолодження; 5-полость вхідної кромки; 6-отвори душевого охолодження; 7-роздаточний канал задньої полості; 8-радіальні канали; 9,10-проміжні полості вихідної кромки; 11,12-отвори в вертикальних стінках; 13-канали та пази вихідної кромки; 14-збільшені пази; 15-поперечні пази

Застосування багат шарових листів як матеріал для оболонки охолоджуваної лопатки усуває ще один суттєвий недолік, властивий сітчастим матеріалам, це властиве їм зменшення проникності через окислення після нагрівання та результати значне зменшення витрати охолоджуючого повітря. Лист лемілля (рис. 1.3) складається з двох нижніх шарів з фасонними поверхнями, отриманими фототравленням, які дозволяють отримати у з'єднанні систему внутрішніх каналів строго визначеної форми і розмірів, і верхнього шару із системою отворів для підведення повітря до поверхні, що охолоджується [78]. Аналогічні отвори розташовуються і в нижніх шарах для транспортування повітря від одного шару до іншого.

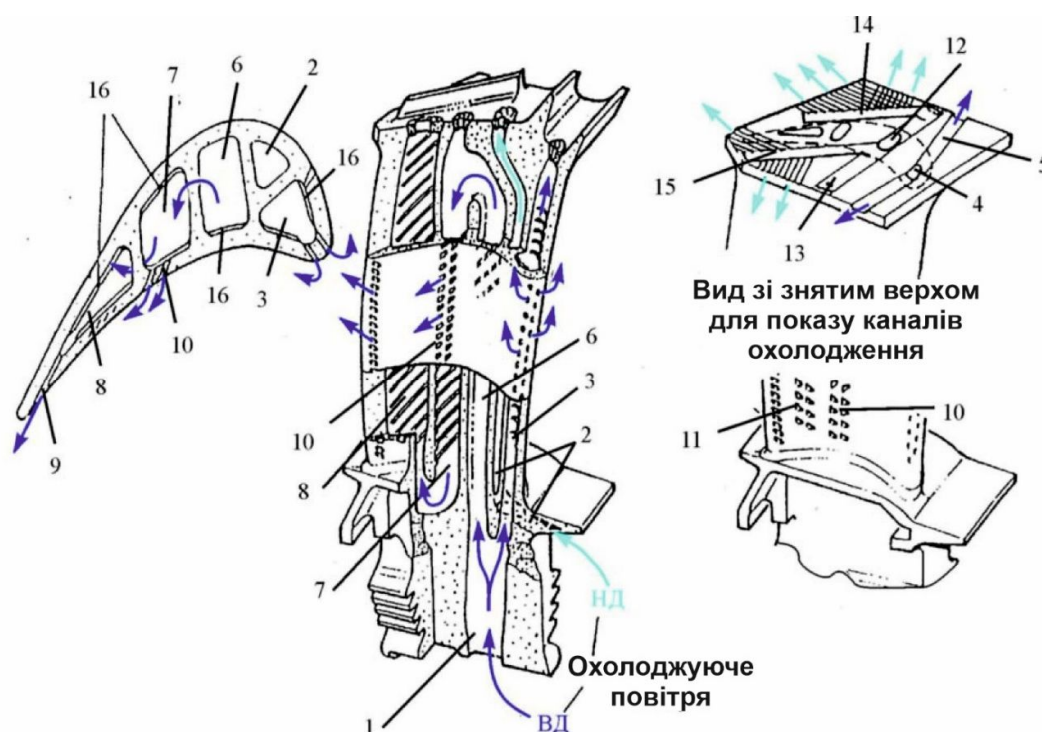


Рисунок 1.5.4 Схема охолодження та конструкція робочої лопатки ТВД Trent 800(Rolls-Royce): 1-основний вертикальний канал; 2-додатковий вертикальний канал; 3-полость вхідної кромки; 4-отвори для повітря із полости вхідної кромки; 5- внутрішній канал полки; 6,7,8-радіальні канали; 9-лігті отвори вихідної кромки; 10,11-ряди отворів плівкового охолодження; 12-отвори для виходу повітря із додаткового каналу; 13-поперечний канал в полці; 14,15-рздаточні канали; 16-прістіночні турбулізуючі ребра.

Процес фототравлення дозволяє варіювати в широких межах розмірами і формою охолоджувальних каналів, їх нахилом до поверхні, що охолоджується, а отже, отримувати при наступному штампуванні пера лопатки з листа леміллою змінну вздовж профілю проникність матеріалу. Внутрішня структура матеріалу типу «леміллою» можливість випускати на поверхню лопатки необхідну кількість повітря під деяким до неї кутом і цим створювати захисну завісу. Лопатки, виготовлені з багат шарових матеріалів, поступаються по ефективності охолодження лопаткам, що мають пористу оболонку, але все ж таки краще застосовуються в даний час [14]. Це сприяє зосередженню зусиль на подолання конструктивних і технологічних труднощів, що виникають при їх впровадженні ні. Висока ефективність проникаючого способу охолодження лопаток газових турбін та можливість запобігання їх поверхні від безпосереднього зіткнення з

високотемпературними продуктами згоряння роблять його досить перспективним, особливо для двигунів великого ресурсу з високими параметрами циклу температурою газу та його тиску на вході в турбіну. Лопатки конвективно-загороджувального охолодження.

При конвективно-загороджувальному охолодженні повітря проходить через спеціально створені прорізи або отвори в стінці лопатки, утворюючи захисний шар між газом та поверхнею лопатки. Відносні витрати повітря у таких лопаток за інших рівних умов приблизно в 3 рази більше, ніж у лопаток із проникаючим охолодженням. Очевидно, що загороджувальному охолодженню передуює конвективне, бо перш ніж потрапити на поверхню лопатки, що охолоджує повітря тече по внутрішніх каналах, забираючи від лопатки теплоту. Тому в таких лопатках роль конвективного охолодження можна порівняти з загороджувальним. Так як тиск газу, що обтікає лопатки, неоднаково з обведення профіля, то для необхідного умовами охолодження розподілу охолоджуючого повітря по поверхні лопатки організують відокремлені один від одного порожнини, через які підводять повітря до різних ділянок профілю приблизно так, як і в лопатках пористого охолодження. З метою економії витрати повітря високого тиску на охолодження лопаток у порожнину, що примикає до вихідної кромки, іноді подають повітря, що відбирається з проміжного ступеня компресора.

У соплової лопатки I ступеня турбіни двигуна англійської фірми Роллс-Ройс RB. 211-524 з конвективно-загороджувальним охолодженням є п'ять відокремлених одна від однієї смуг для підведення охолоджуючого повітря до різних ділянок верхня. У передню порожнину і задню вставлені дефлектори, які герметично з'єднані з верхньою та нижньою полицями лопатки. Опорною поверхнею для дефлектора є поперечні ребра, розташовані на внутрішній поверхні лопатки в обох порожнинах. Крім того, простір між дефлектором і внутрішньою поверхнею лопатки розділено на п'ять поздовжніх ізолюваних один від одного порожнин виступами і трубками, які на ділянках, де є ребра, розташовуються в спеціально зроблених поздовжніх пазах. Трубки

обтискають при встановленні для створення герметичного ущільнення між цими порожнинами порожнина переходить в поздовжню щілину, обидві сторони якої з'єднується циліндричними перемичками різного діаметра.

Повітря, що витікає через отвори в дефлекторах, охолоджує внутрішню поверхню лопатки струменевим натіканням і далі через отвори потрапляє на зовнішню поверхню лопатки, утворюючи вздовж неї загороджувальний шар. Оскільки секції ізольовані між собою, то розміри отворів в дефлекторах вибрані таким чином, щоб створювати різний тиск на вході в кожен ряд отворів. Величина цього тиску встановлюється з тим зовнішнім тиском газу на лопатку на ділянці відповідного ряду отворів, при якому підводиться необхідна для охолодження даної ділянки кількість повітря. У такої соплової лопатки температура стінки [74] не перевищує 1210 К при температурі газу на вході 1543 К, що забезпечує її надійність у роботі в експлуатації. Експериментальне підтвердження цієї залежності отримано при випробуванні пакета двопорожнистих натурних соплових лопаток конвективно-загороджувального охолодження. Охолоджуючий повітря, що надходить усередину дефлектора передньої порожнини, через 266 рівномірно розташованих отворів натікає на внутрішні стінки лопатки та випускається на її поверхню через ряди отворів. Вони розташовані на вхідній кромці (п'ять рядів по 48 отворів діаметром 0,5 мм) і на серединній ділянці профілю до внутрішньої перемички (по одному ряду з боку увігнутої і випуклої сторони, у кожному з яких по 53 отвори того ж діаметри). Та частина повітря, яка надходить усередину дефлектора задньої порожнини, також натікає на внутрішню поверхню лопатки (у дефлекторі 460 напівміліметрових отворів) та випускається через сім щілин шириною 1 мм на увігнуту частину профілю у вихідної кромки.

Випробування проводилися в досить широкому діапазоні температур охолоджуючого повітря (350-630 К) і газу (700 - 1370 К), а також співвідношень відносних витрат повітря, поступає на конвективне та загороджувальне охолодження. Числа Рейнольдса з боку газу, підраховані за

параметрами у вузькому переріз міжлопаткових каналів, коли в якості характерного розміру береться хорда профілю лопатки, що досягали 4,5-105, а значення безрозмірної швидкості газу на виході з решітки $\%2$ доходило до одиниці. Дослідження аеродинаміки та теплопередачі в ґратах осевих турбін, проведені в рамках програм NASA, показали, що організація загороджувального охолодження може призвести до збільшення теплопередачі до поверхні лопатки, внаслідок чого її температура збільшується. Це пов'язано із зростанням турбулентності і переходом ламінарного прикордонного шару в турбулентний стан. У них повітря підводиться через кореневу частину і розтікається по внутрішніх каналах у різних напрямках: а) вздовж лопатки з виходом через верхній торець у радіальний зазор або через отвори, відокремлені від підводять, в замкову частину, попередньо змінивши напрямок течії від кореневого перерізу до верхнього та назад; б) одночасно в поздовжньому і поперечному напрямках від пера лопатки і виходом в обох напрямках; в) упоперек пера лопатки з виходом через отвори або щілини, розташовані у вихідній кромці або на увігнутій стороні профіля лопатки поблизу неї. Лопатки з поздовжнім та змішаним перебігом охолоджуючого повітря.

Практика авіаційного газотурбобудування показує, що робочі лопатки з поздовжнім і змішаним перебігом охолодження ного повітря застосовуються на перших щаблях турбін, на вході в які середньомасова температура газу не перевищує 1430 К, і на других щаблях, коли температура газу перед турбіною досягає 1560-1590 К. У цих лопаток внутрішня порожнина перетнута циліндричними. Перемичками, що з'єднують опуклу та увігнуту поверхні профільної частини лопатки, або різної форми перегородками, що відхиляють повітря від течії тільки в радіальному напрямку, або поєднанням того та іншого. Такого роду турбулізатори, які вводяться для інтенсифікації теплообміну між охолоджуючим повітрям і внутрішньою стінкою лопатки, не є несучими в міцності сенсі елементами, а, навпаки, самі навантажують замкове з'єднання. ня і лопатку (особливо її прикореневі перерізи),

збільшуючи в них напруги від дії відцентрових сил. Тому введення різного роду турбулізаторів у внутрішню порожнину лопатки виправдовується в тих випадках, коли зрослі при цьому напруження в ній компенсуються зниженням її температури завдяки турбулізації настільки, щоб запас міцності зростав. Тільки при цій умові можуть бути виправдані ускладнення технології. кого процесу та збільшення трудомісткості при виготовленні таких лопаток. Досвід показує, що збільшення коефіцієнта тепловіддачі завдяки турбулізації штирків не перевищують 30%. Будучи розташованими у вузьких каналах, наприклад, у вихідної кромки, штирі часто зменшують поверхню теплообміну з повітряного боку. Це відбувається, коли їх діаметр більше подвійного розміру щілини, через яку вони проходять, навіть у припущенні, що вся поверхня штирків однаково інтенсивна. але бере участь у теплообміні. Так, наприклад, при розмірі щілини в 0,4 мм і діаметрі штиря 1,2 мм поверхня, що омивається повітрям, зменшується в 1,5 рази без урахування неминучих ливарних галтелей, що утворюються в місцях з'єднання перемичок зі стінками лопатки, з боку спинки та увігнутої частини профілю. Радіуси цих жолобників можна порівняти з шириною внутрішніх каналів. лов, які вони перетинають, і товщиною перемичок. Робляться вони для зменшення концентрації напруг, що виникають через температурні градієнти і дії розтягуючих і витягуючисил. Поперечні перегородки та штирі суттєво збільшують гідравлічний опір внутрішніх каналів і перепаду тисків, який у газотурбінному двигуні завжди обмежений, іноді буває недостатньо, щоб забезпечити потрібний для охолодження лопатки витрата повітря.

Крім того, гідравлічний опір внутрішніх каналів охолодження, якщо не подбати про його зменшення, може перешкоджати введенню попередньої закрутки охолоджуючого повітря у напрямку обертання диска турбіни. Цим виключається можливість за рахунок спрацьовування в решітці, що підкручує, частини наявного перепаду тиску знизити температуру охолоджуючого повітря, завдяки чому зменшити його кількість, що витрачається на охолодження робочих лопаток. Конструктивна схема I ступеня турбіни

двигуна фірми Роллс-Ройс з решіткою, що підкручують, показана на рис. 1.11. охолоджувальне повітря безпосередньо підводиться до робочих лопаткам, може досягати $DT_2 = DT_{\text{ц}} + ATr = 90-160 \text{ K}$, де $DT_{\text{ц}}$ - підігрів повітря під час підтискання його відцентровими силами. Найбільш прості за схемою перебігу охолоджуючого повітря лопатки з радіальним перебігом у зв'язку з необхідністю розміщення більшого числа каналів неминуче мають більш потовщені профілі і, отже, збільшені газодинамічні втрати в лопатковими ґратами.

Незважаючи на це, інтенсивність охолодження крайок таких лопаток все ж таки низька і нерівномірність температури за профілем велика. Перший недолік значною мірою усувається введенням отворів невеликого діаметру (перфорації), що з'єднують з поверхнею лопатки внутрішні канали, що прилягають до кромкам. Завдяки цим отворах збільшується поверхня охолодження і додаткове через них кількість повітря охолоджує кромки та прилеглі до них ділянки лопатки, у яких утворюється повітряна завіса. Однак такі отвори є концентраторами напруг і, незважаючи на ряд заходів технологічного порядку (наприклад, введення гідрополірування) вони все ж таки знижують втомну міцність лопаток. За цій причині в серійному варіанті робочих лопаток турбіни двигуна RB. 199Mk101 фірми Роллс-Ройс було усунено перфорацію вхідної кромки (рис. 1.12, а) [64]. Введення перфорації не усуває другий недолік - більшу величину градієнта температур у лопатці, що створює в ній додаткові напруги, що досягають значимості цих величин на перехідних режимах роботи двигуна. Закордонна практика експлуатації високотемпературних авіаційних двигунів, встановлених на пасажирських літаках, у яких турбіни мають охолоджувані робочі лопатки з радіальними каналами. ми, показує, що доводиться збільшувати час переходу з мінімальних оборотів на максимальні, для того щоб знизити температурні напруги, що виникають при цьому лопатках і збільшити час їхньої безвідмовної роботи. Дія цих додаткових напружень короткочасна, проте викликані ними ушкодження

лопатки, поступово накопичуючись, призводять до її руйнування. У таких випадках кажуть, що причиною руйнування лопатки є малоциклова втома.

Руйнування лопаток від малоциклової втоми настають на деякому етапі експлуатації, причому прогнозувати їх дуже важко. Малоциклова втома визначається переважно розмахом напруги за цикл, а також кількістю циклів. Під циклом розуміється період роботи двигуна, що включає переведення його з режиму малого газу на повну потужність та назад. Величина розмаху напружень залежить від температурних градієнтів на нестационарних теплових режимах лопатки, які за інших рівних умов будуть прямо пропорційні питомої щільності теплових потоків. Кромки лопаток більш чутливі до зміни температури, ніж серединна частина профілю, тому при пуску двигуна і виході його на режим вони прогріваються швидше, а при знятті навантаження або зупинці швидше охолоджуються, створюючи в тілі лопатки знакозмінні температурні градієнти, а, отже, і знакозмінні додаткові напруги. З 54 зареєстрованих випадків термоутомленого руйнування турбінних лопаток двигуна F-100 американської фірми Пратт- Уїтні, встановленого на літаку F-15, основна частина приходить на лопатки II ступеня [86]. Після напрацювання 700 циклів 50% охолоджуваних лопаток I ступені турбіни цього ж двигуна виявилися пошкодженими і непридатними для подальшої експлуатації [87]. На думку фахівців фірми, термоутомлені ушкодження лопаток турбіни виявляються швидше, ніж передбачалося, через великої кількості зміни режимів роботи двигуна в експлуатації ції. Сказане підтверджує необхідність усунення у лопатках великого ресурсу значних градієнтів температури, обумовлених високими місцевими інтенсивностями охолодження та впровадження способів охолодження, що дають мінімальні температурні градієнти в поєднанні з мінімальними аеродинамічними втратами в турбіні. Останнє важливе тому, що збільшення складності та вартості турбін при підвищенні температури газу не виправдано, якщо при цьому ККД турбіни зменшуватиметься. Останнім часом зростає кількість досліджень та розробок, мета яких полягає у застосуванні більш ефективних

схем конвективного охолодження, що реалізуються, як правило, завдяки удосконалення технології виготовлення лопаток.

Перспективними, зокрема, є лопатки з поперечним щодо їх профільної частини течією охолоджуючого повітря. Типовою конструкцією таких лопаток є лопатки з внутрішнім дефлектором. Вони в значному ступені вільні від недоліків, властивих лопаткам з повздовжнім і змішаним перебігом охолоджуючого повітря. Порівняно з ними лопатки з внутрішнім дефлектором володіють вгомими перевагами в частині теплових, газодинамічних, міцнісних та масових характеристик, а також технологічних особливостей. Ці переваги полягають у тому, що конструкція охолоджується. даної лопатки із вставним дефлектором дає можливість: максимально зблизити розподіл коефіцієнтів тепловіддачі з обведення профілю з боку повітря та газу та забезпечити рівномірну температуру перерізу лопатки, що виключає виникнення додаткових напруг, особливо на перехідних режимах роботи турбіни; здійснювати диференційоване охолодження ділянок профіля і пера лопатки за його довжиною, що дає можливість у поєднанні з розвантаженням відцентровими силами згинальних напруг і радіальною епюрою розподілу температури газу забезпечити у всіх ділянках лопатки необхідні та мало відрізняються між собою за величиною запаси міцності; в процесі доведення збільшувати глибину охолодження (якщо в цьому з'являється необхідність) шляхом збільшення витрати охолоджуючого повітря за допомогою невеликих доробок, наприклад збільшення щілини у вихідній кромці; збільшувати поверхню теплообміну на повітряному боці і вводити додаткові турбулізатори охолоджуючого про повітря {Рєбра, перемички, виступи); використовувати дефлектор як демпфер, що перешкоджає резонансним коливанням робочої лопатки. Додаткові турбулізатори охолоджуючого повітря на ділянці вихідної кромки лопатки у вигляді уривчастих виступів і зигзагоподібних або профільованих перемичок. Форму перемичок вибирають такою, щоб інтенсивність охолодження досягалася практично без збільшення гідравлічного опору щілин у вихідній кромці. Товщина перемичок

виконується рівною товщиною стінки лопатки, що дозволяє зменшити концентрацію напруг у місцях сполучення їх з тілом лопатки. Розпрямлені ділянки перемичок на виході дають можливість зменшити гідравлічні втрати при змішуванні потоків повітря з газом за лопатками. У соплових лопаток вони направляють потік охолоджуючого повітря до зовнішнього діаметру турбіни, а в робочих — до внутрішнього. Таким чином створюється вимушений перебіг повітря в першому випадку направлений протилежному розподілу статичного тиску в газовому потоці на виході з соплових лопаток, що у значимості його ступеня усуває перетікання повітря в область низького тиску, тобто від периферійних перерізів лопатки до кореневих, а у другому - у напрямку, протилежному дії центробіжних сил, що виникають при обертанні лопатки. І те і інше поряд з переривчастими виступами сприяє посиленню турболізації повітря, що протікає по вузьких і довгим щілинам у вихідній кромці ($l/d = 10-20$), будучи попереднім але підігрітим від зіткнення зі стінками на попередніх ділянках лопатки. Застосування таких зигзагоподібних перемичок у поєднанні з переривчастими поздовжніми виступами на внутрішніх поверхнях (увігнутій та опуклій) профілю лопатки збільшує інтенсивність охолодження на вихідній кромці на 20%. Згадані конструктивні зміни лопаток, що сприяють інтенсифікації їх охолодження, дещо ускладнюють ливарну оснащення. Проте загалом, як свідчить практика, де вони вносять помітних труднощів у процесі прецизійного лиття лопаток і практично не впливають на вартість виготовлення лопаток. Отриманий від їх введення ефект охолодження дуже істотний. Це підтверджується випробуваннями, проведеними на пакетних установках та в натурних умовах на турбіні.

Отримані в цих випробуваннях інтенсивності охолодження окремих зон профілю лопатки показують, що за відносної витрати охолоджуючого повітря $GB = 2,5-3\%$ і його температурі 750-850 К досягається зниження температури лопатки по відношенню до температури газу, що натікає на неї, на 350—550 До. Порівняння ефективності охолодження різних конструктивних схем

робочих лопаток з внутрішнім конвективним охолодженням наведено у роботі [62].

Порівнювалися лопатки, що відрізнялися тільки напрямом течії охолоджуючого повітря, тобто з різними внутрішніми каналами. Вони збиралися в пакети і випробувалися на стенді в таких умовах: числа Маха та Рейнольдса основного потоку, підраховані за параметрами на виході з решітки, становили $Ma=0,8$ і $Re_2=(3,25-7,0)\cdot 10^5$; температура газу змінювалася від 600 до 1200 К; ставленням температури охолоджуючого повітря при вході в лопатку до температури газу змінювалося від 0,25 до 0,75; відносна витрата охолоджуючого повітря доходить до 10%. Ширина хорди та відносний крок решітки у всіх лопаток були однакові і становили відповідно 82,5 та 0,712 мм. На рис. 1.14 представлені графіки ефективності охолодження лише трьох варіантів випробуваних лопаток.

1-й варіант - лопатка з радіальними внутрішніми каналами малого діаметра, розташованими біля поверхні профільної частини, за винятком одного каналу овального перерізу, що прилягає до вихідної кромки. Охолоджувальне повітря, яке підводиться в цей канал через замкову частину лопатки, випускається з отворів у вихідній кромці, розташовані з кроком у два діаметри.

2-й варіант - лопатка з турбулізаторами у внутрішній смугі у вигляді циліндричної форми перемичок (штирків), з'єднуючих спинку і увігнуту поверхню пера лопатки з плином повітря, що лагодить тільки в радіальному напрямку.

3-й варіант - лопатка дефлекторного типу зі струминним охолодженням вхідної кромки, з шаховим розташуванням двох рядів штирків біля вихідної кромки і з випуском всього охолоджувального повітря через отвори з кроком у два діаметри, розташовані на увігнутій частині профілю поблизу вихідної кромки. Найкращу ефективність охолодження та найбільш рівномірну температуру в поперечному перерізі лопатки при встановленому температурному режимі має 3-й варіант. У лопатки 2-го варіанта при температурі газу 1400 К, охолоджуючого повітря 600 К і відносній витраті 2

% на тепловому режимі, що встановився, температура на серединній ділянці профілю відрізнятиметься від температури вихідної кромки, на 120 К.

Дефлекторні лопатки дозволяють також інтенсифікувати теплообмін з внутрішньої повітряної сторони шляхом струминного натікання не тільки на вхідну кромку, а й на серединну ділянку профілю лопатки. Для цього необхідно зробити потрібну форму щілини або отвори на відповідному місці дефлектора. На внутрішній поверхні серединної ділянки профілю соплової лопатки є поперечні ребра, що збільшують поверхність охолодження, а на робочій лопатці вони відсутні. Пояснюється це тим, що зменшення температури лопатки, що досягається, завдяки введенню поперечних ребер, що технологічно реалізується геометрії при відносній витраті охолоджуючого повітря біля 2,5% і жароміцних властивостях матеріалу, з якого вона виготовлена, не компенсує додані ними додаткові напруги розтягування та мінімальне значення коефіцієнта запасу міцності у відповідному перерізі по висоті робочої лопатки залишається незмінним. Іншими словами, ускладнення конструкції лопатки і технології її виготовлення не виправдовується. Ним ефектом охолодження лопатки, повинен мати за умовами міцності, як правило, товщину стінки, що зменшується від кореня до периферії. Зазначені недоліки значною мірою можуть бути усунені, якщо дефлектор вводиться всередину лопатки через її периферійний торець. Розташування дефлектора фіксується в двох перерізах - замковому, де він може кріпитися, наприклад, циліндричної форми штифтом, і периферійним, яке після збирання закривається платівкою, припаяною або привареною до лопатки з обведення профілю. Наявність у лопатці відкритого верхнього торця істотна, але полегшує і фіксацію внутрішнього стрижня за її виливку. Така конструкція може застосовуватися в тих випадках, коли абсолютні розміри лопатки не такі малі і дозволяють її реалізувати. Схема з поперечним перебігом охолоджувача та випуском його через вихідну кромку найбільш доцільно реалізується в лопатці, що складається із двох частин, що з'єднуються пайкою або зварюванням. У такій лопатці практично відсутні будь-які обмеження у наданні форми та

розташуванні дефлектора та забезпечується гарантована його фіксація. Це досягається завдяки тому, що у складовій лопатки дефлектор кріпиться у двох місцях. до її верхнього торця і, як завжди, у замковій частині лопатки. Кріплення дефлектора до верхнього торця лопатки може здійснюватися пайкою або до внутрішньої його поверхні, або з'єднуються частинами лопатки. Для компенсації теплових розширень лопатки та дефлектора, якщо вони виявляться різними, на останньому робляться температурні компенсатори у вигляді згинів. Будучи розташованими на дефлекторі в зоні замкової частини лопатки, ці згини можуть бути використані для фіксації дефлектора при закріпленні. ні його до внутрішньої поверхні верхнього торця лопатки.

Лопатка складової конструкції, що охолоджується, дає можливість: виготовляти стінки її з високою точністю і надійно контролювати їх розміри; створювати охолоджувані лопатки з досить високою газодинамічною якістю головним чином завдяки малій відносній товщині профілю і особливо малій товщині вихідної кромки; покращити інтенсивність теплообміну завдяки стабільності форми та розмірів внутрішніх каналів, організації струминного охолодження вхідної кромки при оптимальній відстані між нею та щілиною в оболонці; спростити технологію виливки, тому що відпадає необхідність у виготовленні ливарних стрижнів та їх подальшому видаленні з каналів складної форми та невеликих розмірів; контролювати якість лиття зовнішньої та внутрішньої поверхні і не проводити контроль розмірів зовнішніх обводів її частин після їх виливки; отримувати високу точність розмірів профілю з остаточно виготовленої лопатки завдяки термофіксації в процесі з'єднання її частин лопатки. Маючи широкі можливості для забезпечення високої ефективності охолодження, у тому числі і в малорозмірних лопатках, при малому абсолютному та відносному витраті охолоджуючого повітря, складові лопатки відкривають широкі можливості для використання спрямованої кристалізації при їх виливку, застосування неливарних матеріалів, у тому числі й одержуваних методом порошкової металургії, і суттєво спростити технологію виготовлення до її автоматизації [69].

Дійсно, частини лопатки можна отримувати штампуванням з наступної механічної, електроіскрової або електрохімічною обробкою або, як вказувалося, виливком. У відлитих частин контролюється чистота поверхні та товщина стінки пера. Вони не вимагають жодної обробки, у тому числі поверхонь з'єднання та контролю зовнішніх обводів, що утворюють після їх з'єднання профільну частину лопатки. Вони і надалі не підлягають контроль, оскільки при паянні відбувається термофіксація з'єднаних частин, що забезпечує з високою точністю отримання розмірів, заданих кресленням. Дефлектор може бути виготовлений штампуванням з трубки або спеціальної заготовлі з двох частин, які потім з'єднуються між собою або кожна окремо за допомогою паяння з внутрішній поверхні відповідної частини лопатки. Лопатки, виготовлені з двох частин, з'єднаних між собою пайкою, мають у порівнянні з монолітними меншу масу, кращі аеродинамічні характеристики та, за даними фірми Пратт-Уїтні, збільшений у 2 рази ресурс [69]. Наприкінці 1979 р. їх напрацювання на першому ступені турбіни авіадвигуна F-100 стендових умовах становила 1500 годин.

Розташування охолоджуючих каналів всередині лопатки ускладнює виконання вимог щодо міцності, зокрема, закону зміцнення площі поперечних перерізів вздовж довжини лопатки та оптимального розташування центрів тяжіння окремих перерізів для компенсації згинальних напруг. Присутність конструктивних елементів у охолоджуючих каналах лопатки, які призначені для збільшення поверхні, що взаємодіє з охолоджуючим повітрям, та інтенсифікації теплообміну, таких як поперечні ребра, турбулізатори, виступи тощо, робить профілювання лопаток, які охолоджуються, більш складним у порівнянні з тими, які не охолоджуються.

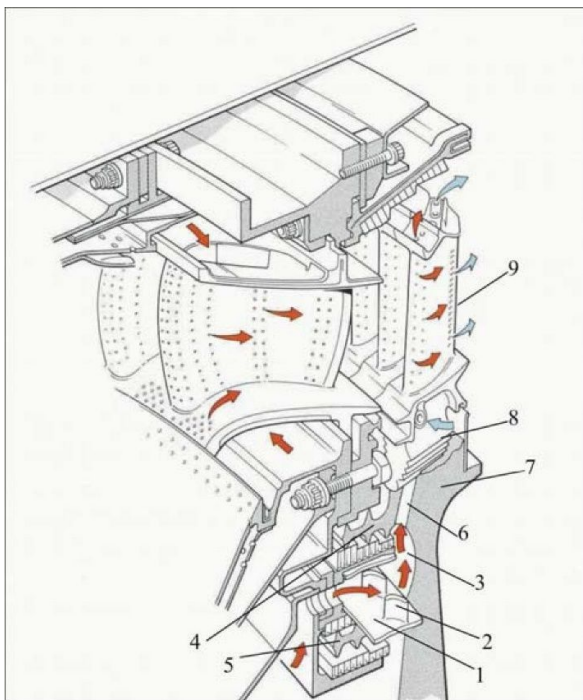


Рис 1.5.6 Аппарат закручування ТВД RB211-535E4 (Rolls – Royce plc.): 1-полость перед аппаратом закрутки; 2-лопатки; 3-полость перед диском; 4-верхний лабиринт; 5-нижний лабиринт; 6-отвори в диску; 7-обод диска; 8-замок РЛ; 9-РЛ

При розташуванні внутрішніх каналів у лопатці для забезпечення необхідного теплообміну та відповідності вимогам міцності та технології, необхідно вносити зміни до загальноприйнятої форми зовнішнього профілю. Це важко виконати, оскільки ці зміни часто призводять до збільшення втрат. Таким чином, охолоджувані лопатки, які застосовуються на перших ступенях турбіни і характеризуються великими кутами повороту потоку, мають специфічні особливості: потовщені вхідні кромки, трошки більшу відносну товщину профілю, а також великі кути загострення вхідної та вихідної кромки (D_i та α_2). Наприклад, відношення товщини вхідної кромки до хорди в кореневих перерізах для неохолоджуваних ґрат зазвичай знаходиться в межах 5-7%, а в середніх 3-4%, тоді як для охолоджуваних лопаток це відповідно 8-12% і 7-8%, а іноді 12%.

Наявність товстих вхідних кромки дозволяє залишати більші кути атаки в прикореневих перерізах без помітного збільшення гідравлічних втрат. Це важливо, оскільки густина решіток на цьому етапі досить велика. Збільшення кута загострення вихідної кромки також стає можливим для поліпшення

охолодження та спрощення технології виготовлення лопатки. Отже, відносна товщина профілю у охолоджуваних лопаток зазвичай більше, ніж у неохолоджуваних, на 1,2-1,3 рази (за середнім перерізом). Кут загострення вихідної кромки у таких лопатках може становити 8-10 °, іноді навіть до 12 °. Це пояснюється бажанням поліпшити охолодження та спростити технологію виготовлення лопаток.

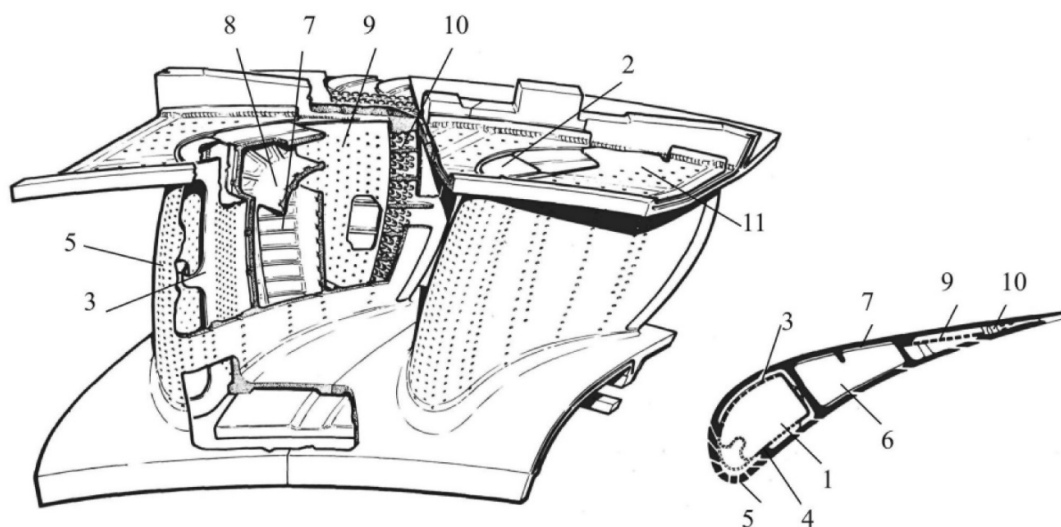


Рисунок 1.5.7 1CA ТВД RB211-535E4: 1-передня полость; 2-отвори входу в передню полость; 3-дефлектор; 4-выступы на стенках; 5-отвори в стенке входной кромки лопатки; 6-центральный канал; 7-поперечные ребра; 8-поворотный канал в заднюю полость; 9-пластинчатый дефлектор; 10-штирки; 11-пластинчатый дефлектор полки

Дійсно, в охолоджуваних лопатках радіальні охолоджуючі канали циліндричної форми можуть бути розташовані ближче до вихідної кромки, особливо якщо вона товстіша і має більший кут загострення. У лопатках з вихідним випуском охолоджуючого повітря через щілини, чим більший кут ($\cos 2$), тим менший радіус закруглення внутрішньої порожнини щілини внаслідок технологічних обмежень електроерозії. Крім того, чим більший кут загострення вихідної кромки в лопатці такої ж схеми, тим більше внутрішній стрижень матиме жорсткість і простоту виготовлення, коли робиться випуск охолоджуючого повітря через щілини.

Відносне захарщення міжлопаткових каналів решітки профілів вихідними кромками ($2\Gamma_2/y$) при випуску охолоджуючого повітря через щілини в середньому становить 10—12%, а у ґратках, складених з профілів

малорозмірних лопаток (40 мм), доходить до 15%. Однак при цьому кромкові втрати менш великі і пропорційні відносному захаращенню менше, ніж у неохолоджуваних лопатках. Це пояснюється тим, що вихідне повітря з щілин в вихідній кромці зменшує закромкову нерівномірність і зменшується закромочний слід при змішуванні з основним потоком. Якщо кількість повітря, що виходить з щілини у вихідну кромку, становить понад 1% від основного потоку, то крайні втрати у таких лопатках значно зменшуються [38]. Для визначення величини кромкових втрат у решітках з охолоджуваних лопаток, які випускають повітря через щілини у вихідну кромку, можна скористатися формулою $\xi_{кр}=0,2(2\Gamma_2-S)$, де δ - ширина щілини.

Хоча більшість конструкцій охолоджуваних лопаткових решіток уступають неохолоджуваним лопаткам у гідравлічній досконалості через зазначені причини, покращення ефективності охолодження та впровадження нових технологічних процесів дозволяють створювати охолоджувані лопаткові грати без помітного погіршення їх гідравлічних характеристик, особливо порівняно з неохолоджуваними.

1.6 Особливості експлуатації ливарних жароміцних нікелевих сплавів

1. Міцність та пластичність сплавів
2. Характеристики жароміцності сплавів
3. Втома та термовтома сплавів
4. Жаростійкість сплавів

Перехід від авіаційних двигунів внутрішнього згоряння до газотурбінних зажадав нових конструкційних матеріалів, умови роботи яких суттєво ускладнилися. Так, якщо в двигунах внутрішнього згоряння матеріали працювали при температурах до 800°C (в основному в умовах стиснення), то в газотурбінних двигунах матеріали, з яких виготовляються диски та лопатки, зазнають впливу статичних і динамічних напруг розтягування, а також знакозмінних, термічних і інших навантажень. При цьому лише в перших ВМД робочі температури матеріалу становили 700-800 ° С і надалі значно

підвищилися, досягнувши в даний час для матеріалу лопаток 1050-1100 ° С і навіть вище.

Специфіка умов експлуатації газових турбін визначає особливості вимог до матеріалів, з яких виготовляють лопатки, зокрема, соплові та робочі лопатки. Різниця в призначенні цих лопаток визначає варіативність вимог до їхніх властивостей. Температурно-силові параметри також різняться для лопаток перших та наступних ступенів турбіни.

Соплові лопатки, зазвичай, експлуатуються за високих температур і піддавані значним силам газового потоку. Ці лопатки діють на вигин і відчують вплив теплових навантажень, що виникають через нерівномірність температурного поля лопаток під час як стаціонарної роботи, так і при зміні режимів роботи двигуна. Враховуючи їхню функцію, на соплові лопатки також діє менше знакозмінних навантажень порівняно з робочими лопатками.

У зв'язку із зазначеними вимогами, важливо використовувати матеріали, які забезпечують високу термостійкість, міцність та в'язкість. Враховуючи специфіку експлуатації, розробка матеріалів для лопаток газових турбін є важливим напрямком досліджень та виробництва в галузі авіаційних та енергетичних технологій. Рівень напруг, що виникають в них нижче, ніж у робочих лопатках, що піддаються дії відцентрових сил. Газова корозія, обумовлена недостатньою жаростійкістю сплавів, одна із типових видів ушкоджень соплових лопаток. Тому головна вимога до сплавів, призначених для соплових лопаток, полягає у забезпеченні високого рівня жароміцності, жаростійкості, термовтоми.

Комплекс вимог до сплавів, використовуваних для робочих лопаток газових турбін, стає ще більш складним через різноманіття навантажень і пошкоджень, які можуть впливати на їхній ресурс. Ці навантаження включають статичні, вібраційні, термоциклічні, корозійні та ерозійні фактори. Руїнування робочих лопаток може бути наслідком недостатньої тривалої міцності сплавів, що піддаються повторним навантаженням в умовах роботи двигуна.

Статичне руйнування лопаток внаслідок недостатньої тривалої міцності може статися через підвищення температури газу та зниження властивостей матеріалу внаслідок відхилення від регламентованих режимів термічної та механічної обробки. При механічній обробці поверхні лопаток може виникнути перегрів, що призводить до пластичної деформації стиснення зовнішніх шарів металу. Це може призвести до залишкових напруг, які виникають після обробки і сприяють зародженню тріщин. При неконтрольованій операції шліфування поверхні пера лопаток залишкові напруги досягають 350 МПа. Оскільки межа міцності $\sigma_{0.2}$ з ливарних нікелевих жароміцних сплавів становить 700-1000 МПа, тріщина в наклепаному металі може виникнути при навантаженнях, що досягають в області невисоких температур 350-650 МПа, тобто. набагато нижче за величину межі міцності. Руйнівні напруги зразків, підданих після лиття шліфування, на 15-27% нижче, ніж зразків з поверхнею після лиття. У той же час наклепаний метал характеризується вищою дифузійною проникністю, що в свою чергу призводить до інтенсифікації процесів рекристалізації в поверхневому шарі і до більш швидкої коагуляції дисперсних частинок зміцнюючої у'фази в ньому, тобто. до розміцнення поверхневого шару. Усе це зрештою полегшує умови зародження та розвитку тріщин.

Вимоги до ливарних жароміцних сплавів, призначених для виготовлення лопаток, що охолоджуються, постійно ускладнюються. У тонкій стінці пера лопатки, що охолоджується, має місце різкий перепад температур і неминуче виникають термічні розтягувальні напруги, що досягають на внутрішній поверхні лопаток при певних режимах роботи 200-300 МПа. В результаті сумарної дії таких термічних напруг, що розтягують, і робочих напруг від відцентрових сил на внутрішній поверхні порожнистих лопаток, відлитих з рівноосною структурою, можуть також утворюватися тріщини.

Іншим характерним видом руйнування робочих лопаток газових турбін є руйнування втоми. Виникнення втомних ушкоджень пов'язане зі складністю

оцінки на стадії проектування інтенсивності збудження змінними силами циклічних навантажень, а також з великою чутливістю збудливих сил і витривалості лопаток до випадкових відхилень від нормальних умов експлуатації та виробництва [2]. У процесі тривалих випробувань зустрічаються руйнування

1.7 Вибір обладнання для лазерного зварювання

У ході експериментальних досліджень використовувався Nd:YAG-лазер DY044 від компанії "Rofin-Sinar" (Німеччина) з потужністю випромінювання до 4,4 кВт та довжиною хвилі випромінювання $\lambda=1,06$ мкм (рис. 1.7.1). Лазерна установка DY 044, що була використана в експериментах, представляє собою твердотільний лазер, призначений для виконання різноманітних технологічних операцій з обробки аркушевих матеріалів. Ці операції включають розділення матеріалів різанням, вирізання елементів для створення різноманітних виробів, прошивання та вирізання отворів, маркування, термічне зміцнення за допомогою модифікації структури, мікролегування, наплавлення та зварювання.



Рис.1.7.1 - Твердотільний технологічний Nd:YAG - лазер зі світлодіодним накачуванням моделі DY 044 з потужністю випромінювання до 4,4 кВт і довжиною хвилі $\lambda=1,06$ мкм.

Лазерна установка ROFIN DY 044 складається з лазерного випромінювача та терміналу керування (рис. 1.7.1). Всі компоненти лазерного випромінювача легкодоступні. У верхній частині лазерного випромінювача розташований оптичний стіл з механічною прокладкою для підтримки

резонатора. Резонатор та система керування лазерним променем розміщені на оптичному столі. Також тут знаходяться розподільники води для охолодження, які випромінюють тепло складових лазера та роз'єми для труб у діодних модулях. Діодні модулі в окремих камерах "накачують" енергію світла в кристалічні стрижні Nd:YAG (активне середовище). Зовнішній вигляд однієї з камер "накачування" показано на рис. 1.7.2.



Рис. 1.7.2 - Камера „накачування” лазерної установки ROFIN DY 044.

У нижній частині лазерного випромінювача розташовані імпульсне джерело живлення, теплообмінник з двома контурними системами охолодження, системи контролю та керування. Теплообмінник складається з двох систем. Зовнішня (первинна) схема подачі води для охолодження розсіює тепло внутрішньої схеми подачі води для охолодження. Внутрішня (вторинна) схема подачі води для охолодження охолоджує активне середовище, діодні модулі, оптичні складові лазера й оптоволокно.

Невидимий для людського ока, енергетичний лазерний промінь генерується завдяки відбиттю й посиленню індукованих фотонів кристалічних стрижнів Nd:YAG між непрозорим дзеркалом і вихідним дзеркалом (оптичний резонатор). Вихідне дзеркало пропускає частину лазерного світлового променя, яка потім проникає в систему введення лазерного променя через рефракційні дзеркала та призму виміру потужності лазера. Система введення лазерного променя фокусує його на оптоволокну або направляє в поглинач із

водяним охолодженням. По всій траєкторії лазерний промінь захищений від попадання пилу, бруду, вологи тощо.

З оптоволоконна лазерний промінь потрапляє в коліматор, де за допомогою системи оптичних елементів набуває певних геометричних розмірів та потім потрапляє на фокусуючу скляну лінзу ($\varnothing$ 50 мм). Оптичне волокно, виготовлене з кварцового скла, має діаметр 600 мкм при довжині 20 метрів. Воно знаходиться в гнучкій металевій броні і може бути згорнуте будь-яким чином з урахуванням того, що мінімальний радіус його загину становить 0,25 м. Фокусуючий об'єктив має поворотне дзеркало для спостереження за процесом за допомогою невеликої CCD-камери, яка розташована на об'єктиві. Змінна фокусуюча лінза розташована після поворотного дзеркала і захищена від продуктів лазерної ерозії за допомогою спеціального захисного скла та системи "крос джет" з продувкою стиснутим повітрям. Для фокусування випромінювання лазера DY044 використовувалася кварцова лінза з фокусною відстанню 200 мм. Технічні характеристики використовуваних лазерів наведено в табл. 1.7.2.

Контроль за лазерною обробкою здійснюється за допомогою CCD-камери, розташованої на об'єктиві, яка передає сигнал на спеціальний монітор. На екрані монітора розташовано приціл у вигляді білого перехрестя на фоні зображення. За допомогою спеціального пристрою можна суміщати це перехрестя з центром зони фокусування лазерного променя, точно визначаючи місце початку та закінчення дії лазерного випромінювання відносно деталі, без переміщення самого лазерного променя. Общий вигляд системи фокусування лазерного устаткування DY 044 показано на рис. 1.7.1.

Таблиця 1.7.1 - Технічні характеристики застосованих в роботі потужних технологічних лазерів.

Модель лазера	Довжина хвилі випромінювання,	Режим генерації	Потужність, Вт	Частота імпульсів, Гц	Якість випромінювання мм·мра	Розмір лазерного пучка у фокусі,	Витрати охолоджуючого середови-	Витрати електроенергії, кВт/год
---------------	-------------------------------	-----------------	----------------	-----------------------	------------------------------	----------------------------------	---------------------------------	---------------------------------

	МКМ				Д	ММ	ша, м ³ /год	
DY 044	1,06	Безперервний	240..4400	0...250	12,0	Ø0,6	11,5	44
ALM - 300	1,06	Імпульсний τ=5-20мс	300 Енергія в імпульсі Ei=90Дж	0...100	-	0,2	12л	-



Рис. 1.7.3- Система фокусування лазерного устаткування моделі DY 044.

Лазерне обладнання, що працює в імпульсному режимі випромінювання
Експериментальні дослідження проводились з використанням мобільної легко транспортованої лазерної системи ALM-300 (ALPHA LASER GmbH, Німеччина). Це обладнання призначене для використання в промисловості для зміцнення, зварювання, наплавлення та розмірної обробки елементів виробів, які мають великі габаритні розміри, незручну форму і велику вагу.

Основним елементом устаткування є випромінювач на основі чотирьох твердотільних активних елементів на алюмоіттрієвому гранаті, легованому неодимом (YAG:Nd), і імпульсних ламп накачування. Загальний вигляд установки показано на рис. 2.3.4. Лазер виробляє короткі високоенергетичні невидимі лазерні імпульси з довжиною хвилі 1064 нм. Основні технічні характеристики лазерної установки ALM-300 наведено в табл. 2.3.2.1.

ALM - це лазерна система, призначена для обробки металевих виробів, таких як зварювання, наплавлення і різання. Лазерна система є мобільною, що дозволяє її використовувати в різних умовах. При роботі з відкритою лазерною системою, необхідно встановлювати щит або захисний кожух, що відповідає умовам захисту та забезпечує безпеку для обслуговуючого персоналу.

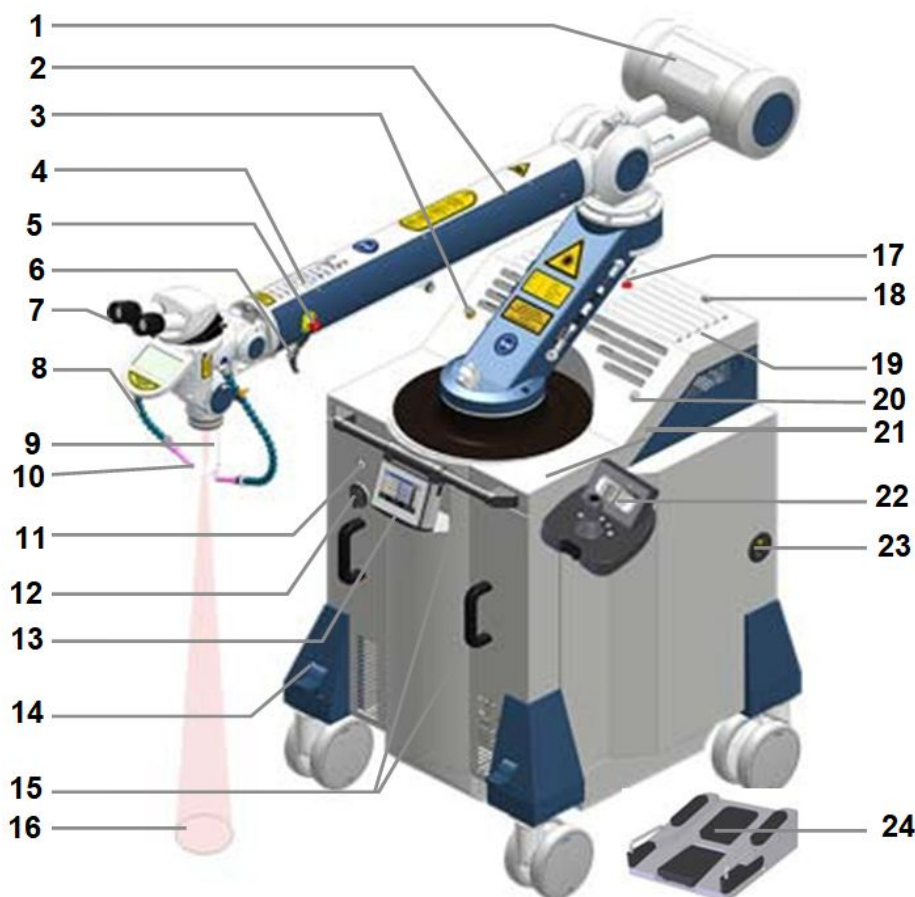


Рис. 1.7.4 - Лазерна система ALM - 300 (ALPHA LASER GmbH)

- 1-протилага з дисплеєм (показує параметри лазера);
- 2-рухомий лазерний кронштейн;
- 3-підключення джойстика;
- 4-клавіатура для керування параметрами лазера та для активації блокування руки;

- 5-аварійна кнопка
- 6-рівень, щоб нахилити верхній суглоб біля лазерної головки;
- 7-насадка для мікроскопа;
- 8-захисне вікно;
- 9-направляючий штифт (доступний лише зі стандартним об'єктивом) для переміщення лазерного плеча в потрібне положення;
- 10- захисний газ;
- 11- підключення для додаткової осі обертання;
- 12-підключення до мережі;
- 13- сенсорний екран для управління системою руху;
- 14-блокування колеса;
- 15-ручки для переміщення ALM;
- 16-лазерний промінь, невидимий;
- 17-лазерна сигнальна лампа;
- 18-транспортний захист для фіксації лазерного кронштейна при транспортуванні
- 19-вентиляційні щілини для витяжного повітря;
- 20-ключовий вимикач;
- 21-джойстик для переміщення лазерної руки;
- 22-зовнішній робочий блок (опціонально)
- 23-ручка для відкриття правих дверей;
- 24-багатофункціональний ножний перемикач.

Таблиця 1.7.2 - Технічні характеристики лазерної системи ALM – 300

Габаритні розміри	Довжина, ширина, висота	1410 x 730 x 1585 mm
Вага		320 kg
Електричні підключення		3 x 400 V / 50 - 60 Hz / 3 x 16 A / N/PE 3x 16 A
Лазер *	Лазерний кристал Довжина хвилі Кількість активних елементів Середня потужність Енергія імпульсу Пікова потужність імпульсу Тривалість імпульсу Частота пульсу Форма імпульсу Пам'ять програм Лазерна система охолодження	Nd:YAG, лампа накачування 1064 nm 4 ALM 300: 300 W 90 joules ALM 300: 9 kW 0.5 - 20 ms ... 100 Hz 4 форми імпульсу 39 наборів параметрів Два повітряно-водяних теплообмінника
Зварювання	Обсяг охолоджуючої рідини Зона зварювання Спостережна оптика Введення захисного газу Вентиляція	Можливість підключення зовнішнього охолодження 12 л деіонізованої води Провідність 5мкОм/см 0,2-2 мм Насадка для стереомікроскопу X10, поле зору – 20 x 20мм 2 гнучкі форсунки Повинна бути підключеною
Система переміщення	Осі пересування	3 осі: X, Y, Z (4 з додатковою обертовою віссю R)

Лазерна зварювальна система ALM є мобільною або легко транспортованою системою, спеціально розробленою для обробки великих і важких об'єктів незручної форми. Цей інструмент призначений для поверхневої термічної обробки, точкового та шовного зварювання, наплавлення металевих виробів за допомогою імпульсного лазерного випромінювання. Він придатний для промислового виготовлення одиничних і дрібносерійних виробів, а також для ремонту різноманітних деталей і інструментів.

Специфікації конструкції системи дозволяють здійснювати лазерну обробку заготовок, які важко розміщувати вручну, особливо якщо потрібне точне позиціонування, або якщо заготовки занадто великі для обробки всередині закритої лазерної системи, або якщо доступний хід у закритій лазерній системі

занадто короткий для виконання необхідної операції.

Лазерна система ALM включає гнучку лазерну головку, яку можна легко переміщати в потрібне положення. Оброблювана заготовка може бути розташована, орієнтована і переміщена вручну або механічно під візуальним контролем за допомогою насадки для мікроскопа або за допомогою відеокамери. Система дозволяє керувати осями переміщення вручну або за допомогою джойстика, а також підключити обертову вісь для заготовок, які потрібно обертати.

Лазерне випромінювання створюється за допомогою випромінювача на основі чотирьох твердотільних активних елементів на алюмоіттрієвому гранаті (YAG:Nd), який збуджується імпульсами світла від лампи накачування. Резонатор, складаючись із стріжневого кристала та дзеркал, направляє і підсилює лазерне випромінювання.



а



б

Рис. 1.7.5 - Загальний вигляд лазерної установки ALM – 300 (а) і конструкція системи фокусування лазерного випромінювання (б).



а



б

Рис. 1.7.6 - Мікроскопічна система (а) і вузол спостереження (б) за процесом лазерної обробки.

Одне з дзеркал у резонаторі є напівпрозорим, що дозволяє виводити з резонатора сильно коліміроване випромінювання. Довжина хвилі цього випромінювання знаходиться в дуже обмеженому діапазоні, приблизно 1064 нм. Ця виняткова спрямованість і вузька смуга хвиль дозволяють надзвичайно ефективно сконцентрувати енергію лазера на оброблюваній деталі. Концентрація енергії у лазерному промені в багато разів перевищує те, що можливо зі звичайними джерелами світла (див. рис. 1.7.7).

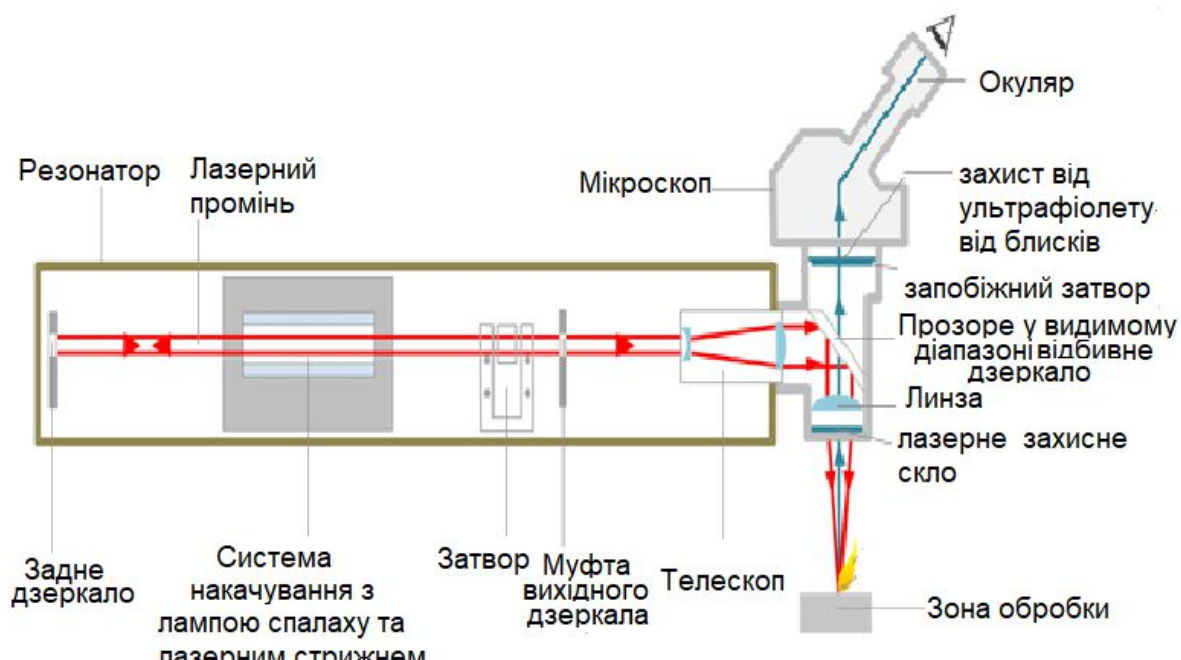


Рис. 1.7.7 - Схема конструкції лазера ALM – 300

Під час лазерного імпульсу частина заготовки у фокусі нагрівається до температури, яка вища за температуру плавлення матеріалів, що обробляються. У цьому процесі розплавлені матеріали піддаються взаємній дифузії, а після відносно короткого лазерного впливу (від 0,5 мс до 20 мс) вони знову застигають, утворюючи стабільний розчин сплавлення.

Висока концентрація лазерної енергії на обмеженій площі поверхні дозволяє розплавити метал. Під час зварювання або наплавлення в зону дії лазерного променя вводять зварювальний дріт або дисперсний порошок для створення з'єднання деталей або нарощування зносостійкого шару.

У встаткуванні передбачена система спостереження за процесом лазерної обробки і його налаштування з використанням спеціального мікроскопу. Насадка для мікроскопа дозволяє точно розташовувати області обробки, використовуючи різні окуляри.

Процес лазерної обробки контролюється за допомогою меню опцій на дисплеї лазерної системи, де можна змінити різні налаштування, такі як кількість лазерних імпульсів, параметри очищення, швидкість охолоджуючої води та інші.

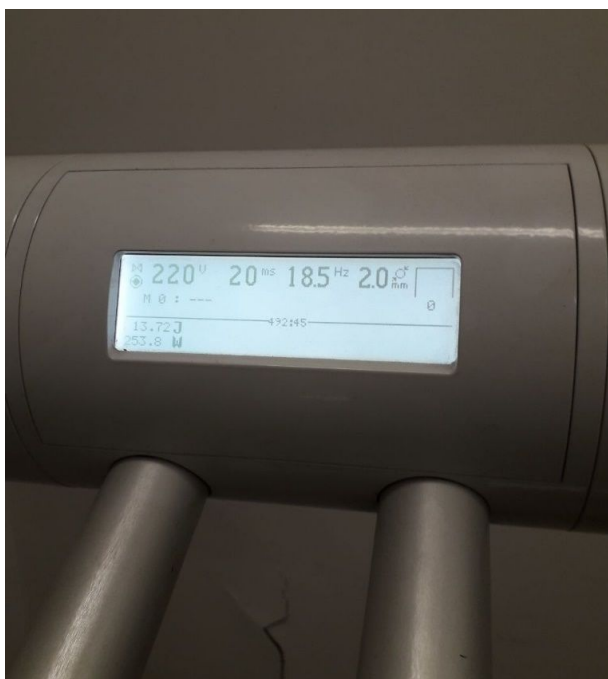


Рис. 1.7.8 - Дисплей з показниками параметрів лазерних імпульсів.

Один з варіантів включає в себе обладнання IPG YLR-150/1500-QCW-AC, що можна бачити на Рисунку 1.7.9.



Рис 1.7.9

Параметри цього лазерного випромінювача включають вихідну потужність лазера на рівні 1500 Вт, що робить його придатним для зварювання титанових деталей і має потужнісний запас. Усі ці характеристики можна знайти на Рисунку 1.7.10.

	YLM-150/1500-QCW-MM	YLM-200/2000-QCW-MM ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ	YLM-300/3000-QCW-MM	YLM-450/4500-QCW-MM	YLM-600/6000-QCW-MM
Длина волны, нм	1070 ± 5				
Режим работы	Импульсный / CW				
Частота модуляции, кГц	0 - 50				
Максимальная средняя мощность CW (QCW), Вт	250 (150)	250 (200)	300 (300)	450 (450)	600 (600)
Максимальная пиковая мощность, Вт	1500	2000	3000	4500	6000
Максимальная энергия импульса, Дж	15	20	30	45	60
Длительность импульса *, мс	0,05 - 50				
Перестраиваемость мощности, %	10 - 100				
Стабильность мощности **, %	± 0,5				
Диаметр сердечника выходного волокна, мкм	50, 100 и 200				
Произведение параметра луча, мм × мрад	2,5, 5, 10				

* Минимальная длительность импульса составляет 10 микросекунд по запросу. Пожалуйста, свяжитесь с вашим представителем IPG.

** в течение 4 часов, T = постоянная

YLM-	150/1500-QCW-MM-AC	200/2000-QCW-MM-AC	300/3000-QCW-MM-AC	450/4500-QCW-MM		YLM-600/6000-QCW-MM-AC	YLM-600/6000-QCW-MM-туалет
Размеры (Ш × Г × В), мм	256 × 435 × 148		336 × 435 × 148	AC: 416 × 566 × 148	ТУАЛЕТ: 411 × 509 × 85	AC: 416 × 566 × 148	ТУАЛЕТ: 411 × 509 × 85
Вес (кг)	<25		<30	<35			
охлаждение	Воздух*			Воздух	вода	Воздух	вода
Напряжение питания, В постоянного тока	48						
CW Потребляемая мощность, Вт	<900	<900	<1100	<1600		<2100	
Потребляемая мощность, Вт	<600	<800					

Рис 1.7.10 характеристики IPG YLR-150/1500-QCW-AC

Для вибору лазера необхідно також обрати рухому техніку, яка відповідатиме за вивід та управління положенням лазерного променя у

навколо осі I-I повороту, град / с _____ 84
вертикального ходу руки, уздовж осі I-I, м / с __ 0,27
висування руки вздовж осі III-III, м / с _____ 1,08
повороту руки вздовж осі II-II, град / с _____ 132
5.Точність позиціонування _____ 1
6.Маса (разом з пристроєм управління), кг _____ 690



Рис 1.7.12 «Універсал-5»

Для надійного закріплення деталі виберемо ексцентрикові тиски. Вони будуть зручні та ефективні для даного методу зварювання, надійно фіксуючи деталь під час зварювальних робіт. Завдяки своєму специфічному закріпленню, ці тиски забезпечать контакт у чотирьох точках, що підвищить стійкість та точність процесу.

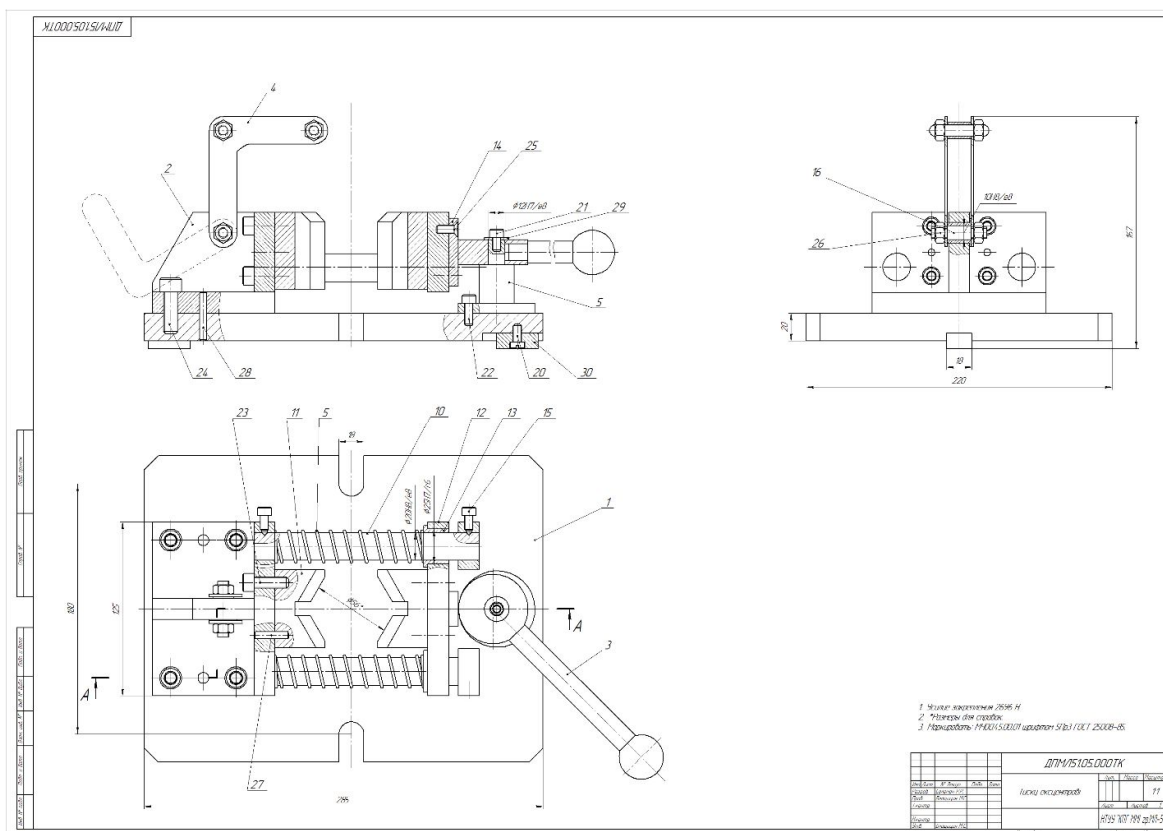


Рис 1.7.13 Креслення тисків ексцентрових

Оскільки лазерне зварювання потребує точного з'єднання двох деталей які будуть зварюватися, потрібно взяти пристосування, яке забезпечить надійне з'єднання цих двох деталей.

2.1 Математичне моделювання теплових процесів, в матеріалі при лазерному нагріванні

Однією з задач цього етапу було моделювання температурного поля, викликаного рухом лазерного променя по двошаровому середовищу, за умови, що верхній шар є композитним, тобто складається не з одного сплошного сплаву, а містить дисперсні включення іншого матеріалу.

Область розрахунків, на поверхню якої спрямований лазерний промінь, що рухається зі сталою швидкістю v уздовж вісі Ox , показана на рис. 2.2.

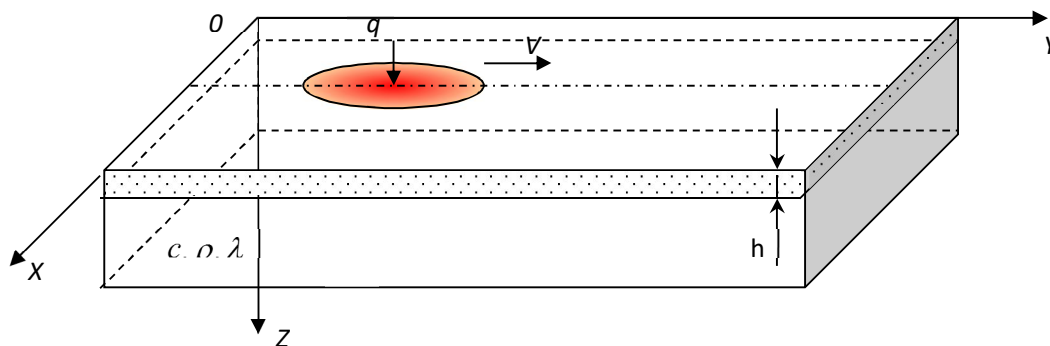


Рис. 2.2 - Схема дії лазерного променя на деталь

Деталь має форму прямокутного паралелепіпеда зі сторонами L_x, L_y, L_z та початкову температуру U_n , при чому товщина верхнього шару h . Її поверхні знаходяться у процесі теплообміну з навколишнім середовищем, температура якого U_c . Верхня поверхня (поверхня обробки) опромінюється променем лазера з довільним розподілом потужності по перерізу. Промінь рухається по будь-якій траєкторії зі швидкістю V . Розподіл потужності описується законом $W(x, y, t)$, а його дія викликає на поверхні обробки тепловий потік з розподілом густини потужності $q(x, y, t)$. Через деякий проміжок часу τ , що залежить від теплофізичних властивостей матеріалу, встановлюється квазістаціонарний стан, за якого зона нагріву металу характеризується незмінними розмірами і пересувається разом з джерелом теплового впливу.

В загальному випадку нестационарний розподіл температури $U(x, y, z, t)$ в металевому зразку описується нелінійним рівнянням теплопровідності [63]:

$$c\rho \frac{\partial U}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \lambda \frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \lambda \frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial z} \lambda \frac{\partial U}{\partial z}, \quad (2.1)$$

де: $c(z, U)$ - в даній моделі ефективне значення теплоємності матеріалу, що враховує наявність фазових переходів і структуру покриття, $\rho(z, U)$ - густина матеріалу, $\lambda(z, U)$ - ефективне значення теплопровідності.

Розглянемо спочатку нижній прошарок. Для нього значення c, ρ, λ є сталими відносно температури, тому можна записати рівняння (2.1) таким

ЧИНОМ:

$$c_p \frac{\partial U}{\partial t} = \lambda \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \right),$$

$$x \in [0, L_x], y \in [0, L_y], z \in [h, L_z], t \in [0, T_e]$$

Крайові умови.

Початкова умова: $U(x, y, z, 0) = U_n$.

Крайова умова на поверхні обробки у зоні дії лазерного випромінювання:

$$\lambda \frac{\partial U(x, y, 0, t)}{\partial z} + q(x, y, t) = 0. \quad (2.2)$$

Крайова умова на поверхні обробки поза зоною дії випромінювання:

$$\lambda \frac{\partial U(x, y, 0, t)}{\partial z} + \alpha [U(x, y, 0, t) - U_c] = 0. \quad (2.3)$$

Крайові умови на інших гранях розрахункової області:

$$\lambda \frac{\partial U(x, y, L_z, t)}{\partial z} + \alpha [U(x, y, L_z, t) - U_c] = 0, \quad (2.4)$$

$$\lambda \frac{\partial U(0, y, z, t)}{\partial x} + \alpha [U_c - U(0, y, z, t)] = 0, \quad (2.5)$$

$$\lambda \frac{\partial U(L_x, y, z, t)}{\partial x} + \alpha [U(L_x, y, z, t) - U_c] = 0, \quad (2.6)$$

$$\lambda \frac{\partial U(x, 0, z, t)}{\partial y} + \alpha [U_c - U(x, 0, z, t)] = 0, \quad (2.7)$$

$$\lambda \frac{\partial U(x, L_y, z, t)}{\partial y} + \alpha [U(x, L_y, z, t) - U_c] = 0. \quad (2.8)$$

Чисельний метод розрахунку. Загальні характеристики методу.

Застосуємо до цієї задачі метод скінчених різниць та схему розщеплення по координатах [63]. Нехай наближений розв'язок вже знайдений на $(k-1)$ -му шарі на нерівномірній сітці в точках (x_i, y_j, z_m) , де $i=0, 1, \dots, n_1$; $j=0, 1, \dots, n_2$; $m=0, 1, \dots, n_3$. Позначимо величину кроків сітки в напрямку ОХ через $h_{1,i}=x_i-x_{i-1}$, $i=1, \dots, n_1$, в напрямку ОУ - через $h_{2,j}=y_j-y_{j-1}$, $j=1, \dots, n_2$, в напрямку ОZ - через

$h_{3,m}=z_m-z_{m-1}$, $m=1,\dots,n_3$. Позначимо також через $h_{1,c}, h_{2,c}, h_{3,c}$ середнє арифметичне двох сусідніх кроків для вузла (x_i, y_j, z_m)

$$h_{1,c} = \frac{h_{1,i} + h_{1,i+1}}{2} = \frac{x_{i+1} - x_{i-1}}{2}, \quad h_{2,c} = \frac{h_{2,j} + h_{2,j+1}}{2} = \frac{y_{j+1} - y_{j-1}}{2}, \quad (2.9)$$

$$h_{3,c} = \frac{h_{3,m} + h_{3,m+1}}{2} = \frac{z_{m+1} - z_{m-1}}{2}.$$

Крок по часу позначимо через $\tau = \tau_k = t_k - t_{k-1}$. При нерівномірній сітці апроксимації похідних деякої функції $y=y(x)$ будемо проводити за формулами:

$$y''(x_i) \approx \frac{1}{h_c} \left(\frac{y_{i+1} - y_i}{h_{i+1}} - \frac{y_i - y_{i-1}}{h_i} \right) = \frac{h_{i+1}y_{i-1} - 2h_c y_i + h_i y_{i+1}}{h_c h_i h_{i+1}},$$

де $h_c = \frac{h_i + h_{i+1}}{2}$.

Позначимо через u_{ijm}^k значення наближеного розв'язку в точці (x_i, y_j, z_m, t_k) , через $U = U_{ijm}^k$ – точного. Схема розщеплення по координатах для рівняння (2.7) реалізується в шість етапів і має другий порядок точності по часу та просторовим змінним:

$$\frac{u^{k-\frac{2}{3}} - u^{k-1}}{\tau} = \Lambda_1 \frac{u^{k-\frac{2}{3}} + u^{k-1}}{2}, \quad (2.10)$$

$$\frac{u^{k-\frac{1}{3}} - u^{k-\frac{2}{3}}}{\tau} = \Lambda_2 \frac{u^{k-\frac{1}{3}} + u^{k-\frac{2}{3}}}{2}, \quad (2.11)$$

$$\frac{u^k - u^{k-\frac{1}{3}}}{\tau} = \Lambda_3 \frac{u^k + u^{k-\frac{1}{3}}}{2}, \quad (2.12)$$

$$\frac{u^{k+\frac{1}{3}} - u^k}{\tau} = \Lambda_3 \frac{u^{k+\frac{1}{3}} + u^k}{2}, \quad (2.13)$$

$$\frac{u^{k+\frac{2}{3}} - u^{k+\frac{1}{3}}}{\tau} = \Lambda_2 \frac{u^{k+\frac{2}{3}} + u^{k+\frac{1}{3}}}{2}, \quad (2.14)$$

$$\frac{u^{k+1} - u^{k+\frac{2}{3}}}{\tau} = \Lambda_1 \frac{u^{k+1} + u^{k+\frac{2}{3}}}{2}, \quad (2.15)$$

де $\Lambda_1, \Lambda_2, \Lambda_3$ – різницеві оператори (враховуючи (2.9)):

$$\begin{aligned} \Lambda_1 u_{ijm}^k &= \frac{h_{1,i+1} u_{i-1,j,m}^k - 2h_{1,c} u_{ijm}^k + h_{1,i} u_{i+1,j,m}^k}{h_{1,c} h_{1,i} h_{1,i+1}}, \\ \Lambda_2 u_{ijm}^k &= \frac{h_{2,j+1} u_{i,j-1,m}^k - 2h_{2,c} u_{ijm}^k + h_{2,j} u_{i,j+1,m}^k}{h_{2,c} h_{2,j} h_{2,j+1}}, \\ \Lambda_3 u_{ijm}^k &= \frac{h_{3,m+1} u_{i,j,m-1}^k - 2h_{3,c} u_{ijm}^k + h_{3,m} u_{i,j,m+1}^k}{h_{3,c} h_{3,m} h_{3,m+1}}. \end{aligned}$$

На кожному з шести етапів породжуються серія систем нелінійних рівнянь. Наприклад рівняння систем першого етапу (2.10) в індексних позначеннях мають вигляд:

$$\begin{aligned} C \frac{u_{ijm}^{k-\frac{2}{3}} - u_{ijm}^{k-1}}{\tau} &= \frac{\lambda}{2} \left(\frac{h_{3,m+1} u_{i,j,m-1}^{k-\frac{2}{3}} - 2h_{3,\bar{n}} u_{ijm}^{k-\frac{2}{3}} + h_{3,m} u_{i,j,m+1}^{k-\frac{2}{3}}}{h_{3,c} h_{3,m} h_{3,m+1}} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{h_{3,m+1} u_{i,j,m-1}^{k-1} - 2h_{3,\bar{n}} u_{ijm}^{k-1} + h_{3,m} u_{i,j,m+1}^{k-1}}{h_{3,c} h_{3,m} h_{3,m+1}} \right). \end{aligned} \quad (2.16)$$

Оскільки C лінійно залежить від температури (2.10) для композитного шару покриття, а для однофазного середовища нижнього шару $C = c\rho$, маємо систему нелінійних алгебраїчних і трансцендентних рівнянь (НАТР). Будемо розв'язувати цю систему методом Ньютона. Дослідження показують високу ефективність метода Ньютона, не дивлячись на те, що кожна його ітерація потребує формування матриці Якобі та розв'язування СЛАР. Відомо, що метод Ньютона розв'язує систему НАТР виду $F(x)=0$ або

$$\begin{cases} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \\ \dots \\ f_n(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \end{cases} \quad (2.17)$$

реалізується за формулами $F'_s \Delta x^{(s+1)} = -F_s$, $x^{(s+1)} = x^{(s)} + \Delta x^{(s+1)}$, де $s=0,1,\dots$ - номер ітерації, F'_s - матриця Якобі.

СЛАР відносно приростів невідомих значень має вигляд:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \frac{\partial f_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x_1^{(s+1)} \\ \dots \\ \Delta x_n^{(s+1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_1 \\ \dots \\ -f_n \end{bmatrix}, \quad (2.18)$$

При чому для обчислення значень $\frac{\partial f_i}{\partial x_j}$ і f_i використовується відома

точка $x^{(s)}$.

Тоді m-те рівняння системи (2.17) буде мати вигляд:

$$\frac{\partial f_m}{\partial \hat{u}_{i,j,m-1}} \Delta \hat{u}_{i,j,m-1} + \frac{\partial f_i}{\partial \hat{u}_{i,j,m}} \Delta \hat{u}_{i,j,m} + \frac{\partial f_i}{\partial \hat{u}_{i,j,m+1}} \Delta \hat{u}_{i,j,m+1} = -f_m \quad (2.19)$$

де $\hat{u}$ - означає, що значення береться на наступному кроці за часом.

Наприклад в системах НАТР (2.10)-(2.15) невідомими є значення температури на наступному кроці по часу.

2.2. Закономірності теплових процесів в залежності від умов опромінення

Результати моделювання.

Моделювання проводилось для таких матеріалів:

- – литі евтектичні сплави на основі заліза ХТН;
- дисперсні включення покриття – (TiB₂; CrB₂);
- підкладка – нержавіюча сталь – 40ХН2МА.

Геометричні параметри бруска становили:

$$L_x = 1\text{см}, L_y = 1\text{см}, L_z = 2\text{см}, h = 0,1\text{см}$$

Розрахунки проводились в системі одиниць кг, см, сек.

При значеннях параметрів випромінювання та навколишнього середовища:

$$\alpha = 50 \frac{\text{вт}}{\text{м}^2 \text{град}} = 50 \frac{\text{кг}}{\text{сек}^3 \text{град}}, q_{\max} = 1\text{Е8} \frac{\text{еВ}}{\text{нм}^2 \text{е}^3}, r = 0,25 \text{нм}, v = 2,5 \frac{\text{нм}}{\text{нм}^2 \text{е}}$$

$$U_{\text{н}} = 20^\circ.$$

Отримали такі результати для двох моментів часу:

Перший момент часу $\tau_1 = 0,004$.

Температурне поле на поверхні обробки (рис. 2.3), (рис. 2.4), досягло максимуму $t_{\max} = 1622,477^\circ\text{C}$ в положенні центра променя ($x = 0,5; y = 0,26$).

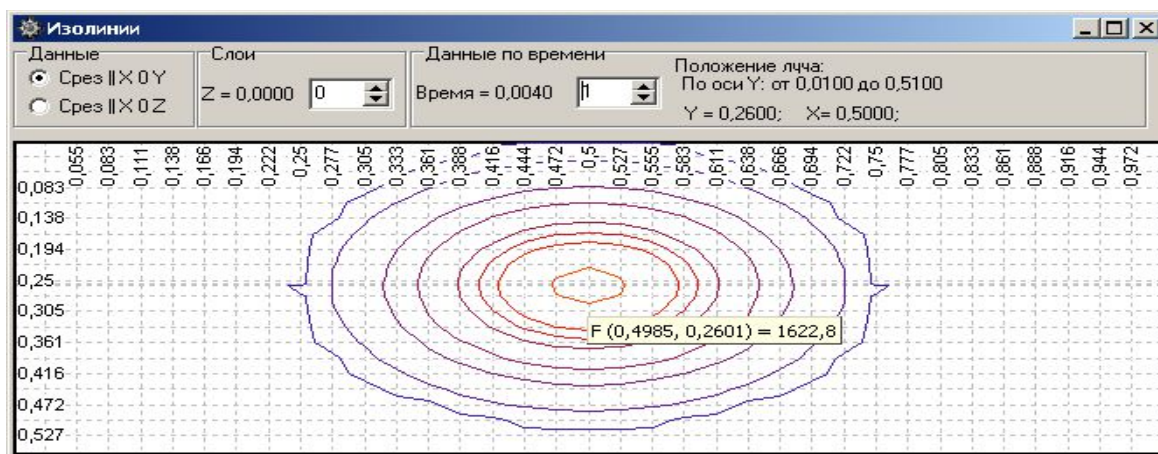


Рис. 2.3 - Ізоліїнї температурного поля на поверхні обробки для першого часового кроку.

Для кращого уявлення про розподіл температур можна розглянути (рис. 2.4) ізоліїнї температурного поля в проекції XOZ на перерізі, який проходить через координату у центру променя. Видно, що зміна температури вздовж вісі Oz спостерігається повільніше зі збільшенням відстані, і це зумовлено теплофізичними характеристиками матеріалу, зокрема, шару покриття в даному випадку.

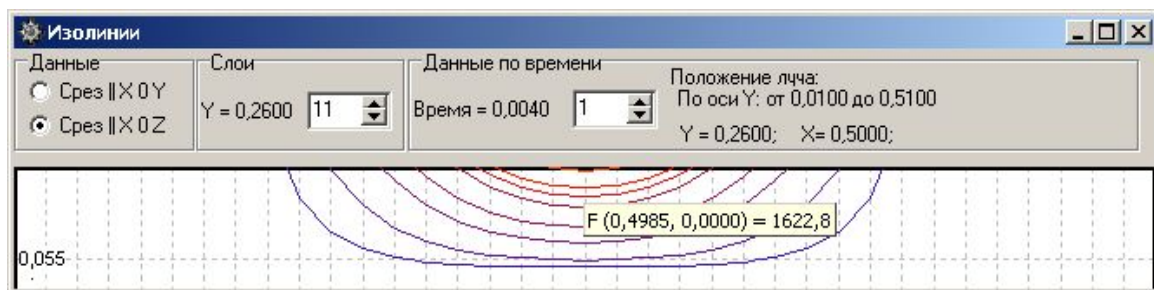


Рис. 2.4 - Ізолінії температурного поля в проекції XOZ .

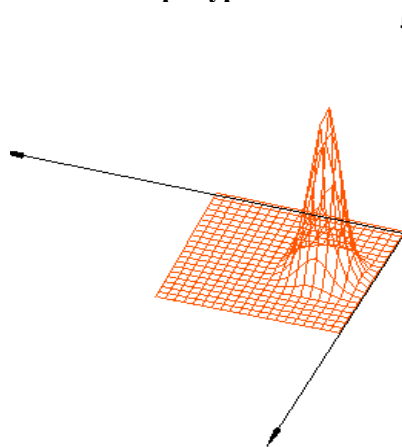


Рис. 2.5 - Температурне поле на поверхні обробки для першого часового кроку

На рис. 2.5 представлено ізолінії температурного поля в перерізі XOZ для дев'ятого моменту часу. Бачимо, що на межі середовищ температура вже сягала 200°C .

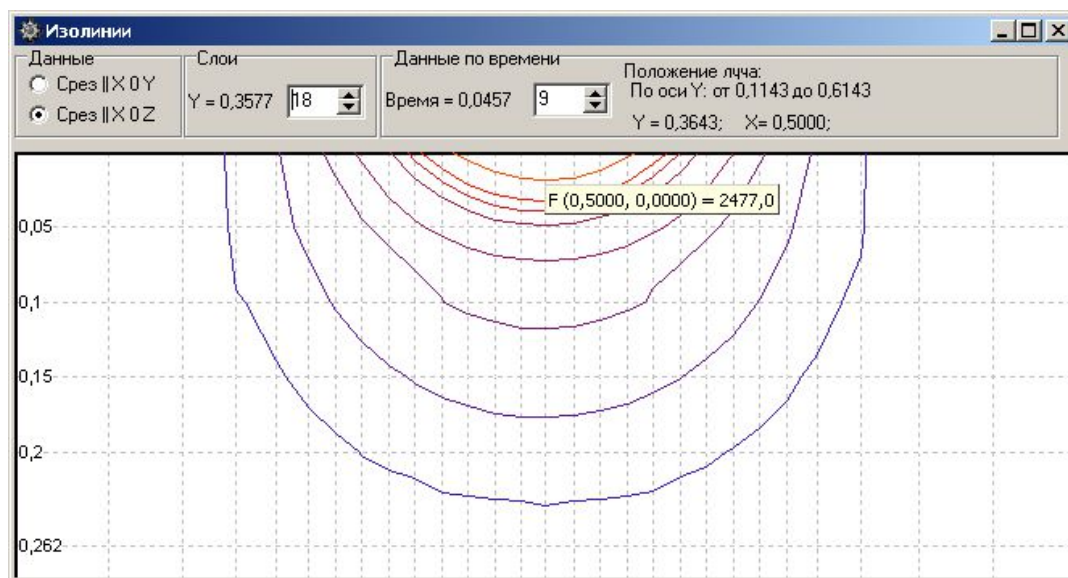


Рис. 2.6 - Ізолінії температурного поля в перерізі XOZ для дев'ятого моменту часу $\tau_9 = 0.046$

Детальніше можна роздивитись поведінку температурного поля на рис.

2.6 і рис. 2.7.

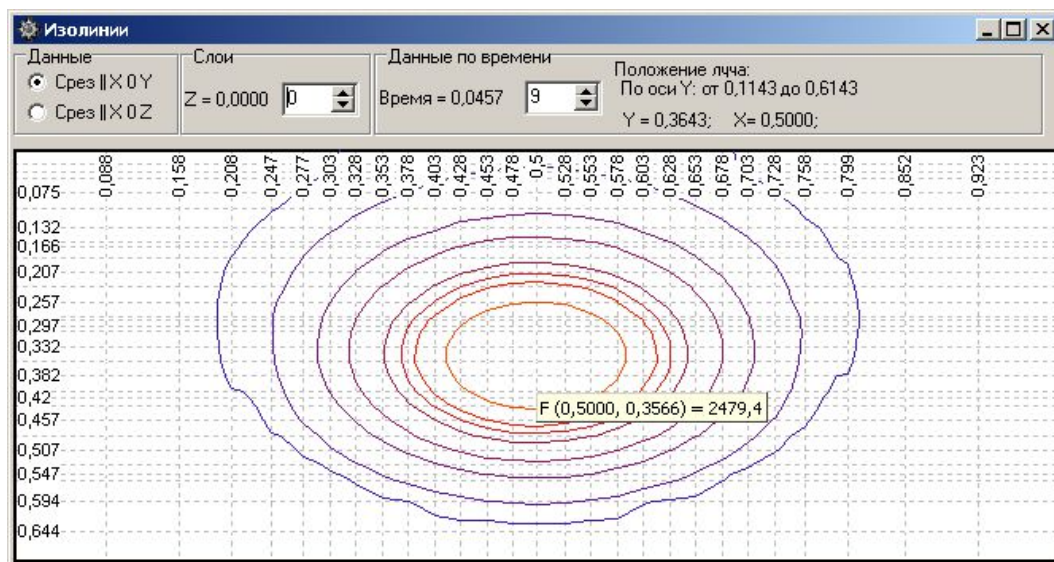
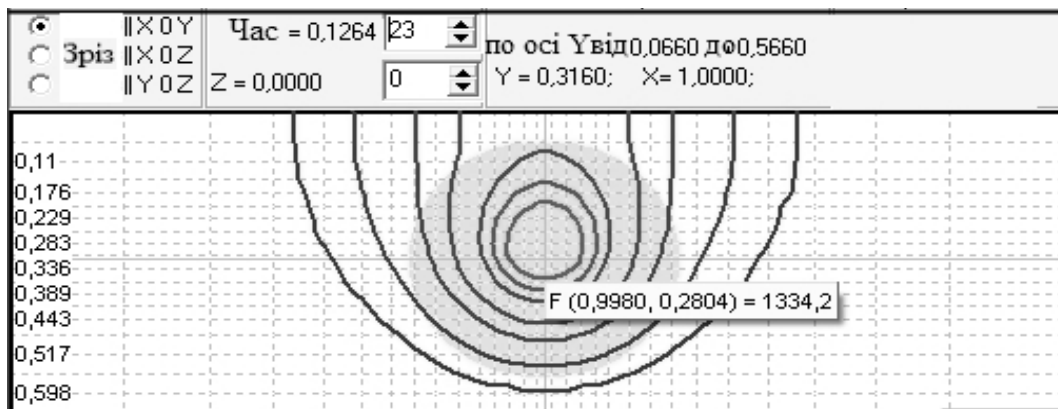


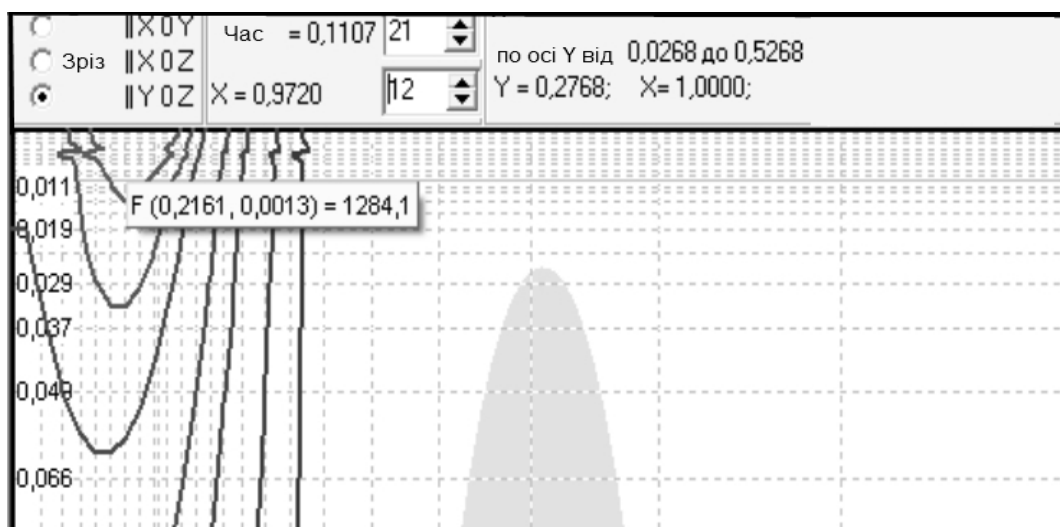
Рис. 2.7 - Изолінії температурного поля на поверхні обробки $\tau_9 = 0.0457$

З рис.2.7 видно, що центр променю вже встиг переміститися в іншу позицію.

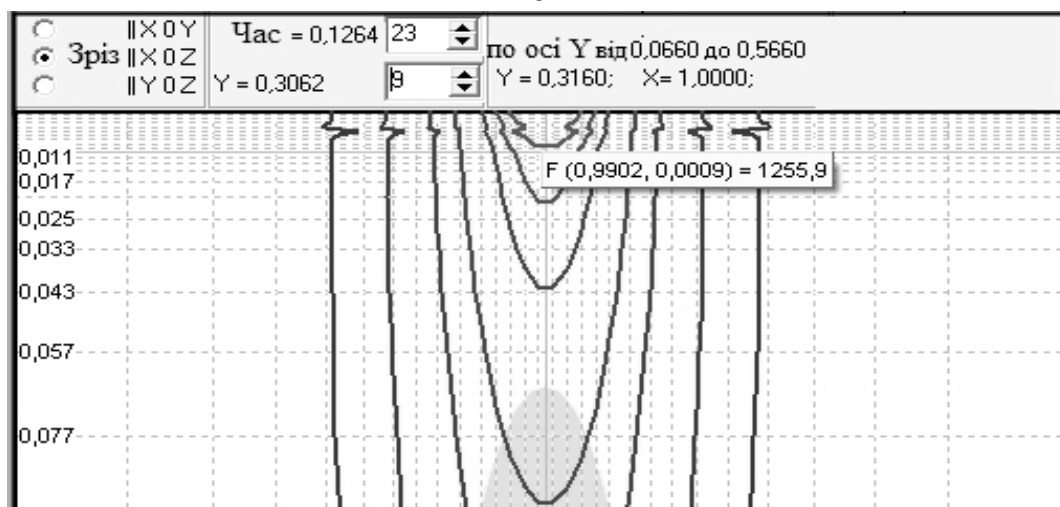
З отриманих результатів видно, що температура нагрівання знаходиться в межах $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$, як це було заплановано. Проте температура поверхні може трошки перевищувати температуру плавлення. З метою досягнення температури поверхні у межах $1250\text{--}1350\text{ }^{\circ}\text{C}$ та збереження температури нагріву на межі покриття з основою на рівні $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$, рекомендується спочатку збільшити діаметр зони фокусування, а потім зменшити потужність випромінювання. На рис. 2.8 а, б представлені розподіли температур у координатах XOY (а), XOZ (б), YOZ (в) для оптимального режиму лазерного нагрівання та подальшого термоциклювання.



а



б



в

а – переріз XOY, б - XOZ, в - YOZ ($\lambda = 1,06$ мкм, $P=1000$ Вт, $V=1$ м/хв)
 Рис. 2.8 – Розподіл температур при лазерному нагріванні

3.Економічні аспекти виготовлення/відновлення поверхней охолоджуваних лопаток газотурбінних двигунів згідно запропонованих методів та впровадження розробок у виробництво

3.1 Складові для ефективності розробки проектів виготовлення/відновлення поверхонь охолоджуваних лопаток газотурбінних двигунів та реалізація проекту виготовлення та відновлення охолоджуваних лопаток газотурбінних двигунів на ринку

В таблиці 3.1 наведено вартість матеріалів для виготовлення або відновлення лопаток авіаційних двигунів, які використовуються в газотурбінних системах авіації. Ці лопатки експлуатуються в різних атмосферних і кліматичних умовах та виготовляються для використання в газотурбінних системах авіації, а також для відновлення існуючих елементів.

Таблиця 3.1 – Ціни матеріалів для виготовлення/відновлення лопатки газотурбінного двигуна

Матеріал	Діаметр, мм	Вартість 1 м.п сталі, грн.		
		Україна	Польща	Німеччина
1	2	3	4	5
Сталь 50	8	45,5	85	119
Сталь 50РА	8	46,7	87,3	122,2
Сталь 30ХРА	8	44,6	83,4	116,8
Сталь 30ХМА	8	47	87,9	123

Постановка проблеми: відкрити підприємство, яке буде виготовляти та відновлювати охолоджувані лопатки газотурбінних двигунів і обробляти їх робочу поверхню за допомогою застосування лазерного випромінювання.

Маркетингове дослідження.

- Оскільки ця технологія є новаторською, на ринку ще не існують пропозиції щодо продажу зразків продукції, оброблених за допомогою лазерного термоцикування.

Оренда приміщення	Луценко											
Ремонт приміщення	Луценко, ф.підрядник											
Закупка обладнання	Луценко											
Закупка матеріалів	Луценко											
Налаштування виробництва	Луценко											
Пробний період випуску/ремонту лопаток	Луценко											

Кошторис і час початку роботи.

По приблизним підрахункам кошторис складає 225 000 USD + 30 % (непередбачувані затрати) = 300 000 USD.

Орієнтовний час запуску підприємства: 11 тижнів.

Висновки

1. У даній роботі було запропоновано та реалізовано можливість зварювання складних конструкцій охолоджуваних лопаток в процесі виготовлення, як за допомогою безперервного, так і імпульсного лазерного випромінювання.

2. Теоретично вирішено задачу теплопровідності, а експериментально підтвердили умови лазерної обробки та зварювання зразків матеріалу лопаток.

3. Проведено лазерну обробку зразків сталі/титану (матеріалу лопатки) за різних режимів опромінення як імпульсним, так і безперервним випромінюванням в широкому діапазоні значень. Здійснено дослідження опромінених зразків, визначено глибину і ширину зони структурно-фазових перетворень, проведено кількісне оцінювання та підготовку до досліджень.

4. Теоретично обґрунтовано та експериментально підтверджено можливість застосування лазерного випромінювання на матеріалах лопаток останнього покоління. для отримання складного профілю.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

- [1] Verde, C.; Sanchez-Parra, M. Monitorability Analysis for a Gas Turbine Using Structural Analysis. In *Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes* 2006; Elsevier: Amsterdam, The Netherlands, 2007; pp. 675-680.
 - [2]. Pattnaik, S.; Karunakar, D.B.; Jha, P.K. Developments in Investment Casting Process—A Review. *J. Mater. Process. Technol.* **2012**, *212*, 2332-2348. [Посилання]
 - [3]. EOS Turbine Blade. Available online: <https://www.eos.info/en/3d-printing-examples-applications/production-and-industry/turbomachinery-turbines> (accessed on 15 November 2021).
 - [4]. Jiang, R.; Kleer, R.; Piller, F.T. Predicting the Future of Additive Manufacturing: A Delphi Study on Economic and Societal Implications of 3D Printing for 2030. *Technol. Forecast. Soc. Chang.* **2017**, *117*, 84-97. [Посилання]
 - [5] Richardson, J.J.; Cui, J.; Bjornmalm, M.; Braunger, J.A.; Ejima, H.; Caruso, F. Innovation in Layer-by-Layer Assembly. *Chem. Rev.* 2016, *116*, 14828-14867. [Посилання] [PubMed]
 - [6]. Turbine Blade 1c. Available online: https://www.wikiwand.com/en/Turbine_blade (accessed on 15 November 2023).
 - [7]. Magerramova, L.; Vasilyev, B.; Kinzburskiy, V. Novel Designs of Turbine Blades for Additive Manufacturing. In Proceedings of the ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Seoul, Korea, 13-17 June 2016.
 - [8]. Additive Manufacturing Market. Available online: <https://www.researchcosmos.com/reports/additive-manufacturing-market/1170635782> (accessed on 15 November 2023).
 - [9]. GE Aviation Invests in Widespread Rollout of GE Additive Arcam EBM Technology to Support GE9X Blade Production. Available online: <https://www.ge.com/additive/press-releases/ge-aviation-invests-widespread-rollout-ge-additive-arcam-ebm-technology-support-ge9x> (accessed on 15 November 2023).
 - [10] Angel, N M; Basak, A On the Fabrication of Metallic Single Crystal Turbine Blades with a Commentary on Repair via Additive Manufacturing *J. Manuf. Mater. Process.* **2020**, *4*, 101 [Посилання]
 - [11] Lattime, S; Steinetz, B Turbine Engine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions In Proceedings of the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, Indiana, 7-10 July 2002.
 - [12] Chatterjee, B; Bhowmik, S Chapter 9—Evolution of Material Selection in Commercial Aviation Industry—A Review In *Sustainable Engineering Products*
-

and *Manufacturing Technologies*; Academic Press: Cambridge, MA, USA, 2019; pp 199-219 ISBN 978-0-12-816564-5 [Посилання]

[13] GE9X Commercial Aircraft Engine|GE Aviation Available online: <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge9x-commercial-aircraft-engine> (accessed on 15 November 2023)

[14] Aircraft Engine Blades Market—Growth, Trends, Covid-19 Impact, and Forecasts (2022-2027) Available online: <https://www.mordorintelligence.com/industry-reports/aircraft-engine-blades-market> (accessed on 15 November 2023)

[15] M88—Proven Performance and Reliability Available online: <https://www.safran-aircraft-engines.com/military-engines/training-and-combat-aircraft/m88> (accessed on 15 November 2023)

[16] Mertens, A I; Delahaye, J; Lecomte-Beckers, J Fusion-Based Additive Manufacturing for Processing Aluminum Alloys: State-of-the-Art and Challenges *Adv. Eng. Mater.* **2017**, *19*, 1700003 [Посилання]

[17] Singh, K Advanced Materials for Land Based Gas Turbines *Trans. Indian Inst. Met.* **2014**, *67*, 601-615 [Посилання]

[18] Langston, L S Powering Out of Trouble *Mech. Eng.* **2013**, *135*, 36-41 [Посилання]

[19] Wang, T 15—The Gas and Steam Turbines and Combined Cycle in IGCC Systems In *Integrated Gasification Combined Cycle (IGCC) Technologies*; Elsevier: Amsterdam, The Netherlands, 2017; pp 497-640 ISBN 978-0-08-100167-7 [Посилання]

[20] Chyu, M K; Siw, S C Recent Advances of Internal Cooling Techniques for Gas Turbine Airfoils *J. Therm. Sci. Eng. Appl.* **2013**, *5*, 2-12 [Посилання]

[21] Turbine Blade Internal Cooling Available online: https://www.wikiwand.com/en/Turbine_blade (accessed on 15 November 2023)

[22] Koff, B L Gas Turbine Technology Evolution: A Designers Perspective *J. Propuls. Power* **2004**, *20*, 577-595 [Посилання]

[23] Dai, S ; Xiao, Y ; He, L ; Jin, T ; Hou, P ; Zhang, Q ; Zhao, Z Computational Study of Plasma Actuator on Film Cooling Performance for Different Shaped Holes *AIP Adv.* **2015**, *5*, 67104 [Посилання]

[24] Turbine Blade External Cooling Available online: https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade (accessed on 15 November 2023)

[25] Blading, W C Variable Camber Blading Patent U S 3042371, 3 July 1962

[26] Suter, D P Blading for Rotors of Axial Compressors 1969 Patent DE1903642A1, 8 June 1969

[27] Ziegler, G D I Twisted and Tapered Blade for Axial Turbo Machinery Patent DE2144600A1, 15 March 1973

[28] Brown, R Guide Vanes for Supersonic Turbine Blades 1974 Patent U S

3837761A, 24 September 1974

- [29] Bliss, D B Method of and Apparatus for Preventing Leading Edge Shocks and Shock-Related Noise in Transonic and Supersonic Rotor Blades and the Like 1976 Patent U S 3989406A, 2 November 1976
 - [30] Kazin, S B ; Matta, R K Curved Blade Turbomachinery Noise Reduction 1978 Patent U S 4131387A, 26 December 1978
 - [31] Zips, R H ; Rynaski, C H ; Fulton, G B Fan Rotor Blades of Turbofan Engines 1986 Patent U S 4621979A, 11 November 1986
 - [32] Application filed by United Technologies Corp Rotor Assembly for Gas Turbine Engine 1982 Patent IL67806A, 31 October 1986
 - [33] Martin, J R Bowed Turbine Blade 1987 Patent U S 4682935A, 28 July 1987
 - [34] Braddy, B T ; Eldrid, S Q Turbine Blade with Tip Vent 1988 Patent U S 4761116A, 2 August 1988
 - [35] Brent, A Gregory Curvilinear Turbine Airfoi 1986 Patent U S 4826400A, 2 May 1989
 - [36] Wertz, T A ; Saltzman, G A ; Friedman, I L Turbine Blade with Restored Tip 1989 Patent U S 4808055A, 28 February 1989
 - [37] Mank, H Tran Free Standing Blade for Use in Low Pressure Steam Turbine 1991 Patent U S 5017091A, 21 May 1991
 - [38] John, W Magowan Coolable Rotor Blade Structure 1994 Patent WO1994012390A2, 9 June 1994
 - [39] Jurek, F ; Daniel, R Cornell Light Weight Steam Turbine Blade 1993 Patent U S 5352092A, 4 October 1994
 - [40] Lee, C P ; Pietraszkiewicz, E F ; Prakash, C ; Zerkle, R D Turbine Blade Having Tip Slot 1996 Patent U S 5503527A, 2 April 1996
 - [41] Thomas, A ; Frank, W ; HuberRobert, R ; SellersFriedrich, O Soechting Cooled Blades for a Gas Turbine Engine 1990 Patent AU684039B1, 4 December 1997
 - [42] Norbert, H ; Reinhard, D Niehuis Turbomachine Blade 1997 Patent EP0798447B1, 5 September 2001
 - [43] Auxier, T ; Hall, K ; McClelland, R Cooled Blades for a Gas Turbine Engine 1988 Patent AU684037B1, 4 December 1997
 - [44] Take Sato, Y Y Axial Flow Turbine Vane Device and Axial Flow Turbine 1990 Patent JP2753382B2, 20 May 1998
 - [45] Pepperman, L ; Pepperman, B Gas Turbine Blade with Cooled Platform 1998 Patent EP0777818B1, 14 October 1998
 - [46] Rowlands, P A Swept Fan Blade 2000 Patent U S 6071077A, 6 June 2000
 - [47] Wood, P ; Decker, J ; Steinmetz, T ; Mielke, M ; Seitzer, K Narrow Waist Vane
-

2001 Patent U S 6312219B1, 6 November 2001

- [48] Bauer, K Helicopter Rotor Blade with a Movable Flap 2001 Patent U S 6168379B1, 2 January 2001
 - [49] Chandraker, A Three Dimensional Blade 2004 Patent U S 20030086788A1, 23 March 2004
 - [50] Ganshaw, T J Stress Relieved Blade Support 2001 Patent U S 6183202B1, 6 February 2001
 - [51] Goodman, P J Tip Sealing for a Turbine Rotor Blade 2006 Patent GB2409006B, 17 May 2006
 - [52] Bagai, A Rotor Blade Pitch Control Assembly 2006 Patent U S 6984109B2, 10 January 2006
 - [53] Richard, S ; Chiurato, R Turbine Blade Pocket Shroud 2001 Patent CN100351495C, 28 November 2007
 - [54] Takahashi, C M Transonic Blade 2010 Patent U S 20100215503A1, 23 April 2013
 - [55] Sun, F.; Chaudhry, Z.; Yeh, J.; O'Callaghan, M.; Jonsson, U.; Wake, B.; Dold, R. Hybrid Actuator for Helicopter Rotor Blade Control Flaps 2008. Patent U.S. 7762770B2, 27 July 2010.
 - [56] Wood, P.; Falk, E.; Dailey, L. Advanced Booster Rotor Blade 2011. Patent U.S. 7967571B2, 28 June 2011.
 - [57] Kilaras, M.S. Vortex Dynamics Turbine 2011. Patent U.S. 20110229321A1, 22 September 2011.
 - [58] Fred, T.; Willett, J. Turbines and Turbine Blade Winglets 2013. Patent U.S. 8414265B2, 9 April 2013.
 - [59] Suciu, G.L.; James, D.H.; Gary, M.S. Reverse Cavity Blade for a Gas Turbine Engine 2010. Patent U.S. 8740567B2, 3 June 2014.
 - [60] Penny, C.; Gustafson, R. Turbomachine Blade with Tip Flare 2013. Patent U.S. 8894376B2, 25 November 2014.
 - [61] Hoebel, M.; Ambrosy, G.; Reinert, F.; Barril, S. Wear-Resistant and Oxidation-Resistant Turbine Blade 2015. Patent EP2316988B1, 8 July 2015.
 - [62] Chouhan, R.; Bommanakatte, H.; Soni, S.; Jayana, S.G.; Kareff, S.A. Fillet for Use with a Turbine Rotor Blade Tip Shroud 2014. Patent U.S. 9322282B2, 26 April 2016.
 - [63] Wunderer, R. Blade Cascade and Turbomachine 2013. Patent U.S. 9404368B2, 2 August 2016.
 - [64] Craig, K.; Joseph, B.; Alisha, K. Turbine Blade with Contoured Platform 2011. Patent CA2771349C, 5 September 2017.
 - [65] Jones, M.A.; Brozyna, L.L. Turbine Blade Centroid Shifting Method and System 2017. Patent U.S. 9995144B2, 12 June 2018.
-

- [66]ПУЕ-2017. Правила улаштування електроустановок. – К.: Міненерговугілля України, 2017. – 617 с.
- [67] ДСТУ Б В.1.1-36:2016 Визначення категорій приміщень, будинків, установок за вибухопожежною та пожежною небезпекою.
- [68] ДСТУ 8828:2019 Пожежна безпека. Загальні положення.
- [69] ДБН В.1.1-7:2016 Пожежна безпека об'єктів будівництва. Загальні вимоги.
- [70] ДБН В.2.5-28-2006. Природне і штучне освітлення.
- [71] ДСН 3.3.6.037-99. Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку.
- [72] ДСТУ EN 60825-1:2019 Безпека лазерних виробів. Частина 1. Класифікація обладнання та вимоги (EN 60825-1:2014, IDT; IEC 60825-1:2014, IDT)
- [73] ДСТУ EN 175-2001. Засоби індивідуального захисту очей та обличчя під час зварювальних та споріднених процесів.
- [74] ДСН 3.3.6.042-99. Державні санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень.
- [75] ДБН В.2.5-67:2013. Опалення, вентиляція та кондиціонування.
- [76] ДСТУ 3941-2000 Лазерна безпека. Терміни та визначення.
- [77] НАПБ Б.03.002-2007. Визначення категорії приміщень, будинків там зовнішніх установок за вибухопожежною та пожежною небезпекою.
- [78] Положення щодо розробки планів локалізації та ліквідації аварійних ситуацій і аварій, № 424/3717 від 30.06.1999 р.
- [79] ДСТУ 3273-95. Безпечність промислових підприємств. Загальні положення та вимоги.
- [80] ДНАОП 0.00-1.21-98. Правила безпечної експлуатації електроустановок споживачів.
- [81] Э.Ф. Штапенко Лазерно-стимулированное электроосаждение никелевых пленок. Металлофизика и нов. технол. 2007. 29. №3. С. 317 – 323.
-

- [82] О.В. Чудина Комбинированная технология поверхностного упрочнения с использованием лазерного легирования и азотирования. Методы упрочнения поверхностей деталей машин: сб. М.: 2008. С. 381 – 394.
- [83] М.А. Глебова, А.Б. Корнев, В.В. Глебов и др. Повышение качества газотермических покрытий при термической обработке токами высокой частоты и лазерным лучом. Сварочное производство 2004. №6. С.43 – 46.
- [84] А.В. Беззубко Модификация структуры и свойств газотермических покрытий с помощью электронно-лучевой обработки. Физ. и хим. Высокоэнергетических систем: сб. матер. 3 конф. Томск: 2007. С. 403 – 406.
- [85] Luo Hong, Liu Jiajun, Liu Fen et al. Влияние лазерного упрочнения за счет фазового превращения на ионно-азотированный слой. Chin. J. Lasers. A. 1995. 22, №4. С. 313 – 316.
- [86] Покрытия и их использование в технике. Прочность материалов и конструкций: под ред. В.Т. Трощенко. К.: 2006. С. 981 – 1074.
- [87] А.И. Шевцов, В.А. Оковитый, В.В. Клечко Структура и свойства газотермических композиционных покрытий, обработанных импульсами лазерного излучения. Порошковая металлургия, 2010. №33. С. 289 – 296.
- [88] В.С. Голубев Лазерное оплавление газотермических покрытий. «Разработка и применение технологий, оборудования и материалов для газотермических процессов нанесения защитных покрытий»: тезисы науч.-практ. конф. Минск: 1990. С. 38.
- [89] В.А Клименов, В.П. Безбородов Физические основы лазерной и ультразвуковой обработки газотермических покрытий. Разработка и применение технол., оборуд, и материалы для газотерм. процессов нанесения защит. покрытий: тезисы науч.-практ. конф. Минск: 1990. С. 8 – 9.
- [90] Технологические основы электротермической обработки стали/ В.Н. Гриднев, Ю.Я. Мешков, С.П. Ошкадеров, Н.Ф. Черненко // Киев, Наукова думка, 1977.- 205с.
-

- [91] Л.Ф.Головко, О.Д. Кагляк, В.В. Романенко, М.С. Блощин. Застосування лазерного термоцикування для підвищення якості плазмових зносостійких покриттів / Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2022.

ДОДАТКИ

Додаток №1

Table 1. Еволюція конструкції лопатки турбіни. [25]

Номер патенту	Рік публікації	Назва патенту	Опис патенту	Посиланн
US3042371	1962	Variable camber balding	Змінний розвал лопаток турбіни використовується	[25]
DE1903642A1	1970	Blading for rotors of axial compressor	Удосконалення лезової системи, аксіального компресора	[26]
DE2144600A1	1973	Twisted and tapered blade for axial turbomachinery	Лопатка виконана в аеродинамічному стилі	[27]
US3837761A	1974	Guide vanes for supersonic turbine blades	Направляючі лопаток кріпляться до сусідніх лопатей через бандажне кільце, яке має збіжно-розбіжний отвір.	[28]
US3989406A	1976	Method of and apparatus for preventing leading edge shocks and shock related noise in transonic and supersonic rotor blades	Спосіб запобігання провідним ударам, які спостерігаються в лопатках, що працюють у трансзвукових і надзвукових умовах, і шуму, пов'язаного з ударами	[29]
US4131387A	1978	Curved blade turbomachinery noise reduction	Конструкція для максимального послаблення звуку за рахунок розширення лопаток, розташованих	[30]
US4621979A	1986	Fan rotor blades of turbofan engines	Коренева частина лопатки вентилятора має дугоподібну форму	[31]
IL67806A	1986	Rotor assembly for gas turbine engine	Ущільнення простору між лопаткою ротора та корпусом двигуна	[32]
US4682935A	1987	Bowed turbine blade	Частина аеродинамічного профілю створює стискаючий компонент напруження під час згинання через відцентрову силу	[33]
US4761116A	1988	Turbine blade with tip vent	Охолоджуючі рідини подаються у внутрішні порожнини лопаток для охолодження лопатки під час роботи	[34]
US4826400A	1989	Curvilinear turbine airfoil	Одна конструкція аеродинамічного профілю, яка складається зі сторони тиску та сторони всмоктування, вигнутих по колу назовні в напрямку, куди звернена сторона всмоктування	[35]
US4808055A	1989	Turbine blade with restored tip	Зношений наконечник турбінної лопатки відновлюється шляхом нанесення на нього металургійно скріпленої зносостійкої поверхні.	[36]

Table 1. Еволюція конструкції лопатки турбіни. [25] (продовження).

Номер патенту	Рік публікації	Назва патенту	Опис патенту	Посиланн
US5017091A	1991	Free-standing blade for use in low pressure steam turbine	Конструкція, яка дозволяє уникнути механічної обробки частини лопатки шляхом складання в ряд	[37]
WO1994012390A2	1994	Coolable rotor blade structure	Центр ваги секцій профілю зміщується вперед назовні, щоб зменшити напруги в області задньої кромки.	[38]
US5352092A	1994	Light weight steam turbine blade	Площа кривизни лопатки змінюється в міру того, як регулюється точка перегину через наявність високого кута	[39]
US5503527A	1996	Turbine blade having tip slot	Аеродинамічний профіль із першою та другою бічними стінками, з'єднаними між собою передньою та задньою	[40]
AU684039B1	1997	Cooled blades for a gas turbine engine preventing or minimizing internal leakage	Ущільнювальний газ використовується для ущільнення зазору між кінчиками лопаток ротора турбіни та статором	[41]
EP0798447B1	1997	Turbomachine blade	Індивідуальні розрізи профілю адаптовані до радіально змінного кута потоку та умов. Форма аеродинамічного профілю визначається нарізанням різблення окремих прорізів профілю	[42]
AU684037B1	1997	Cooled blades for a gas turbine engine	Конвекційне охолодження	[43]
JP2753382B2	1998	Axial flow turbine vane device and axial flow turbine	Удосконалення нерухомої лопатки турбіни з осьовим потоком, а точніше вдосконалення нерухомої лопатки, розташованої в збільшеному потоковому каналі	[44]
EP0777818B1	1998	Gas turbine blade with cooled platform	Використовуючи стиснене повітря для охолодження платформи з коренем лопатки	[45]
US6071077A	2000	Swept fan blade	Лезо складається з передньої кромки, стрілоподібної вперед біля втулки	[46]
US6312219B1	2001	Narrow waist vane	Лопатка статора включає натискну та всмоктувальну сторони, що простягаються серцево між передньою та задньою кромками та позовжно між коренем та наконечником. Лопатні стріли йдуть по хорді до талії між	[47]
US6168379B1	2001	Helicopter rotor blade with a movable flap	З'єднання приводу містить волокнисте з'єднання між стрижнем і плечем важеля для передачі приводної сили на заслінку або відповідну частину заслінки. Ця функція дає можливість активувати відхилення клапана вгору та вниз, використовуючи лише сили натягу	[48]

Table 1. Cont.

Номер патенту	Рік публікації	Назва патенту	Опис патенту	Посилання
US20030086788A 1	2003	Three dimensional blade	Удосконалена тривимірна лопатка для осьової парової турбіни, що містить передню кромку з кутом вхідного потоку та задню кромку з кутом витікання, поверхню тиску, поверхню всмоктування та хорду, яка є лінією, що з'єднує передню та задню кромки	[49]
US6183202B1	2006	Stress relieved blade support	Надаються рельєфні канавки для зменшення жорсткості на трьох контактних краях між поверхнями тиску для зменшення пікового	[50]
GB2409006B	2006	Tip sealing for a turbine rotor blade	Запобігання або мінімізація внутрішнього витoku робочої рідини (наприклад, між ступенями для ущільнення простору між кінчиками лопатей ротора та статором за допомогою ущільнювальної рідини)	[51]
US6984109B2	2006	Rotor blade pitch control assembly	Сервозакрилок задньої кромки розташований на кронштейні сервозакрилка задньої кромки, з'єднаному з заслінкою задньої кромки. Для нахилу лопаті ротора сервозакрилок задньої кромки нахилиється в напрямку, протилежному бажаному напрямку нахилу закрилка	[52]
CN100351495C	2007	Turbine blade pocket shroud	Розкрито покращену лопатку газової турбіни, яка використовує кожух на кінці лопаті з конічними кишеними в кожусі для усунення надмірної ваги від кожуха, не знижуючи при цьому напруги на вигин кожуха	[53]
US20100215503A 1	2010	Transonic blade	Забезпечте трансзвукову лопатку, яка може зменшити локальну напругу на поверхні поперечного перерізу втулки, одночасно досягаючи зменшення втрат при ударі в результаті ударної хвилі на поверхні поперечного перерізу	[54]
US7762770B2	2010	Hybrid actuator for helicopter rotor blade control flaps	Вбудований гібридний привод для заслінок керування лопатками гвинта	[55]
US7967571B2	2011	Advanced booster rotor blade	Кут розгортки збільшується від кореня як перше розташування висоти при першій швидкості зміни кута розгортки	[56]
US20110229321A 1	2011	Vortex dynamics turbine	Активне та/або пасивне керування циркуляцією потоку навколо аеродинамічного профілю, а також передачею імпульсу потоку поблизу підйомної поверхні для покращення його аеродинамічних/гідродинамічних характеристик	[57]
US8414265B2	2013	Turbines and turbine blade winglets	Представлено Winglet	[58]
US8740567B2	2014	Reverse cavity blade for a gas turbine engine	Включає визначення порожнини, яка простягається від секції наконечника аеродинамічного профілю до кореневої частини секції аеродинамічного профілю лопатки турбіни	[59]

Table 1. Cont.

Номер патенту	Рік публікації	Назва патенту	Опис патенту	Посиланн
US8894376B2	2014	Turbomachine blade with tip flare	Включає систему турбомашини, яка включає в себе безліч лопатей турбомашини, з'єднаних з ротором, причому кожна лопатка турбомашини має базову частину лопаті та розширену частину кінчика лопаті, розширену відносно частини основи лопатки.	[60]
EP2316988B1	2015	Wear-resistant and oxidation-resistant turbine blade	Використання абразивного та стійкого до окислення матеріалу на лопатки турбіни	[61]
US9322282B2	2016	Fillet for use with a turbine rotor blade tip shroud	Змінна профілю зрізу навколо перетину як функція аеродинамічного повітряного потоку навколо перетину	[62]
US9404368B2	2016	Blade cascade and turbomachine	Каскад лопаток для турбомашини, що має безліч лопаток, розташованих одна біля одної в периферійному напрямку, принаймні дві лопатки, що мають варіант для створення асиметричного потоку в задній частині, а також турбомашини з асиметричним каскадом лопаток, який є підключений вище за течією від іншого каскаду лопаток	[63]
CA2771349C	2017	Turbine blade with contoured platform	Контуровання траєкторії потоку дуже специфічне для двох конкретних ступенів турбіни, і його нелегко перенести на різні ступені, ефективність і продуктивність яких можуть бути	[64]
US9995144B2	2018	Turbine blade centroid shifting method and system	Розкривається обертова лопатка турбіни, яка налаштовує власну частоту лопатки, що змінює другу ефективну довжину потоку лопатки, тим самим змінюючи відстань між першою власною частотою та другою власною частотою лопатки.	[65]
US10443392B2	2019	Optimized aerodynamic profile for a turbine vane, in particular for a nozzle of the second stage of a turbine	Семиступеневий профіль повинен дозволити турбіні забезпечити бажану ефективність; щоб збільшити потік повітря навколо профілю звуку в робочому спектрі турбіни	[66]
EP2725194B1	2020	Deutschland Ltd. & Co KG Turbine rotor blade of a gas turbine	Форма (кут дотичної) окружного або переривчастого ущільнювального краю розроблена залежно від довжини профілю таким чином, щоб розділення потоку відбувалося в бажаних положеннях, а в інших положеннях уникали розділення потоку.	[67]

Додаток №2 Розрахунки режимів зварювання

При оптимальних режимах зварювання витрати енергії на випаровування повинні бути мінімальними, щоб реактивний тиск парів ефективно видаляв розплавлену масу з передньої стінки каналу. Тоді, враховуючи закони

збереження енергії і маси розплаву, можна записати цей процес.

$$\eta_{np} P_l = h v_{cv} dE + h v_{cv} 2\sqrt{a\tau} E \quad (1)$$

де η_{np} - ККД проплавлення (повний тепловий ККД)

P_l - потужність лазерного променя

h - глибина проплавлення

d - діаметр променя

$$E = \rho [c(T_{кип} - T_{пл}) + H_{пл}]$$

$2\sqrt{a\tau}$ -- розмір поширення розплавленої фази в напрямку, перпендикулярному площині шва

$\tau = \frac{d}{v_{cv}}$ - час впливу теплового джерела на зону обробки;

v_{cv} - швидкість зварювання;

$a, \rho, c, H_{пл}$ - відповідно температуропровідність при $T \approx T_{пл}$, густина, теплоємність і схована теплота плавлення.

Звідси

$$\eta_{np} = \frac{h v_{cv} dE}{P_l} \left(1 + 2\sqrt{\frac{a}{d v_{cv}}} \right) \quad (2)$$

Експериментальне визначення η_{np} не є складним процесом і включає в себе вимірювання площі поперечного перерізу шва для кожного режиму зварювання. Для цього проводять вимірювання розмірів шва та обчислюють його площу.

Обчислення обсягу розплавленого металу в одиницю часу в звареному шві може бути виконано шляхом множення цього обсягу на теплосодержание розплавленого металу та його подальше віднесення до потужності лазерного променя.

В даному випадку враховували тільки витрати енергії випромінювання на переплавлення і перенесення розплаву (за рахунок реактивної сили парового потоку при нагріванні до температури кипіння). Однак не враховували втрати

енергії випромінювання, які виявляються в матеріалі і відводяться від зварного шва за рахунок теплопровідності.

Запишемо закон збереження енергії, виділеної в металі при зварюванні в безперервному режимі:

$$\eta_{эф} P_{л} = h\nu_{св} dE + h\nu 2\sqrt{\frac{ad}{\nu_{св}}} E + \beta h\nu_{св} 2\sqrt{\frac{ad}{\nu_{св}}} E' \quad (3)$$

де $E' = c\rho(T_{пл} - T_0)$

$\eta_{эф}$ - ефективний ККД процесу зварювання;

T_0 - Температура навколишнього середовища ($\approx 20^\circ\text{C}$).

Після деякого спрощення вираження (3) можна отримати:

$$\eta_{эф} = \eta_{np} \left(1 + \frac{2\beta \frac{E'}{E} \sqrt{\frac{a}{d\nu_{св}}}}{1 + 2\sqrt{\frac{a}{d\nu_{св}}}} \right) \quad (4)$$

де $\beta = 1$ - певний коефіцієнт.

Для більш точного визначення коефіцієнта β необхідно вирішити складну неоднорідність завдання перенесення розплаву з урахуванням фазового переходу.

при великих $\nu_{св}$, коли $\frac{4a}{d\nu_{св}} < 1$ вираз (4) можна записати у вигляді:

$$\eta_{эф} = \eta_{np} \left(1 + 2\sqrt{\frac{a}{d\nu_{св}}} \right) \quad (5)$$

Залежність ККД процесу зварювання в безперервному режимі від швидкості зварювання

Таблиця 1.

ККД	Швидкість зварювання мм / с				
	10	20	30	40	50

$\eta_{пр}$	0,30	0,37	0,42	0,43	0,44
$\eta_{эф}$	0,69	0,71	0,73	0,71	0,69

величина $\eta_{эф}$ залежить насамперед від коефіцієнта поглинання лазерного випромінювання матеріалом, форми парогозового каналу і розподілу інтенсивності в фокальному плямі. В діапазоні інтенсивностей, прийнятних для зварювання ($\approx 10^5 - 10^6 \text{ Вт/см}^2$) $\eta_{эф}$ практично не залежить від середньої потужності лазерного випромінювання. Таким чином, в достатній для практики інтервалі зміни швидкості зварювання $\eta_{эф}$ є константою для даної оптичної системи лазерної установки і даного матеріалу.

При спільному рішенні рівнянь (2) і (5) можна отримати вираз для визначення проплавляючої здатності при лазерній зварюванні в безперервному режимі:

$$\left(\frac{h}{P_l}\right)_{непр} = \frac{\eta_{эф}}{E} \frac{1}{dv_{св}} \frac{1}{\left(1 + 2\sqrt{\frac{a}{dv_{св}}}\right)^2} \quad (6)$$

Універсальне вираз для оцінки граничної проплавляючої здатності в безперервному режимі має вигляд:

$$\left(\frac{h}{P_l}\right)_{непр.мах} = \frac{\eta_{эф}}{4aE} \quad (7)$$

Вивчення виразів для оцінки параметрів при лазерному зварюванні в імпульсно-періодичному режимі (ІПР) представляє практичний інтерес, оскільки цей режим суттєво підвищує продуктивність процесу. Закон збереження енергії лазерного променя для маси розплаву в ІПР аналогічний вищезазначеному для безперервного режиму, тобто:

$$\eta_{пр.ІПР} = \frac{h\nu_{св} dE}{P_{л.ср}} \left(1 + 2\sqrt{\frac{a}{dv_{св} G}}\right) \quad (8)$$

де $P_{л.ср}$ - середня потужність лазерного променя в ІПР;

$G = (f\tau_{имп})^{-1}$ - шпаруватість ІПР;

$\tau_{\text{имп}}$ - тривалість імпульсу;

f - частота проходження імпульсів.

для залежності $\eta_{\text{пр}}(v_{\text{св}})$ з хорошою точністю виконання виразу для $\eta_{\text{эф}}$ в ППР (таб.2)

$$\eta_{\text{эфИППР}} = \eta_{\text{пр.ИППР}} \left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{dv_{\text{св}} G}} \right) \quad (9)$$

Залежність ККД процесу зварювання в імпульсно періодичному режимі від швидкості зварювання

Таблиця 2.

ККД при ППР зварювання	Швидкість зварювання мм / с						
	2	5	10	15	20	25	30
$\eta_{\text{прИППР}}$	0,2 1	0,2 8	0,3 4	0,36	0,37	0,38	0,38
$\eta_{\text{эфИППР}}$	0,5 1	0,5 3	0,5 6	0,55	0,53	0,54	0,52

Кілька менших значень, $\eta_{\text{эфИППР}}$ порівняно з безперервним режимом, можуть бути пояснені, можливо, через зменшення середньої температури розплавленого шару в парогазовому каналі, який поглинає лазерне випромінювання. Це спричиняє зниження коефіцієнта поглиблення лазерного випромінювання і зміну співвідношення між рідкою і парогазовою фазами. Також слід відзначити можливий вплив зміни форми парогазового каналу і розподілу інтенсивності в фокальному плямі при генерації лазерного випромінювання в імпульсно-періодичному режимі.

Вираз для визначення проплавляючої здатності в ППР має вигляд:

$$\left(\frac{h}{P_{\text{л.ср}}} \right) = \frac{\eta_{\text{эф.ИППР}}}{E} \frac{1}{dv_{\text{св}}} \frac{1}{\left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{dv_{\text{св}} G}} \right)^2}$$

а граничної проплавляючої властивості-

$$\left(\frac{h}{P_{\text{л.ср}}} \right)_{\text{ИППР max}} = \frac{\eta_{\text{эфG}}}{4aE} \quad (11)$$

Таким чином, технологічно використання ППР напрямки перспективно для зменшення $\eta_{\text{св}}$, Оскільки дозволяє приблизно в G разів збільшити проплавлення здатність в порівнянні з безперервним режимом.

Оскільки це дозволяє збільшити здатність до проплавлення приблизно в G разів порівняно з безперервним режимом, навіть при великій швидкості зварювання (10 мм/с), проплавляюча здатність при імпульсно-періодичному режимі вдвічі перевищує відповідну величину у безперервному режимі. Крім того, для перевищує безперервне випромінювання. Значне зменшення шпарованості при збереженні достатньої середньої потужності неможливо, оскільки в цьому випадку імпульсна інтенсивність випромінювання може перевищити поріг пробою металевих парів, що істотно погіршить якість швів.

Важливо враховувати, що вирази (5), (6), (8), (9) залишаються чинними тільки для досить великих швидкостей зварювання. Проте експерименти підтверджують, що ці формули також ефективні при малих швидкостях. Важливо відзначити, що вони забезпечують високу точність і є придатними для практичного застосування.

Спільне рішення рівнянь (9) і (10), а також (5) і (6) дозволяє отримати вираз

для оцінки коефіцієнта $\frac{h}{d}$:

$$\frac{h}{d} = \frac{P_{\text{л.ср}}}{d^2 v_{\text{св}} E} \frac{\eta_{\text{эф}}}{\left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{d v_{\text{св}} G}}\right)^2} \quad (12)$$

Тут $G = 1$ відповідає безперервному режиму. Вважаючи розподіл інтенсивності випромінювання в фокальній плямі рівномірним по перерізу, з виразу (12) отримуємо:

$$\frac{h}{d} = \frac{\pi}{4} \frac{I_{\text{ср}}}{v_{\text{св}} E} \frac{\eta_{\text{эф}}}{\left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{d v_{\text{св}} G}}\right)^2} \quad (13)$$

З виразу (13) випливає, що при однакових середньої інтенсивності I_{cp} і швидкості зварювання v_{cv} коефіцієнт $\frac{h}{d}$ в ППР вище, ніж в безперервному.

Вираз для оцінки граничного значення коефіцієнта буде мати вигляд:

$$\left(\frac{h}{d}\right)_{\max} = \frac{\pi}{4} \frac{\eta_{эф} d}{4aE} G I_{cp} = \frac{\pi}{16} \frac{\eta_{эф}}{aE} I_{имп} \leq \frac{\pi}{16} \frac{d \eta_{эф}}{aE} I^* \quad (14)$$

де $I_{имп}$ - інтенсивність випромінювання в імпульсі;

I^* - максимальна інтенсивність, що не погіршує якість зварних швів.

Представлені формули (1) - (14) виникають з інтегрального підходу до розгляду процесу взаємодії випромінювання з матеріалом під час лазерного зварювання. Аналіз цієї взаємодії дозволяє здійснити просту оцінку для v_{cv} , необхідної для отримання заданої глибини проплавлення. При впливі імпульсу випромінювання і розмірі зони розплаву $\sim 2\sqrt{a\tau_{имп}}$ глибина каналу:

$$h \approx \frac{\gamma d}{v_{cv}} f 2\sqrt{a\tau_{имп}} \quad (15)$$

де коефіцієнт $\gamma \approx 1$ визначається розподілом інтенсивності в фокальному плямі, коефіцієнт $G = 1$ відповідає безперервному режиму. Враховуючи що

$f = \frac{1}{G\tau_{имп}}$ отримаємо:

$$v_{cv} \approx \gamma \frac{d}{h} 2\sqrt{\frac{fa}{G}} \propto \frac{d}{h} \quad (16)$$

Для збільшення коефіцієнта $\frac{h}{d}$ необхідно зменшити v_{cv} .

Завдяки високій частоті імпульсів, поверхня каналу не має часу достатньо охолонути протягом періоду паузи, що впливає на температуру під час наступного імпульсу. На певній відстані від поверхні каналу встановлюється стаціонарна температура:

$$T = \frac{P}{2\pi\lambda_T h} \ln \frac{h}{r_s + \sqrt{\frac{4a}{f}}} \quad (17)$$

де P - середня потужність лазерного випромінювання;

h - глибина проплавлення;

r_l - радіус променя;

f - частота проходження імпульсів.

Максимальна глибина проплавлення буде збільшуватися із зростанням частоти і може бути визначена за формулою:

$$h_{\max} = \frac{W}{\pi d \sqrt{a \tau c \gamma T_k}} + \frac{P}{2\pi \lambda_T T_k} \ln \frac{h}{r_l + \sqrt{\frac{4a}{f}}} \quad (18)$$

де W - енергія імпульсу лазерного випромінювання;

r_l - радіус променя;

d - середній діаметр каналу.

Другий доданок у формулі (18) збігається з виразом для глибини проплавлення при безперервному випромінюванні, що означає, що при малих швидкостях зварювання здатність до проплавлення при імпульсно-періодичному випромінюванні вища, ніж при безперервному. Характерну швидкість переміщення, при якій питомі витрати на проплавлення імпульсно-періодичним випромінюванням значно зростають, можна визначити за умови, що за один імпульс випромінювання в середньому видаляється шар речовини, що дорівнює $\sqrt{a\tau}$. Звідси отримуємо

$$v_{св\approx} \approx \alpha f \sqrt{a\tau}, \quad (19)$$

де $\alpha \approx 0,1$ - коефіцієнт, що враховує різницю в енергії, що поглинається на передній і задній стінках каналу.

Розрахунок, проведений за цією формулою, визначає діапазон швидкостей від 0,5 до 1,0 мм/с. У випадку імпульсно-періодичного зварювання, подібно до безперервного лазерного зварювання, над поверхнею ванни існує яскравий освітлювальний факел, що екранує випромінювання. Однак у відмінну від безперервного режиму, плазма утворюється та релаксує періодично під впливом енергії імпульсів з частотою їх проходження.

Додаток №3 Розділ охорони праці

Персонал складається з оператора (ЛТК), монтажник – налагоджувальник (ЛТК).

Лазер потужністю 1,5 кВт належить до 4 класу небезпеки генеруючого випромінювання, тобто наш лазер належить до таких, вихідне випромінювання яких становить небезпеку при опроміненні шкіри дифузійно-відбивним випромінюванням від дифузійно-відбиваючої поверхні.

Використання лазерних технологій приводить до утворення комплексу небезпечних і шкідливих виробничих факторів, що впливають на персонал, що обслуговує лазерні установки або перебуває в одному приміщенні із працюючими лазерними установками.

У зв'язку із цим, в умовах застосування лазерів досить актуальні розробка й виконання відповідних мір і вимог, що забезпечують безпеку працюючого персоналу, що у цей час є однією із серйозних проблем охорони праці.

4.1 Небезпечні й шкідливі виробничі фактори

У відповідності зі Сніп 2392-81 і ГОСТ 12.1.040-83 лазерні установки по ступені небезпеки випромінювання, яке генеруємого підрозділяються на чотири класи. При визначенні приналежності лазерного технологічного лазера до того або іншого класу по ступені небезпеки необхідно враховувати просторовий розподіл (спрямоване, відбите, сфальцьоване, колімоване, розфокусування) і тривалість впливу пучка лазерного випромінювання.

Вплив випромінювання на біологічні об'єкти залежить від щільності потужності (енергії) випромінювання, часу опромінення, довжини хвилі, тривалості й частоти проходження імпульсів. З позиції ступеня небезпеки лазери класифікуються по здатності первинного або вторинного (відбитого) випромінювання викликати біологічно значимі ушкодження очей і шкіри.

Застосовуваний у даному дипломі випромінювач ставиться до IV класу, тому що довжина хвилі випромінювання дорівнює $\lambda = 10,6 \text{ мкм}$; потужність, що генерується $P=1500 \text{ Вт}$. До цього класу ставляться лазери, вихідне випромінювання яких становлять небезпеку при опроміненні шкіри дифузною відбитим випромінюванням на відстані 10см від дифузною, що відбиває поверхні.

При експлуатації лазерного технологічного комплексу обслуговуючий персонал може піддаватися впливу комплексу небезпечних і шкідливих факторів, кількість й інтенсивність яких залежать від просторово-енергетичних характеристик випромінювача, умов експлуатації й конструктивних особливостей випромінювача.

Небезпечні й шкідливі виробничі фактори розділяються на основні й супутні. До основних небезпечних і шкідливих факторів відносяться монохроматичне когерентне випромінювання лазера й паразитні випромінювання (відбите й неуважне), а до супутньої - фактори, які виникають у робочій зоні при проведенні операцій наплавлення.

До них ставляться:

- утворення інтенсивного електричного поля в зоні обробки приводить до виникнення згустку високо іонізованої високотемпературної плазми, що у свою чергу, є джерелом м'якого рентгенівського випромінювання з довжиною хвилі порядком 1,0 нм;
- турбулентність атмосфери, викликувана струменем газу, що подає наплавочний матеріал у зону обробки викликає блукання променям, його розсіювання й сцинтиляцію (перерозподіл енергії усередині променях), що приводить до збільшення рівня опромінення поблизу осі випромінювання;
- висока напруга, наявне на зарядних пристроях, що харчують батарею конденсаторів великої ємності, які після розряду зберігають залишкова напруга високого потенціалу й напруга в ланцюгах керування;

- в результаті радіолізу повітря, що виникає при високих густинах потужності випромінювання й іонізації повітря іонізуючими випромінюванням утворюються озон, оксиди азоту й інших газів, що викликають загазованість робочої зони;

- в результаті випару матеріалу підкладки й наплавочного матеріалу при проведенні технологічного процесу утворюються оксиди вуглецю, шкідливі газові домішки й пари летучих органічних сполуки;

- оксиди елементів, що входять до складу основного й наплавочного матеріалу, що руйнуються під впливом лазерного випромінювання, виділяються в повітря й створюють аерозолі дезінтеграції й конденсації;

- при роботі лазерної технологічної установки виникають звукові, ультразвукові й інфразвукові коливання високої інтенсивності, а при роботі механічного затвора, при переміщенні фокусуючої системи, при обертанні деталі в процесі обробки - шум.

4.2 Освітлення

При роботі на лазерній установці, освітленість приміщення має бути не менш 200 люкс – для 3 розряду зорових робіт.

Приміщення де розташована лазерна установка, освітлюється люмінесцентними лампами низького тиску ДБН В 2.5-28-2006 D=30 мм. Необхідна кількість ламп N=10 штук.

Колір фарбування стін-світлий, що сприяє створенню рівномірного освітлення й розподілу яскравості в полі зору

4.3 Електробезпеність

В відповідності з "Правилами пристрою електроустановок" приміщення ділянки лазерного наплавлення не відноситься до приміщень із підвищеною електробезпечністю. Живлення лазерної установки здійснюється від мережі змінного струму з напругою 380В та частотою 50Гц із ізольованої нейтралі живильного ланцюга.

На всіх електричних ланцюгах відповідно до ПУЭ-86 передбачена ізоляція, що витримує без пробою поверхневого покриття вплив протягом 1-ої хвилини іспитової напруги.

Величина опору ізоляції - не менш 1 кОм. Всі доступні до дотику металеві неструмоведучі частини, які можуть виявитися під напругою, з'єднані з елементами захисного заземлення. Біля болта заземлення перебуває знак заземлення за ГОСТ 12.4.026-76. Всі струмоведучі частини установки закриті захисними кожухами.

У корпусі пульта керування встановлені розрядні опори, що забезпечують зняття залишкових зарядів з накопичувальних конденсаторів при знятті захисних кожухів, які повинні діяти одночасно із блокувальними пристроями й забезпечити розряд конденсаторів за час не перевищуючий 10 с.

В робочому режимі електробезпечність забезпечується:

- використанням комбінацій захисту - відключенням і зануленням;
- застосуванням діелектричних рукавичок, гумових ковриків

СН 4997-75;

- неприступністю струмоведучих частин відповідно до ГОСТ 12.2.009-80: розташування мережі (проводки) на недоступній висоті (не нижче 2200 мм), наявність обмежень у вигляді щитків закриваючі проведення й кінцеві вимикачі, подвійна ізоляція (що складається з робочої й додаткової);

- наявність блокування безпеки, пристроїв, що запобігають влучення людей під напругу, використання (по можливості) малих напруг (звичайно до 36 В)

4.4 Захист персоналу від лазерного випромінювання

Експлуатована лазерна установка IPG ставиться до IV класу небезпеки. Вихідне випромінювання лазера становить небезпеку при опроміненні очей прямим, дзеркально відбитим, а також дифузною відбитим випромінюванням на відстані 10 см, а при опроміненні шкіри прямим і дзеркально відбитим випромінюванням.

Способи захисту персоналу підрозділяються на колективні й індивідуальні.

Колективні засоби захисту містять у собі:

- захисні екрани або кожухи, що перешкоджають ЛВ влученню на робочі місця; екрани по можливості повинні поглинати випромінювання основної довжини хвилі й залишатися прозорими на іншій ділянці спектра;

- розміщення пульта керування ЛВ (або всього технологічного процесу) в окремому приміщенні з телевізійною або іншою системою спостереження за ходом процесу;

- екранування світла імпульсних ламп накачування й ультрафіолетового випромінювання газового розряду;

- системи блокування і сигналізації, що запобігають доступ персоналу під час роботи лазера в межі ЛОЗ;

- фарбування внутрішніх поверхонь приміщень, а також, що перебувають у них предметів (за винятком спеціальних апаратур) у матові кольори з мінімальним коефіцієнтом відбиття, що забезпечує максимальне розсіювання світла на довжині хвилі випромінювання;

- перегородки з непроникного для ЛВ матеріалу;

- екранування відкритого променя на шляху від лазера до деталі.

ЛОЗ, якщо вона перебуває в приміщенні цеху, повинна мати огороження з маркуванням відповідними знаками. Доступ у цю зону стороннім особам забороняється. До індивідуальних засобів захисту (ЗІЗ) від ЛВ ставляться: окуляри, щитки, маски, технологічні халати й рукавички. ЗІЗ повинні входити в комплекс мер, що забезпечують безпечні умови праці тільки в тих випадках, коли інші способи захисту (колективні) не дозволяють забезпечити безпечне ведення робіт на ЛВ. Технологічні халати виготовляють із бавовняного або бязевого матеріалу ясно-зелений або блакитний кольори.

Захист очей від ЛВ здійснюють за допомогою окулярів зі спеціальними світлофільтрами.

Світлофільтри виконані на основі поглинаючого скла або пластмас, діелектричних тонко плівкових відбивачів, комбінованих, що складаються з поглинаючого скла і діелектричних тонко плівкових відбивачів. Поглинаючі скло й пластмаси найбільш уживані, дешеві й на деякій довжині хвилі поглинають до 90% падаючої на них світлової енергії. На зовнішній стороні поглинаючого фільтра встановлюють додатково тонко плівкові відбивачі, що перешкоджають руйнуванню фільтрів при ЛВ поглинанні й нагріванні.

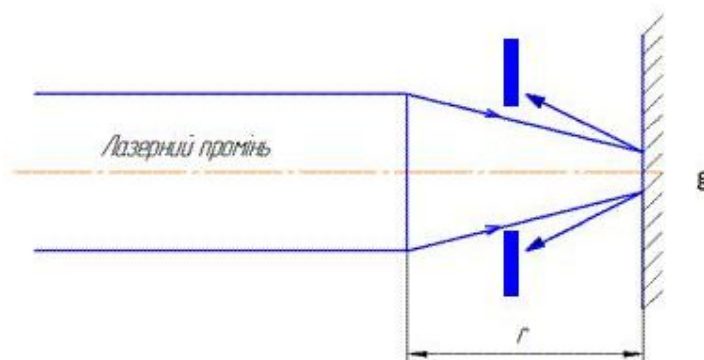
Комбіновані багатошарові світлофільтри є найкращими й складаються із дзеркал, що відбивають, і поглинаючих матеріалів.

Світлофільтри проти лазерних окулярів знижують інтенсивність випромінювання до безпечної величини й не змінюють своїх властивостей при влученні на них ЛВ прямого. Форма окулярів й оправы виключає можливість ЧИ влучення крізь щілини між оправою й особою.

Для даної установки застосовуються протиласерні окуляри БС-15, виготовлені з безбарвного скла, що не пропускає випромінювання з довжиною хвилі 10,6 мкм.

4.5 Інтенсивність лазерного опромінення

Енергетична схема розрахунку опромінення роговиці ока для відбитого променя.



Промінь що падає й відбитий від поверхні g. Поверхня g розташована на

відстані r від вхідного вікна лазера. Кут між нормаллю до поверхні й напрямком випромінювання $\varphi = 0$. Енергетична освітленість поверхні в цьому випадку:

$$E_n = \frac{P \cdot K_1}{S_g},$$

де P -потужність випромінювання лазера; K_1 - коефіцієнт ослаблення випромінювання;

S_g - площа плями поверхні g у см;

$$S_g = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 0,11^2}{4} = 0,0864 \text{ см}^2$$

$$d = 1,1 \text{ мм} = 0,11 \text{ см, тоді}$$

$$E_n = \frac{1300 \cdot 1}{0,0864} = 15,046 \cdot 10^3 \text{ Дж/см}^2$$

Для ока поверхня g є джерелом випромінювання, випромінювальна здатність якої:

$$R_g = \frac{P \cdot K_1 \cdot \rho}{S_g} = E_n \cdot \rho,$$

де ρ - коефіцієнт відбиття від поверхні g :

$\rho = 0,9$, тоді

$$R_g = (1300 \cdot 1 \cdot 0,9) / 0,0864 = 13,542 \text{ Дж/см}^2.$$

Поверхня g як джерело випромінювання зручно характеризувати енергетичною яскравістю L (Вт/см²):

$$L = \frac{R_g}{\pi} = \frac{13,542}{3,14} = 4,312 \text{ Дж/см}^2.$$

Опромінення рогової ока спостерігача, що перебуває на відстані r від поверхні g дорівнює:

$$\psi_p = L \cdot K_{cp} \cdot S_g \cdot (\cos \theta / r_2)$$

де r_2 - коефіцієнт ослаблення випромінювання при відбитті від поверхні g .

$K_{cp} = 1$, тоді

$$\psi_p = 4,312 \cdot 1 \cdot 0,0864 \cdot (1 / 30) = 0,01 \text{ Дж/см}^2$$

4.6 Заходи щодо забезпечення лазерної безпеки

Лазерний технологічний комплекс розміщується в окремому, спеціально обладнаному приміщенні. Доступ у приміщення дозволяється тільки особам, що безпосередньо працюють на установці. Внутрішня поверхня приміщення не повинна мати поверхонь із коефіцієнтом відбиття більше 0,4. Стіни, стеля й підлогу мають матову поверхню, що забезпечує неуважне відбиття лазерного випромінювання. Стіни пофарбовані до стелі, фарбування дверей - під кольори стін.

Оскільки при зменшенні загальної освітленості приміщення зіниця ока відповідно розширюється існує правило, відповідно до якого приміщення повинне бути досить освітлено. Природне й штучне висвітлення повинне бути рясним, щоб зіниця ока завжди мав мінімальний діаметр. Загальне штучне висвітлення повинне створювати освітленість не менш 300 лк. Коефіцієнт мінімальної природної освітленості повинен становити не менш 1,5%.

Виробниче приміщення обладнане загально-обмінною вентиляцією, що забезпечує зниження змісту в повітрі шкідливих газів, пар і пилу. Кратність повітрообміну дорівнює 5. Для запобігання влучення в повітряне середовище шкідливих хімічних речовин і наплавочного порошку, наплавлення виконується в захисній витяжній камері, що забезпечує екранування й достатню герметизацію простору робочої зони. Швидкість руху повітря в перетині отворів захисної витяжної камери дорівнює 0,5...2 м/с.

Для забезпечення належної безпеки під час експлуатації установка обслуговується двома операторами. Для обмеження доступу в приміщення сторонніх осіб на дверях, які повинні бути постійно закритими, вивіщується попереджувальний знак лазерної небезпеки й табличка "Стороннім вхід заборонений" відповідно до ГОСТ 12.4. 026-76. Попереджувальна сигналізація встановлюється усередині приміщення для того, щоб персонал вживав відповідних заходів обережності й захисту від опромінення.

Персонал, що допускає до роботи з лазерними установками, повинен пройти інструктаж і навчання безпечним прийомом і методам роботи

відповідно до ГОСТ 12.0.004-79 і Сніп 2392-81. Персонал, зайнятий монтажем, налагодженням, ремонтом лазерів і дозиметричним контролем, повинен мати кваліфікаційну групу по електробезпеці відповідно до ПТЕС й ПТБ.

У конструкції установки передбачена спеціальна захисна заслінка, що дублює перекриття променя робітника технологічного лазера при проведенні юстирування оптичної системи й ремонту при включеному випромінюванні. Лінзи, призми й дзеркала поставлені з екранами (блендами), що гасять виникаючі дзеркально відбиті випромінювання. На шляху транспортування пучок каналізований. Шлях пучка випромінювання маркірований фарбуванням оправ, діафрагм, бленд і тубусів по яких проходить випромінювання.

На робочому місці є інструкції з техніки безпеки й експлуатації установки, схема зони лазерної небезпеки. Персонал повинен бути навчений методам надання першої допомоги при поразці лазерним випромінюванням, електричним струмом й іншими небезпечними факторами.

Забороняється робити орієнтацію променя на вікна, двері й ін. некапітальні спорудження, що пропускають лазерне випромінювання. Для тіла мішені рекомендується темна фарба з високим коефіцієнтом поглинання, а для навколишнього середовища - світла.

Персоналу забороняється:

- спостерігати без засобів захисту очей за роботою лазерів;
- розміщати в зоні дії лазерного променя предмети що мають поверхні з дзеркальним відбиттям.

4.7 Пожежна безпека

Згідно СНТБ 24-86, приміщення, де розташовується лазерний технологічний комплекс, можуть перебувати тверді горючі матеріали, що піддають обробці. Наприклад, листова пластмаса, дошки, фанера, дерев'яні стільці та стіл й інші матеріали на основі деревини. Крім того, джерелом

підвищеної небезпеки можуть бути балони зі стисненими газами, використовуваними для одержання випромінювання (N_2 , CO_2 , He) або в якості технологічних (O_2 , Ar й ін.).

У конструкції лазерної установки використовуються електропроводи із хлорвініловим покриттям, гумова підводка робочих і технічних газів. Можливими причинами виникнення пожеж є:

- Застосування відкритого вогню в недозволених місцях.
- Безперервна експлуатація установки.
- Несправне устаткування.

Згідно ОНТП 24-86, приміщення, у яких працюють лазерні установки, ставляться до категорії "В", тому що в них перебуває електропроводка з високою напругою.

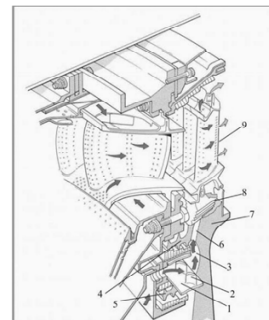
Заходи щодо пожежної безпеки розділяються на: організаційні, технічні, експлуатаційні.

Організаційні заходи передбачають правильну експлуатацію установки, а також протипожежний інструктаж робітників та службовців.

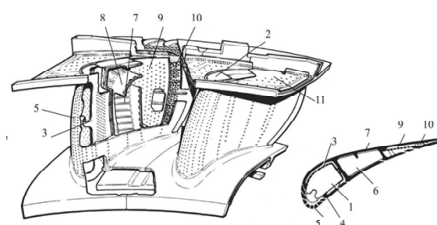
Технічні заходи: ставляться розміщення пожежних повідомлень у небезпечних місцях, теплова, рухова й звукова сигналізація.

Експлуатаційні заходи: на ділянках установлюються засоби пожежогасіння: пісок, вода, азбестове полотно, є вуглекислотні вогнегасники марки ОУ-5 у кількості 4-х штук. Передбачаються евакуаційні виходи. Ширина дверей повинна бути не менш 80 см, коридори не менш 2-х метрів. СНІП 2.09.02-85.

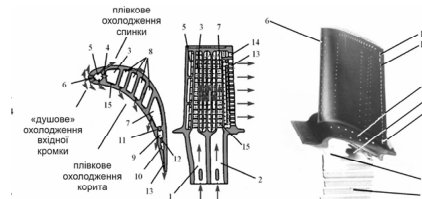
- 1-полость перед аппаратом закрутки;
- 2-лопатки;
- 3-полость перед диском;
- 4-верхний лабиринт;
- 5-нижний лабиринт;
- 6-отвори в диску;
- 7-обод диска;
- 8-замок РЛ; 9-РЛ



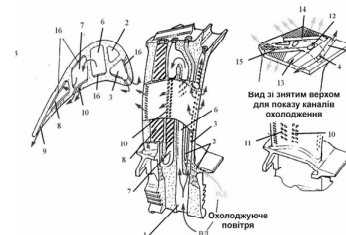
- 1-передня полость;
- 2-отвори входу в передню полость;
- 3-дефлектор;
- 4-виступи на стінках;
- 5-отвори в стінці вхідної кромки лопатки;
- 6-центральный канал;
- 7-поперечні ребра;
- 8-поворотний канал в задню полость;
- 9-пластинчатий дефлектор;
- 10-штурки;
- 11-пластинчатий дефлектор полки



- 1-передня полость;
- 2-задня полость;
- 3-роздаточний канал передньої полості;
- 4-отвори струменевого охолодження;
- 5-пость вхідної кромки;
- 6-отвори душевого охолодження;
- 7-роздаточний канал задньої полості;
- 8-радіальні канали;
- 9,10-проміжні полості вхідної кромки;
- 11,12-отвори в вертикальних стінках;
- 13-канали та пази вхідної кромки;
- 14-збільшені пази;
- 15-поперечні пази



- 1-основний вертикальний канал;
- 2-додатковий вертикальний канал;
- 3-полость вхідної кромки;
- 4-отвори для повітря із полості вхідної кромки;
- 5- внутрішній канал полки;
- 6,7,8-радіальні канали;
- 9-литі отвори вихідної кромки;
- 10,11-ряди отворів плівкового охолодження;
- 12-отвори для виходу повітря із додаткового каналу;
- 13-поперечний канал в полиці;
- 14,15-рздаточні канали;
- 16-присіткові турбулізуючі ребра.

[illegible]