



بررسی علل شکست یک پره توربین گازی از جنس سوپر آلیاژ اینکونل LC ۷۳۸

رضا بنازاده^{۱*}، محمد ریاحی^۱، مرتضی آئینه‌روایی^۲

^۱ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران
^۲ امور فنی و مهندسی مکانیک، شرکت تعمیرات نیروگاهی ایران، البرز، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۸ بهمن ۱۳۹۴
بازنگری: ۱۲ مرداد ۱۳۹۵
پذیرش: ۴ مهر ۱۳۹۵
ارائه آنلاین: ۱۹ آبان ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

اینکونل LC ۷۳۸
متالوگرافی
شکست پره
خستگی
توربین گازی

چکیده: توربین‌های گازی نقش بسیار مهمی را در نیروگاه‌های کشور به منظور تولید برق بر عهده دارند و پره‌ها از حساس‌ترین قطعات در توربین‌های گازی به شمار می‌روند. خرابی پره‌ها در یک توربین گاز منجر به وارد آمدن خسارت به ردیف‌های بعدی توربین و خاموشی نیروگاه خواهد شد، که می‌تواند هزینه‌های زیادی را در پی داشته باشد. در مقاله حاضر علل شکست یک پره توربین گازی GE-F5 با انجام آزمایشات مکانیکی و متالورژیکی مورد بررسی قرار گرفته است. پره موردنظر سوپر آلیاژ پایه نیکل اینکونل LC738 بوده است که پس از حدود ۶۵۰۰۰ ساعت سرویس در حین کارکرد دچار حادثه شده است. در اثر این حادثه، قسمت‌های متعددی از توربین دچار آسیب‌های شدید شدند. بازرسی چشمی، اندازه‌گیری سختی، آنالیز ترکیب شیمیایی، بررسی ریزساختار و بررسی متالورژیکی سطح شکست به منظور تشخیص علل اصلی شکست پره انجام گرفتند. بررسی‌ها نشان داد که حفره‌های قابل توجهی در سطح پره به وجود آمده و شواهد نشان از پیشرفت این حفره‌ها و ترک‌ها به دلیل وجود پدیده خستگی دارند. با بررسی سطح شکست مشخص شد ترک اولیه به دلیل پدیده خوردگی داغ ایجاد شده و با سازوکار خستگی از لبه حمله پره پیشروی کرده است که منجر به کاهش سطح مقطع شده و شکست رخ داده است.

۱- مقدمه

توربین گاز به طور گسترده برای نیروی محرکه هواپیما، تولید انرژی نیروگاه‌ها و دیگر کاربردهای صنعتی مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱]. در چند دهه گذشته، به منظور رسیدن به توان و راندمان بیشتر توربین‌های گازی، دمای کاری آنها افزایش پیدا کرده است. از طرفی اکثر قطعات توربین گازی در معرض دمای کاری بالا و شرایط تنشی بالا به خصوص در زمان‌های راه‌اندازی و توقف توربین قرار دارند [۲]. پره‌ها حساس‌ترین و بحرانی‌ترین قطعات در توربین‌های گازی هستند [۳] که در شرایط دمایی بالا و سرعت‌های دورانی زیاد کار می‌کنند. همین دمای بالا و نیروی گریز از مرکز وارده به پره‌ها باعث کاهش استحکام پره‌ها می‌شود [۴]. خرابی پره‌ها در یک توربین گاز منجر به وارد آمدن خسارت به ردیف‌های بعدی توربین و خاموشی نیروگاه خواهد شد [۳]. علت اصلی خرابی‌های ناگهانی و توقف نیروگاه‌ها، شکست پره‌ها گزارش شده است [۵-۱۰]؛ بنابراین آنالیز خرابی پره‌های توربین باید به طور جدی مورد توجه قرار گیرد. به توجه به شرایط کاری توربین‌ها، جنس پره‌ها از اهمیت بسیار ویژه‌ای برخوردار است. پره‌های توربین‌های گازی اصولاً از سوپر آلیاژهای پایه نیکل و پایه کبالت ساخته می‌شوند. اصلی‌ترین دلیل استفاده از این سوپر آلیاژها، مقاومت عالی این مواد در برابر حرارت است که باعث می‌شود از آنها به عنوان یک ماده مناسب در

ساخت اجزای مختلف توربین گازی بهره گرفت [۱۲، ۱۱]. آسیب در قطعات ممکن است منشأ متالورژیکی و یا مکانیکی داشته باشد و به کاهش قابلیت اطمینان و قابلیت استفاده تجهیزات منجر شود. برای آنالیز خرابی یک پره، بررسی دقیق و کامل متالورژیکی و مکانیکی انجام می‌گیرد. آزمایش‌های متالورژیکی برای تعیین و تشخیص نوع خرابی، رابطه خرابی با نقص (عیب) مواد، کاهش صافی سطح، ترک‌های اولیه، عملیات حرارتی و دیگر عوامل مکانیکی که منجر به خرابی می‌شوند، بسیار مؤثر و مفید است. این موارد عوامل مختلفی هستند که بر عمر یک پره تأثیر می‌گذارند. به طور کلی شرایط کاری پره‌ها را با توجه به سه عامل زیر می‌توان دسته بندی کرد [۱۳]:

- محیط کاری (دما بالا، آلودگی هوا و سوخت مورد استفاده، ذرات جامد و...)
- تنش‌های مکانیکی بالا (ناشی از نیروی گریز از مرکز، تنش‌های خمشی و ارتعاشی و...)
- تنش‌های حرارتی بالا (ناشی از گرادیان دما)

همچنین انواع آسیب‌هایی که در پره‌های توربین گازی در حین کارکرد به وجود می‌آیند، به شکل زیر تقسیم‌بندی می‌شوند [۱۴، ۱۵]:

- آسیب‌های سطح داخلی و خارجی (خوردگی، اکسیداسیون، به وجود آمدن ترک، ساییدگی، آسیب ناشی از ذرات خارجی، فرسایش و...).
- آسیب‌های داخلی ریز ساختار از قبیل پیر شدن فاز γ' [Ni₃(Al, Ti)]، رشد دانه، تشکیل حفره‌های مرزدانه‌ای، رسوب کاربیدها و تشکیل

فازهای شکننده.

آسیب‌های سطح باعث تغییر ابعادی در پره‌ها می‌شوند و افزایش تنش‌های مؤثر و کاهش راندمان توربین را در پی خواهند داشت. تخریب مواد پره به طور مستقیم با عواملی مانند دمای گاز بالا، بارهای پایدار بالا (بار گریز از مرکز) و نیروهای گذرای حرارتی بالا در ارتباط است. هرچند که مراحل و درجات تخریب در پره‌های مختلف، ناشی از چند عامل زیر است [۱۶، ۱۷]:

- مجموع زمان کارکرد و سابقه کارکرد (تعداد شروع به کار، توقف، خاموشی)
- شرایط کاری توربین (دما، سرعت دورانی و...)
- تفاوت‌های ساخت (اندازه دانه، تخلخل، درصد عناصر، عملیات حرارتی) برای بررسی و ارزیابی علل تخریب یک پره توربین گازی، توجه به ارتباط بین عیوب در ریزساختارها و تأثیر آن بر تغییر خواص مکانیکی ضروری است. این امر می‌تواند برای پیش و ارزیابی نقاط آسیب‌دیدگی مواد و همچنین برای توصیه صحیح در عملیات حرارتی پره مورد استفاده قرار گیرد [۱۸، ۱۹]. در همین راستا تحقیقات زیادی بر روی علل شکست پره‌های توربینهای گازی انجام گرفته است. گالاردو و همکاران [۲۰] یک پره از جنس سوپرآلیاژ پایه نیکل CMSX-4 را که پس از ۱۰۵۰۰ ساعت دچار شکست شده بود، مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد به دلیل شرایط کاری در ابتدا پوشش پره دچار سایش شده و سپس خوردگی داغ باعث شکست پره شده است. خواجوی و شریعت [۲۱] در بررسی یک پره ردیف اول توربین گازی GE-F5 اکسید کروم و اکسید نیکل را در سطح شکست مشاهده کردند که خوردگی داغ همراه با سایش باعث شکسته شدن پره شده بود. مازور و همکاران [۱۴] یک پره ساخته شده از اینکونل ۷۳۸LC یک نیروگاه ۷۰ مگاواتی را مورد بررسی قرار دادند. وجود ترک‌هایی در کنار سوراخ‌های خنک‌کننده، اکسیداسیون در پوشش پره و کاهش چقرمگی در اثر رسوب کاربرد در مرزدانه‌ها عواملی بودند که باعث ضعف پره شده و رشد ترک با سازوکار خزش/خستگی باعث تکمیل شدن شکست پره شده بود. در تحقیقی دیگر رشد ترک با سازوکار خستگی و افزایش بار در یک لحظه توسط سانگ و همکاران [۷] به عنوان علت شکست یک پره اعلام شد. لورنزو و همکاران [۲۲] و پس از آنها ویتک و همکاران [۲۳] در کارهایی کاملاً مشابه شکل‌گیری حفره و ترک به دلیل خوردگی در پره و رشد ترک ناشی از خستگی را عامل شکست پره گزارش کردند. کویباک و همکاران [۲۴] متوجه شدند پس از ۱۰۸۰۰ ساعت کارکردن یک پره، ترک موجود در ریشه پره به دلیل خستگی کم چرخه رشد کرده و باعث شکست آن در یک نیروگاه ۱۵۰ مگاواتی شده است. هودا [۲۵] به بررسی متالورژیکی یک پره ردیف اول توربین گازی پرداخت و پی برد که وجود کاربرد در مرزدانه‌ها و سازوکار خزش علت شکست آن پره بوده است. کاظم‌پور و همکاران [۹] علل شکست یک پره ردیف اول توربین گازی را که پس از ۳۲۸۲۷ ساعت کارکرد در دمای ۸۰۰ درجه سانتی‌گراد در یک نیروگاه ۸۵ مگاواتی دچار حادثه شده

بود، مورد بررسی قرار دادند. رسوب کاربرد در مرزدانه و به تبع آن کاهش چقرمگی و از طرفی رشد ترک به دلیل خستگی حرارتی باعث شکست پره شده بود. پس از این بررسی‌ها، یک پره اینکونل ۷۳۸ ردیف سوم توربین در یک نیروگاه ۱۵۰ مگاواتی، پس از ۲۲۴۰۰ ساعت کارکرد دچار حادثه شد. با بررسی‌هایی که بارلا و همکاران [۳] بر روی این پره انجام دادند، مشخص شد خستگی پرچرخه توأم با فرسایش عامل شکست این پره بوده است. همان‌گونه که از نتایج تحقیقات پیشین مشخص است، خستگی، خوردگی و خزش از اصلی‌ترین علل شکست در پره‌ها به شمار می‌روند.

۲- اهداف تحقیق

هدف این تحقیق، بررسی علل شکست پره توربین گازی GE-F5 می‌باشد. جنس پره مورد استفاده در این تحقیق، سوپر آلیاژ پایه نیکل بوده است که با نام اینکونل LC ۷۳۸ شناخته می‌شود. آلیاژهای اینکونل، خانواده‌ای از سوپرآلیاژهای پایه آهن-نیکل هستند که محدوده وسیعی از ترکیب‌ها و خواص را در برمی‌گیرند. این آلیاژ در موتورهای موشک، پره‌های توربین‌ها و قالب‌های اکستروژن کاربرد فراوانی دارد [۲۶]. در جدول ۱ مشخصات سوپرآلیاژ اینکونل LC ۷۳۸ نشان داده شده است. به دلیل ارتباط بین دمای کاری آلیاژها و مشخصات آنها، استحکام تسلیم کششی در دماهای کاری مورد بررسی قرار گرفت. مطابق شرایط حرارتی در اوج بار در این توربین گازی، دمای ایجاد شده توسط محفظه احتراق در سطوح ایرفول، بیش از ۵۶۰ درجه سانتی‌گراد در لبه حمله و ۵۲۰ درجه سانتی‌گراد در لبه فرار بوده است. پره مورد آزمایش پس از حدود ۶۵۰۰۰ ساعت کارکرد در یکی از نیروگاه‌های کشور دچار آسیب‌دیدگی شدید شده است که این آسیب‌دیدگی پره، خسارات زیادی را به قسمت‌های مختلف توربین گازی تحمیل کرده است. پس از توقف واحد، پره توربین آسیب دیده به آزمایشگاه تحویل داده شد و آزمایش‌های زیر روی آن انجام شد.

- ۱- بازرسی چشمی و مستندسازی تصویری (عکس برداری).
 - ۲- اندازه‌گیری سختی در سطح مقطع زیر سطح شکست پره.
 - ۳- آنالیز شیمیایی جنس پره.
 - ۴- آزمایش‌های متالوگرافی سطح مقطع ایرفویل.
 - ۵- آزمایش سطح شکست با میکروسکوپ نوری و الکترونی روبشی.
- پس از انجام این آزمایش‌ها نتایج به طور دقیق مورد بررسی قرار گرفتند

جدول ۱: خواص مکانیکی سوپرآلیاژ اینکونل ۷۳۸LC در دمای محیط [۲۷، ۲۸].

Table 1. Material properties of Inconel 738LC super alloy at the ambient temperature

مقدار	واحد	مشخصه
۸۱۱۰	kg/m ³	چگالی جرمی
۹/۵×۱۰ ^۸	Pa	استحکام تسلیم کششی
۱/۱×۱۰ ^۹	Pa	استحکام نهایی کششی

و علت شکست پره توربین مشخص شد.

۳- انجام آزمایش‌ها

به منظور بررسی علل شکست این پره توربین گازی آزمایش‌های متعددی مرحله به مرحله انجام شد.

۳-۱- بازرسی چشمی

شکل ۱ و ۲ تصویر آسیب‌های وارد شده به توربین گازی را نشان می‌دهند. پس از انجام بازرسی چشمی آثار خرابی و تکه تکه شدن در لبه حمله پره مشاهده شد. لبه این پره با سازوکار خوردگی از نوع حفره‌زایی، پوسیده شده بود. منطقه‌ای که حفره در آن مشاهده شد، نزدیک به لبه حمله بود و در ایرفویل قرار داشت. در برخی مناطق حفره‌ها به قدری بحرانی بودند که شکاف‌های عرضی نیز دیده شد. شکل ۳ پره شکسته شده را نمایش می‌دهد.



Fig. 3. The fractured blade

شکل ۳: پره شکسته شده.

۳-۲- تحلیل شیمیایی

آنالیز ترکیب شیمیایی پره برای تعیین جنس پره به وسیله دستگاه ARC-MET930S&P صورت پذیرفت. نتایج این آنالیز ترکیب شیمیایی در جدول ۲ آورده شده است و جدول ۳ ترکیب شیمیایی استاندارد آلیاژ ۷۳۸LC را نشان می‌دهد. مقایسه نتایج جدول ۲ و ۳ نشان می‌دهد که جنس پره اینکونل ۷۳۸LC است.

۳-۳- اندازه‌گیری سختی

اندازه‌گیری سختی پره در سطح مقطع زیر سطح شکست به کمک دستگاه اندازه‌گیری سختی SWISSMAX300 انجام گرفت. شکل ۴ نقاط اندازه‌گیری سختی در سطح مقطع مورد نظر را نشان می‌دهد. نتایج این اندازه‌گیری در جدول ۴ نمایش داده شده است. در پره، ریشه پره بیشترین

جدول ۲: ترکیب شیمیایی پره.

Table 2. Chemical composition of blade

درصد وزنی	عنصر
۶۱/۵	نیکل
۰/۱۶	کربن
۱۶/۲	کروم
۸/۱	کبالت
۱/۸۳	مولیبدن
۲/۵۵	تنگستن
۳/۴۹	آلومینیوم
۳/۴	تیتانیوم
۲/۱۱	نیوبیوم
۰/۱۴	زیرکونیوم
۰/۰۰۶	برم



Fig. 1. The general view of the failure in the gas turbine

شکل ۱: تصویر کلی از آسیب در توربین گازی.



Fig. 2. The damaged blades

شکل ۲: پره‌های آسیب دیده.

جدول ۳: ترکیب شیمیایی استاندارد سوپرآلیاژ اینکونل ۷۳۸LC.

Table 3. Standard chemical composition of Inconel 738LC super alloy

عنصر	درصد وزنی
نیکل	۶۱/۵
کربن	۰/۱
کروم	۱۶
کیالت	۸/۵
مولیبدن	۱/۷۵
تنگستن	۲/۶
آلومینیوم	۳/۴
تیتانیوم	۳/۴
نیوبیوم	۲
زیرکونیوم	۰/۱
برم	۰/۰۱

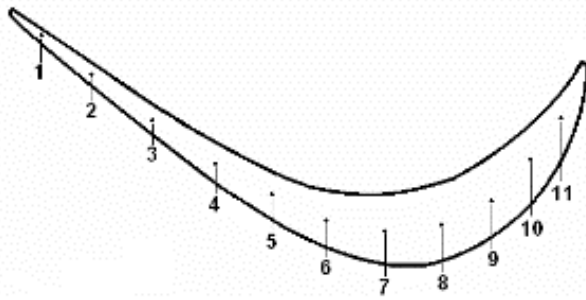


Fig. 4. Points of hardness measurement on the blade cross-section

شکل ۴: نقاط اندازه‌گیری سختی بر روی سطح مقطع پره.

جدول ۴: مقادیر سختی در سطح مقطع پره.

Table 4. Hardness of the cross-section of the blade

نقاط اندازه‌گیری سختی	مقدار سختی بر حسب ویکرز
۱	۴۱۵
۲	۴۰۹
۳	۴۰۳
۴	۳۹۵
۵	۳۹۴
۶	۳۹۷
۷	۳۹۱
۸	۳۸۸
۹	۴۰۵
۱۰	۴۱۲
۱۱	۴۱۸

نشده است. اختلاف کمی که در مقادیر سختی ثبت شده وجود دارد به این دلیل است که لبه‌های پره نسبت به مرکز پره دارای ضخامت کمتری هستند و سریعتر سرد می‌شوند و این سرعت انجماد بیشتر باعث می‌شود سختی لبه پره کمی بیشتر از مرکز پره باشد که این امر در تمامی پره‌ها وجود دارد.

۳-۴- متالوگرافی

نمونه‌های متالوگرافی از ایرفویل پره در نزدیکی سطح شکست تهیه شدند. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، ریزساختار پره از دانه‌های دندریتی تشکیل شده است که از مشخصه‌های ساختار ریختگی می‌باشد. بر روی سطح پره اکسید نسبتاً فشرده‌ای مشاهده می‌گردد. اگرچه این لایه اکسیدی به طور پیوسته تمام سطح را پوشش نداده است؛ اما در برخی مناطق مانند شکل ۶ نسبتاً ضخیم است. در زیر این پوسته یک زوال شدید مشاهده می‌شود. شدت این زوال در نمونه‌هایی که از لبه حمله پره تهیه شده است، به طور خاص در سطح مقعر ایرفویل بیشتر است. این موضوع با نتایج حاصل از مشاهدات چشمی نیز مطابقت دارد. شکل ۶ نشان می‌دهد که تعداد زیادی ترک از سطح پره جوانه‌زنی کرده‌اند. بررسی‌های متالوگرافی در بزرگنمایی‌های بالاتر توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی انجام گرفته است. در تصویر ۷ (الف) توزیع ذرات $[Ni_3(Al, Ti)]$ و همچنین رسوبات کاربیدهای بین دندریتی قابل مشاهده هستند. در تصویر ۷ (ب) مشاهده می‌شود که شکل مکعبی ذرات γ' تغییر چندانی نداشته است.

شکل ۸ اجزای ریزساختاری بر روی لایه اکسیدی و نواحی زیر لایه اکسیدی به روش EDS را نمایش می‌دهد. لایه اکسیدی از سه جزء اصلی تشکیل شده است که با شماره‌های ۱ تا ۳ مشخص شده‌اند.

شکل ۹ طیف آنالیز شیمیایی را که به روش EDS از لایه اکسیدی شماره ۱ گرفته شده است، نشان می‌دهد. نتایج این آنالیز در جدول شماره ۵ ارائه شده است. در این آنالیز مشاهده می‌شود که ناحیه خارجی لایه اکسیدی از اکسیدهای غیرمحافظ نیکل و کیالت تشکیل شده است. علاوه بر این، وجود ترکیبات گوگرد و سدیم نیز مؤید این است که شرایط برای انحلال اکسیدهای محافظ کروم و آلومینیوم و به تبع آن رخداد پدیده خوردگی داغ فراهم است.

فاصله را از لبه حمله و لبه فرار پره دارا می‌باشد و به عنوان قسمتی که در معرض تماس مستقیم با هوای داغ نیست، شناخته می‌شود. این امر بیانگر آن است که سختی ریشه پره یا تغییر نمی‌کند و یا در معرض کمترین تغییر قرار می‌گیرد. در اندازه‌گیری سختی پره‌ها چون سختی اولیه پره‌ها در دسترس نیستند، سختی ریشه پره به عنوان سختی مرجع در نظر گرفته شده و سپس سختی دیگر مقاطع موردنظر با آن مقایسه می‌شود. سختی ریشه پره در سه نقطه اندازه‌گیری شد که مقدار ۳۹۸، ۳۹۶ و ۴۰۳ ویکرز به دست آمد و پس از آن سختی سطح شکست پره با آن مقایسه شد. با بررسی نتایج مشاهده می‌شود که تغییرات قابل ملاحظه‌ای در سختی ماده در اثر حرارت حادث

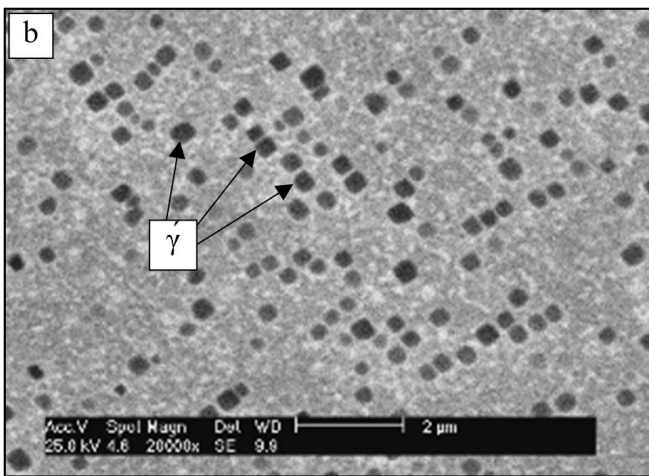
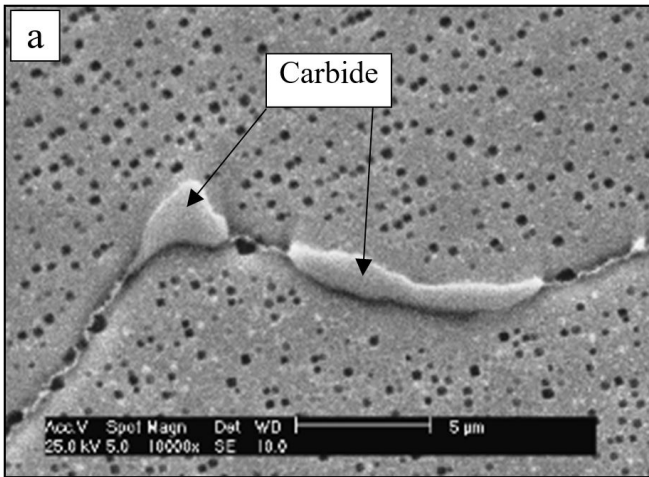


Fig. 7. SEM micrograph of the blade material. a) The grain boundary carbides. b) The shape of γ' phase.

شکل ۷: تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی. (الف) کاربیدهای مرزدانه. (ب) شکل فاز γ' .

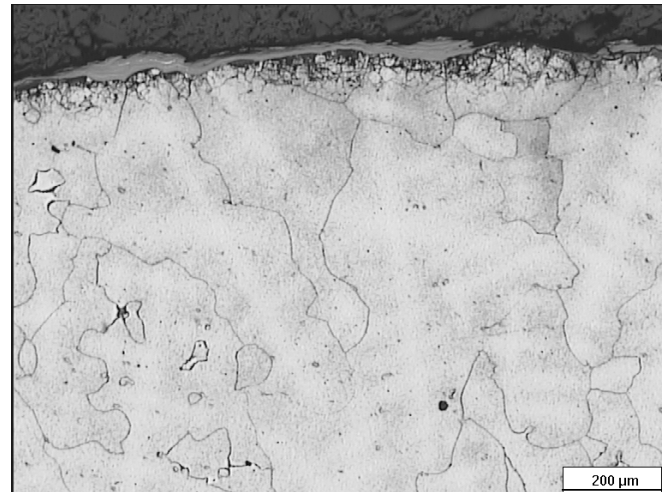


Fig. 5. Dendritic structure of the blade

شکل ۵: ریزساختار دندریتی پره.

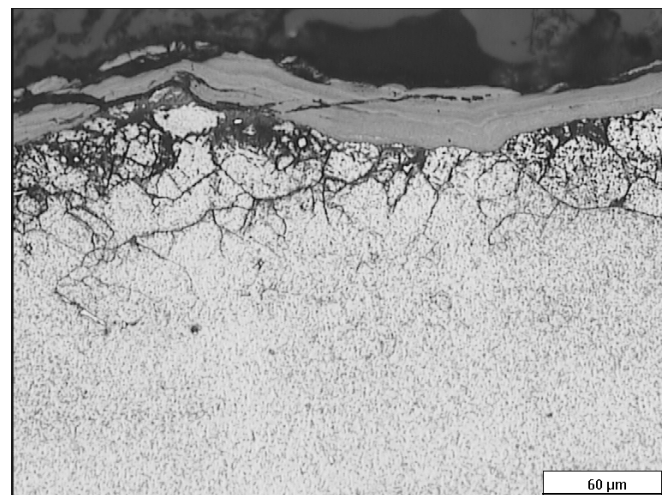


Fig. 6. Surface scale formation and severe deterioration of subscale

شکل ۶: تصویر زوال در سطح و زیرسطح پره.

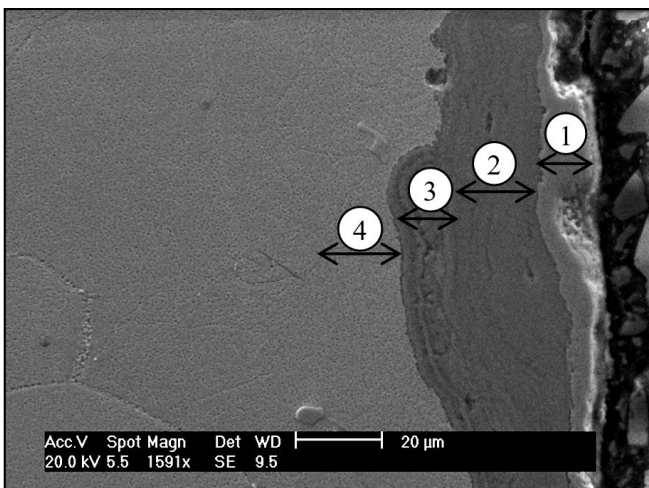


Fig. 8. Regions of microprobe analysis.

شکل ۸: مناطق مختلف ریزساختار با استفاده از آنالیز EDS.

مولیبدن و کروم تشکیل شده‌اند. حضور عنصر کروم در ترکیب کاربید و افزایش درصد آن را می‌توان نشانه‌ای از زوال تدریجی آلیاژ دانست.

در شکل ۱۰ طیف آنالیز شیمیایی لایه شماره ۲ مشاهده می‌شود که نتایج آن در جدول شماره ۶ ارائه شده است. این لایه متشکل از اکسیدهای محافظ کروم و آلومینیوم است که به طور معمول وجود آنها بر روی این نوع آلیاژ به منظور حفاظت در برابر خوردگی انتظار می‌رود. لایه شماره ۳ عمدتاً متشکل از اکسید کروم و سولفید کروم می‌باشد که از نشانه‌های خوردگی داغ است. همچنین مشاهده شد که در مناطق زیر لایه اکسیدی (ناحیه ۴) درصد نیکل کاهش پیدا کرده و درصد کبالت افزایش پیدا کرده است که این امر نشان از تخلیه لایه زیر سطح از نیکل دارد. حضور عنصر نیکل در لایه اکسیدی با تخلیه عناصر آلیاژی استحکام بخش مرتبط است و این مسأله نیز یکی دیگر از علائم خوردگی داغ را نشان می‌دهد.

علاوه بر این در بررسی‌های ریز ساختاری از کاربیدهای مرزدانه‌ای نیز آنالیز شیمیایی گرفته شد. شکل ۱۱ طیف آنالیز شیمیایی و جدول ۷ نتایج آنالیز کاربیدهای مرزدانه‌ای را نشان می‌دهند. همان‌گونه که از نتایج آنالیز مشخص است، این کاربیدها به طور عمده از عناصر کاربیدساز قوی تیتانیوم،

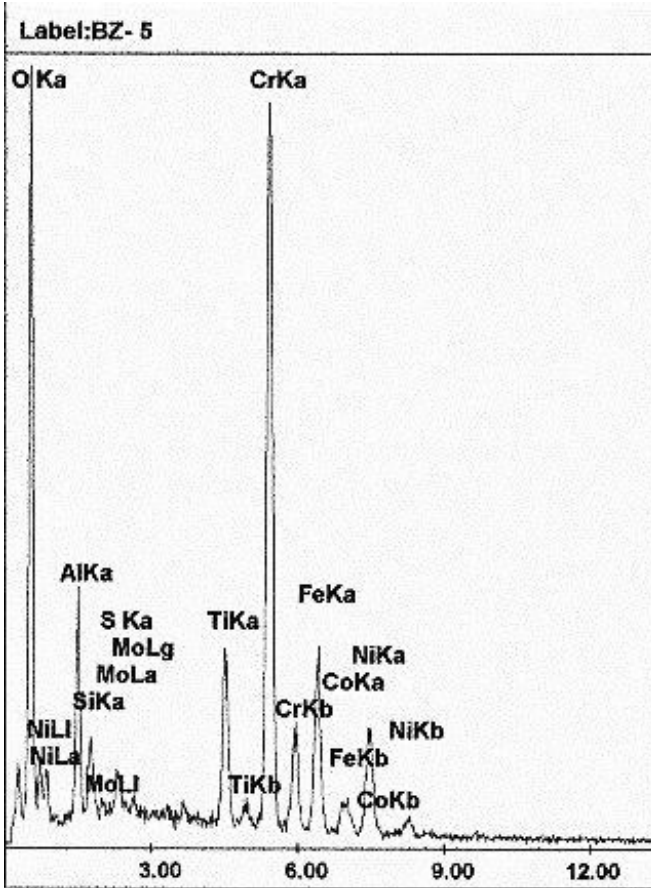


Fig. 10. Result of EDS analysis from oxide layer
شکل ۱۰: نتیجه آنالیز EDS از لایه اکسیدی.

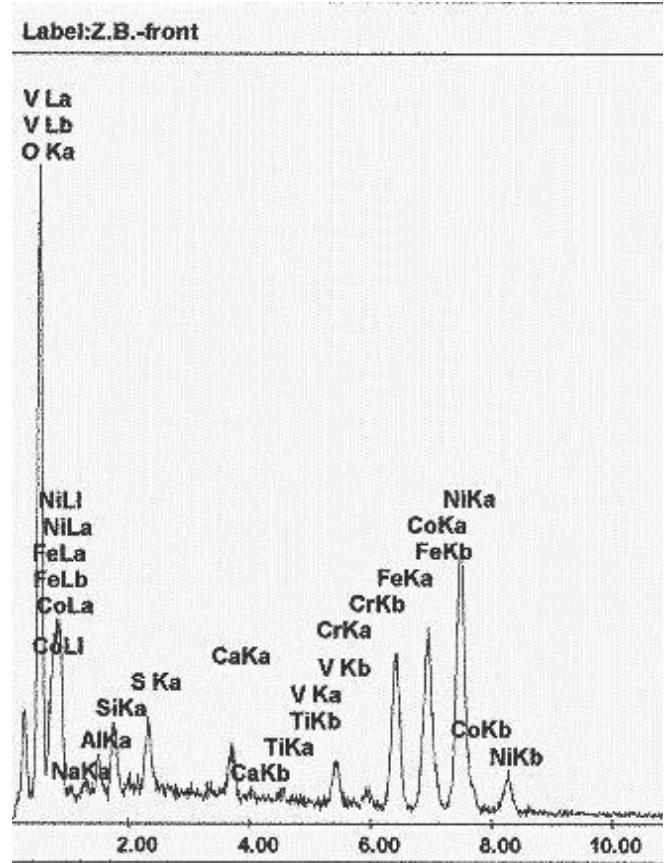


Fig. 9. Result of EDS analysis from blade surface

شکل ۹: نتیجه آنالیز EDS از سطح پره.

جدول ۵: ترکیب شیمیایی سطح پره با استفاده از آنالیز EDS.

Table 5. Chemical composition of blade surface using EDS

عنصر	کبالت	نیکل	کروم	وانادیوم	تیتانیوم	کلسیم	گوگرد	سیلیسیوم	آلومینیوم	سدیم	اکسیژن	آهن
درصد وزنی	۱۹/۹۴	۳۷/۰۳	۲/۶۶	۰/۱۶	۰/۳۹	۱/۵۸	۲/۲۶	۲/۲۶	۱/۶۷	۱/۲۲	۱۷/۲۵	۱۳/۲۴

جدول ۶: ترکیب شیمیایی لایه اکسیدی با استفاده از آنالیز EDS.

Table 6. Chemical composition of blade oxide layer using EDS

عنصر	کبالت	نیکل	کروم	تیتانیوم	گوگرد	مولیبدن	سیلیسیوم	آلومینیوم	اکسیژن	آهن
درصد وزنی	۱/۸۹	۸/۰۴	۲۸/۹۱	۴/۸۷	۰/۳۴	۱/۴۴	۲/۳۴	۶/۹۵	۳۵/۶۳	۹/۶۰

جدول ۷: ترکیب شیمیایی کاربیدهای مرزانه‌ای با استفاده از آنالیز EDS.

Table 7. Chemical composition of grain boundary carbides using EDS

عنصر	کبالت	نیکل	کروم	تیتانیوم	سیلیسیوم	مولیبدن	کربن	آلومینیوم	اکسیژن	آهن
درصد وزنی	۹/۵۱	۲۹/۸۹	۱۱/۴۸	۱۸/۵۷	۱/۸۴	۱۱/۲۰	۱۴/۹۹	۰/۸۳	۱/۴۴	۰/۲۵

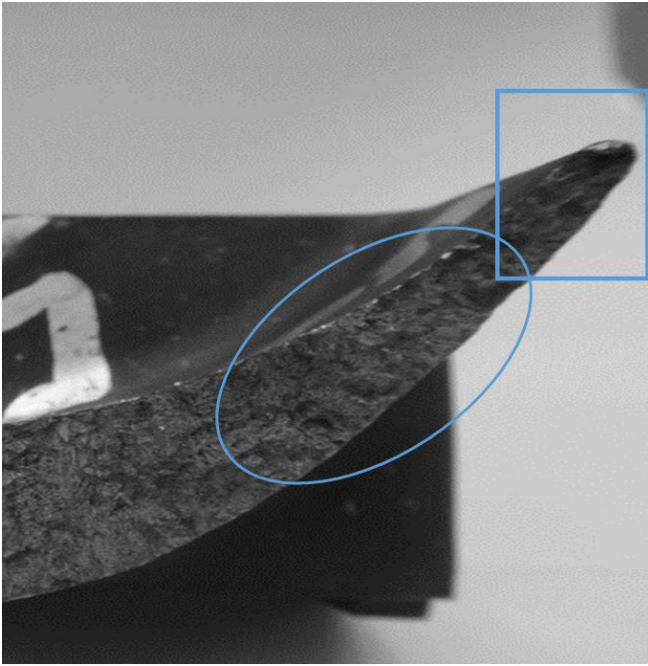


Fig. 12. General view of the fracture surface
شکل ۱۲: نمای سطح شکست پره.

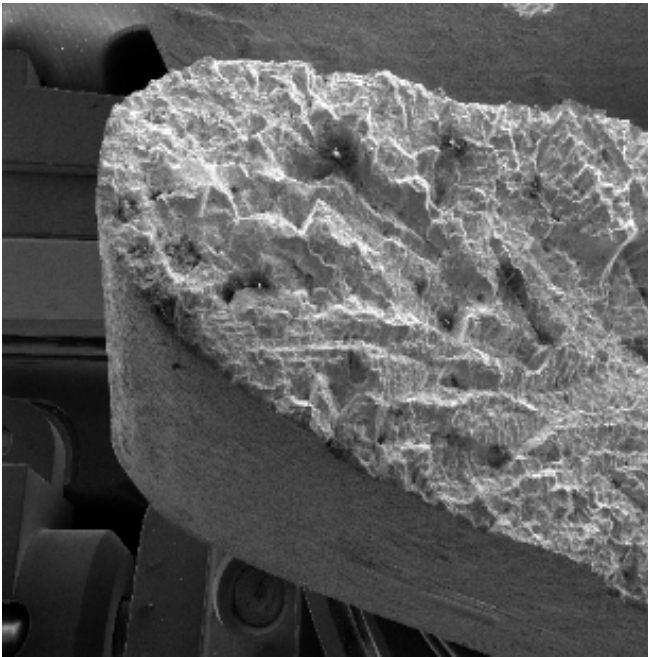


Fig. 13. Dendritic morphology in leading edge (x11)
شکل ۱۳: شکل دندریتی در لبه حمله با بزرگنمایی ۱۱ برابر.

بعد از ترک اولیه، رشد ترک به وسیله سازوکار خستگی ناشی از ارتعاشات پره بوده است. با تمرکز بر این تصاویر می‌توان پی برد که رشد ترک به دلیل بسامدها و تنش‌های متفاوت (تغییر در تنش) رخ داده است. بعد از رشد ترک و کاهش سطح مقطع، شکست نهایی در لبه پره اتفاق افتاده است.

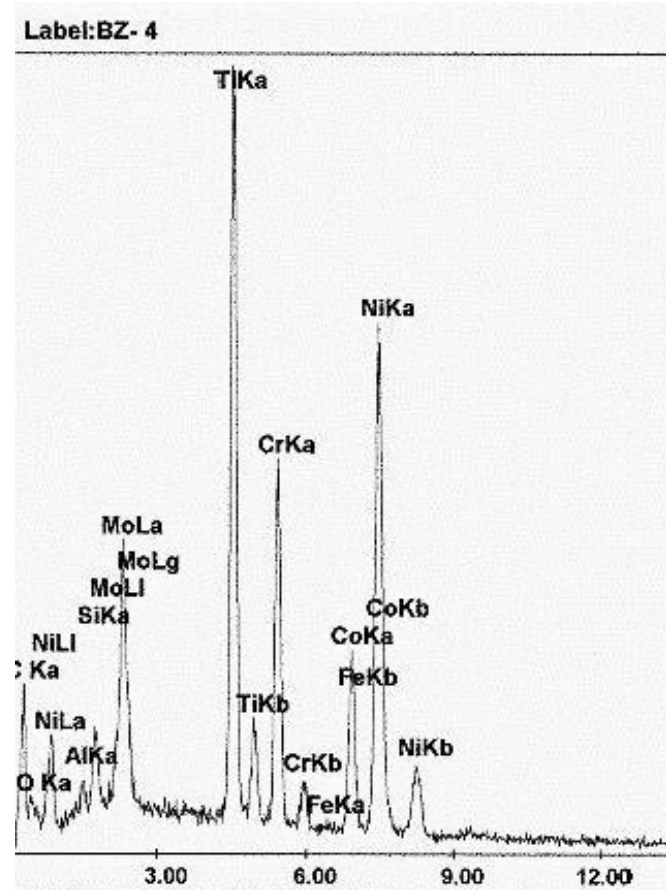


Fig. 11. Result of EDS analysis from of grain boundary carbides
شکل ۱۱: نتیجه آنالیز EDS از کاربیدهای مرزدانه‌ای.

۳-۵- آنالیز سطح شکست

سطح شکست پره به وسیله استریو میکروسکوپ و میکروسکوپ الکترونی روبشی بررسی شد. شکل شماره ۱۲ یک نمای کلی از سطح شکست پره را نشان می‌دهد. در این شکل دو منطقه به طور واضح قابل تشخیص است. منطقه‌ای که با مستطیل مشخص شده است ترک اولیه و منطقه‌ای که با بیضی مشخص شده است رشد ترک با سازوکار خستگی را نشان می‌دهند. شکل ۱۳ از لبه حمله پره، با بزرگنمایی ۱۱ برابر گرفته شده است. در شکل‌های ۱۳ و ۱۴، شکل دندریتی در سطح شکست پره به وضوح قابل مشاهده است. این شکل‌ها نشان می‌دهند که مسیر ترک بین دندریتی و در سطح اولیه بوده است. این امر را می‌توان به عنوان یکی دیگر از نشانه‌های خوردگی داغ قلمداد کرد. شکل ۱۵ تصویری را نشان می‌دهد که از سطح شکست در لبه حمله پره گرفته شده است و ترک‌های بین دندریتی در آن مشخص است. وجود این ترک‌ها مؤید این امر است که محل آغاز شکست در لبه حمله بوده است.

در شکل‌های ۱۶(الف) و ۱۶(ب) دو تصویر از سطح شکست در منطقه بیضی شکل که با ترک تماس نداشته‌اند و در مجاورت و نزدیکی محل رشد ترک قرار گرفته‌اند، به تصویر کشیده شده‌اند. در تصویر ۱۶(الف) نشانه‌های خستگی (خطوط مواج) کاملاً مشهود هستند. این خطوط نشان می‌دهند که

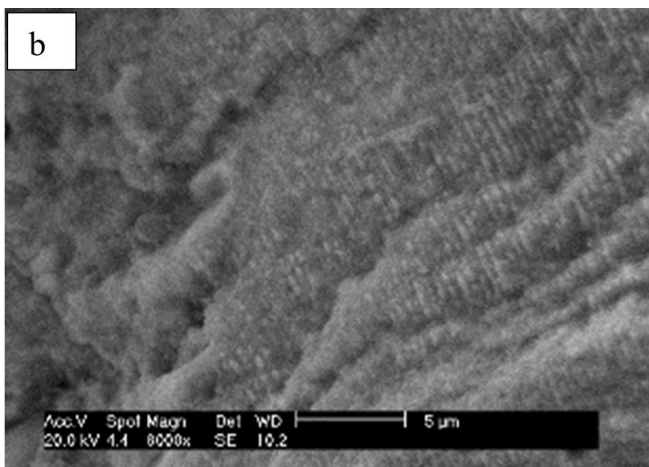
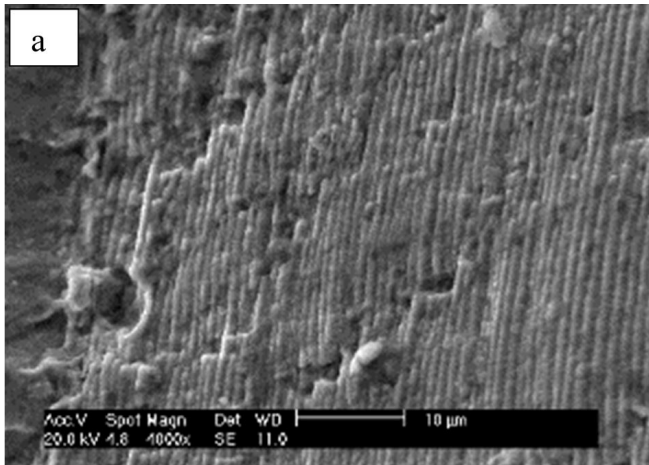


Fig. 16. Fatigue striations in the vicinity of the ellips in Fig. 12 . a)4000X. b)8000X.

شکل ۱۶: خطوط موج خستگی در نزدیکی بیضی شکل ۱۲. (الف) بزرگنمایی ۴۰۰۰ برابر. (ب) بزرگنمایی ۸۰۰۰ برابر.

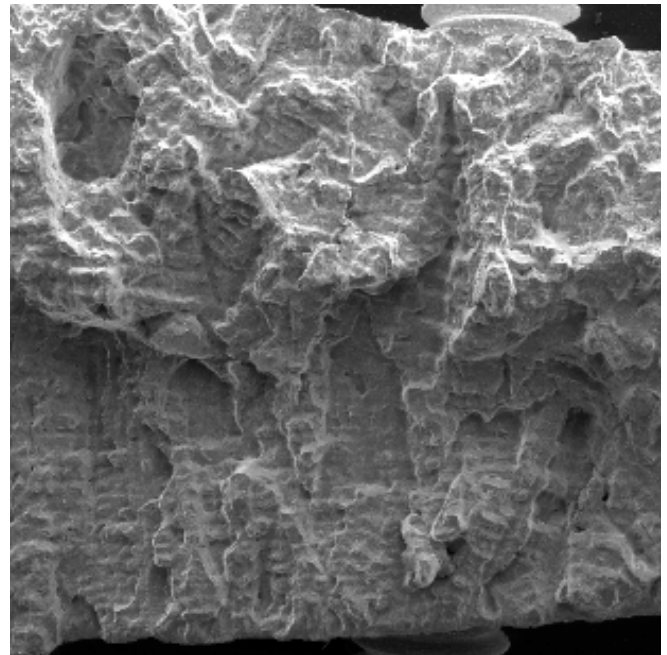


Fig. 14. Dendritic morphology on the blade surface (×15)

شکل ۱۴: شکل دندریتی بر روی سطح پره. بزرگنمایی ۱۵ برابر.

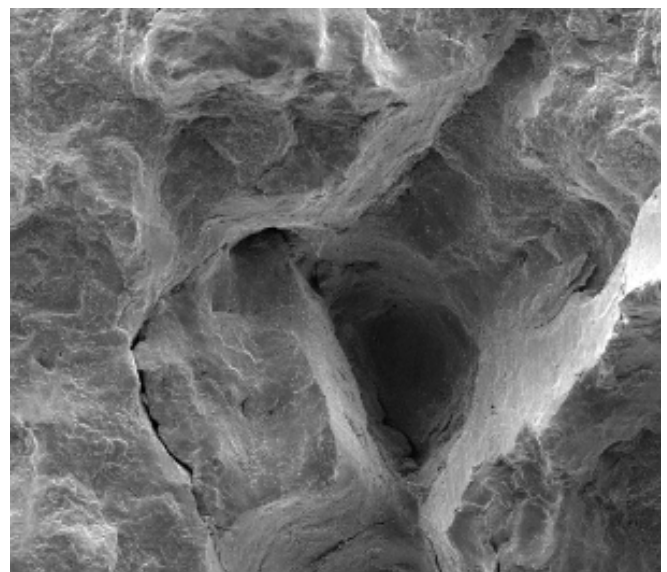


Fig. 15. Interdendritic cracks in the leading edge (×50)

شکل ۱۵: ترک‌های بین دندریتی در لبه حمله. بزرگنمایی ۵۰ برابر.

۳. رشد حفره‌های ناشی از خوردگی در سرتاسر سطوح مقعر و محدب پره.
۴. عمیق شدن حفره‌ها در لبه حمله به دلیل تنش‌های خمشی.
۵. توسعه و پیشرفت خوردگی بین دندریتی در لبه حمله و شروع ترک.
۶. کاهش چقرمگی پره در اثر رسوب کاربید در مرزخانه‌ها.
۷. رشد ترک به علت ارتعاش پره با سازوکار خستگی.
۸. کاهش سطح مقطع و شکست نهایی در لبه پره.

۵- ارائه راهکار

- با توجه به بررسی انجام گرفته و نتایج حاصله می‌توان به راهکارهای زیر به‌منظور پیشگیری از شکست پره اشاره کرد:
۱. کنترل توقف و راه‌اندازی بیش از حد واحد.
 ۲. استفاده از سوخت مصرفی با کیفیت بالا، زیرا وجود گوگرد زیاد در سوخت باعث واکنش آن با کروم شده و مقاومت آلیاژ را کاهش می‌دهد.
 ۳. تولید پره با روش انجماد جهت‌دار. در انجماد جهت‌دار مرزخانه‌های

۴- نتایج

در این مقاله علل شکست یک پره توربین گازی ساخته شده از سوپر آلیاژ اینکونل LC ۷۳۸ مورد بررسی قرار گرفت. این پره پیش از بروز حادثه حدود ۶۵۰۰۰ ساعت در نیروگاه در حال کارکرد بوده است. در اثر شکست این پره، آسیب‌های شدیدی به قسمت‌های مختلف توربین وارد شد. با انجام آزمایش‌های مختلف بر روی پره شکسته شده، نتایج زیر به‌دست آمدند:

۱. تشکیل اکسیدهای کبالت و نیکل غیر محافظ.
۲. تشکیل سولفور کروم و نقصان عناصر آلیاژی.

Power. 1987, NY: John Wiley & Sons.

- [13] Z. Mazur, A. Luna-Ramirez, J. Juárez-Islas, A. Campos-Amezcuca, Failure analysis of a gas turbine blade made of Inconel 738LC alloy, *Engineering failure analysis*, 12(3) (2005) 474-486.
- [14] T.J. Carter, Common failures in gas turbine blades, *Engineering Failure Analysis*, 12(2) (2005) 237-247.
- [15] C. Barbosa, J. Nascimento, I. Caminha, I. Abud, Microstructural aspects of the failure analysis of nickel base superalloys components, *Engineering Failure Analysis*, 12(3) (2005) 348-361.
- [16] R. Viswanathan, An investigation of blade failures in combustion turbines, *Engineering Failure Analysis*, 8(5) (2001) 493-511.
- [17] N. Eliaz, G. Shemesh, R. Latanision, Hot corrosion in gas turbine components, *Engineering failure analysis*, 9(1) (2002) 31-43.
- [18] J. Hou, B.J. Wicks, R.A. Antoniou, An investigation of fatigue failures of turbine blades in a gas turbine engine by mechanical analysis, *Engineering Failure Analysis*, 9(2) (2002) 201-211.
- [19] J.-C. Chang, Y.-H. Yun, C. Choi, J.-C. Kim, Failure analysis of gas turbine buckets, *Engineering failure analysis*, 10(5) (2003) 559-567.
- [20] J. Gallardo, J. Rodríguez, E. Herrera, Failure of gas turbine blades, *Wear*, 252(3-4) (2002) 264-268.
- [21] M. Khajavi, M. Shariat, Failure of first stage gas turbine blades, *Engineering Failure Analysis*, 11(4) (2004) 589-597.
- [22] N. Lourenço, M. Graça, L. Franco, O. Silva, Fatigue failure of a compressor blade, *Engineering failure analysis*, 15(8) (2008) 1150-1154.
- [23] L. Witek, M. Wierzbińska, A. Poznańska, Fracture analysis of compressor blade of a helicopter engine, *Engineering Failure Analysis*, 16(5) (2009) 1616-1622.
- [24] J. Kubiak, G. Urquiza, J. Rodriguez, G. González, I. Rosales, G. Castillo, J. Nebradt, Failure analysis of the 150 MW gas turbine blades, *Engineering Failure Analysis*, 16(6) (2009) 1794-1804.
- [25] Z. Huda, Metallurgical failure analysis for a blade failed in a gas-turbine engine of a power plant, *Materials & Design*, 30(8) (2009) 3121-3125.
- [26] A. Devillez, G. Le Coz, S. Dominiak, D. Dudzinski, Dry machining of Inconel 718, workpiece surface

منتهی به سطح همواره موازی با راستای تنش کششی قرار می‌گیرند.
پوشش‌دهی پره. ۴

منابع

- [1] B. Deepanraj, P. Lawrence, Theoretical Analysis of Gas Turbine Blades by Finite Element Method, *Journal of the Institute of Engineering*, 8(1-2) (2011) 1-11.
- [2] W. Abbasi, S. Rahman, NDE Inspections and Lifetime Assessment of Turbine Equipment, *Power-Gen International*, (2008).
- [3] S. Barella, M. Boniardi, S. Cincera, P. Pellin, X. Degive, S. Gijbels, Failure analysis of a third stage gas turbine blade, *Engineering Failure Analysis*, 18(1) (2011) 386-393.
- [4] H. Kim, Study of the fracture of the last stage blade in an aircraft gas turbine, *Engineering Failure Analysis*, 16(7) (2009) 2318-2324.
- [5] S. Qu, C. Fu, C. Dong, J. Tian, Z. Zhang, Failure analysis of the 1st stage blades in gas turbine engine, *Engineering Failure Analysis*, 32 (2013) 292-303.
- [6] N. Vardar, A. Ekerim, Failure analysis of gas turbine blades in a thermal power plant, *Engineering Failure Analysis*, 14(4) (2007) 743-749.
- [7] K.-S. Song, S.-G. Kim, D. Jung, Y.-H. Hwang, Analysis of the fracture of a turbine blade on a turbojet engine, *Engineering Failure Analysis*, 14(5) (2007) 877-883.
- [8] H. Kazempour-Liacy, S. Abouali, M. Akbari-Garakani, Failure analysis of a first stage gas turbine blade, *Engineering Failure Analysis*, 18(1) (2011) 517-522.
- [9] G. Farrahi, M. Tirehdast, E.M.K. Abad, S. Parsa, M. Motakefpoor, Failure analysis of a gas turbine compressor, *Engineering Failure Analysis*, 18(1) (2011) 474-484.
- [10] H. Kim, Crack evaluation of the fourth stage blade in a low-pressure steam turbine, *Engineering Failure Analysis*, 18(3) (2011) 907-913.
- [11] C.R. Brooks, Heat treatment, structure, and properties of nonferrous alloys, *American Society for metals*, 1982.
- [12] C. Sims, N. Stoloff, W.C. Hagel, *Superalloys II: High Temperature Materials for Aerospace and Industrial*

[28] J.W. Sawyer, *Sawyer's Gas Turbine Engineering Handbook: Application*, Gas Turbine Publications, 1972.

integrity, *Journal of Materials Processing Technology*, 211(10) (2011) 1590-1598.

[27] A. Kostyuk, V. Frolov, *Steam and gas turbines*, Mir Pub., 1988.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

R. Bannazadeh, M. Riahi, M. Aieneravaie, Failure Analysis of a Gas Turbine Blade Made of Inconel 738LC Super Alloy.

Amirkabir J. Mech. Eng., 50(1) (2018) 103-112.

DOI: 10.22060/mej.2016.773

