

مروری بر جنبه‌های مکانیکی و متالورژیکی آسیب در پره‌های توربین از جنس سوپرآلیاژهای پایه نیکل

مهديه خسروي
خضري

دانشجوی دکتری،
دانشکده مهندسی مکانیک،
دانشگاه بیرجند، بیرجند

سید یوسف احمدی

بروغنی*

استاد،
دانشکده مهندسی مکانیک،
دانشگاه بیرجند، بیرجند

یدالله یعقوبی نژاد

دانشیار،
دانشکده مهندسی مکانیک و
مواد، دانشگاه صنعتی بیرجند،
بیرجند

مقاله مروری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۰۶
پذیرش: ۱۴۰۱/۰۳/۰۷

چکیده: امروزه به دلیل رشد اقتصادی و افزایش جمعیت، تقاضا برای انرژی در سطح جهانی افزایش یافته است. توربین‌ها به منظور تولید برق، نقش مهمی در تولید توان بر عهده دارند. این صنعت یکی از عوامل مهم در اقتصاد جهانی است و از سال‌های اولیه رشد مداوم را تجربه کرده است. برای دستیابی به بازده ترمودینامیکی بالاتر در توربین‌ها از درجه حرارت و فشار ورودی بالاتر، آیرودینامیک پیشرفته، سیستم‌های خنک‌کننده کارآمد در پره‌ها، آلیاژهای پیشرفته با تحمل درجه حرارت بالاتر، عملیات حرارتی و پوشش‌های فلزی و مانع حرارتی سرامیکی استفاده شده است. در شرایط کارکرد توربین، برخی آسیب‌ها ممکن است باعث کاهش عمر آن گردد. در بررسی حاضر، جنبه‌های مکانیکی و متالورژیکی تخریب پره‌های توربین و توسعه مواد برای غلبه بر آن، مورد تحلیل قرار گرفته است. برای تخمین عمر پره‌ها سازوکارهای شکست باید شناسایی شوند. ترکیب متغیرهای مختلف باعث ایجاد تنش شده و سازوکارهای آسیب پیچیده مانند خزش و خستگی با تغییر تنش‌های مکانیکی و تنش‌های ناشی از حرارت به وجود می‌آید. علاوه بر موارد فوق، اهمیت پوشش در پره‌های توربین گازی ذکر شده است. پس از بررسی جنبه‌های مختلف آسیب جهت روشن شدن موضوع، مطالعات موردی شکست پره‌ها حین کار به اختصار تشریح شده است.

واژه‌های راهنما: پره‌های توربین، توربین گازی، خستگی، خوردگی داغ، سوپرآلیاژ پایه نیکل

A review of mechanical and metallurgical aspects of damage in turbine blades made of nickel based superalloys

Mahdiye Khosravi Khezri
PhD Student,
Faculty of Mechanical
Engineering, Birjand
University, Birjand

Seyyed. Yousef Ahmadi Brooghani*
Professor,
Faculty of Mechanical
Engineering, Birjand
University, Birjand

Yadollah Yaghoubinezhad
Associate Professor,
Faculty of Mechanical
and Materials
Engineering, Birjand
University of
Technology, Birjand

Abstract: Today, global demand for energy has increased due to economic and population growth. Turbines play an important role in generating power in order to generate electricity. This industry is one of the important factors in the global economy and has experienced continuous growth from the early years. To achieve higher thermodynamic efficiency in turbines from higher inlet temperature and pressure, advanced aerodynamics, efficient blade cooling systems, advanced alloys with higher temperature tolerance, heat treatment and metal and thermal barrier ceramic coatings is used. Under turbine operating conditions, some damage may occur that will decrease its life. In present study, mechanical and metallurgical aspects of turbine blade destruction and the development of materials to overcome it have been analyzed. Failure mechanisms must be identified to estimate blade life. The combination of different variables causes stress and complex damage mechanisms such as creep and fatigue are created by changing mechanical and heat stresses. In addition to the above, the importance of coating on gas turbine blades is mentioned. After investigation of various aspects of damage to clarify the issue, some case studies of failure during operation are briefly described.

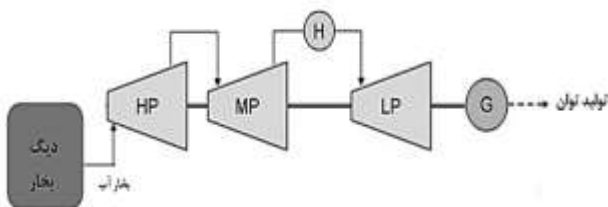
Keywords: Turbine blades, Gas turbine, Fatigue, Hot corrosion, Nickel based superalloy

۱- مقدمه

بیستم، مصرف سوخت های فسیلی به ویژه کربن برای نیروگاه های تولید بخار، توسعه اقتصاد جهانی را تضمین کرد. از ابتدای قرن بیست و یکم، تولید انرژی به روشی باورنکردنی تغییر یافت [۸]. توربین های بخار در نیروگاه های مختلف تولید برق از جمله نیروگاه های سوخت زغال سنگ، هسته ای، سیکل ترکیبی توربین گازی و دیگر سیستم های تولید توان به کار می رود؛ در مجموع بیش از ۶۰٪ توان الکتریکی را در جهان فراهم می کند [۹].

بیش تر قسمت های تجهیزات تولید برق در نیروگاه ها از جمله دیگ، توربین و لوله کشی با دما و فشار بخار بالا کار می کند. تجهیزات تولیدی با فشار بخار بیش از ۲۰ مگاپاسکال و دمای بخار ۶۰۰ درجه سانتی گراد عمل می کند [۱۰]. توربین بخار انرژی بخار را در دما و فشار بالا به حرکت چرخشی محور^۱ توربین تبدیل می کند. ابتدا آنتالپی بخار به انرژی جنبشی در نازل ها یا پره تبدیل می شود. بخار با سرعت بالا به پره های خمیده ضربه زده و جهت جریان بخار را تغییر می دهد؛ به همین دلیل نیرویی بر پره های ثابت روتور اعمال و با چرخش پره ها توان ایجاد می شود. توربین بخار به عنوان حرکت اصلی در نیروگاه های بخار سراسر جهان به کار می رود. اندازه توربین ها از چند کیلووات برای واحدهای تک مرحله ای تا ۱۳۰۰ مگاوات برای واحدهای چند مرحله ای شامل توربین های فشار بالا^۲، فشار متوسط^۳ و کم فشار^۴ می باشد [۱۱].

معمولاً واحدهای بزرگ برای تولید برق در محدوده ۱۰۰ تا ۱۳۰۰ مگاوات به کار می روند که شامل توربین های بخار سوخت فسیلی و هسته ای می باشد. توربین های هسته ای به دلیل حجم بیش تر بخار و هم چنین سرعت کاری پایین تر در اندازه فیزیکی بزرگ تر می باشند. توربین های بخار تولید برق معمولاً از چندین استوانه جداگانه متصل در یک محور منفرد ساخته شده اند. بخار ورودی از ژنراتور بخار، ابتدا وارد استوانه فشار قوی شده و پس از خروج انرژی از آن مطابق شکل ۲ به استوانه های میانی و کم فشار وارد می گردد [۱۲].



شکل ۱ توربین بخار تولید توان

تقریباً تمام انرژی الکتریکی مورد استفاده در صنایع متفاوت توسط توربین تولید می شود که با استفاده از باد، آب، بخار یا گاز کار می کند [۱]. توربین های گازی به طور گسترده در سراسر جهان مورد استفاده قرار می گیرند. دلیل کاربرد گسترده این است که می توان فرکانس برق را ثابت نگه داشت. کنترل فرکانس در انرژی الکتریکی به دست آمده از نیروگاه های دیگر مانند آبی، بادی، خورشیدی مشکل است [۲]. با افزایش تقاضای انرژی الکتریکی در جهان صنعت تولید برق رشد زیادی را تجربه کرده است [۳]. بنابراین تولیدکنندگان توربین در سراسر جهان تلاش می کنند تا فناوری جدید، مواد و فرآیندهای نوین را به کار گیرند تا موجب افزایش کارایی واحدها شوند [۴]. توربین ها به منظور تولید برق، نقش بسیار مهمی در نیروگاه های کشور بر عهده دارند و پره ها از حساس ترین قطعات در آن ها به شمار می روند [۵]. در دهه های اخیر کاربرد فناوری های پیشرفته موجب افزایش دما و فشار کاری توربین ها شده و کارایی آنها تا ۴۰٪ افزایش یافته است [۶]. بازده حرارتی توربین های گازی با افزایش درجه حرارت جریان گاز خروجی از احتراق افزایش می یابد. دمای ورودی توربین های زمینی پیشرفته با کارایی بالا به ۱۶۰۰ درجه سانتی گراد می رسد [۷]. پره های توربین در محیط های بسیار پر فشار داخل توربین گازی قرار می گیرند. آن ها با محیط های دما بالا، پر تنش و پر ارتعاش روبرو هستند. همه این عوامل می تواند منجر به آسیب پره و در نتیجه تخریب فاجعه بار توربین شود. در صورت آسیب، توربین از کار می افتد و منجر به متوقف شدن نیروگاه می شود. تخریب پره با دمای بالای گاز، سطح بالای بار حالت پایدار (بار گریز از مرکز) و بار گذرای حرارتی زیاد قطع، روشن کردن و خاموش کردن ارتباط دارد [۸]. در مقاله حاضر جنبه های مکانیکی و متالورژیکی موثر در آسیب پره های توربین و هم چنین توسعه مواد و پوشش ها در کاهش این اثرات، مرور شده است. تصویر ۱ مطالب مرور شده در این مقاله را به اختصار نشان می دهد.

۲- عملکرد توربین های تبدیل انرژی صنعتی

۲-۱- توربین بخار

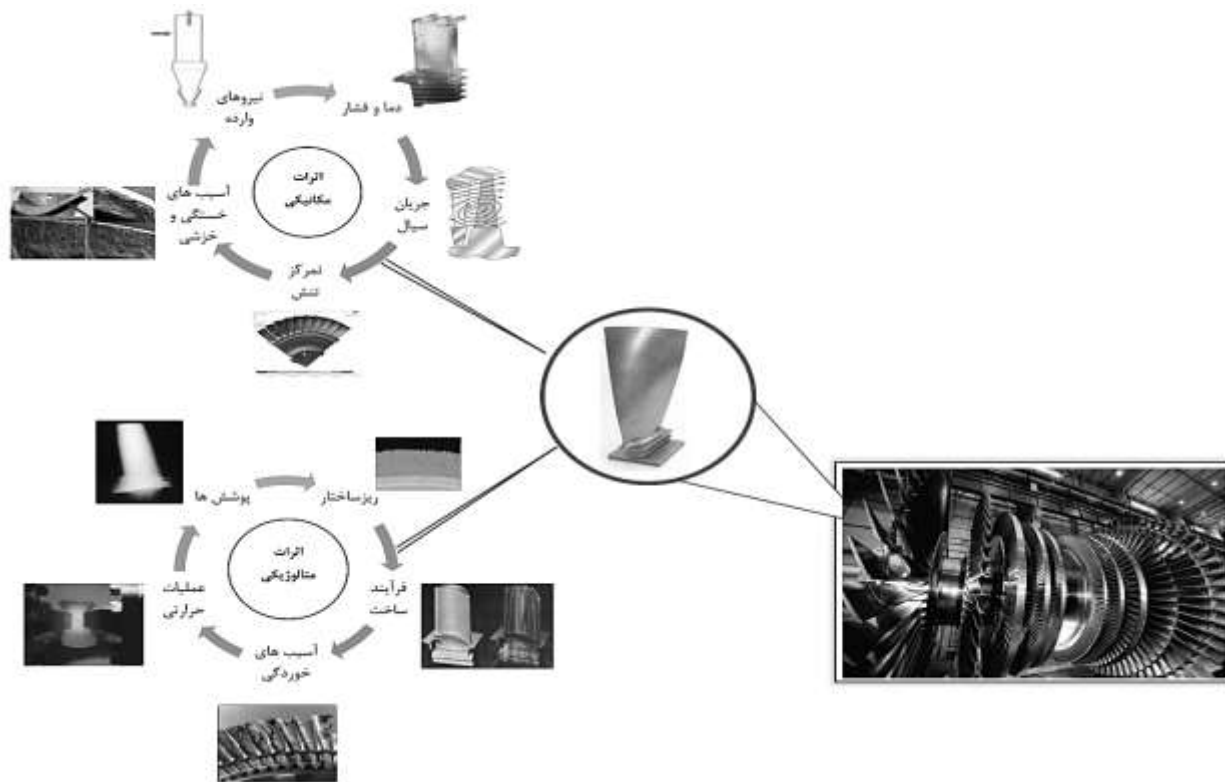
استفاده صنعتی از بخار برای تولید انرژی از قرن هجدهم آغاز شد و اصلی ترین عامل محرک انقلاب صنعتی بود. در قرن

³ Intermediate pressure (IP)

⁴ Low pressure (LP)

¹ shaft

² High pressure (HP)



شکل ۲ اثرات مکانیکی و متالورژیکی موثر بر پره های توربین

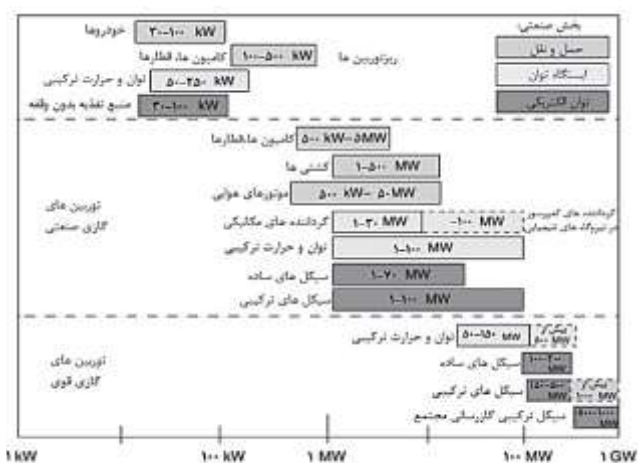
توربین های گازی نه تنها برای اهداف تجاری بلکه برای مقاصد نظامی نیز استفاده می شود. شکل ۳ کاربردهای مختلف و توان خروجی آن ها را نشان می دهد [۱۴].

توربین های گازی برای تولید برق در گستره چند ده کیلووات (میکروتوربین ها) تا چند صد مگاوات برای نیروگاه های سیکل ترکیبی بزرگ به کار می رود. بیشترین توان تولیدی یک واحد منفرد نزدیک به ۴۰۰ مگاوات است که باعث می شود اندازه نیروگاه سیکل ترکیبی بسیار فراتر از ۵۰۰ مگاوات باشد [۱۴].

به طور کلی آمارها نشان می دهد که شکست پره های توربین کم فشار (LP) نسبت به فشار قوی (HP) و متوسط (IP) حدود ۴۰٪ بیش تر است [۱۳].

۲-۲- توربین گازی

این نوع ماشین حرارتی برای اولین بار در اواخر قرن هجدهم در سال ۱۷۹۱ توسط باربر^۱ مطرح شد. پس از طی دوره ای طولانی در سال ۱۹۰۳ اولین توربین گازی با توان خالص توسط اجدیوس الینگ^۲ مونتاژ شد [۱۴]. در قرن نوزدهم مفهوم توربین گازی برای مهندسیین شناخته شد [۱۵]. توربین های گازی در دو نوع آیرودینامیکی و صنعتی می باشند [۱۶]. اکنون فناوری های مبتنی بر توربین گازی استانداردهای جهانی را در کاربردهای مهم صنعتی در بخش حرکتی مانند موتورهای جت در صنعت هوایی و نیروگاه های سیکل ترکیبی در بخش تولید برق به کار می گیرد. علاوه بر این دو کاربرد، سیستم های مبتنی بر توربین گازی به دلیل کارایی، هزینه (سرمایه گذاری، عملیاتی)، انعطاف پذیری در اجرا (شروع سریع و تغییرات بار) یا سایر ویژگی های عملکردی (سر و صدا، لرزش، نگهداری) در طیف بسیار وسیعی از زمینه های کاربردی دیگر به کار می روند.



شکل ۳ عملکرد توربین های گازی و توان خروجی آن ها [۱۴]

² Aegidius Elling

¹ Barber

بهبود کارایی توربین گازی ناشی از ترکیبی از تلاش‌های فناوری زیر است [۱۴، ۱۷]:

۱. مواد بهبود یافته با قابلیت دمایی بالاتر
 ۲. بهبود سرد کردن
 ۳. بهبود پوشش روی پره ها
 ۴. طراحی آیرودینامیکی پیشرفته‌تر پره ها
 ۵. کاهش تلفات (به‌عنوان مثال، با قابلیت آب بندی بهتر)
- کارایی کلی سیستم با موارد زیر بهبود پیدا می کند [۱۴]:
۱. طراحی ترمودینامیکی بهینه شده برای چرخه توربین گازی و توربین بخار
 ۲. بهبود عملکرد چرخه بخار (حلقه بخار فوق بحرانی)
 ۳. استفاده از چرخه های پایین یا واحدهای بازیابی گرمای تلف شده (به عنوان مثال، برای گرم کردن شهر)

۳- پره های توربین

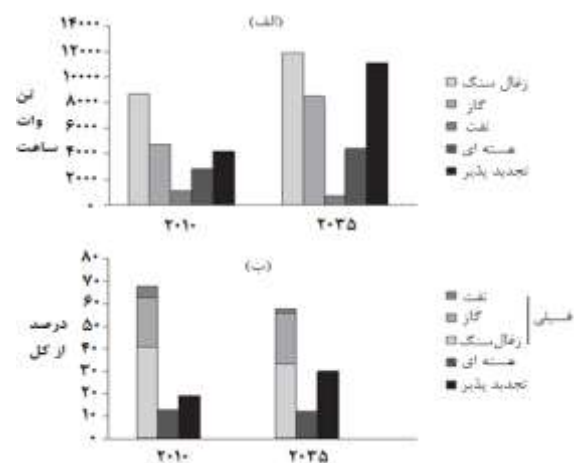
پره ها تنها قسمت یک توربین هستند که قادر به تبدیل گرما و انرژی جنبشی موجود در بخار به کار مکانیکی مفید محور می باشند. به طور کلی، طراحان توربین های بخار در ابتدا باید مجموعه ای از شرایط همزمان را در نظر بگیرند که بیش ترین بار را بر اجزای توربین تحمیل می کند. در حین کار، پره ها تحت بار چرخه ای قرار گرفته و نیروهای گریز از مرکز دینامیکی به‌خصوص در بخش های نازک هوائر^۲ اعمال می شود. علاوه بر این، یک ویژگی که اخیراً در طرز کار توربین های بخار افزایش یافته، فرکانس فزاینده روشن-خاموش کردن است که برای جبران افت و خیز موقت انرژی تأمین شده توسط ژنراتورهای انرژی تجدیدپذیر، مورد نیاز است. این عوامل پره های دوار را در بین مهم ترین مؤلفه‌ها در ارزیابی عمر مفید یک توربین بخار قرار می دهد [۸].

تعداد، اندازه و شکل نهایی پره ها، داده های حاصل از یک فرآیند طراحی است که کلیه متغیرهای عملیاتی مربوطه مانند توان خروجی، سرعت و پارامترهای بخار را در نظر می گیرد. فشار و دما متغیرهای مهم اولیه در طراحی پره‌ها به‌ویژه در انتخاب مواد تشکیل دهنده است [۸]. پره‌های HP، IP و LP معمولاً به‌صورت یکپارچه طراحی می‌شوند. امروزه طراحی این مقاطع با استفاده از طرح های سه بعدی هوائر بسیار کارآمد می باشد. بازده کلی نیروگاه های توربین بخار به شدت با عملکرد پره توربین ارتباط دارد. پره های متحرک یک توربین بخار شامل

توربین گازی قدرت خود را از انرژی سوختن گازها و هوایی که در دما و فشار بالا از بین چندین پره ثابت و متحرک عبور می کند، به‌دست می آورد. به دلیل این‌که پره های توربین در دما و فشار بالا کار می کنند تحت تاثیر تنش های زیادی قرار می گیرند. ابتدا تنش های گریز از مرکز ناشی از سرعت زاویه‌ای بالا بر پره اعمال شده و سپس تنش های ناشی از تغییرات دما داخل ماده افزایش می یابد [۱۵].

توربین های گازی در بخش تولید توان، به فناوری اصلی تبدیل سوخت های فسیلی به برق مبدل شده اند. نیروگاه های بخار گاز و نفت سوز^۱ معمولی با نیروگاه های سیکل ترکیبی بسیار کارآمد جایگزین شده که از توربین های گازی برای احتراق گاز یا نفت استفاده می کنند. چرخه ترکیبی به این شرح می باشد: در مرحله اول، توربین گازی ژنراتور را به حرکت در می‌آورد و دو سوم از کل برق تولیدی را تحویل می دهد. در مرحله دوم، گاز داغ خروجی از توربین، برای تولید بخار از یک دیگ بخار عبور کرده تا توربین بخار و ژنراتور همراه آن را به حرکت در آورد. این سیستم ثانویه یک سوم باقی‌مانده از توان خروجی کل نیروگاه سیکل ترکیبی را تأمین می نماید [۱۴].

نیروگاه های سیکل ترکیبی بازدهی بیش از ۶۰٪ دارند. نیروگاه های سوخت فسیلی در حال حاضر نیروگاه های اصلی برای تولید انرژی در سراسر جهان محسوب می شوند. حدود ۱۰٪ از کل برق در سراسر جهان توسط نیروگاه های هسته‌ای تولید می گردد [۸]. شکل ۴-الف تولید برق در جهان براساس نوع سوخت و شکل ۴-ب درصد تولیدی از سوخت‌های مختلف را در سال ۲۰۱۰ و چشم‌انداز سال ۲۰۳۵ نشان می دهد [۱۴].



شکل ۴ تولید برق در سال ۲۰۱۰ و چشم‌انداز سال ۲۰۳۵
الف- تولید برق براساس نوع سوخت و ب- مقدار درصد برق تولیدی از سوخت‌های مختلف [۱۴]

² airfoil

¹ gas and oilfired steam plants

به کار رفته در تولید پره‌ها، انعطاف‌پذیری بالاتر با سطح انرژی جذب شده بیشتر قبل از گسیختگی، هم در شرایط ایستایی و هم در بار ضربه ای در دمای اتاق همراه است و این ویژگی در شرایط کاری ناپایدار مطلوب می باشد. به همین دلیل فولادهای پره توربین معمولاً تحت عملیات حرارتی قرار می گیرند تا استحکام مکانیکی خود را در ازای بهبود چقرمگی اندکی کاهش دهند [۸]. دمای بالا و نیروی گریز از مرکز وارد بر پره ها باعث کاهش استحکام آن‌ها می شود [۱۹].

۴- پیشرفت در انتخاب مواد مناسب در پره های توربین

در طراحی و انتخاب جنس پره ها باید به عوامل موثر در طراحی و خواص جنس مورد استفاده توجه شود به طوری که پره ها بتوانند در شرایط کاربردی، عمر قابل قبول طراحی را با حداکثر بازده تامین کنند. از جمله خواص مهم برای پره‌ها استحکام کششی، مقاومت به خوردگی، استحکام خستگی و چقرمگی شکست می باشد [۲۰].

۴-۱- آلیاژ فولادهای مقاوم در برابر خوردگی

متداول ترین مواد به کار رفته در کاربردهای نیروگاهی فلزات هستند که خواص آن‌ها تابع اندازه، ترکیب و توزیع دانه های بلوری می باشد. ریزساختار فولاد ساده کربنی با تنظیم مقدار کربن، عملیات حرارتی و کار مکانیکی مشخص می‌شود. در فولادهای کم آلیاژ افزایش خواص فیزیکی و مقاومت خوردگی با ترکیب کمتر از ۵ درصد وزنی از عناصری مانند منگنز و کروم به دست می آید؛ فولادهای مقاوم در برابر خوردگی به بیش از ۱۲ درصد وزنی کروم همراه با نیکل و مقادیر کمتری از دیگر مواد افزودنی مانند مولیبدن یا نیوبیم احتیاج دارد [۲۱]. در گذشته آلیاژهای آلومینیوم تیتانیوم γ بر اساس فاز TiAl به دلیل خواص مکانیکی دمایی بالا و چگالی پایین به‌عنوان ماده ای در کاربردهای مشابه استفاده شده است. تحقیق و توسعه آلیاژهای γ -TiAl منجر به درک همبستگی میان ترکیب آلیاژ و ریزساختار، رفتار فرآیندی و خواص مکانیکی شده است [۲۲]. در کاربردهای دما بالا، آلیاژهای پایه نیکل به کار می رود. مقاومت در برابر اکسیداسیون توسط کروم ایجاد، درحالی که مولیبدن برای محافظت بیشتر در محیط های خیلی خورنده

هواژر و ریشه بوده و مسیر پره به صورت مارپیچ است [۸]. تا زمانی که سیستم کار می کند، هواژر مهم ترین بخش است زیرا کار مفید انجام می دهد؛ بنابراین در معرض بیشترین بارهای پایدار و ناپایدار قرار دارد. این بخش مهم اثرات عمده‌ای بر بهره وری دستگاه می‌گذارد؛ به عبارت دیگر موقعیت و دقت شکل بدنه و لبه ها، زبری سطحی و پاکیزگی سطح تاثیر زیادی بر کارایی آن دارد [۸].

ریشه اتصال مکانیکی اولیه میان پره و دیسک است. در واقع ریشه بخشی از جسم است که کار را به دیسک و سپس به محور منتقل می کند. هدف آن نگه داشتن پره در برابر نیروهای گریز از مرکز بوده که از طریق چرخش دیسک ایجاد می شود. ریشه ها را می‌توان به سه دسته ریشه های دم چلچله‌ای^۱ محیطی یا مماسی، ریشه های محوری یا درخت صنوبر^۲ و ریشه های پین شده^۳ تقسیم کرد. به طور کلی، ریشه های دم چلچله ای به آسانی تولید می شوند. ریشه های محوری خصوصاً در شرایط سرعت دورانی یا نیروهای گریز از مرکز زیاد مانند پره های بلند LP مرحله آخر، مقاوم ترند. ریشه های پین شده جایگزینی برای طرح‌های فوق‌الذکر می‌باشد که در آن تیرانس‌های ماشین کاری بسیار بسته (تیرانس کم) نیاز نمی باشد. تصویر ۵ انواع ریشه های پره ها را به صورت شماتیک نشان می دهد [۸].



شکل ۵ انواع ریشه ها برای متصل کردن پره به دیسک

خواص مورد نیاز پره ها با سایر اجزاء مانند لوله کشی و دیگ های بخار متفاوت است [۱۸]. یک پره در حین کار در معرض بارگذاری حالت-پایدار ناشی از نیروهای چرخشی و گشتاور خمشی می باشد. علاوه بر بارهای پایدار ناشی از چرخش و خمش، یک پره در معرض تحریک ارتعاشی نیز می باشد. بنابراین استحکام خستگی یک عامل کلیدی در ارزیابی آلیاژ پره است [۱۲]. قابلیت انعطاف پذیری (نرمی) نیز از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است زیرا تغییر شکل های پلاستیک کوچک به‌ویژه در هنگام راه‌اندازی یک توربین می تواند به بهبود اتصال بین ریشه پره و شکاف دیسک کمک نماید [۱۸]. برای آلیاژهای

³ pinned

¹ dovetail

² fir-tree

[۲۷]. خواص منحصر به فرد این آلیاژ از قبیل، نسبت استحکام به وزن بالا و مقاومت عالی در برابر خوردگی باعث شد که از آن در ساخت پره های توربین استفاده شود. چگالی تیتانیوم ($4/5 \text{ g/cm}^3$) حدود ۶۰٪ کمتر از فولاد است؛ بنابراین یک پره تیتانیومی ۴۰٪ بلندتر می تواند جایگزین پره فولادی شود بدون اینکه تنش در پره یا محور روتور افزایش یابد. طراحی پره های بلندتر تیتانیومی باعث بهبود کارایی توربین شده است. اگر جریان بخار و ظرفیت توان ثابت باشد، در پره با طول بزرگ تر ناحیه جریان خروجی افزایش یافته و کاهش سرعت و انرژی خروجی حاصل می شود. کاهش انرژی خروجی به کار مفید تبدیل شده و موجب افزایش توان خروجی و بهبود عملکرد حرارتی توربین می گردد [۱]. علاوه بر این، مقاومت در برابر فرسایش قطرات در آلیاژهای تیتانیوم بالاتر از فولادهای مقاوم در برابر خوردگی مارتنزیتی است [۸]. در اغلب استوانه های دما بالا، در انتخاب جنس پره های ثابت و متحرک از آلیاژهای فولاد مارتنزیتی استفاده شده است [۲۸].

پره های توربین LP در مرحله آخر بیش تر تحت تأثیر اثرات زیان آور فرسایش قطرات آب قرار دارند. در مورد توربین های آخرین مرحله LP، بخار در حالت نزدیک مایع است و به دلیل سرعت چرخش زیاد، قطرات کوچک مایع قادرند پره را به خصوص در مواقع برخورد به بالای لبه حمله^۱ هوا، تخریب کنند. به عنوان یک دستورالعمل کلی، پره های توربین LP در مرحله آخر همیشه از فولادها و آلیاژهای سخت تری تولید می شوند [۸]. سالهاست که بسیاری از آلیاژها در مقاوم سازی استوانه های LP مورد استفاده قرار می گیرند [۲۸]. مهم ترین نگرانی در استوانه های دما پایین شامل موارد زیر است [۲۸]:

۱. جلوگیری از ترک خوردگی تنشی روتورها/ دیسکها
۲. جلوگیری از تسریع جریان خوردگی/ فرسایش-خوردگی
۳. به حداقل رساندن فرسایش ناشی از قطرات آب در پره های مرحله آخر

۳-۴- سوپر آلیاژهای پایه نیکل

دمای ورودی یکی از مهم ترین مولفه های تعیین کارایی توربین گازی است، زیرا افزایش دما کارایی بهتری را ایجاد می کند [۲۹]. دمای ورودی به دمایی که پره طی عملکرد پیوسته توربین در داغ ترین منطقه تحمل می کند، بستگی دارد [۲۲]. سوپر آلیاژها از سه ماهه دوم قرن بیستم به عنوان ماده ای برای

اضافه می شود. آلیاژهای زیرکونیوم، مانند زیرکالوها (دارای حدود ۱/۵ درصد وزنی قلع به عنوان افزودنی اصلی) یا Zr-2/۲Nb بیش ترین کاربرد را در صنعت انرژی برای اجزای هسته ای در راکتورهای هسته ای دارد [۲۱].

خانواده آلیاژی متداول برای پره های توربین بخار از جنس فولاد مقاوم در برابر خوردگی مخصوصاً فولادهای هایپراوتکتوئیدی مارتنزیتی است. این فولادها اساساً آلیاژهای آهن، کروم و کربن هستند که هنگام سرد شدن از دمای به اندازه کافی زیاد (دمایی که در آن فاز آستنیت پایدار است؛ حدود ۸۵۰ تا ۱۲۰۰ درجه سانتی گراد) تا دمای اتاق، دگرگونی مارتنزیتی را نشان می دهند. معمولاً، مقدار کروم بین ۱۸٪ - ۱۰/۵٪ است، در حالی که مقدار کربن می تواند تا ۱/۲٪ نیز افزایش یابد. هر چند در کاربرد پره های توربین غالباً مقدار کربن، زیر ۰/۳٪ نگه داشته می شود تا در شکل پذیری قطعات تأثیر نگذارد. لازم به ذکر است، این آلیاژ به علت فرومغناطیسی بودن تنها در محیط های تهاجمی خفیف در برابر خوردگی مقاوم می کنند و قابلیت جوشکاری پذیری مطلوبی نیز از خود نشان می دهند. اغلب، اضافه کردن عناصری از قبیل Ni، Mo، V، W و Nb برای تعدیل پاسخ ماده، پس از عملیات حرارتی بوده و از تقویت کننده های محلول جامد و عناصر سازنده کاربرد مانند Nb و W با هدف بالا بردن مقاومت حرارتی استفاده می شود. مولیبدن می تواند مقاومت به ضربه و مقاومت در برابر خوردگی این فولادها را بهبود بخشد. بنابراین این آلیاژها برای پره توربین های HP و IP مراحل اول استفاده می شوند [۸، ۲۳، ۲۴]. بررسی ها نشان می دهد این فولادها علی رغم مقاومت نسبتاً خوب در برابر خوردگی، در محیط های مرطوب حاوی یون های Cl و S مقاومت رضایت بخشی ندارد و در این محیط ها مستعد خوردگی حفره ای و بین دانه ای می باشند [۲۵، ۲۶].

۲-۴- آلیاژهای پایه تیتانیوم

تیتانیوم اولین بار در سال ۱۹۵۰ در پره توربین های بخار بزرگ به کار رفت [۱۲]. از اوایل دهه ۱۹۶۰ استفاده از پره های تیتانیومی در ساخت توربین های بخار کم فشار آغاز شد. تکامل این برنامه از آن زمان به بعد انجام شده و امروزه با استفاده از آلیاژهایی مانند Ti-6Al-4V به عنوان ماده تشکیل دهنده پره های LP مرحله آخر، یک راه حل تجاری مناسب ارائه شده است

¹ Leading edge

در بین مواد پیشرفته توربین، گروه سوپرآلیاژهای پایه نیکل مخصوصاً برای پره ها و دیسک های مراحل اول توربین های گازی طراحی شده اند [۳۷]. در این آلیاژها حضور کروم برای اطمینان از مقاومت در برابر اکسیداسیون در دمای بالا ضروری است، در حالی که سایر عناصر آلیاژی برای تضمین مقاومت در دمای بالا به ویژه مقاومت خزشی مهم هستند. عناصر دیگر مانند آلومینیوم و تیتانیوم قادر به پایدارسازی فاز γ' ($\text{Ni}_3(\text{Al},\text{Ti})$) حین عملیات حرارتی هستند که باعث استحکام زمینه بلوری با ساختار مکعب مرکزدار^۴ (فاز γ') می شود. نوع دیگری از فازها که برای خواص مکانیکی سوپرآلیاژهای پایه نیکل بسیار مهم هستند کاربیدها می باشند. این فازها به دو دلیل در این آلیاژها وجود دارند: نخست، حذف کربن در هنگام تولید آلیاژ بسیار دشوار است و دیگر این که، حضور کاربیدهای آلیاژی مقاومت خزشی آلیاژ را تا حدود قابل قبولی افزایش می دهند [۳۶، ۳۸-۴۰]. با این حال، مقدار و توزیع کاربیدها باید به دقت کنترل شود، در غیر این صورت می تواند باعث بروز ترک گردد [۴۱]. مقدار عناصر آلیاژی دیگر مانند Cr، Mo، W باید به اندازه کافی باشد تا خواص مکانیکی و خوردگی مناسبی به دست آید و به اندازه کافی کم باشد تا از تشکیل بیش از حد فازهای بین فلزی که می تواند منجر به ایجاد تردی شود، جلوگیری کند [۴۲]. افزودن عناصر فلزی با نقطه ذوب بسیار بالا مانند Ta، Nb، W و Mo استحکام خزشی آلیاژهای پایه نیکل را افزایش می دهد [۴۳]. از طرفی، مدول بالای شبکه بلوری مرکز سطحی فشرده (FCC) و وجود عناصری مانند آلومینیوم و تیتانیوم امکان تشکیل فاز γ' ، $\text{Ni}_3(\text{Al},\text{Ti})$ را فراهم کرده که پراکندگی در زمینه γ اثر سخت کنندگی را ایجاد می کند [۴۰]. انحلال پذیری (Al+Ti) با کاهش مقدار کروم افزایش می یابد. کروم نه تنها در آلیاژهای در معرض حرارت در برابر اکسیداسیون مقاومت ایجاد می کند، بلکه به عنوان یک تقویت کننده محلول جامد موثر^۵ عمل می نماید. استحکام از دست رفته زمینه در نتیجه کاهش مقدار کروم، با افزودن فلزات با نقطه ذوب بالا جایگزین می شود. چگالی یک عامل مهم در پره های متحرک است و تغییر در آن متناسب با افزایش استحکام مورد نیاز محلول جامد، با افزودن مولیبدن به دست می آید. با افزودن کبالت می توان محدوده دمای انحلال پذیری^۶ در حالت مذاب را افزایش داد، در حالی که دمای انجماد^۷ تا حد زیادی بدون

کاربردهای دما بالا ساخته [۳۰] و به سه گروه اصلی سوپرآلیاژهای پایه نیکل، پایه کبالت و پایه آهن تقسیم می - شوند [۳۱]. با توجه به شرایط کاری توربین ها، سوپرآلیاژهای پایه نیکل و پایه کبالت به علت مقاومت بسیار خوب در برابر حرارت در ساخت پره های توربین گازی به کار می روند [۳۰، ۳۲]. سوپرآلیاژهای پایه نیکل بیش ترین پیچیدگی را داشته و به طور وسیعی در داغ ترین اجزاء به کار می روند، هم چنین نسبت به دیگر سوپرآلیاژها بیش ترین مزایا را دارند [۳۳].

این آلیاژها ترکیبی منحصر به فرد از خواص مکانیکی دما بالا (مانند مقاومت فوق العاده در برابر خزش)، مقاومت عالی در برابر اکسیداسیون و پایداری ریزساختاری فوق العاده در شرایط دما بالا را دارا می باشند [۳۴، ۳۵]. این آلیاژها در اجزای با بالاترین تنش و دما (۵۵۰ درجه سانتی گراد و بالاتر) در توربین، مانند پره ها، وین ها^۱ (مشابه پره ها اما ثابت هستند)، نازل ها، دیسک ها و اجزای محفظه احتراق استفاده می شوند. علاوه بر حفظ استحکام، هنگامی که دمای کاری به ۸۵٪ نقطه ذوب آن برسد، این ماده مقاومت خوبی در برابر خوردگی داغ و اکسیداسیون دما بالا از خود نشان می دهد [۳]. علاوه بر استحکام در برابر خزش دما بالا، موتورهای توربین گازی به مقاومت خوردگی خوبی در برابر سولفیداسیون ناشی از حضور سدیم، پتاسیم، وانادیوم و قلع موجود در هوا و یا سوخت مایع نیاز دارند [۳]. پره های متحرک توربین که در معرض تنش های گریز از مرکز قرار می گیرند؛ مستلزم استحکام خزشی بالا هستند. دیگر خواص مورد انتظار شامل استحکام کششی، استحکام خستگی و چقرمگی مطلوب آلیاژ می باشد [۳۶].

اگر سوپرآلیاژها به مدت طولانی در معرض دمای بالا قرار گیرند به طور معمول دچار تغییرات ریزساختاری می شوند. این تغییرات ممکن است شامل تشکیل کاربیدهای پیچیده، رشد ذرات γ' و تشکیل انواع فازهای فشرده سطحی^۲ (TCP) شوند. این فازها شکننده بوده و ممکن است دارای مورفولوژی نامطلوب باشند که باعث کاهش شکل پذیری و چقرمگی شود. نرخ جوانه زنی و رشد آن ها می تواند با کرنش پلاستیک یا در مناطق دگرگونی ترکیب شیمیایی^۳ تسریع شود. در صورت استفاده از سوپرآلیاژها در بخش دیگ بخار نیروگاه ها لازم است بررسی شود ریزساختار آلیاژ، تحت شرایط کاری و طول عمر طراحی، پایدار بوده یا اینکه هرگونه تغییر فاز بدون خطر خواهد بود [۸].

⁵ effective solid solution strengthener

⁶ solvus temperature

⁷ solidus temperatur

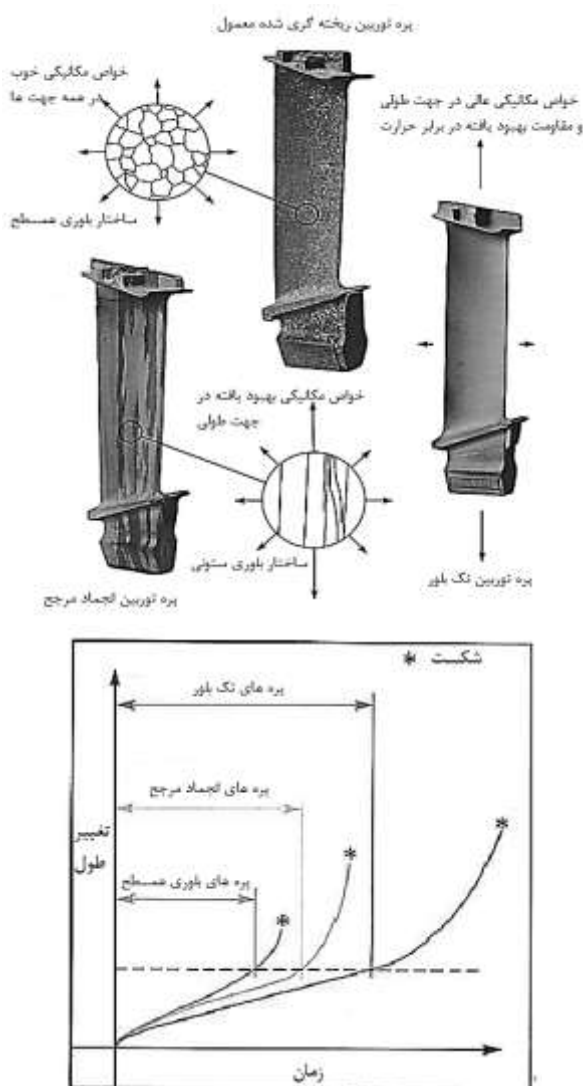
¹ vane

² Topological Close-packed Phases

³ compositional transition

⁴ face centered cubic matrix

ساخت پره های توربین و عمر خزشی آن‌ها با توجه به هندسه دانه با یکدیگر مقایسه شده است [۴۹].



شکل ۶ روش ساخت پره های توربین و مقایسه عمر خزشی آن‌ها با یکدیگر مبتنی بر هندسه دانه [۴۹]

با افزایش مداوم دمای ورودی توربین، اتکا به ظرفیت تحمل دما توسط سوپرآلیاژ تک بلور پایه نیکل بسیار دور از دسترس است. بنابراین، فناوری پوشش دهی و استفاده از خنک کننده به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است [۵۰].

۵- بررسی جنبه های مختلف آسیب در پره های توربین

گاهی اوقات از کار افتادگی پره های توربین در نیروگاه ها اتفاق می افتد. پره های توربین و اجزای روتور در ۲۸٪ علل اصلی

تغییر باقی می ماند؛ بنابراین فاصله میان انحلال و انجماد کم می شود. با توجه به این که استحکام سیستم زمینه/رسوب در آلیاژ به حداکثر رسیده، ممکن است در مرزهای دانه افت خواص اتفاق افتد. کاربردها در آلیاژهای پایه نیکل وجود دارند، اگرچه مقادیر آنها محدود است. مقادیر بسیار کم زیرکونیوم و بور به دلیل جدایی ناخالصی ها از مرز، خواص مرزهای دانه را بهبود می بخشد [۴۴].

۴-۳-۱- فرآیند ساخت سوپرآلیاژهای پره های توربین

سوپرآلیاژهای ریخته گری شده پایه کبالت و سپس سوپرآلیاژهای پایه نیکل تا اوایل دهه ۱۹۶۰ به عنوان پره های توربین استفاده می شدند [۴۵]. پره های ثابت و متحرک، به تدریج از سوپرآلیاژهای پایه نیکل ریخته گری مانند IN939، IN738 و IN792 به آلیاژهای با انجماد مرجح^۱، مانند Mar-M247، GTD111DS، IN6203DS و CM186LCDS تغییر یافتند. معرفی این آلیاژهای تولید شده با استفاده از ریخته گری دقیق و نزدیک به شکل نهایی پره، از نظر خواص خزشی و خستگی ناشی از حرارت مزایای قابل توجهی را ارائه داده اند. مزایای قابل توجه بیشتر با استفاده از فناوری تک بلور^۲ با آلیاژهایی مانند GTD111 SC، CMSX-4، CM186LCSX، Rene N6 و Rene N5 SC، MGA1400، PWA1484، SC به دست آمده است [۴۷، ۴۶، ۷]. سه مزیت اصلی تک بلور (تک یاخته) نسبت به اجزای ریخته گری متداول و انجماد مرجح به شرح زیر است [۴۸]:

۱. حذف مرزهای دانه متقاطع با تنش کششی اصلی باعث کاهش حفره ها و ترک های مرز دانه شده و در نتیجه شکل پذیری خزشی بسیار افزایش می یابد.

۲. حذف مرزهای دانه باعث تقویت عناصری مانند کربن و هافنیوم اضافی می شود. این امر عملیات حرارتی را تسهیل کرده است و امکان بهینه سازی بیشتر ترکیب شیمیایی آلیاژ جهت افزایش قابلیت در دمای بالا را فراهم می سازد.

۳. انجماد بلوری مرجح^۳ > ۰.۰۱، که منطبق با حداقل مدول یانگ بوده که تنش های ناشی از حرارت ایجاد شده در هنگام راه اندازی و خاموش کردن موتور را به حداقل می رساند؛ این مسئله مقاومت در برابر خستگی حرارتی اجزای مسیر گاز داغ توربین را به طور چشم گیری بهبود می بخشد. در شکل ۶ نوع

³ crystallographic solidification direction

¹ directionally solidified (DS)

² single crystal (SC)

عملیات حرارتی و دیگر عوامل مکانیکی که منجر به خرابی می-شود، بسیار موثر و مفید می باشد. این موارد عوامل مختلفی هستند که بر عمر یک پره تاثیر می گذارند. به طور کلی شرایط کاری پره ها را می توان با عوامل زیر دسته بندی کرد [۷۴]:

۱. محیط کاری (دما بالا، آلودگی هوا و سوخت مورد استفاده، ذرات جامد)

۲. تنش های مکانیکی بالا (ناشی از نیروی گریز از مرکز، تنش های خمشی و ارتعاشی)

۳. تنش های ناشی از حرارت بالا (ناشی از تغییرات دما)

همچنین می توان آسیب های مختلفی که در پره های توربین گازی در حین کارکرد به وجود می آید، به صورت زیر تقسیم بندی کرد [۷۵، ۴۰]:

۱. آسیب های سطحی داخلی و خارجی (خوردگی، اکسیداسیون، به وجود آمدن ترک، ساییدگی، آسیب ناشی از ذرات خارجی، فرسایش)

۲. آسیب های داخلی ریزساختار از قبیل پیر شدن فاز γ' ($Ni_3(Al, Ti)$)، رشد دانه، تشکیل حفرات مرزانه ای، رسوب کاربیدها و تشکیل فازهای شکننده.

آسیب های سطحی تغییر ابعادی در پره ها ایجاد می کنند و باعث افزایش تنش های موثر و کاهش بازده توربین می شوند. تخریب پره به عواملی نظیر دما و تنش های بالا، ارتعاشات زیاد، نوع مواد به کار رفته، اثرات محیطی، طراحی پره، اثرات ساخت، شرایط عملکردی و اثرات حفظ و نگهداری در ارتباط می باشد؛ هر چند که مراحل و درجات تخریب در پره های مختلف ناشی از عوامل زیر است [۷۶، ۷۷]:

۱. مجموع زمان کارکرد و سابقه کارکرد (تعداد شروع به کار، توقف، خاموشی)

۲. شرایط کاری توربین (دما، سرعت دورانی)

۳. تفاوت های ساخت (اندازه دانه، تخلخل، درصد عناصر، عملیات حرارتی)

برای ارزیابی علل تخریب یک پره توربین گازی توجه به ارتباط میان عیوب ریزساختاری و تاثیر آن بر تغییر خواص مکانیکی ضروری است. این مهم برای ارزیابی نقاط آسیب دیدگی مواد و همچنین برای توصیه صحیح در عملیات حرارتی پره مورد استفاده قرار می گیرد [۷۸، ۷۹].

بررسی های خرابی با دیدگاه های متالورژیکی و مکانیکی انجام می شود. معمولاً شکست به دلیل ترک هایی اتفاق می افتد که در اثر قرار گرفتن در دمای بالا یا تمرکز تنش ایجاد می شوند. ترک ها از سطح پره آغاز شده و تا اندازه بحرانی رشد می کند و موجب شکست فاجعه بار می شود. بررسی های مکانیکی

خرابی توربین های گازی نقش دارند در حالی که ۱۸٪ آن به دلیل وجود نقص در نازل های توربین و قطعات ثابت است [۵۱]. برای افزایش قابلیت اطمینان و کارآیی توربین، لازم است تحقیقات دقیقی درباره تخریب پره های توربین انجام شود. متداول ترین سازوکارهای آسیب در آن ها شامل خستگی [۵۲، ۵۳]، خزش [۵۴-۵۶]، اکسیداسیون [۵۷]، تخریب پوشش پره توربین [۵۸، ۵۹] خوردگی [۶۰]، فرسایش [۵، ۶۱] و تخریب سطح به دلیل گرمای بیش از حد [۶۲-۶۵] می باشد. بیش تر از کار افتادگی ها به دلیل ترکیبی از سازوکارهای خرابی مذکور است. به عنوان مثال، خزش و خستگی می توانند به طور همزمان در خرابی پره های توربین گازی اثر بگذارند [۶۶-۶۹]، یا این که در اجزای متحرک تحت شرایط کاری دما بالا خستگی-خوردگی ناشی از هم افزایی خوردگی و بارگذاری دینامیکی صورت می گیرد. این سازوکار تخریب یکی از شایع ترین دلایل شکست پره های توربین می باشد [۷۰، ۷۱]. تصویر ۷ انواع این سازوکارها را نشان می دهد.



شکل ۷ انواع سازوکارهای تخریب پره های توربین

آسیب پره ها در یک توربین منجر به وارد آمدن خسارت به ردیف های بعدی توربین و خاموشی نیروگاه خواهد شد، این مسئله می تواند هزینه های زیادی را در پی داشته باشد [۵]. با مطالعات آماری زیادی هزینه های تلفات توربین ها بررسی شده است. خستگی پرچرخه بزرگ ترین علت خرابی موتور توربین می باشد [۷۲، ۷۳]. منشا آسیب در پره های توربین ممکن است متالورژیکی یا مکانیکی باشد و باعث کاهش قابلیت اطمینان و قابلیت استفاده از تجهیزات شود. برای تحلیل تخریب یک پره، بررسی جامع و دقیق متالورژیکی و مکانیکی انجام می شود. آزمایش های متالورژیکی برای تعیین و تشخیص نوع خرابی، رابطه خرابی با عیوب مواد، کاهش صافی سطح، ترک های اولیه،

۵-۱-۲- پیش‌بینی عمر خزشی

خزش به صورت تمایل مواد جامد به تغییرشکل آهسته تحت تنش تعریف می‌شود. تغییرشکل خزشی تابعی از زمان در نرخ کرنش ثابت است و برای مواد فلزی در محدوده بالای نصف دمای ذوب اتفاق می‌افتد. آسیب خزشی جزء مهم‌ترین سازوکار شکست در پره‌های توربین می‌باشد [۸۹]. خزش در فلزات با معادله لارسون-میلر (LMP) به دست می‌آید:

$$LMP = T (\log(t_r) + C) / 1000 \quad (2)$$

در رابطه ۲، T دما برحسب کلوین، t_r زمان لازم گسیختگی خزشی برحسب ساعت و ضریب C برابر ۲۰ می‌باشد [۸۶]. می‌توان با مدل‌هایی اثر ترکیبی خستگی و خزش را به دست آورد [۹۰].

۵-۱-۳- مروری بر منابع مطالعاتی مبتنی بر انتخاب مواد مناسب پره توربین و علت تخریب آن‌ها براساس جنبه مکانیکی آسیب

رایج‌ترین^۵ به بررسی چهار سوپراآلیاژ مختلف Udimet-700، Rene-41، IN-792 و Mar-M-200 از نظر تغییرشکل، تنش و کرنش معادل و تغییر تنش ناشی از حرارت با تغییر دما و فشار پرداخت. بر اساس تجزیه و تحلیل انجام شده، پره توربین تولید شده از جنس Mar-M-200 کارایی بهتری دارد، زیرا تنش‌های ایجاد شده به دلیل تغییرات دما و فشار در آن حداقل است [۹۱].

مدی^۶ تنش و عمر خستگی توربین گازی را با سه ماده مختلف IN-90، MAR-247 و Inconel-718 تحت بارگذاری‌های مختلف تحلیل کرد و عمر خستگی آن‌ها را محاسبه نمود. نویسنده اینکونل ۷۱۸ را بهترین ماده مناسب در مقایسه با بقیه معرفی کرده است [۹۲].

راویندرا^۷ و روجا^۸ سه ماده مختلف پره توربین از جنس آلیاژهای تیتانیوم Ti6Al4V، Ti8Al1Mo1V و فولاد ساختمانی را از نظر تغییر شکل کلی، حداکثر تنش ون میززا^۹ و کرنش ناشی از حرارت مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که همه مواد انتخاب شده، در این کاربرد ایمن هستند. با این

معمولاً بیان می‌کند که علت آن تشدید^۱ حین لرزش پره است [۸۰-۸۲]. شبیه‌سازی عددی برای توزیع تنش یا فرکانس‌های طبیعی و شکل موده‌های پره اغلب برای تعیین شکست به کار می‌رود. اگر خرابی بعد از کارکرد به مدت طولانی اتفاق بیفتد، می‌توان نتیجه گرفت که مشخصات دینامیکی پره‌ها (تشدید مکانیکی) در خرابی پره نقشی ندارند [۸۳].

تخمین عمر پره‌های توربین شامل دو مرحله خزش و خستگی و هم‌چنین خوردگی محیطی می‌باشد. در اغلب موارد ارزیابی عمر خستگی و خزشی مهم‌ترین بخش است و سازوکار شکست ناشی از خوردگی در درجه دوم اهمیت می‌باشد [۸۴]. [۸۵]

۵-۱-۴- بررسی جنبه‌های مکانیکی

برای محاسبه عمر پره‌های توربین متغیرهایی مانند دما، توزیع فشار، سرعت دوران و شرایط تکیه‌گاهی موثر می‌باشند. برای تخمین عمر پره سازوکارهای شکست باید شناسایی شوند. پره‌های بخش داغ توربین گازی در معرض اعمال همزمان فشار گاز حاصل از محفظه احتراق، نیروهای گریز از مرکز در قسمت پره‌های روتور و دمای زیاد قرار دارند. ترکیب این متغیرها باعث ایجاد تنش شده و سازوکارهای آسیب پیچیده مانند خزش و خستگی با تغییر تنش‌های مکانیکی و تنش‌های ناشی از حرارت به وجود می‌آید [۸۶]. عمر خستگی و خزشی را می‌توان به ترتیب با معادلات مانسون-کافین^۲ و لارسون-میلر^۳ به دست آورد.

۵-۱-۱- پیش‌بینی عمر خستگی

مانسون-کافین ثابت کردند که کرنش چرخه‌ای با معادله زیر به تعداد چرخه‌ها تا شکست ارتباط دارد:

$$\Delta \varepsilon / 2 = (\sigma_f / E) \times (2N_f)^b + \varepsilon_f (2N_f)^c \quad (1)$$

در رابطه ۱، N_f تعداد سیکل‌ها تا شکست، E مدول الاستیک، σ_f ضریب استحکام خستگی، ε_f ضریب نرمی خستگی^۴ و b و c به ترتیب توان استحکام خستگی و نرمی خستگی می‌باشند [۸۷، ۸۸]

⁶ Madhu

⁷ Ravindra

⁸ Raju

⁹ Max-Von Mises Stress

¹ resonance

² Manson-Coffin

³ Larson-Miller

⁴ Fatigue ductility coefficient

⁵ Rayapati

شیمیایی پایدار مانند اکسید، هیدروکسید یا سولفید تبدیل می شود [۱۱].

۵-۲-۱- خوردگی در توربین های بخار

یک توربین بخار در برابر خوردگی با بدترین محیط ممکن روبرو است. این امر به دلیل شرایط کاری توربین بخار است که دارای درجه حرارت بالا، تماس مداوم با آب و هوا و احتمال زیاد مواجهه با مواد شیمیایی غلیظ به دلیل غلظت بخار در دیگ بخار^۶ می باشد. خوردگی توربین به ترکیبی از اثرات محیطی مانند ترکیب بخار، دما، تنش ها، خواص مواد و عیوب وابسته است. حتی آب خالص و بخار مرطوب به خصوص در قسمت روتور و دیسک می تواند باعث خوردگی توربین شود. محیط توربین در خوردگی حین کار و آماده سازی، نقش مهمی دارد. ویژگی متمایز این محیط نوسانات فاز مایع و ناخالصی های حمل شده توسط بخار (بخار، رطوبت، فیلم های مایع و رسوبات) است. هرچه میزان ناخالصی بیش تر باشد عملکرد توربین بدتر خواهد بود. در مسیر جریان بخار و روی سطوح اجزای توربین، متغیرهای خوردگی نظیر pH، دما، غلظت نمک و هیدروکسیدها می تواند در یک طیف گسترده تغییر نماید. اگرچه غلظت آلودگی بخار در محدوده بسیار کم کنترل می شود، تأثیر ذرات معلق در پره های توربین باعث بدتر شدن آن شده و منجر به تخریب پره می شود [۱۱، ۹۷].

خوردگی خستگی، خوردگی تحت تنش^۷، خوردگی حفره ای^۸ و خوردگی سایشی^۹ از جمله انواع خوردگی های توربین های بخار به شمار می آیند. شکل ۸ تصاویر مختلف خوردگی در اجزاء توربین های بخار را نشان می دهد.



شکل ۸ انواع مختلف خوردگی در پره های توربین بخار

حال، $Ti6Al4V$ بهترین آلیاژ در بین سایر مواد است، زیرا دارای حداقل تغییر شکل و فشار حرارتی تحت همان شرایط عملیاتی و محیطی است [۹۳].

خواجه و معتمدی مطالعه گسترده ای با تحلیل تنش اجزاء محدود خطی و غیر خطی مولتی فیزیکی^۱ بر روی ۲۱ نوع Inconel و ۱۲ نوع سوپرآلیاژ پایه نیکلی Nimonic انجام دادند. در بین انواع مواد استفاده شده، Nimonic115 بهترین ماده معرفی شد [۹۴].

کومار^۲ و پندی^۳ برای سه ماده مختلف Nimonic80A، Inconel625 و SuperalloyX با سه سرعت متفاوت به ترتیب در (۲۰۰۰، ۴۰۰۰ و ۶۰۰۰ دور بر دقیقه) تحلیل ایستایی انجام دادند. تحلیل نیروهای گریز از مرکز، تنش و تغییر شکل با روش اجزاء محدود انجام شده است. این محققین نتیجه گرفتند که اینکونل ۶۲۵ می تواند آلیاژ مناسبی برای ساخت پره های توربین گازی باشد؛ زیرا در تمام سرعت ها نسبت تنش به تغییر شکل کمتری دارد [۹۵]. در تحقیق مشابهی گاراجاراپو^۴ و همکاران تحلیل حرارتی حالت پایدار و ایستایی را برای پیش بینی شرایط محتمل شکست پره به روش اجزاء محدود انجام دادند. علاوه بر این، تحلیل مقایسه ای نیز برای تعیین استحکام و مناسب بودن یک پره تحت فشار و دمای بالا^۵ (HPT)، ساخته شده از سوپرآلیاژ پایه نیکلی X انجام شد. این آلیاژ با دو ماده دیگر مانند آلیاژ Nimonic80A و اینکونل ۶۲۵ مقایسه شده است. نتایج نشان داد که به دلیل مقادیر تنش معادل کمتر در سه سرعت مختلف (۴۰۰۰، ۶۰۰۰ و ۹۰۰۰ دور بر دقیقه) و توزیع دمای ایمن، سوپر آلیاژ X می تواند ماده مناسبی برای ساخت پره روتور HPT دریایی باشد [۹۶].

۵-۲- بررسی جنبه های خوردگی

در سال ۱۹۵۰ چندین مورد خوردگی در توربین های گازی گزارش شد [۴۴]. خوردگی پره ها و شکست ناشی از آن یک مسئله مهم در صنعت تولید برق است. بیش از یک سوم شکست پره ها مربوط به خوردگی می باشد [۱۲]. خوردگی فرآیند تخریب تدریجی مواد توسط واکنش شیمیایی یا الکتروشیمیایی است که در آن ماده خالص به دلیل تعامل با محیط به فرم

⁶ boiler

⁷ Stress corrosion cracking

⁸ Pitting corrosion

⁹ Erosion-corrosion

¹ Multiphysics linear and non-linear Finite Element (FE)

² Kumar

³ Pandey

⁴ Gurajarapu

⁵ high pressure temperature (HPT)

۵-۲-۲- خوردگی در توربین های گازی

خوردگی یکی از دلایل شایع تخریب پره توربین گازی دریایی است و پاشش نمک تا حد زیادی عامل خوردگی اجزای فلزی در نزدیکی خط ساحلی می باشد. این امر مستقیماً به انحراف هندسی پره کمپرسور منتهی و باعث افزایش زبری سطح پره می شود. آئروسول های نمکی دریایی، خوردگی توربین های گازی دریایی به ویژه اجزای دوار را تسریع می کند. خوردگی کمپرسور یکی از اشکال اصلی آسیب توربین گازی دریایی است [۹۸]. خوردگی پره نه تنها منجر به تخریب عملکرد کمپرسور شده، بلکه باعث کاهش عمر کاری و قابلیت اطمینان توربین گازی می گردد [۹۹]. پاشش نمک نتایج حاصل از خوردگی مختلفی را در روتورها و استاتورها ایجاد می کند. به دو دلیل خوردگی پره های روتور شدیدتر است؛ اولاً پره های چرخشی یک روتور نسبت به استاتور تنش مکانیکی بیشتری دارد، دوماً ذرات نمک با پره های متحرک روتور بیشتر برخورد کرده و به یکدیگر می چسبند. بنابراین خوردگی حفره ای، خوردگی شکافی و خوردگی تنشی معمولاً در پره های متحرک مشاهده می شود [۱۰۰]. سازگاری نمک های مذاب با ساختار آلیاژ و خوردگی مواد در دمای ۹۰۰-۶۰۰ درجه سانتی گراد نگران کننده است [۱۰۱].

اجزاء توربین های گازی معمولاً تحت خوردگی سایشی، خوردگی سولفیداسیون و اکسیداسیون در درجه حرارت بالا قرار می گیرند. هم چنین فرآیندهای خوردگی می توانند بر استحکام خستگی پره های توربین اثر بگذارند. شکل ۹ آسیب های موجود در اجزاء توربین های گازی مختلف براساس شدت تاثیر آن ها را نشان می دهد.



شکل ۹ انواع مختلف آسیب در اجزاء توربین های گازی هوایی، زمینی و دریایی

۵-۲-۱- تعریف و مشخصات خوردگی داغ

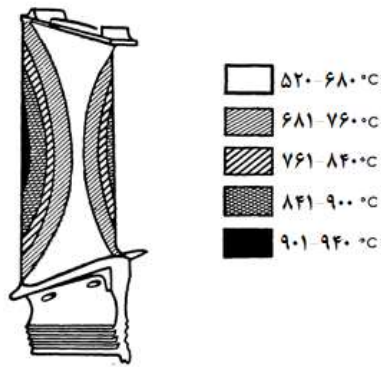
یک چالش بزرگ برای محققان محافظت اجزای توربین از خوردگی داغ است. زیرا تخریب مواد با سرعت زیاد صورت می گیرد. خوردگی داغ نوعی تسریع اکسیداسیون در دمای بالا در حضور نمک های مذاب بوده و در دو نوع دما بالا (نوع I) و دما پایین (نوع II) می باشد. تعدادی از سیستم های مهندسی مانند نیروگاه ها، توربین های گازی که در دمای بالا کار می کنند در معرض خوردگی داغ قرار دارند. هر فلز یا آلیاژ در حضور اکسیژن در دمای بالا اکسید می شود. اکسیدهای تشکیل شده روی سطح به عنوان یک لایه محافظ عمل کرده و اجازه نفوذ بیش تر اکسیژن را نمی دهد و به این ترتیب از اکسیداسیون بیش تر جلوگیری می کند. اما اگر آلودگی هایی نظیر سولفات، کلرید یا واناداتها در محیط وجود داشته باشد، ترکیب یوتکتیکی با نقطه ذوب پایین را تشکیل داده و سطح آن را با فیلم نازک نمک ذوب شده می پوشاند. این امر منجر به تشکیل پوسته اکسیدی غیر محافظ متخلخل می شود که به گونه های تهاجمی امکان ورود به درون فلز پایه را داده و باعث تخریب سریع آلیاژ می شود. این نوع حمله به خوردگی داغ معروف است. خوردگی داغ در دماهای بالا در دو حالت می تواند ایجاد شود [۱۰۲]:

۱. وقتی که رسوب از ابتدا در حالت مایع قرار دارد.
۲. وقتی که در اثر واکنش با محیط رسوب جامد به مایع تبدیل شود.

خوردگی سوپر آلیاژها در دمای بالا به طور مداوم با آلاینده هایی مانند سولفات ها، وانادات ها و کلریدها ارتباط دارد. هنگام مقایسه شرایط آلاینده، باید میزان شار آلاینده^۱ به جای سطح آلاینده در سوخت یا محیط مورد توجه قرار گیرد [۱۰۳].

ترکیب دمای بالا با محیطی که حاوی آلاینده هایی نظیر سدیم، گوگرد، وانادیوم و سایر هالیدها باشد، به توجه ویژه به پدیده خوردگی داغ نیاز دارد. این نوع از خوردگی برخلاف اکسیداسیون، می تواند مواد را با سرعت غیرقابل پیش بینی مصرف کند [۱۰۳، ۱۰۴]. مهم ترین عنصری که به خوردگی داغ مربوط است، وانادیوم می باشد که به طور طبیعی در خیلی از سوخت ها وجود دارد. این عنصر ممکن است در طول احتراق یک پنتوکسید خورنده تشکیل دهد. فلزات قلیایی نیز باعث تشکیل سولفات می شوند که هم خورنده بوده و هم رسوب می دهد. گاهی وانادیوم و سدیم ترکیب شده تا وانادات سدیم خورنده تشکیل شود. آسیب ایجاد شده توسط وانادیوم و سدیم

¹ contaminant flux rate (CFR)



شکل ۱۲ توزیع تنش ناشی از حرارت روی سطح پره مرحله اول

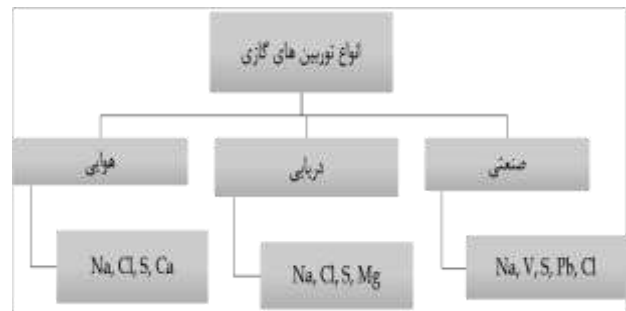
مواد اولیه برای اجزای داغ توربین گازی براساس آلیاژهای Ni-20Cr یا آلیاژهای پایه کبالت ریخته‌گری هستند که معمولاً دارای ۳۵٪ کروم می‌باشند [۴۴]. عیوب ریخته‌گری مانند تخلخل^۲ یا آخال‌های^۳ ناشی از فرآیند تولید می‌تواند سبب شکست پره شود [۱۹]. معمولاً آلیاژهای پایه کبالت نسبت به سوپرآلیاژهای پایه نیکل در برابر خوردگی داغ دما بالا مقاومت بیشتری دارند. این بحث وجود دارد که آیا این مسئله ویژگی ذاتی کبالت است که مخالف نیکل می‌باشد یا به دلیل سطح بالاتر کروم بوده یا این که ناشی از به کار بردن تنگستن به جای مولیبدن به عنوان تقویت‌کننده محلول جامد است. آلیاژهای پایه کبالت نسبت به آلیاژهای پایه نیکل به خوردگی داغ دما پایین حساس‌تر هستند [۴۴]، اما در محیط‌های سولفیدی مقاومت بهتری در برابر خوردگی دما بالا از خود نشان می‌دهند [۱۱۰].

۵-۲-۲-۳- روش‌های اندازه‌گیری خوردگی داغ

روش‌های آزمایشگاهی مختلفی برای تعیین مقاومت آلیاژ در برابر خوردگی داغ وجود دارد. این روش‌ها شامل آزمایش‌های بوته‌آهن‌گری^۴، الکتروشیمیایی، اکسیداسیون سریع، برنر ریگ^۵، برنر ریگ تحت فشار^۶ می‌باشد [۱۱۱].

۵-۲-۲-۴- روش‌های محافظت از اجزای توربین گازی در برابر خوردگی داغ

روش‌های محافظت از اجزای توربین گازی در زیر ذکر شده است [۴۴]:



شکل ۱۱ انواع آلاینده‌ها در سوخت و هوای توربین‌های گازی موثر بر تخریب آن‌ها

با تولید آلیاژهایی با قابلیت بهتر در دمای بالا، عملکرد توربین‌های گازی بهبود یافته است. در حالی که هر دو عامل استحکام و مقاومت در برابر خوردگی اهمیت دارند، استحکام اولویت بالاتری نیاز دارد و توسعه آلیاژی به منظور بالا بردن استحکام، مخصوصاً در آلیاژهای پایه نیکلی باعث کاهش مقاومت در برابر خوردگی می‌شود [۴۴].

راه دیگری که منجر به کنترل خوردگی و رسوبات ناشی از احتراق سوخت‌های ناخالص می‌شود، استفاده از مواد افزودنی سوخت است که طی فرآیند احتراق با عناصر خورنده ترکیب شده و فرآورده خشک بی‌ضرری را تولید کرده که از طریق توربین عبور می‌کند. این رویکرد زمانی که وانادیوم تنها عنصر بحرانی باشد کاملاً موفقیت‌آمیز بوده، اما در هنگام حضور سدیم و وانادیوم کافی نیست. زدودن مواد قلیایی با روش شست‌وشو با آب و جداسازی لازم می‌باشد. ترکیب روش‌های پوشش‌دهی پره، عملیات اضافی و خنک‌کردن ممکن است پاسخ نهایی به مشکل خوردگی در توربین‌های گازی باشد [۱۰۵].

در توربین‌های گازی که اجزای خنک‌کننده‌ای مانند پره و وین دارند، میزان حمله خورنده به سوپرآلیاژها، صرف نظر از دمای جریان گاز، به دمای سطح فلز بستگی دارد [۱۰۵]. معمولاً داغ‌ترین ناحیه پره روی سطح فشار (مقعر) تقریباً در وسط طول پره به فاصله کمی از لبه حمله^۱ قرار دارد. شکل ۱۲ توزیع دما در یک هواپُر معمولی را نشان می‌دهد. این توزیع ممکن است با حضور معابر خنک‌کننده در داخل هواپُر به‌طور قابل توجهی تغییر یابد [۴۴].

⁴ crucible

⁵ burner rig

⁶ Pressurized burner rig

¹ Leading Edge

² porosity

³ freckle

خوردگی محافظت نماید. به طور کلی سه نوع پوشش اصلی وجود دارد [۱۱۲]:

(الف) پوشش های آلومینیدی (نفوذی)

(ب) پوشش های روکشی

(ج) پوشش های مانع حرارتی^۱ (TBC)

پوشش های نفوذی رایج ترین نوع پوشش برای محافظت از سوپر آلیاژها در برابر محیط های خورنده محسوب می شوند. یک لایه خارجی آلومینیدی (CoAl یا NiAl) با مقاومت بالا در برابر اکسیداسیون، از واکنش Al با Ni/Co در فلز پایه ایجاد می شود. در سال های اخیر از لایه های بسیار نازک فلزات بی اثر^۲ مانند پلاتین برای تقویت مقاومت در برابر اکسیداسیون آلومینیدها استفاده شده است [۱۱۲].

در یک پوشش نفوذی، حداقل یکی از ترکیبات اصلی (به طور کلی نیکل) توسط فلز پایه تأمین می شود. در مقابل، در پوشش دهی روکشی، تمام اجزای سازنده توسط خود این پوشش تأمین می گردد. مزیت این روش این است که می توان از ترکیبات متنوع تر مقاوم در برابر خوردگی استفاده کرد تا عملکرد پوشش را بهینه نمود و همچنین ضخامت پوشش با ملاحظات فرآیند محدود نمی شود. این پوشش ها معمولاً به آلیاژهای MCrAlY گفته می شود که اساس آن ها آلیاژ نیکل، کبالت یا گاهی اوقات آهن است که با افزودن تعدادی از عناصر آلیاژی اضافی برای اهداف خاص تنظیم می شود. M با یک یا چند عنصر آهن، نیکل یا کبالت جایگزین می گردد و به صورت FeCrAlY، NiCrAlY، CoCrAlY، NiCoCrAlY و غیره تبدیل می شود. اختلاط اتریم^۳ مقاومت به خوردگی را بهبود می بخشد. به طور کلی این روکش ها با فرآیند پاشش پلاسمای خلا^۴ ایجاد و بسته به نوع ماده زیرلایه یک عملیات حرارتی با دمای بالا (۱۱۲۰-۱۰۴۰ درجه سانتی گراد) برای همگن کردن پوشش و اطمینان از چسبندگی آن به سطح انجام می شود [۱۱۲، ۱۱۳].

اخیراً، استفاده از پوشش های مانع حرارتی در حال گسترش است. زیرکینیا تثبیت شده با اتریا^۵ به عنوان این نوع پوشش در اجزای داغ یعنی بخش توربین، موتورهای هواپیما و توربین های گازی صنعتی استفاده می شود [۱۱۳]. پوشش های مانع حرارتی متشکل از پوشش اتصال^۶ و پوشش رویی^۷ هستند. پوشش اتصال یک لایه داخلی مقاوم در برابر اکسیداسیون و

۱. سوخت باید تصفیه شده و تمیز باشد. مقدار فلز قلیایی، وانادیوم و گوگرد نیز باید به دقت کنترل شود.

۲. توربین به فیلترهای هوای کارآمد مجهز باشد که باید با دقت بیش تری نگهداری شوند.

۳. رسوبات باید برداشته شوند. رسوباتی که روی اجزای داغ توربین ایجاد می شوند باید در فواصل مکرر از بین بروند. شواهدی وجود دارد که این امر می تواند از شروع خوردگی داغ جلوگیری کند.

۴. باید از مواد افزودنی سوخت استفاده نمود. در سوخت های حاوی وانادیوم استفاده از افزودنی های MgO گاهی با ترکیبات جزئی اضافی نیز مرسوم است. همچنین افزودنی های حاوی کروم نیز توصیه شده است.

۵. آلیاژهای مقاوم تر باید برای اجزای در معرض تخریب انتخاب شوند. استفاده از IN738 و آلیاژهای مشابه برای مقاومت در برابر خوردگی توسعه یافته اند و آلیاژهای پایه کبالت مانند X40 برای وین های راهنمای نازل و حتی پره های روتور در موتورهایی که در معرض محیط های تهاجمی قرار دارند، نمونه هایی از این روش هستند.

۶. استفاده از پوشش های محافظ حتی برای بیش تر آلیاژهای مقاوم استفاده شود.

۵-۲-۲-۵- بررسی پیشرفت در زمینه پوشش های محافظ برای جلوگیری از خوردگی داغ

فناوری پوشش به بخش جدایی ناپذیر در ساخت اجزای توربین گازی که در دماهای بالا کار می کنند تبدیل شده است، زیرا این تنها راهی است که می توان ترکیبی از سطح بالای خواص مکانیکی و مقاومت عالی در برابر اکسیداسیون و مقاومت در برابر خوردگی داغ را ایجاد کرد. افزایش دما و آلودگی بیش از حد در محیط عملیاتی، باعث شده که طراحی سوپرآلیاژهایی که از یک طرف دارای مقاومت خزشی کافی و از طرف دیگر در برابر خوردگی/اکسیداسیون مقاومت لازم داشته باشد، دشوار گردد. از این رو برای محافظت از پره ها ناگزیر به استفاده از پوشش ها می باشند. پوشش به عنوان محل ذخیره عناصر عمل کرده و لایه های اکسیدی بسیار محافظ و چسبنده تشکیل داده که باعث می شود آلیاژ پایه را از اکسیداسیون و تخریب ناشی از

⁵ Yttria-stabilized zirconia (YSZ)

⁶ Bond Coat

⁷ Top Coat

¹ Thermal Barrier Coating (TBC)

² noble metals

³ yttrium

⁴ vacuum plasma spray process

به نقطه ذوب به طور معقول خوب باقی می ماند. این مسئله به دلیل ریزساختار حاوی رسوبات بزرگ γ از نوع Ni_3Al است که در بسیاری از آلیاژها در دمای بیش از ۱۱۰۰ درجه سانتی گراد شروع به حل شدن می کند. بنابراین، به نظر می رسد امکان بالا رفتن دمای پرها در داغ ترین منطقه وجود دارد. یکی از مشکلات ایجاد شده در دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی گراد و بالاتر، انتشار بین مواد سوپرآلیاژ و پوشش های محافظ آن ها و ایجاد یک لایه اتصال بین پرها و موانع حرارتی است. قابلیت محافظت به دلیل تشکیل یک لایه Al_2O_3 در محیط اکسید کننده می باشد. در دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی گراد و بالاتر، انحلال Al از پوشش به داخل سوپرآلیاژ باعث ایجاد حفرات Kirkendall می شود تا در مرز واسط گسترش یابد و در قسمت فوقانی سوپرآلیاژ رسوب نماید. هر دو پدیده باعث می شود که پوشش محافظ پوسته پوسته^۲ شود. انتشار Ni از سوپرآلیاژ به داخل پوشش، به نوبه خود قابلیت محافظت پوشش را کاهش می دهد. بنابراین انتشار Al و Ni در این دما به هر دو ساختار آسیب می رساند. به دو دلیل یک مانع انحلال مؤثر بین سوپرآلیاژ و پوشش محافظ در دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی گراد و بالاتر نیاز است؛ اولاً قادر به کاهش انحلال Al و Ni در دمای مورد نیاز فلز باشد، دوماً پوشش به خوبی به سوپرآلیاژ متصل گردند. هم چنین این اتصال می تواند پره های توربین گازی را از شوک های ناشی از حرارت و تغییرات دمایی محافظت نماید [۲۲]. در تحقیقات جدید، توسعه مواد برای پره های توربین گازی هنوز در حال پیشرفت است تا هزینه را حداقل و بازده کلی توربین را به حداکثر برساند. امروزه استفاده از مواد پیشرفته مورد توجه محققان قرار گرفته است [۱۱۸]. در شکل ۱۳ ویژگی های لازم برای پوشش پره های توربین خلاصه شده است.



شکل ۱۳ خواص مورد نیاز پوشش های پره های توربین

خوردگی است و پوشش رویی یک لایه بیرونی عایق سرامیکی می باشد [۱۱۴, ۱۱۵]. این پوشش ها باید به اندازه کافی ضخیم بوده و از هدایت حرارتی کم و مقاومت بسیار بالا در برابر شوک ناشی از حرارت برخوردار باشند [۴۵]. پوشش های مانع حرارتی پوشش کافی برای سوپرآلیاژها فراهم می کند تا در دمای ۱۵۰ درجه سانتی گراد بالاتر از حد فوقانی معمول خود کار کنند. این پوشش ها سرامیک های بر پایه $ZrO_2-Y_2O_3$ هستند و با پاشش پلاسما تولید می شوند. پوشش های سرامیکی از یک زیر لایه محافظ خوردگی مانند $MCrAlY$ استفاده می کنند تا مقاومت در برابر اکسیداسیون و زبری لازم را برای چسبندگی بالای پوشش فراهم کند. در اثر عدم تطابق انبساط حرارتی بین لایه های سرامیکی و فلزی و با حمله محیطی به پوشش محافظ، خرابی ایجاد می شود. این نوع از پوشش ها در محفظه های احتراق، قطعات انتقال، وین های راهنمای نازل و همچنین هوابرهای پره به کار می رود [۱۱۲].

طی چند سال گذشته تولید مواد پوشش دهی با مقاومت بیش تر در برابر خوردگی به شدت دنبال شده است. به ویژه، بهبود مقاومت در برابر اکسیداسیون و مقاومت در برابر خستگی ناشی از حرارت، موضوع محوری تحقیق و توسعه در سال های اخیر بوده است. توسعه پوشش های مانع حرارتی پیشرفته باعث شده که ساختار آن ها به گونه ای تنظیم شود که در مقابل شرایط خستگی ناشی از حرارت بهتر مقاومت کرده و عمر طولانی تری داشته باشند [۱۱۶]. اطمینان از یکنواختی پوشش اعمالی، یکی دیگر از حوزه های مهم تحقیق است. پلاسما با سرعت بالا به عنوان روشی برای ایجاد پوشش های روکشی معرفی شده است. پیوند بسیار قوی تر بین پوشش و قطعه کار و تراکم بسیار بالاتر پوشش با استفاده از این روش حاصل می شود [۱۱۲].

اگر خواص لایه پوشش دهی تفاوت زیادی با فلز پایه داشته باشد یا به دلیل تأثیر عملیات حرارتی طی فرآیند پاشش و آنیل کردن، ممکن است خواص سوپر آلیاژ پایه نیکل پوشش داده شده، تغییر نماید [۱۱۷]. سوپرآلیاژهای پایه نیکل معمولاً با پوشش های نوع $MCrAlY$ از اکسیداسیون در دمای بالا محافظت می شوند. انحلال Ni از سوپرآلیاژ و Al از پوشش ایجاد شده و تغییرات ساختاری قادر به از بین بردن لایه محافظ است؛ به همین دلیل موانع انحلال از نوع $TiN+AlN+TiN$ توسعه پیدا کرده اند تا از این انحلال مضر در دمای بیش از ۱۱۰۰ درجه سانتی گراد جلوگیری شود. سوپرآلیاژها مواد استثنایی هستند؛ به این معنا که استحکام آن ها تا دمای نزدیک

² spall off

¹ High-velocity plasma

خنک‌کنندگی حدود ۲۰۰ درجه سانتی‌گراد در ساعت انجام شده است. نتایج نشان داد که ریزساختار پوشش سرامیکی به طور مداوم در دمای بالا تغییر می‌کند و بر این اساس، تخلخل به دلیل رشد دانه‌ها و بسته شدن ترک‌ها کاهش می‌یابد. رشد ریزساختاری و تخلخل TBC در اثر عملیات دما بالا ایجاد شده و در نتیجه خصوصیات مکانیکی آن تحت تأثیر قرار می‌گیرد [۱۲۲].

ریحانی و همکاران اثر متغیرهای مختلف بر عمر خستگی و خزشی پره توربین در شرایط دما و فشار بالا با خنک‌کننده همرفتی را بررسی کردند. آن‌ها هم چنین اثر اضافه کردن پوشش سرامیکی بر عمر خزشی پره را نیز ارزیابی کردند و نتیجه گرفتند که افزایش ۳ برابری ضخامت پوشش مانع حرارتی (۳۰۰ میکرومتر) منجر به افزایش ۹ برابری عمر خزشی پره می‌شود. علاوه بر این، با در نظر گرفتن دما و فشار خنک‌کننده ورودی، انحراف دما تأثیر بیش‌تری بر عمر خستگی و خزشی پره دارد. نتایج نشان می‌دهد که ۳۰۰ ساعت کار با بار ۷۰٪ می‌تواند با یک ساعت کار در بار پایه برابر باشد [۸۶].

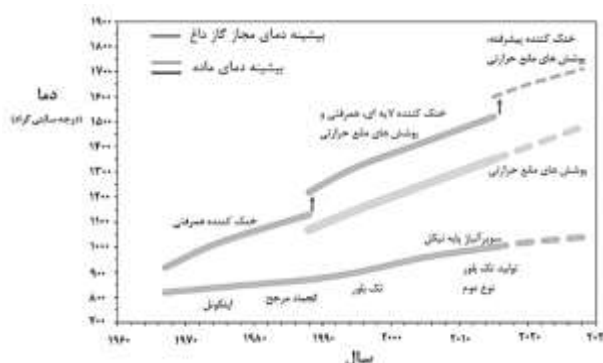
آجدو^۳ و بهامبر^۴ با مرور مقالات به این نتیجه رسیدند که چدن با پوشش زیرکونیوم پایدار شده روی پره ساخته شده از اینکونل ۷۱۸ به دلیل جابجایی تنش پایین، هزینه کم و ساخت آسان مناسب‌ترین TBC است. دما بر تنش‌های کلی ناشی از پره‌ها تأثیر بسزایی دارد. تنش‌های ناشی از حرارت پره از جنس اینکونل ۶۲۵ کمتر است زیرا این آلیاژ دارای خواص حرارتی بهتری می‌باشد [۱۲۳].

لی^۵ و همکاران تحقیق مقایسه‌ای در مورد طراحی ضخامت پوشش مانع حرارتی پره توربین گازی بر اساس روش‌های معمول اجزاء محدود انجام دادند. نتایج نشان داد که چهارچوب^۶ پره باید تا حد ممکن با پوشش حرارتی ضخیم پوشانده شود و نوک پره مانند منطقه پایین به پوشش ضخیم در منطقه میانی نیاز دارد. هم‌چنین نتیجه‌گیری شد که ظرفیت عایق حرارتی و سطح تنش در داخل پوشش روی هواپُر با افزودن ضخامت پوشش رویی افزایش پیدا می‌کند. روش طراحی بهینه ضخامت TBC توسط لی و همکاران ارائه شد [۱۲۴].

سیانی^۷ و شاندیل^۸ پره توربین از جنس Hastelloy-X را با دو نوع TBC از نوع زیرکونیوم (8% wt. yttria) و دیگری

تحقیقات تایید می‌کند که تخریب ریزساختاری شدید ناشی از گرمای بیش از حد، عامل تنزل خواص مکانیکی و آسیب رسیدن به پره است. علاوه بر این، بین دمای بالای کاری و مدت زمان تخریب ریزساختاری پوشش مقاوم در برابر حرارت و ماده پره توربین رابطه معناداری وجود دارد. بنابراین، گرمای بیش از حد سوپراآلیاژ به کاهش مقاومت در برابر حرارت و مقاومت در برابر خزش دما بالا به ویژه در حضور تنش کششی کمک می‌کند. خزش پره به کاهش فاصله بین سطح پره و بدنه توربین منجر می‌شود و در برخی موارد باعث ساییده شدن پره‌ها به بدنه توربین می‌شود [۱۱۹].

افزایش روزافزون دمای ورودی توربین‌ها به توسعه آلیاژی و پوشش‌هایی با تحمل درجه حرارت بالاتر و هم‌چنین طراحی خنک‌کننده‌های کارآمد منجر شده است که بتواند یکپارچگی ساختاری پره‌ها را برای دوره کاری طولانی‌تر حفظ نماید [۱۲۰]. شکل ۱۴ روند پیشرفت این عوامل در طی سال‌های گذشته و چشم‌انداز آینده را نشان می‌دهد [۱۲۱].



شکل ۱۴ روند افزایش دمای گاز داغ توربین و اثر آن بر پیشرفت آلیاژ، پوشش‌های مانع حرارتی و خنک‌کننده‌ها [۱۲۱]

۵-۲-۲-۶- مرور مقالات مبتنی بر اثر پوشش‌ها بر پره‌های توربین

ژو^۱ و ما^۲ ریزساختار و خواص مکانیکی پوشش مانع حرارتی تحت عملیات حرارتی در دمای ۱۴۰۰ درجه سانتی‌گراد با زیرلایه پایه نیکلی بررسی کردند. عملیات حرارتی روی نمونه پره توربین پوشش داده شده با پوشش مانع حرارتی پاشش پلاسما با نرخ گرمایش ۶۰۰ درجه سانتی‌گراد در ساعت و نرخ

⁵ Li

⁶ platform

⁷ Saini

⁸ Shandil

¹ Zhu

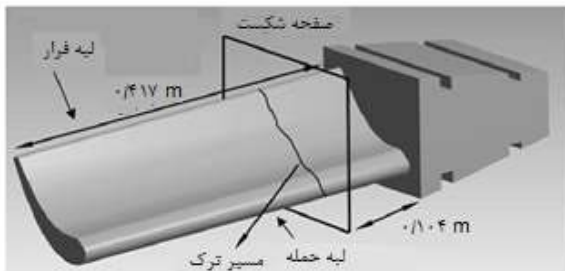
² Ma

³ Ujeda

⁴ Bhambere

ساختاری منجر به تغییر چشم‌گیر در خواص مکانیکی می‌شود که می‌تواند باعث خرابی پره‌ها شود [۱۲۹]. تحلیل‌های اجزاء محدود زیادی برای بررسی عملکرد حرارتی و ساختاری پره‌های توربین از جنس آلیاژهای پایه نیکل تحت شرایط بارگذاری استفاده شده است [۲، ۱۳۰-۱۳۴].

رائو^۶ و همکاران به شکست پره توربین یک نیروگاه حرارتی ۶۰ مگاواتی مبتنی بر زغال‌سنگ پرداخته‌اند. تصاویر رادیوگرافی اشعه ایکس نمونه پره شکسته شده نشان داد که هیچ نقص داخلی مانند منافذ، حفره‌ها، ریزترک‌ها در پره وجود نداشته، از این رو احتمال تخریب به دلیل عیوب داخلی ماده وجود نخواهد داشت. تصاویر میکروگراف استریو^۷ از انحنای مقعر پره در لبه حمله و فرار^۸، چندین حفره خوردگی را نشان می‌دهد. در نتیجه سطح جانبی مقعر پره در لبه حمله تحت فرسایش و خوردگی است. فرسایش باعث شکل‌گیری شیارها شده و عوامل خورنده در داخل آن‌ها رسوب کرده تا لبه حمله به‌خصوص در سطح جانبی انحنای مقعر تضعیف شود و شکست از آن شروع گردد. شکل ۱۵ تصویر شماتیک مسیر شکست پره را نشان می‌دهد.



شکل ۱۵ تصویر شماتیک ابعاد پره و مسیر شکست آن [۱۳۵]

تحلیل عنصری در ناحیه حفره، اکسیداسیون سطحی و وجود کلر، سیلیکون، پتاسیم و کلسیم به عنوان عناصر خارجی در کنار آهن را نشان می‌دهد. حفرات معمولاً با رسوبات کلرید به‌همراه هیدروکسید سدیم، سولفات و سولفیدها همراه است. منبع رسوبات روی پره توربین، ناخالصی‌های موجود در آب به صورت نمک و سیلیس است که در آب بویلر موجود می‌باشد. هنگامی که بخار درون توربین منبسط می‌شود، انحلال رسوبات در بخار کاهش یافته و در غلظتی بالاتر از غلظت اصلی در بخار فشرده می‌شود. این رسوبات در شکاف‌های شکل گرفته به وسیله فرسایش سطح ناشی از سیلیس و قطرات آب موجود در

هگزا آلومینات منیزیم لانتانیم^۱ با روش اجزاء محدود تحت تحلیل حرارتی قرار دادند. آن‌ها نتیجه گرفتند که پوشش زیرکنیوم از نظر جلوگیری از نفوذ حرارت و دمای زیرلایه از پوشش‌های آلومینات لانتانیم با ضخامت بیشتر موثرتر می‌باشد. فیلم‌های نازک زیرکنیوم در شرایط کار با شار بالا می‌توانند دوام بیشتری نسبت به پوشش‌های آلومینات لانتانیم داشته باشند [۱۲۵].

در راستای انتخاب ماده TBC مناسب و موثرترین روش پوشش دهی سیانی و همکاران مطالعه گسترده‌ای در مورد انواع مختلف TBC انجام دادند که در آن زیرکنیوم به دلیل هدایت حرارتی کم، بی اثر بودن شیمیایی و چقرمگی بالا مورد توجه قرار گرفته است. هم چنین آن‌ها چندین روش برای اعمال TBC مانند پاشش پلاسما، لعاب لیزر^۲، رسوب شیمیایی فاز بخار^۳ و فرآیندهای CVD ناشی از لیزر^۴ را مطالعه کردند. همه این فرایندها دارای جوانب مثبت و منفی بوده، اما فرایند CVD ناشی از لیزر سرعت رسوب بسیار بهتری را ایجاد کرده و قادر به تولید TBC ضخیم و پایدار است [۱۲۶].

ضیائی و رمضانلو اثر ضخامت پوشش‌های مانع حرارتی بر توزیع دما و تنش پره را بررسی کردند. نتایج نشان داد که افزایش ضخامت پوشش اثر زیادی بر توزیع دما در روی پره می‌گذارد. در ارزیابی تنش نتایج نشان داد که افزایش ضخامت پوشش از ۱۰۰ به ۵۰۰ میکرومتر موجب کاهش ۴۰ برابری کرنش پلاستیک معادل می‌شود [۱۲۷].

۶- مطالعات موردی شکست پره‌های توربین

شکست‌های مختلف پره‌های ساخته شده از سوپرآلیاژها ممکن است در طول آزمایش و کارکرد نیروگاه توربین گازی مشاهده شود. شکست‌های پره توربین ۲۵٫۵٪ از خرابی‌های توربین گازی را تشکیل می‌دهد [۱۲۸]. علت این تخریب‌ها معمولاً با روش‌های متالوگرافی (مطالعات ریزساختاری، شکست شناسی^۵، پراش اشعه ایکس) شناسایی می‌شوند. عملکرد طولانی مدت توربین گازی منجر به تخریب ساختاری پره‌های سوپر آلیاژ شده و باعث تغییر در تعداد، شکل و اندازه ذرات فاز γ' و توزیع و ترکیب مقادیر کاربید می‌شود. تشکیل فازهای TCP (فازهای σ ، μ و λ) نیز می‌تواند مشاهده شود. در تعدادی از موارد، تخریب

⁵ fractography

⁶ Rao

⁷ Stereo

⁸ trailing edge

¹ lanthanum magnesium hexaaluminate

² laser glazing

³ chemical vapour deposition

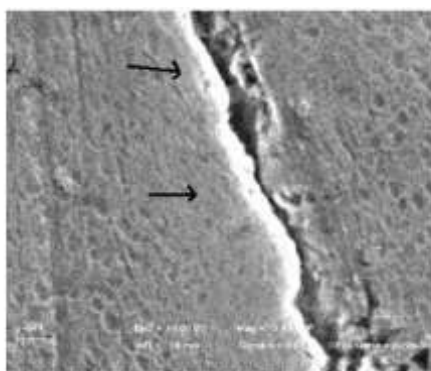
⁴ lased induced CVD processes

منشأ ایجاد ترک در سوراخ پین محافظ (تقویت‌کننده تنش^۳) واقع در ریشه پره و انتشار آن است. شکل ۱۶ پره متحرک شکسته شده را نشان می‌دهد.



شکل ۱۶ شکست چهار پره متحرک ردیف اول توربین گازی در اثر خستگی کم‌چرخه [۱۳۷]

این نیروگاه در کنار دریا واقع شده است. تجمع میعانات در گرم‌کننده گازی به‌خصوص در هنگام خاموش کردن مکرر، توانسته وارد کانال‌های خنک‌کننده پره شده و دمای پره با تنش ناشی از حرارت بالا را بیش از حد کاهش دهد و باعث شروع ترک گردد. سپس ترک در هر راه اندازی رشد کرده تا این‌که در عملکرد بار کامل، شکست اتفاق بیفتد. میکروگراف ترک، مطابق شکل ۱۷ وجود یک منطقه مارتنزیتی در امتداد ترک را نشان می‌دهد که تنها می‌تواند ناشی از سرد شدن ناگهانی در این منطقه باشد که با ورود میعانات حاصل از تجمع در گرم‌کننده گازی تولید شده است. این ریزساختار سخت و شکننده بوده و منجر به تخریب می‌شود.



شکل ۱۷ تصویر میکرومتری از ترک میان‌دانه‌ای و تغییر ریزساختار به مارتنزیت در طول ترک [۱۳۷]

بخار، جمع شده و باعث افزایش خوردگی حفره‌ای پره توربین می‌شود. با توجه به حملات کلریدی و مشخصات سطح شکست مانند علایم ساحلی و حفرات کاملاً مشهود است که حالت شکست پره توربین به علت خستگی خوردگی می‌باشد. به دلیل نوسان شرایط کاری خستگی خوردگی در نهایت منجر به شکست می‌گردد. تشکیل شیارهای با اندازه قابل توجه به وسیله فرسایش و حضور عامل خوردگی مانند کلرید همراه تمرکز تنش محلی، باعث ایجاد شکست می‌شود. در این پره‌ها خوردگی از نوع حفره‌ای به همراه کلرید تجمع یافته در حفرات تشکیل شده در اثر فرسایش می‌باشد [۱۳۵].

کوبیاک^۱ و همکاران به بررسی علت شکست پره ردیف L-0 توربین بخار پرداختند که از ۱۲۵ میلی‌متری ریشه دچار شکست شده است. ارزیابی اولیه نشان داد که جوشکاری ریشه به درستی انجام نشده و تمام پره‌های بازرسی شده از عدم نفوذ جوش برخوردار بوده‌اند. در حین کار تنش‌های ارتعاشی در دامنه بالا (مود اول ارتعاش) باعث ایجاد ترک در جوش‌های ریشه شده و ترک تحت خستگی پرچرخه رشد کرده است. علائم ساحلی، مشخصه خستگی پرچرخه، قابل مشاهده بوده و ترک از لبه فرار پره آغاز شده است. تنش‌های ارتعاشی پره در مجاورت ریشه حداکثر است. در این حالت، حداکثر تنش‌های ارتعاشی به محل شکستگی نزدیک بوده و خستگی پرچرخه باعث شکست پره و خاموش شدن توربین شده است. بررسی منطقه شروع ترک حضور ترک‌های درون دانه‌ای^۲ را نشان می‌دهد. محصولات خوردگی پره شکسته شده حاکی از آن است که خوردگی با حضور NaCl آغاز شده است که می‌تواند از جریان بخار حاصل شود. مطالعات متالورژیکی نشان داد که شروع شکست از حفره ناشی از فرسایش ایجاد شده است. علاوه بر این، خوردگی NaCl ممکن است در خرابی واقع در لبه فرار پره نقش داشته باشد [۱۳۶].

کوبیاک و همکاران در تحقیق دیگری یک توربین گازی ۱۵۰ مگاواتی را بررسی کردند که به دلیل لرزش‌های بسیار زیاد و متعاقباً کاهش توان خروجی به صفر دچار تخریب شد. توربین قبل از شکست تقریباً ۱۸۰۰ ساعت در حالت متناوب کار کرده است. چهار پره متحرک اولین ردیف توربین شکسته شدند. پره‌های متحرک و ثابت دیگر نیز در اثر برخورد قطعات جدا شده از پره‌های شکسته آسیب دیدند. نتایج تحقیقات بیش‌تر نشان داد که علت اصلی تخریب پره، خستگی کم‌چرخه است که

³ stress raiser

¹ Kubiak

² transgranular cracks

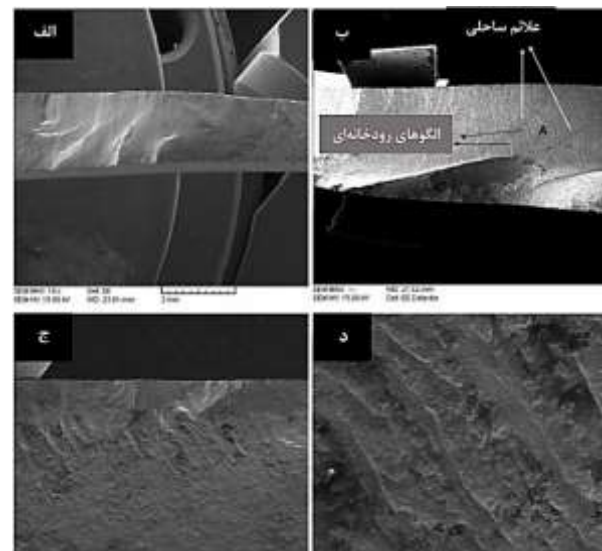
باگی^۱ و همکاران شکست پره توربین بخار کم فشار نیروگاه حرارتی ۱۱۰ مگاواتی در پنجاب را بررسی کردند. پره‌ها از جنس فولاد آلیاژ کروم X20Cr13 (فولاد مقاوم در برابر خوردگی مارتنزیتی تمپر شده) ساخته شده اند. شکست در ۲۰۳ میلی متری ریشه پره از ناحیه هوا بر اتفاق افتاده است. بررسی سطح شکست نشان داد که این سطح غنی از فاز سیلیکون بوده و منبع این مقدار کافی از سیلیکون، بخار می‌باشد. همراه با سیلیکون، فلدسپات نیز شناسایی شده که از سیلیکات‌های آلومینیوم مخلوط شده با سایر فلزات مانند سدیم و پتاسیم تشکیل شده است. اکسید سیلیکون موجود در بخار هنگام برخورد با پره‌های دوار توربین باعث تشکیل خوردگی حفره‌ای در سطح پره و در نتیجه تخریب ناشی از خوردگی شده که با جریان بخار مخالف است. تحلیل عنصری وجود سیلیکات (سیلیسیم)، اکسید (اکسیژن) و کلر را نشان می‌دهد. در طول انبساط بخار در توربین، میزان حلالیت این اجزای غیرفلزی در بخار کاهش یافته و روی سطح پره‌ها با غلظت بسیار بالاتر از غلظت اصلی در بخار متراکم شده و باعث افزایش خوردگی پره شده‌اند. شکل گیری خوردگی حفره‌ای در هوا بر باعث اعوجاج عبور بخار شده و در نتیجه سرعت بخار و افت فشار را تغییر داده و باعث افزایش بیش از حد نیروی روتور و ایجاد لرزش شده است. تصویر SEM شکل ۱۹ نشان داد که شکست برشی درون دانه‌ای و علائم ساحلی در سطح شکست وجود دارد. حضور این علائم نشان‌دهنده انتشار ترک به دلیل خستگی ناشی از ارتعاش پره می‌باشد. بنابراین، ترکیبی از محیط خورنده و تنش‌های چرخه‌ای حاصل از تغییر در سرعت بحرانی باعث شکست پره شده که قطعاً یک شکست خستگی خوردگی است [۱۳۹].



شکل ۱۹ تصاویر SEM از سه ناحیه مختلف سطح شکست، (الف) تصویر رشد ترک از لبه حمله به سمت لبه فرار، (ب) شکست درون دانه‌ای در طول ترک‌های مرز دانه‌های ثانویه و (ج) وجود خطوط خستگی در این ناحیه [۱۳۹]

ریزسختی در امتداد پره نشان داد، در منطقه شکستگی که در آن مارتنزیت مشاهده شده، سختی افزایش یافته است. این محققان فرکانس‌های طبیعی پره را به روش اجزاء محدود با آنالیز مودال به دست آورده و تحلیل‌های تنشی دیگری روی پره انجام داده اند [۱۳۷].

جهانگیری و همکاران شکست پره‌های مرحله اول روتور کمپرسور توربین گازی ۳۰ مگاواتی را بررسی کردند. پره‌ها قبل از شکست ۱۰۰۰۰۰ ساعت کار کرده‌اند. پره‌ها از جنس فولاد مقاوم در برابر خوردگی مارتنزیتی نوع AISI 403 و فاقد پوشش بوده‌اند. نیروگاه در مجاورت کارخانه سیمان و پالایشگاه نفت قرار داشته است. ذرات خروجی از کارخانه سیمان حاوی مقادیر قابل توجهی کلرید، سولفات و قلیا، گازهای خروجی پالایشگاه نیز حاوی ترکیبات S بوده است که توانستند از طریق هوای ورودی وارد کمپرسور شوند. ترکیبات حاوی Cl و S به عنوان اصلی‌ترین علت تشکیل چاله‌های خوردگی در سطوح پره عمل می‌کنند. چاله‌های عمیق می‌توانند مکان شروع ترک‌های اولیه روی سطح را فراهم نمایند. این ترک‌ها در اثر بارهای چرخه‌ای رشد کرده و منجر به شکست نهایی پره شده‌اند. شکل ۱۸ تصویر SEM از سطح شکست را نشان می‌دهد. وجود علائم ساحلی و الگوهای رودخانه‌ای مشخصه رشد ترک خستگی می‌باشد. بررسی‌ها نشان داد که مقادیر بسیار کم کلر در نقاط محلی سطح پره، مقاومت خستگی این فولاد را کاهش داده است [۱۳۸].



شکل ۱۸ وجود علائم ساحلی، مشخصه شکست خستگی، در تصاویر SEM از سطح شکست پره [۱۳۸]

رانی^۴ و همکارانش در مطالعه‌ای کامل علل خرابی پره ردیف اول توربین گازی ۳۰ مگاواتی را بررسی کردند. پره بررسی شده در دمای کاری ۱۱۰۴ درجه سانتی‌گراد بوده و پس از عمر مفید ۷۲۰۰۰ ساعت آسیب دیده و ترک‌هایی در راس لبه حمله و فرار مشاهده شده است. جنس پره سوپر آلیاژ IN738LC و دارای ساختار دانه بندی جامد مرجح و روکش آلومینید (Pt-Al₂) با فرآیند نفوذی می‌باشد. به دلیل گرمای بیش از حد، سطح پره کاملاً تخریب شده و حفرات خوردگی روی آن شکل گرفته‌اند. این حفرات به‌عنوان شکاف عمل کرده و تمرکز تنش ایجاد کرده‌اند. ترک‌ها به دلیل خستگی آغاز و در اثر خوردگی داغ تکثیر شده‌اند. هم چنین گزارش شده که پوشش Al-Pt کاملاً تخریب و به شدت اکسیده شده است. شکل ۲۱ نمای داخلی توربین گازی و پره شکسته شده را نشان می‌دهد.



شکل ۲۱ نمای داخلی توربین گازی و تصویر پره شکسته شده مرحله اول در اثر خستگی و خوردگی داغ [۱۴۱]

پره توربین به دلیل عیوب ماده دچار خرابی نشده بلکه به دلیل وجود فاز TCP ناشی از حرارت بیش از حد روی سطح پره که منجر به تشکیل حفرات خوردگی می‌شود، دچار شکست شده است. تحلیل عنصری EDS^۵ حضور محصولات خوردگی سولفور و اکسیژن را نشان می‌دهد. ترک به علت حفرات خوردگی به آسانی آغاز شده و محصولات خوردگی از طریق این ترک‌ها عمیقاً درون فلز نفوذ کرده و باعث رشد ترک شده‌اند. حین رشد ترک، خوردگی داغ اتفاق افتاده و باعث گسترش منطقه ترک شده است. اکسیداسیون سریع در دمای بالا در حضور سولفات سدیم با کروم ترکیب شده و مخلوطی از نمک‌ها و سولفور را تشکیل داده‌اند. سولفور آزاد شده به داخل نفوذ کرده و با کروم واکنش می‌دهد تا سولفید کروم در زیرلایه تشکیل شود. علاوه بر این، سولفیدها همانند محصولات خوردگی به اکسیدهای فلزی ناپایدار پیچیده تبدیل می‌شوند.

زیگلر^۱ و همکاران علت شکست پره توربین کم فشار نیروگاه حرارتی ۳۱۰ مگاواتی را بررسی نمودند. پره از جنس فولاد X20Cr13 بوده و پس از ۶۷۰۰۰ ساعت از ناحیه هواپُر به فاصله ۱۵۰ میلی متری از ریشه دچار شکست شد. شکل ۲۰ سه منطقه مجزا در سطح شکست پره را نشان می‌دهد.



شکل ۲۰ وجود سه ناحیه مختلف در سطح شکست پره فولادی [۱۴۰]

در ناحیه الف ذرات خارجی سفید رنگ حاوی عناصری نظیر O، Na و NaCl مشاهده شده در حالی که ناحیه ب سطح شکست نرم را بدون ذرات مشابه منطقه الف نشان می‌دهد. علاوه بر این، طیف انرژی پراش اشعه ایکس^۲ EDX ترکیبات (C، Cr) و Fe را شناسایی کرده است. منطقه ج آخرین ناحیه شکست بوده و مورد تحلیل قرار نگرفته است. حفرات موجود در سطح شکست حاوی کلرید بوده که باعث تسهیل شروع و رشد خوردگی شکافی^۳ می‌شود. در برخی قسمت‌های پره غلظت کلرید به بیش از $20 \mu\text{g} / (\text{cm})^2$ رسیده است. منبع احتمالی کلر، بخار حاصل از خنک کننده است که از طریق لوله کندانسور وارد شده است. Ca و K حمل کننده‌های احتمالی کلرید می‌باشند. حفرات موجود در دنباله پره ناشی از محیط خورنده، عمدتاً نمک‌های سدیم و کلرید هستند. سرعت رشد حفرات به غلظت این ترکیبات و زمان قرار گرفتن در معرض این محیط بستگی دارد. در پی تشکیل حفرات، تنش‌های باقی مانده ایجاد شده که منجر به آغاز ریز ترک‌های بین دانه ای شده است. مقادیر سختی پنج پره، ۴۵۰-۴۸۰ BHN تعیین شده که با مقادیر پیشنهادی استاندارد تولید کننده (۲۷۰-۳۰۰ BHN) مطابق نمی‌باشد. این امر به آن معنی است که برخی از پره‌ها به درستی تمپر نشده‌اند [۱۴۰].

⁴ Rani

⁵ Energy Dispersive Spectroscopy (EDS)

¹ Ziegler

² Energy Dispersive X-Ray (EDX)

³ crevice attack

گازی گزارش شده است. پره‌ها از قسمت ریشه و هواپُر طبق شکل ۲۲ شکسته شده اند.



شکل ۲۲ نماهای مختلف پره‌های شکسته شده، الف- پره‌های کمپرسور، ب- آسیب پره از ناحیه ریشه، ج و د- شکست ۴۵ درجه پره توربین [۱۴۳]

نتایج نشان داد که خستگی خوردگی در تخریب پره‌ای که از ریشه شکسته شده حاکم است. در این حالت رسوبات خوردگی در لبه پره وجود دارد که سرشار از Na, O, Ca, Cl و K می‌باشد. ترک های خستگی از نقاط خورده شده در لبه پره آغاز شده‌اند. شکست نگاری پره شکسته شده از ناحیه هواپُر نشان داد که برخلاف مورد قبلی، خستگی در شکست این پره دخیل نیست. نتایج بررسی نشان داد پره‌ای که از ناحیه ریشه دچار شکست شده، در ابتدا دچار شکست خستگی-خوردگی شده و سرانجام به شکست هواپُر از ریشه منجر شده است. سپس قطعه شکسته شده در مسیر خود به پره مجاور برخورد کرده و باعث شکست پره مجاور از ناحیه هواپُر شده است. دندان‌ها مشاهده شده در لبه آن نتیجه برخورد قطعه شکسته و هواپُر می‌باشد. با توجه به این‌که سازوکارهای خوردگی و خستگی در این شکست نقش داشتند، به حداقل رساندن لرزش های مکانیکی نیز در سیستم مهم می‌باشد [۱۴۳].

ونگ^۵ و همکارانش توزیع دما و کرنش یک پره توربین گازی کم فشار از جنس سوپرآلیاژ پایه نیکل K444 را با شبیه سازی شرایط کاری و تحلیل حرارتی و مکانیکی بررسی نمودند. ترک خستگی ترمومکانیکی^۶ (TMF) در لبه فرار آغاز شده و در جهت لبه حمله انتشار می‌یابد. تحلیل شکست نشان داد که حفرات عمیق مستعد تمرکز تنش به‌عنوان منبع ترک در سطح پره

تخریب پوشش به دلیل اکسیداسیون پوشش Al-Pt اتفاق افتاده است. غلظت اکسیژن مقدار ۲۶,۶۴٪ افزایش و آلومینیوم ۱۰٪ کاهش یافته است. پوشش به شدت اکسیده شده و نمی‌تواند از فلز پایه محافظت نماید. اکسیدها با فرسایش از بین رفته و این امر ناشی از ذرات کاتالیست است که در مسیر گاز داغ جریان می‌یابد. هم‌چنین کاتالیست‌ها در مسیر شیارها رسوب و گرمای زیاد تولید کرده در نتیجه منجر به ترک خوردن نوک پره‌ها شده‌اند. نتایج بررسی‌ها نشان داد که شکست پره توربین گازی به دلیل اثر ترکیبی تخریب سطح ناشی از گرمای بیش از حد، اکسیداسیون، خوردگی داغ و تخریب پوشش به شدت اکسید شده، اتفاق افتاده است [۱۴۱, ۱۴۲].

چوی^۱ و همکارش به بررسی شکست یک پره از ۸۱ پره ردیف اول یک توربین گازی پرداختند که از ریشه به طور ناگهانی دچار شکست شد. پس از شکست اولین پره، پره‌ها و بین‌های مجاور نیز در به سرعت دچار شکست شده و بقایای آن‌ها در جهات مختلف حرکت کرده و باعث خسارت زنجیره ای به کل سیستم شده است. نتایج SEM سطح شکست قبل از گسیختگی نهایی خطوط و علائم رودخانه ای را نشان می‌دهد. علائم ساحلی و خطوط خستگی^۲ نشان دهنده رشد ترک خستگی غیر نرم می‌باشد.

روز قبل از خرابی مقدار برق تولید شده ۱۰۰٪ ظرفیت توربین بوده درحالی‌که در روزهای دیگر تقریباً ۵۰٪ ظرفیت تولید شده است. بررسی‌ها نشان داده‌اند که سطح لرزش اندکی بالاتر از روز قبل بوده است. نتایج آنالیز مودال یک پره و مونتاژ پره‌ها نشان داد که منشا شکست خستگی در داخل محفظه احتراق بوده که به شرایط تشدید پره های مونتاژ شده نزدیک بوده است. برای جلوگیری از تشدید، باید در شرایط کاری بسامد^۳ تحریک از بسامد طبیعی سازه فاصله داشته باشد. بررسی‌های انجام شده توسط نمودارهای Campbell و تداخل نشان می‌دهد که برخی از حالت های مونتاژ پره نزدیک به شرایط تشدید بوده؛ با این حال این امر به تنهایی کافی نیست زیرا بسامدهای طبیعی پره می‌تواند تحت تأثیر بار اعمالی و دمای پخت^۴ قرار گیرد [۸۳].

رجبی‌نژاد و همکاران علت خرابی پره‌های توربین گازی از جنس سوپرآلیاژ پایه نیکل Nimonic-105 پس از ۲۰۰۰۰ ساعت کار در محدوده دمایی ۷۰۰-۸۵۰ درجه سانتی‌گراد را ارزیابی کردند. شکست در دو پره مرحله دوم کمپرسور توربین

⁴ firing temperature

⁵ Wang

⁶ Thermomechanical Fatigue (TMF)

¹ Choi

² fatigue striations

³ frequency

این اصطکاک باعث ایجاد علائم افقی در بخش آستر شده و علاوه بر این، ترک هایی را به موازات محور توربین در لبه حمله پره ایجاد کرده است. در اثر ترک خوردگی و فشار ناشی از افزایش حجم محصولات خورنده قسمت هایی از پوشش جدا شده است. مطابق شکل ۲۴ محصولات خوردگی شامل سه لایه داخلی، میانی و خارجی است. لایه داخلی با رنگ تیره تر به دلیل رسوب عناصر سنگین بوده و فازهای کروی در لایه داخلی عمدتاً سولفیدهای نیکل و کروم هستند. فلزات موجود در لایه میانی Ni، Cr، Al، Ta، W و Co هستند که از مقدار بیش تر تا کم تر مرتب شده اند. گوگرد و اکسیژن نیز در لایه میانی شناسایی شده است. سرانجام، لایه خارجی از اکسیدهای Ni، W، Co و Al تشکیل شده است. شکست این پره را باید به عدم تطابق بین روتور و پوشش، ناشی از نصب ناقص (تراز ضعیف)، نسبت داد که نواحی غیرپوشیده آن تحت حمله ناگهانی خوردگی داغ قرار گرفته اند. [۵۹].

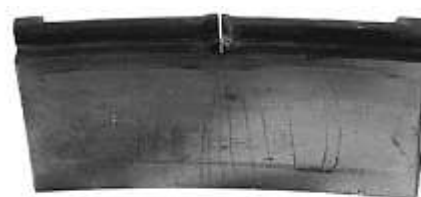


شکل ۲۴ سه ناحیه مختلف پره خورده شده: لایه اکسید خارجی ضخیم تیره رنگ، لایه فاز خاکستری میانی و لایه آلیاژ زدایی شده داخلی [۵۹]

در جدول ۱ علل شکست پره های توربین از جنس های مختلف همراه با ساعت کارکرد آن ها خلاصه شده است:

توربین مشاهده شده است. این حفرات یکی از دلایل شروع ترک می باشد؛ بنابراین کیفیت سطح تأثیر مهمی در آسیب TMF دارد. تقریباً همه جای سطح ترک TMF با لایه اکسیداسیون پوشیده شده است. این امر نشان می دهد که اکسیداسیون در شروع و انتشار ترک TMF نقش مهمی ایفا می کند. علاوه بر این، شکست درون دانه ای (مشخصه معمول آسیب خستگی) و بین دانه ای (مشخصه معمول آسیب خزشی) در سطح ترک مشاهده شده، بنابراین اثر متقابل اکسیداسیون، خزش و خستگی باعث خرابی TMF پره توربین شده است [۱۴۴].

گالاردو^۱ و همکارانش پره های یک توربین گازی ساخته شده از سوپر آلیاژ CMSX-4 را بررسی کردند که از نسل دوم سوپر آلیاژهای نیکلی تک بلور^۲ حاوی رنیوم است. این توربین با گاز طبیعی (متان) و هوای فیلتر و خنک شده کار می کند. پوشش پره از سوپر آلیاژ پایه نیکلی MAR M-247 ساخته شده است. این پره به دلیل سایش پوشش محافظتی خود را از دست داده است. سطوح محافظت نشده در معرض خوردگی داغ دما بالا (خوردگی نوع I) قرار گرفته و تخریب عمدتاً توسط لقی ناموزون (خارج از خط) بین روتور و پوشش ایجاد شده است. دو بخش آستر با ترکیب شیمیایی متفاوت از سوپر آلیاژ پایه کبالت MAR M-509 ساخته شده اند. این سوپر آلیاژ نسبت به سوپر آلیاژ پایه نیکل دارای ضریب انبساط حرارتی بالاتر بوده و دچار سایش کمتری شده است. شکل ۲۳ مربوط به بخشی از پوشش توربین است که سایش ناهموار ناشی از اصطکاک با نوک پره را نشان می دهد.



شکل ۲۳ سایش محلی پوشش پره توربین و ترک های افقی ایجاد شده در بخش آستر [۵۹]

جدول ۱ خلاصه شکست های موردی پره های توربین و دلایل وقوع آن

نویسنده	مرجع	سال	نوع توربین	جنس پره	ساعت کارکرد	علت شکست
رجبی نژاد و همکاران	[۱۴۳]	۲۰۲۰	توربین گازی	Nimonic-105	۲۰۰۰	خستگی خوردگی
ونگ و همکاران	[۱۴۴]	۲۰۱۹	توربین گازی	K444	-	اکسیداسیون، خزش و خستگی
کاظم پور و همکاران	[۱۴۵]	۲۰۱۹	توربین گازی	سوپر آلیاژ پایه نیکل	۱۸۵	گرمای بیش از حد
بننازاد و همکاران	[۱۴۶]	۲۰۱۸	توربین گازی	Inconel 738LC	۶۵۰۰	خوردگی داغ/خستگی

² single-crystal (SX)

¹ Gallardo

گرمای بیش از حد	۶۵۰۰	IN738LC	توربین گازی	۲۰۱۷	[۳۴]	کلاگر و همکاران
اکسیداسیون، خوردگی داغ و تخریب پوشش	۷۲۰۰۰	IN738LC	توربین گازی	۲۰۱۷	[۱۴۱]	رانی و همکاران
خستگی خوردگی	۹۳۵۰	X22CrMoV12-1	توربین بخار	۲۰۱۵	[۱۳۵]	رائو و همکاران
خستگی	۱۰۰۰۰۰	AISI 403	توربین گازی	۲۰۱۴	[۱۳۸]	جهانگیری و همکاران
خستگی خوردگی	۶۹۵۶۳	X20Cr13	توربین بخار	۲۰۱۳	[۱۳۹]	باگی و همکاران
خوردگی	۶۷۰۰۰	X20Cr13	توربین بخار	۲۰۱۳	[۱۴۰]	زیگلر و همکاران
خزش و تخریب پوشش	۲۰۰۰۰	Nimonic 80A	توربین گازی	۲۰۱۲	[۶۵]	کارگرنزاد و همکاران
سایش/خستگی پرچرخه	۲۲۴۰۰	Inconel 738	توربین گازی	۲۰۱۱	[۵]	بارالا و همکاران
خوردگی خستگی	-	Inconel 738	توربین گازی	۲۰۱۰	[۸۳]	چوی و همکاران
خستگی کم چرخه	۱۸۰۰	MAR M246	توربین گازی	۲۰۰۹	[۱۳۷]	کوبیاک و همکاران
خزش	-	IN738LC	توربین گازی	۲۰۰۸	[۵۴]	توفیقی و همکاران
خزش	۸۰۰۰	Udimet 500	توربین گازی	۲۰۰۷	[۶۴]	واردر و همکاران
خزش-خستگی	۲۴۰۰۰	Inconel 738LC	توربین گازی	۲۰۰۵	[۷۴]	مازور و همکاران
خوردگی و خستگی پرچرخه	-	-	توربین بخار	۲۰۰۴	[۱۳۶]	کوبیاک و همکاران
I خوردگی داغ نوع	۱۰۵۰۰	CMSX-4	توربین گازی	۲۰۰۲	[۵۹]	گالاردو و همکاران

۷- نتیجه گیری

نتیجه گیری حاصل از کارهای تحقیقاتی ذکر شده به شرح زیر است:

۱. برای اجزای در معرض تخریب آلیاژهای مقاوم تر باید انتخاب شوند. سوپرآلیاژهای پایه نیکل بهترین ماده برای پره های توربین هستند.

۲. برای محافظت از اجزای توربین، محیط نیروگاه باید به وسیله فیلترهای هوای مناسب تمیز و سوخت تصفیه شود. می توان با استفاده از مواد افزودنی سوخت مقدار وانادیوم و دیگر عناصری را که اثرات منفی بر پره می گذارد، کنترل کرد.

۳. رسوباتی که روی اجزای داغ توربین ایجاد می شوند، باعث شروع خوردگی داغ می گردند. این نوع خوردگی ضخامت آلیاژ پره را کاهش داده و در نتیجه باعث تضعیف آن می شود.

۴. پوشش دهی سطح پره با پوشش مناسب که از مقاومت نسبی خوبی برخوردار باشد در جلوگیری از خوردگی بسیار موثر است. روش پوشش دهی برای اطمینان از یکنواختی پوشش اعمالی، پیوند قوی بین پوشش و آلیاژ و تراکم بسیار بالای پوشش، موضوع بسیار مهمی است.

۵. بیشترین آسیب در توربین های گازی به دلیل شکست خزشی، خستگی و خوردگی پره ها می باشد. ترکیبات شیمیایی مانند اکسید، سولفید کروم در کاهش مقاومت خستگی پره های توربین نقش بسزایی دارند.

۶. آسیب خستگی در اثر شروع و انتشار ترک ایجاد می گردد. در دماهای بالا، ترک های خستگی از مرز دانه ها، نوارهای لغزش، منافذ، مرزهای دوقلوبی یا به دلیل ترک های ناشی از آخال/رسوبات آغاز می شوند.

۷. تخریب سطح پره های توربین با تشکیل انواع فازهای فشرده سطحی (TCP) در اثر گرم شدن بیش از حد اتفاق می افتد. این بی ثباتی ساختاری آلیاژ منجر به کاهش مقاومت و شکل پذیری پره می شود.

۸- فهرست علائم و اختصارات

علائم انگلیسی

E	مدول الاستیک
EDX	طیف انرژی پراش اشعه ایکس
FCC	شبکه مکعب مرکزدار
HP	فشار قوی
IP	فشار متوسط
LMP	معادله لارسون میلر
LP	کم فشار
TCP	انواع فازهای فشرده سطحی
SEM	میکروسکوپ الکترونی روبشی
T	دما
TBC	پوشش های مانع حرارتی
TMF	ترک خستگی ترمومکانیکی

علائم یونانی

ϵ_f	ضریب نرمی خستگی
σ_f	ضریب استحکام خستگی

- [14] Jansohn, P., "Modern Gas Turbine Systems: High Efficiency, Low Emission, Fuel Flexible Power Generation", Elsevier, (2013).
- [15] Sahu, N. K., Kale, J., "A Review of Gas Turbine Rotor Blade Design, International Journal of Advance Research and Innovative Ideas in Education", Vol. 2, No. 4, pp. 2395-4396, (2018).
- [16] Oakey, J. E., Pinder, L. W., Vanstone, R., Henderson, M., Osgerby, S., "Review of Status of Advanced Materials for Power Generation, Department of Trade and Industry", (2003).
- [17] Mirhosseini, A. M., Nazari, A., Adib Pour, S., Haghighi, A., Etemadi, S., Zareh, M., "Failure analysis of first stage nozzle in a heavy-duty gas turbine", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 109, pp. 104303, (2020).
- [18] Singh, M. P., Lucas, G. M., "Blade Design and Analysis for Steam Turbines", McGraw Hill Professional, (2011).
- [19] Kim, H., "Study of the Fracture of the Last Stage Blade in an Aircraft Gas Turbine", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, No. 7, pp. 2318-2324, (2009).
- [20] Harlegard, G., "The Design Needs for Advanced Gas Turbine Blading", *Material for Advanced Power Engineering*, (1994).
- [21] Lister, D. H., "Thermal Power Plants", Vol. 1, *EOLSS Publications*, (2009).
- [22] Milička, K., Dobeš, F., "Steels and Materials for Power Plants", *WILEY-VCH Verlag GmbH*, Weinheim, (2000).
- [23] Amaya, H., Mori, T., Kondo, K., Hirata, H., Ueda, M., "Effect of Chromium and Molybdenum on Corrosion Resistance of Super 13Cr Martenitic Stainless Steel in CO₂ Environment", *Corrosion 98, NACE International*, (1998).
- [24] Guillou, R., Guttman, M., Dumoulin, P., "Role of Molybdenum in Phosphorus-Induced Temper Embrittlement of 12% Cr Martensitic Stainless Steel", *Metal Science*, Vol. 15, No. 2, pp. 63-72, (1981).
- [25] Thorbjörnsson, I., "Corrosion Fatigue Testing of Eight Different Steels in an Icelandic Geothermal Environment", *Materials & Design*, Vol. 16, No. 2, pp. 97-102, (1995).
- [26] Wang, X., Xu, J., Sun, C., "Effects of Sulfate-Reducing Bacteria on Corrosion of 403 Stainless Steel in Soils Containing Chloride Ions", *International Journal of Electrochemical Science*, Vol. 8, pp. 821-830, (2013).
- [1] Rani, S., "Common Failures in Gas Turbine Blade: A Critical Review", *International Journal of Engineering Sciences & Research Technology*, Vol. 7, No. 3, pp. 799-803, (2018).
- [2] Gerengi, M., Polat, F., "Structural and Thermal Analysis of F Class Gas Turbine Compressor Blade", *Düzce Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Dergisi*, Vol. 10, No. 2, pp. 1045-1066, (2022).
- [3] Wahl, J. B., Harris, K., "Superalloys in Industrial Gas Turbines-An Overview", *9th World Conference on Investment Casting*, San Francisco, USA, (1996).
- [4] Yuri, M., Masada, J., Tsukagoshi, K., Ito, E., Hada, S., "Development of 1600 °C-Class High-Efficiency Gas Turbine for Power Generation Applying J-Type Technology", *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 50, No. 3, pp. 1-10, (2013).
- [5] Barella, S., Boniardi, M., Cincera, S., Pellin, P., Degive, X., Gijbels, S., "Failure Analysis of a Third Stage Gas Turbine Blade", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, No. 1, pp. 386-393, (2011).
- [6] Chang, S. Y., Oh, K. Y., "Contribution of High Mechanical Fatigue to Gas Turbine Blade Lifetime during Steady-State Operation", *Coatings*, Vol. 9, No. 4, pp. 229, (2019).
- [7] Singh, K., "Advanced Materials for Land Based Gas Turbines", *Transactions of the Indian Institute of Metals*, Vol. 67, No. 5, pp. 601-615, (2014).
- [8] Gianfrancesco, A., "Materials for Ultra-Supercritical and Advanced Ultra-Supercritical Power Plants", *Woodhead Publishing*, (2016).
- [9] Heidari, M., Amini, K., "Structural Modification of a Steam Turbine Blade", *Science and Technology International Conference*, IOP Publishing, (2017).
- [10] Rasul, M., "Thermal Power Plants", BoD-Books on Demand, (2012).
- [11] Sinkar, Y., Ojha, A., Shah, M., Shah, R., "A Review on Corrosion of Steam Turbin", *International Journal of Advance Engineering and Research Development*, Vol. 4, No. 3, pp. 455-461, (2017).
- [12] Rust, T. M., Steltz, W. G., "Titanium for Steam Turbine Blades", *Journal of Metals*, Vol. 34, No. 9, pp. 42-47, (1982).
- [13] Mukhopadhyay, N. K., Chowdhury, S. G., Das, G., Chattoraj, I., Das, S. K., Bhattacharya, D. K., "An Investigation of the Failure of Low Pressure Steam Turbine Blades", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 5, No. 3, pp. 181-193, (1998).

- [40] Barbosa, C., Nascimento, J. L., Caminha, I. M. V., Abud, I. C., "Microstructural Aspects of the Failure Analysis of Nickel Base Superalloys Components", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, No. 3, pp. 348-361, (2005).
- [41] Liu, L. R., Jin, T., Zhao, N. R., Sun, X. F., Guan, H. R., Hu, Z. Q., "Formation of Carbides and Their Effects on Stress Rupture of a Ni-Base Single Crystal Superalloy", *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 361, No. 1-2, pp. 191-197, (2003).
- [42] Buršik, J., Brož, P., Picha, R., "Microstructural and Phase Equilibria Study in the Ni-Al-Cr-W System at 1173 and 1273 K", *Intermetallics*, Vol. 11, No. 5, pp. 483-490, (2003).
- [43] Peng, J., Zhang, H., Li, Y., "Review of Blade Materials for IGT", *Procedia Engineering*, Vol. 130, pp. 668-675, (2015).
- [44] Stringer, J., "High-Temperature Corrosion of Superalloys", *Materials Science and Technology*, Vol. 3, No. 7, pp. 482-493, (1987).
- [45] Donachie, M. J., Donachie, S. J., "Superalloys: a Technical Guide", *ASM International*, (2002).
- [46] Bouse, G., Schaeffer, J., Henry, M., "Optimizing SC Rene N4 alloy for DS AFT-Stage Bucket Applications in Industrial Gas Turbines", *Proceedings of the International Symposium on Superalloys*, pp. 99-108, (2008).
- [47] Seaver, D., Beltran, A., "Nickel-Base Alloy Gtd-222, a New Gas Turbine Nozzle Alloy", (1993).
- [48] Onyszko, A., Kubiak, K., Sieniawski, J., "Turbine Blades of the Single Crystal Nickel Based CMSX-6 Superalloy", *Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering*, Vol. 32, No. 1, pp. 66-69, (2009).
- [49] Royce, R., "The Jet Engine", *John Wiley & Sons*, New York, (2015).
- [50] Chen, Z., Mengmeng, W., Yanling, P., Shusuo, L., Shengkai, G., "Study on abnormal hot corrosion behavior of nickel-based single-crystal superalloy at 900° C after drilling", *npj Materials Degradation*, Vol. 5, No. 1, pp. 1-10, (2021).
- [51] Bloch, H., "Improving Machinery Reliability in Process Plants, Houston", Texas: *Gulf Publishing*, (1982).
- [52] Song, K. S., Kim, S. G., Jung, D., Hwang, Y. H., "Analysis of the Fracture of a Turbine Blade on a Turbojet Engine", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 14, No. 5, pp. 877-883, (2007).
- [27] Asai, K., Kurosawa, A., Lee, G., "Titanium 50-inch and 60-inch Last-Stage Blades for Steam Turbines", *Hitachi Review*, Vol. 62, No. 1, pp. 23, (2013).
- [28] Oakey, J. E., "Power Plant Life Management and Performance Improvement", *Woodhead Publishing*, (2011).
- [29] Ganesan, P., "Corrosion Resistance of Inconel Alloy 617 in Simulated Gas Turbine Environments", *ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, Germany, (1992).
- [30] Brooks, C. R., "Heat Treatment, Structure and Properties of Nonferrous Alloys", (1982).
- [31] Poursaeidi, E., Aieneravaie, M., Mohammadi, M., "Failure Analysis of a Second Stage Blade in a Gas Turbine Engine", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, No. 8, pp. 1111-1129, (2008).
- [32] Sims, C. T., Stoloff, N. S., Hagel, W. C., "Superalloys II: High-Temperature Materials for Aerospace and Industrial Power", *Wiley*, New York, (1987).
- [33] Betteridge, W., Heslop, J., "The Nimonic Alloys And Other Nickelbase High-Temperature Alloys", *Edward Arnold (Publishers) Ltd.*, London, (1974).
- [34] Kolagar, A. M., Tabrizi, N., Cheraghzadeh, M., Shahriari, M. S., "Failure Analysis of Gas Turbine First Stage Blade Made of Nickel-Based Superalloy", *Case Studies in Engineering Failure Analysis*, Vol. 8, pp. 61-68, (2017).
- [35] Hakl, J., Vlasák, T., Lapin, J., "Creep Behaviour and Microstructural Stability of Cast Nickel Based Superalloy in 792 5A", *Kovove Materialy*, Vol. 45. No. 4, pp. 177-188, (2007).
- [36] Sims, C. T., Stoloff, N. S., Hagel, W. C., "superalloys II", *Wiley*, New York, (1987).
- [37] Zaretsky, E. B., Kanel, G. I., Razorenov, S. V., Baumung, K., "Impact Strength Properties of Nickel-Based Refractory Superalloys at Normal and Elevated Temperatures", *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 31, No. 1, pp. 41-54, (2005).
- [38] Kim, H. T., Chun, S. S., Yao, X. X., Fang, Y., Choi, J., "Gamma Prime (γ') Precipitating and Ageing Behaviours in Two Newly Developed Nickel-Base Superalloys", *Journal of Materials Science*, Vol. 32, No. 18, pp. 4917-4923, (1997).
- [39] Zhao, S., Xie, X., Smith, G. D., Patel, S. J., "Gamma Prime Coarsening and Age-Hardening Behaviors in a New Nickel Base Superalloy", *Materials letters*, Vol. 58, No. 11, pp. 1784-1787, (2004).

- [65] Kargarnejad, S., Djavanroodi, F., "Failure Assessment of Nimonic 80A Gas Turbine Blade", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 26, pp. 211-219, (2012).
- [66] Goswami, T., "Creep-Fatigue Interactions of Gas Turbine Materials", *Defence Science Journal*, Vol. 38, No. 4, (1988).
- [67] Saturday, E. G., Isaiah, T. G., "Creep-Fatigue Interaction Life Consumption of Industrial Gas Turbine Blades", *Modern Mechanical Engineering*, Vol. 8, No. 4, pp. 221-232, (2018).
- [68] Zhu, S. P., Huang, H. Z., He, L. P., Liu, Y. A., Wang, Z., "Generalized Energy-Based Fatigue-Creep Damage Parameter for Life Prediction of Turbine Disk Alloys", *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 90, pp. 89-100, (2012).
- [69] Pierce, C. J., Palazotto, A. N., Rosenberger, A. H., "Creep and Fatigue Interaction in the PWA1484 Single Crystal Nickel-Base Alloy", *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 527, No. 29-30, pp. 7484-7489, (2010).
- [70] Schönbauer, B. M., Stanzl-Tschegg, S. E., Perlega, A., Salzman, R. N., Rieger, N. F., Zhou, S., Turnbull, A., Gandy, D., "Fatigue Life Estimation of Pitted 12% Cr Steam Turbine Blade Steel in Different Environments and at Different Stress Ratios", *International Journal of Fatigue*, Vol. 65, pp. 33-43, (2014).
- [71] Larrosa, N., Akid, R., Ainsworth, R., "Corrosion-Fatigue: a Review of Damage Tolerance Models", *International Materials Reviews*, Vol. 63, No. 5, pp. 283-308, (2018).
- [72] Dundas, R. E., "A Statistical Study of Gas Turbine Losses and Analysis of Causes and Optimum Methods of Prevention, ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition", *American Society of Mechanical Engineers Digital Collection*, (1994).
- [73] Ritchie, R. O., Boyce, B. L., Campbell, J. P., Roder, O., Thompson, A. W., Milligan, W. W., "Thresholds for High-Cycle Fatigue in a Turbine Engine Ti-6Al-4V Alloy", *International Journal of Fatigue*, Vol. 21, No. 7, pp. 653-662, (1999).
- [74] Mazur, Z., Luna-Ramirez, A., Juárez-Islas, J. A., Campos-Amezcu, A., "Failure Analysis of a Gas Turbine Blade Made of Inconel 738LC Alloy", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, No. 3, pp. 474-486, (2005).
- [75] Carter, T. J., "Common Failures in Gas Turbine Blades", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, No. 2, pp. 237-247, (2005).
- [53] Walls, D., Delaneville, R., Cunningham, S., "Damage Tolerance Based Life Prediction in Gas Turbine Engine Blades Under Vibratory High Cycle Fatigue", *ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exposition*, Houston, Texas, (1997).
- [54] Tofighi Naeem, M., Jazayeri, S. A., Rezamahdi, N., "Failure Analysis of Gas Turbine Blades", *Proceedings of the 2008 IAJC-IJME international conference*, (2008).
- [55] Huda, Z., "Metallurgical Failure Analysis For a Blade Failed in a Gas-Turbine Engine of a Power Plant", *Materials & Design*, Vol. 30, No. 8, pp. 3121-3125, (2009).
- [56] Vakili Tahami, F., Adibeig, M. R., "Investigating the Possibility of Replacing IN738LC Gas Turbine Blades with IN718", *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 29, No. 10, pp. 4167-4178, (2015).
- [57] Khajavi, M., Shariat, M., "Failure of First Stage Gas Turbine Blades", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 11, No. 4, pp. 589-597, (2004).
- [58] Dowson, P., Dowson, D., "Selection of Materials and Material Related Processes for FCC Power Recovery Turbines", *Proceedings of the 38th Turbomachinery Symposium*, Texas A&M University, Turbomachinery Laboratories, (2009).
- [59] Gallardo, J., Rodríguez, J., Herrera, E., "Failure of Gas Turbine Blades", *Wear*, Vol. 252, No. 3-4, pp. 264-268, (2002).
- [60] Eliaz, N., Shemesh, G., Latanision, R., "Hot Corrosion in Gas Turbine Components", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 200, No. 1, pp. 31-43, (2002).
- [61] Swain, B., Mallick, P., Patel, S., Roshan, R., Mohapatra, S. S., Bhuyan, S., Priyadarshini, M., Behera, B., Samal, S., Behera, A., "Failure Analysis and Materials Development of Gas Turbine Blades", *Materials Today: Proceedings*, (2020).
- [62] Rybnikov, A. I., Getsov, L. B., Mozhaiskaya, N. V., Pigrova, G. D., Dashunin, N. V., "Operation Experience with Cast Rotor Blades Made of Russian Alloys in Stationary Gas Turbines", *Thermal Engineering*, Vol. 59, No. 3, pp. 242-249, (2012).
- [63] Tawancy, H., Al-Hadhrani, L. M., "Degradation of Turbine Blades and Vanes by Overheating in a Power Station", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, No. 1, pp. 273-280, (2009).
- [64] Vardar, N., Ekerim, A., "Failure Analysis of Gas Turbine Blades in a Thermal Power Plant", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 14, No. 4, pp. 743-749, (2007).

- [89] Barjesteh, M. M., "Rejuvenation of Nickel-Based Superalloy Experiencing Creep via Use of Hot Isostatic Pressing and Heat Treatment", *International Journal of Metalcasting*, pp. 1-16. (2022).
- [90] Collins, J. A., "Failure of Materials in Mechanical Design: Analysis", Prediction, Prevention, *John Wiley & Sons*, New York, (1993).
- [91] Rayapati, S., "Gas turbine blade failure scenario due to thermal loads in case of Nickel based super alloys", *Materials Today: Proceedings*, Vol. 46, pp. 8119-8126, (2021).
- [92] Madhu, P., "Stress Analysis and Life Estimation of Gas Turbine Blisk for Different Materials of a Jet Engine", *International Journal of Science and Research*, Vol. 5, No. 6, pp. 1103-1107, (2016).
- [93] Ravindra, K., Raju, P. D., "Modelling and Analysis of Gas Turbine Rotor Blade", *International Research Journal of Engineering and Technology*, Vol. 4, No. 12, (2017).
- [94] Khawaja, H., Moatamedi, M., "Selection of High Performance Alloy for Gas Turbine Blade Using Multiphysics Analysis", *The International Journal of Multiphysics*, Vol. 8, No. 1, (2016).
- [95] Kumar, R. R., Pandey, K., "Static Structural Analysis of Gas Turbine Blade", *Journal of Basic and Applied Engineering Research*, Vol. 3, No. 3, pp. 276-281, (2016).
- [96] Gurajrapu, N., Rao, V. N. B., Kumar, I. N., "Selection of a Suitable Material And Failure Investigation on a Turbine Blade of Marine Gas Turbine Engine Using Reverse Engineering and FEA Techniques", *International Journal of u-and e-Service, Science and Technology*, Vol. 7, No. 6, pp. 297-308, (2014).
- [97] Sarkar, D., "Thermal Power Plant: Pre-Operational Activities", Elsevier, (2016).
- [98] Wang, Z., Ma, J., Wang, S., Wang, M., "Investigation on the Effects of Blade Corrosion on Compressor Performance", *Journal of the Chinese Institute of Engineers*, Vol. 39, No. 7, pp. 816-824, (2016).
- [99] Morini, M., Pinelli, M., Spina, P. R., Venturini, M., "Numerical Analysis of the Effects of Nonuniform Surface Roughness on Compressor Stage Performance", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 133, No. 7, (2011).
- [100] Neidel, A., Riesenbeck, S., "Pitting Corrosion Induced Fatigue Fracture on a Gas Turbine Compressor Blade", *Practical Metallography*, Vol. 49, No. 1, pp. 35-48, (2012).
- [76] Viswanathan, R., "An Investigation of Blade Failures in Combustion Turbines", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 8, No. 5, pp. 493-511, (2001).
- [77] Hariprasad, T., Sagar, M. V., Kumari, D. M., "Failure Analysis of Last Stage Low Pressure Steam Turbine Blade", *International Journal for Research in Applied Science & Engineering Technology*, Vol. 7, No. XII, pp. 1284-1294, (2015).
- [78] Hou, J., Wicks, B. J., Antoniou, R. A., "An Investigation of Fatigue Failures of Turbine Blades in a Gas Turbine Engine by Mechanical Analysis", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 9, No. 2, pp. 201-211, (2002).
- [79] Chang, J. C., Yun, Y. H., Choi, C., Kim, J. C., "Failure Analysis of Gas Turbine Buckets", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 10, No. 5, pp. 559-567, (2003).
- [80] Chung, J., Yoo, H. H., "Dynamic Analysis of a Rotating Cantilever Beam By Using the Finite Element Method", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 249, No. 1, pp. 147-164, (2002).
- [81] Hashemi, S., Farhadi, S., Carra, S., "Free Vibration Analysis of Rotating Thick Plates", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 323, No. 1-2, p. 366-384, (2009).
- [82] Bae, Y. C., Lee, H., Kim, H. S., "Identification of Failure Cause for 300 MW LP Turbine Blade through Vibration Analysis", *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 1100-1107, (2005).
- [83] Choi, Y. S., Lee K. H., "Investigation of Blade Failure in a Gas Turbine", *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 24, No. 10, pp. 1969-1974, (2010).
- [84] Ohtani, R., Kitamura, T., Tsutsumi, M., Miki, H., "Initiation and Growth of Small Cracks in Creep Fatigue of an Oxide Dispersion-Strengthened Superalloy at Elevated Temperature", *Transactions A, Japan Society of Mechanical Engineers*, Vol. 59, No. 560, pp. 933-938, (1993).
- [85] Sabour, M., Bhat, R., "Lifetime Prediction in Creep-Fatigue Environment", *Materials Science-Poland*, Vol. 26, No. 3, pp. 563-584, (2008).
- [86] Reyhani, M. R., Alizadeh, M., Fathi, A., Khaledi, H., "Turbine Blade Temperature Calculation and Life Estimation-A Sensitivity Analysis", *Propulsion and Power Research*, Vol. 2, No. 2, pp. 148-161, (2013).
- [87] Schijve, J., "Fatigue of Structures and Materials", *Springer Science & Business Media*, (2001).
- [88] Stephens, R. I., Fatemi, A., Stephens, R. R., Fuchs, H. O., "Metal Fatigue in Engineering", *John Wiley and Sons*, New York, (2001).

- and Practice”, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 149, No. 2-3, pp. 236-244, (2002).
- [115] Strawbridge, A., Evans, H. E., Ponton, C., “Spallation of Oxide Scales from Nicraly Overlay Coatings”, *Materials Science Forum*, Switzerland, Trans Tech Publications, (1997).
- [116] Schilke, P., “Advanced Gas Turbine Materials and Coatings, Report GER-3569G, General Electric Company”, *Schenectady*, NY, (2004).
- [117] Tchizhik, A. A., Rybnikov, A. I., Malashenko, I. S., Leontiev, S. A., Osyka, A. S., “The Effect of Eb PVD Coatings on Structure and Properties of Nickel-Base Superalloy for Gas Turbine Blades”, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 78, No. 1-3, pp. 113-123, (1996).
- [118] Swain, B., Mallick, S., Patel, R., Roshan, S., Mohapatra, S., Bhuyan, M., Priyadarshini, B., Behera, S., Samal, A., Behera, “Failure analysis and materials development of gas turbine blades”, *Materials Today: Proceedings*, Vol. 33, pp. 5143-5146, (2020).
- [119] Błachnio, J., Spychała, J., Zasada, D., “Analysis of structural changes in a gas turbine blade as a result of high temperature and stress”, *Engineering Failure Analysis*, Vol. 127, pp. 105554, (2021).
- [120] Clarke, D. R., Oechsner, M., Padture, N. P., “Thermal-Barrier Coatings for more Efficient Gas-Turbine Engines”, *MRS Bulletin*, Vol. 37, No. 1, pp. 891-898, (2012).
- [121] Naik, S., “Basic Aspects of Gas Turbine Heat Transfer, Heat Exchangers-Design”, *Experiment and Simulation*, pp. 111-142, (2017).
- [122] Zhu, J., Ma, K., “Microstructural and Mechanical Properties of Thermal Barrier Coating at 1400 °C Treatment”, *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, Vol. 4, No. 2, pp. 021008, (2014).
- [123] Ujade, G., Bhambere, M., “Review of Structural and Thermal Analysis of Gas Turbine Blade”, *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, Vol. 3, No. 2, pp. 347, (2014).
- [124] Li, B., Fan, X., Li, D., Jiang, P., “Design of Thermal Barrier Coatings Thickness for Gas Turbine Blade Based on Finite Element Analysis”, *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2017, pp. 2147830, (2017).
- [125] Saini, A., Shandil, N., “Thermal Analysis of Partially Stabilized Zirconia and Lanthanum Magnesium Hexaaluminate as Thermal Barrier Coatings over Hastelloy X Gas Turbine Blade”, *Journal of New Technology and Materials*, Vol. 277, No. 2653, pp. 1-12, (2015).
- [101] Niketan, S., Pavlik, V., Boca, M., “High Temperature Corrosion Behavior of Superalloys in Molten Salts-A Review”, *Critical Reviews in Solid State and Materials Sciences*, Vol. 42, No. 1, pp. 83-97, (2017).
- [102] Kalsi, S. S., “Hot Corrosion and its Mechanism: A Review”, *International Journal on Emerging Technologies*, Vol. 7, No. 1, pp. 133-136, (2016).
- [103] Hancock, P., “Vanadic and Chloride Attack of Superalloys”, *Materials Science and Technology*, Vol. 3, No. 7, pp. 536-544, (1987).
- [104] Rapp, R. A., “Chemistry and Electrochemistry of the Hot Corrosion of Metals”, *Materials Science and Engineering*, Vol. 87 pp. 319-327, (1987).
- [105] Lee, S. Y., Young, W., Hussey, C., “Environmental Effects on the High-Temperature Corrosion of Superalloys in Present and Future Gas Turbines”, (1972).
- [106] Foggo, J. G., Nordman, D. B., Jones, R., “Inhibition of Low Temperature Hot Corrosion by Zn, Na Mixed Sulfates: Relation Between Sulfation and Corrosion Reactions”, *Journal of The Electrochemical Society*, Vol. 131, No. 3, pp. 515, (1984).
- [107] Hollingshead, R. S., “Effect of Zinc on the Sulphidation Reaction in Marine Gas Turbines”, *Defence Research Establishment Atlantic Dartmouth (Nova Scotia)*, (1980).
- [108] Alqallaf, J., Ali, N., Teixeira, J. A., Addali, A., “Solid Particle Erosion Behaviour and Protective Coatings for Gas Turbine Compressor Blades-A Review”, *Processes*, Vol. 8, No. 8, pp. 984-1026, (2020).
- [109] Boyce, M. P., “Gas Turbine Engineering Handbook”, *Elsevier*, (2011).
- [110] Oh, M. J. M., Lai, G. Y., Rothman, M. E., “High Temperature Corrosion of Superalloys in an Environment Containing Both Oxygen and Chlorine”, *Metallurgical Transactions A*, (1984).
- [111] Otsuka, N., Rapp, R. A., “Hot Corrosion of Preoxidized Ni by a Thin Fused Na₂SO₄ Film at 900 °C”, *Journal of the Electrochemical Society*, Vol. 137, No. 1, pp. 46, (1990).
- [112] Benini, E., “Advances in Gas Turbine Technology”, *BoD-Books on Demand*, (2011).
- [113] Hashmi, S., “Comprehensive Materials Processing”, *Newnes*, (2014).
- [114] Nicholls, J. R., Simms, N. J., Chan, W. Y., Evans, H. E., Nicholls, J., “Smart Overlay Coatings-Concept

- [137] Kubiak, J., Urquiza, G., Rodriguez, J. A., González, G., Rosales, I., Castillo, G., Nebradt, J., "Failure Analysis of the 150 MW Gas Turbine Blades", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, pp. 1794-1804, (2009).
- [138] Jahangiri, M., Fallah, A., Ghiasipour, A., "Cement Kiln Dust Induced Corrosion Fatigue Damage of Gas Turbine Compressor Blades—A Failure Analysis", *Materials & Design*, Vol. 62, pp. 288-295, (2014).
- [139] Bhagi, L. k., Gupta, P., Rastogi, V., "Fractographic Investigations of the Failure of L-1 Low Pressure Steam Turbine Blade", *Case Studies in Engineering Failure Analysis*, pp. 72-78, (2013).
- [140] Ziegler, D., Puccinelli, M., Bergallo, B., Picasso, A., "Investigation of Turbine Blade Failure in a Thermal Power Plant", *Case Studies in Engineering Failure Analysis*, Vol. 1, No. 3, pp. 192-199, (2013).
- [141] Rani, S., Agrawal, A. K., Rastogi, V., "Failure Analysis of a First Stage IN738 Gas Turbine Blade Tip Cracking in a Thermal Power Plant", *Case Studies in Engineering Failure Analysis*, Vol. 8, pp. 1-10, (2017).
- [142] Rani, S., Agrawal, A. K., Rastogi, V., "Failure Investigations of a First Stage Ni Based Super Alloy Gas Turbine Blade", *Materials Today: Proceedings*, Vol. 5, No. 1, pp. 477-486, (2018).
- [143] Rajabinezhad, M., Bahrami, A., Mousavinia, M., Seyedi, S. J., Taheri, P., "Corrosion-Fatigue Failure of Gas-Turbine Blades in an Oil and Gas Production Plant", *Materials*, Vol. 13, No. 4, pp. 900, (2020).
- [144] Wang, R., Zhang, B., Hu, D., Jiang, K., Liu, H., Mao, J., Jing, F., Hao, X., "Thermomechanical Fatigue Experiment and Failure Analysis on a Nickel-Based Superalloy Turbine Blade", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 102, pp. 35-45, (2019).
- [145] Kazempour-Liasi, H., Shafiei, A., Lalegani, Z., "Failure analysis of first and second stage gas turbine blades", *Journal of Failure Analysis and Prevention*, Vol. 19, No. 6, pp. 1673-1682, (2019).
- [146] Bannazadeh, R., Riahi, M., Aieneravaie, M., "Failure Analysis of a Gas Turbine Blade Made of Inconel 738LC Super Alloy", *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 50, No. 1, pp. 35-38, (2018).
- [126] Saini, A., Das, D., Pathak, M., "Thermal Barrier Coatings-Applications, Stability and Longevity Aspects", *Procedia Engineering*, Vol. 38, pp. 3173-3179, (2012).
- [127] Ziaei-Asl, A., Ramezanlou, M. T., "Thermo-mechanical behavior of gas turbine blade equipped with cooling ducts and protective coating with different thicknesses", *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 150, pp. 656-664, (2019).
- [128] Golezani, A., Bageri, M., Samadi, R., "Microstructural Change and Impact Toughness Property of Inconel 738LC after 12 years of Service", *Engineering Failure Analysis*, Vol. 59, pp. 624-629, (2016).
- [129] Rybnikov, A., Getsov, L., Leontiev, S., "Failure Analysis of Gas Turbine Blades", *Microscopy and Microanalysis*, Vol. 11, No. S02, pp. 222-223, (2005).
- [130] Umamaheswararao, L., Mallikarjunarao, K., "Design and Analysis of a Gas Turbine Blade by Using FEM", *International Journal of Latest Trends in Engineering and Technology*, Vol. 4, No. 4, pp. 19-24, (2014).
- [131] Krishnakanth, P. V., Raju, G. N., Prasad, R. D. V., Saisrinu, R., "Structural & Thermal Analysis of Gas Turbine Blade by Using FEM", *International Journal of Scientific Research Engineering and Technology*, Vol. 2, No. 2, pp. 60-65, (2013).
- [132] Mohamad, B. A., Abdelhussien, A., "Failure Analysis of Gas Turbine Blade Using Finite Element Analysis", *International Journal of Mechanical Engineering and Technology*, Vol. 7, No. 3, (2016).
- [133] Murali, K., Rambabu, B., "Design and Fatigue Analysis of Turbine Rotor Blade by Using F.E.M", *International Journal & Magazine of Engineering, Technology, Management and Research*, Vol. 2, No. 4, pp. 638-643, (2015).
- [134] Sindhu, N. L., Chikkanna, N., "Design and Analysis of Gas Turbine Blade", *International Journal for Research in Applied Science & Engineering Technology*, Vol. 5, No. VI, pp. 1097-1104, (2017).
- [135] Rao, M. A., Kumar, M. P., Narayanan, T. S., Rao, S. S., Narasaiah, N., "Failure Analysis of a Low-Pressure Turbine Blade in a Coal-Based Thermal Power Plant", *Journal of Failure Analysis and Prevention*, Vol. 15, No. 5, pp. 750-757, (2015).
- [136] Kubiak, J. Sz., Juarez, R. J., Nebradt, G., Sierra, E., "An Investigation on the Failure of an L-0 Steam Turbine Blade", *ASM International*, (2004).