

تحلیل خرابی پره های ثابت کمپرسور در یک توربین گاز

سید ابراهیم موسوی ترشیزی^۱ و علی جهانگیری^{۲*}

چکیده	اطلاعات مقاله
<p>طی تعمیرات دوره ای توربین گازی مدل GT13D، شبه ترک هایی در پره های ثابت نیمه بالایی کمپرسور (ردیف های نیمه انتهایی) مشاهده شده که به صورت رفتگی هایی در محل اتصال پره های ثابت به ریشه ظاهر شده بودند. همچنین در اثر پدیده ای مشابه، لبه حمله پره در همین منطقه دچار آسیب شده که موجب تعویض تعدادی از پره ها گردید. در این مقاله سعی شده است با بررسی این پره ها از دیدگاه ها و روش های مختلف، نظیر سختی، جنس، شکل ظاهری، لایه های سطحی، ریزساختار، کیفیت سطوح با میکروسکوپ الکترونی SEM و... مکانیزم غالب در فرسایش این پره ها مشخص و عامل این خرابی تعیین گردد. از این بررسی ها نتیجه شده است که جنس پره فولاد زنگ نزن مارتنزیتی با سختی تقریباً یکسان در تمامی قسمت ها می باشد و هیچ گونه تغییرات ساختاری که نشان دهنده تغییرات درجه حرارت باشد دیده نمی شود. همچنین عامل فرسایش و خرابی نمی تواند مربوط به وجود ذرات خارجی باشد، بررسی ها و وقوع پدیده سایس (Erosion) در اثر عبور جریان هوا از روی پره ها را محتمل می نماید.</p>	<p>دریافت مقاله: ۱۳۹۶/۰۵/۰۵ پذیرش مقاله: ۱۳۹۶/۰۶/۱۵</p> <p>واژگان کلیدی: تحلیل خرابی، سایش، پره های ثابت، جریان هوا، کمپرسور توربین گاز، میکروسکوپ الکترونی SEM.</p>

۱- مقدمه

یکی از مشکلات گزارش شده در تعمیرات دوره ای واحدهای ۷۹ مگاواتی توربین گاز GT13D در نیروگاه مشهد، وجود شبه ترک هایی در پره های ثابت نیمه بالایی کمپرسور بوده که به صورت رفتگی هایی در محل اتصال پره های ثابت به ریشه ظاهر شده بودند. همچنین در اثر پدیده ای مشابه، لبه حمله پره در همین منطقه دچار آسیب شده که این آسیب دیدگی سبب تعویض تعدادی از این پره ها گردید. با توجه به ضررهای مالی زیادی که انهدام این پره ها برای نیروگاه و شبکه برق کشور دارد آنالیز تخریب این پره ها بسیار مهم به نظر می رسد. انهدام های متعددی به خاطر جوانه زنی و رشد ترک های خستگی در پره های کمپرسور

مشاهده شده است [۱]. خرابی سایشی آسیبی است که از حرکت های نسبی موضعی بین قطعات تحت بار و جریانات القائی سیال ثانویه اتفاق می افتد و باعث جوانه زنی ترک های زودرس و انهدام می شود. بسیاری از قطعات مورد استفاده در توربین های گازی و یا کمپرسور، بسیار حساس به آسیب و تشکیل ترک هستند که تحریک آنها به خاطر نیروی گریز از مرکز و لرزش های نوسانی بیشتر می شود [۲-۴]. این نوع تخریب در ابتدا از سطح نمونه با آسیب هایی که ناشی از سایش است آغاز می گردد. این آسیب ها باعث تغییر شکل پلاستیک شدید، توزیع فیلم ها یا اکسیدها در سطح و انتقال مواد می گردد. توزیع فیلم های سطحی یا اکسیدهای ناشی شده از سایش به شدت می تواند انهدام خستگی را تسریع

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: a_jahangiri@sbu.ac.ir

۱. دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی

۲. استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی

یکی از مهمترین عوامل مؤثر در شناخت علت خرابی، بررسی آمار، محل و چگونگی خرابی‌ها و ارتباط آنها با شرایط مختلف می‌باشد. لذا در این بخش گزارش آماری یک دوره تعمیراتی مورد بررسی قرار می‌گیرد.

آزمون‌های ترکیابی که به روش ذرات مغناطیسی (Magnetic Particles) از پره‌های ثابت کمپرسور در دو نیمه بالا و پایین انجام گرفته که به شرح زیر گزارش شده است:

پره‌های ثابت نیمه پایین کمپرسور: در پره‌های ثابت نیمه پایینی کمپرسور هیچ‌گونه ترک سطحی مشاهده نگردید. پره‌های ثابت نیمه بالایی کمپرسور: در پره‌های ثابت ردیف‌های اول تا نهم نیمه بالایی کمپرسور هیچ ترکی مشاهده نشده است و ترک‌های مشاهده شده به شرح زیر در ردیف‌های ۱۰ الی ۱۸ اتفاق افتاده که همگی در جدول شماره ۱ ارائه شده اند.

جدول ۱- آمار پره‌های معیوب در هر ردیف

شماره ردیف	تعداد کل پرها	تعداد پره‌های معیوب
۱	۵۶	-
۲	۴۰	-
۳	۴۰	-
۴	۵۰	-
۵	۵۰	-
۶	۵۰	-
۷	۵۰	-
۸	۶۲	-
۹	۶۲	-
۱۰	۶۷	۲۲
۱۱	۷۸	۳۳
۱۲	۷۸	۳۳
۱۳	۷۸	۲۹
۱۴	۷۸	۲۲
۱۵	۷۸	۲۱
۱۶	۷۸	۲۳
۱۷	۷۸	۲۳
۱۸	۷۸	۱۴

نمودار توزیع خرابی‌ها جهت مقایسه بهتر در شکل (۱) مرتب شده و بررسی آماری خرابی‌ها نشان می‌دهد که فقط

کنند [۷-۵]. کاهش لرزش‌ها و همچنین کاهش ضریب اصطکاک بین دو سطح تماس می‌توانند در کاهش جوانه زنی و رشد موقت آنها دخیل باشند [۱۰-۸].

در ادامه برخی از مطالعات پیشین در مورد شکست قطعات مشابه، ذکر شده است. لوکجان [۱]، با انجام آنالیز خستگی امکان شکست ناشی ارتعاشات پره کمپرسور یک توربین هوایی را مورد بررسی قرار داد که در آن بروز ترک ناشی از ارتعاشات خمشی ایرفویل پره و عمر خستگی آن به دست آمده است. وو [۲]، تخمین عمر مواد مختلف استفاده شده در پره‌ها را مورد تحقیق قرار داده است و نرخ رشد ترک خزشی تحت میدان حاکم بر چقرمگی شکست و زمان شکست خزشی را بررسی نموده است. ژی و همکارانش [۱۱]، شکست دیسک و استاتور مرحله اول یک کمپرسور را مورد بررسی قرار دادند. ایشان با استفاده از تجزیه و تحلیل متالورژی و مطالعه توزیع تنش‌ها دریافتند که طراحی پره‌های استاتور دقیق نیست که منجر به شدت بارهای لحظه‌ای خمش گریز از مرکز و شرایط تماس نامناسب می‌شود.

گروه هو و همکارانش [۱۲] و نیز بیشیم و سینکلیر [۱۳]، به تجزیه و تحلیل و بررسی یک پره آسیب دیده در موتور توربین گاز برای شناسایی علت شکست پره پرداختند.

هاتسون و همکاران [۱۴]، کارایی روش مکانیک شکست را به منظور مدل‌سازی رفتار فرسایش پره اثبات کردند.

در موارد پیش‌گفته روش‌هایی چون اعمال تنش پسماند و پوشش دهی برای افزایش استحکام خستگی این قطعات استفاده می‌شود [۱۶ و ۱۵]. مامندی و رجبی [۱۴]، نیز به تحلیل تنش و تخمین عمر باقی مانده پره طبقه اول کمپرسور ترک دار توربین گاز SGT-600 با استفاده از روش اجزاء محدود پرداختند.

زادیسلاو و هراندز [۱۶]، به بررسی خرابی خستگی سیکل بالای پره کمپرسور پرداختند. این پره‌ها در شرایط استال و در حین راه اندازی در شرایط فرسایش مربوط به سیستم مه‌پاش، مورد بررسی قرار گرفتند.

هدف از پژوهش حاضر، تعیین مکانیزم غالب در فرسایش این نوع از پره‌ها می‌باشد تا بتوان پس از تشخیص علت اصلی شکست، راهکارهای مناسبی جهت جلوگیری و کاهش رخداد خرابی اتخاذ نمود.

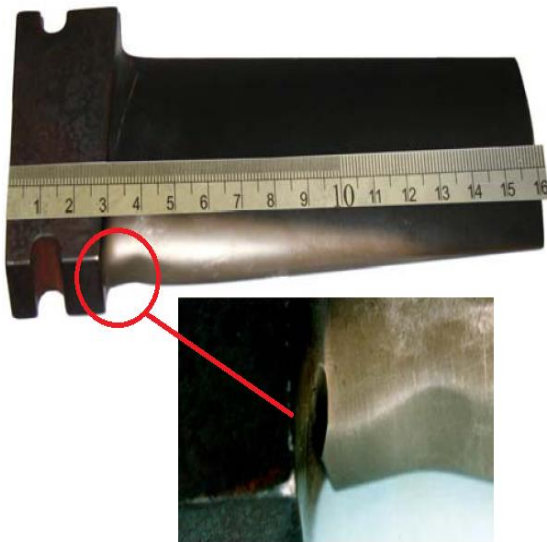
۲- بررسی آمار خرابی

(۲) دیده می‌شود. خرابی در لبه حمله پره اتفاق افتاده و با دور شدن از ریشه پره، شدت آسیب نیز کمتر می‌گردد.

جدول ۲- ترکیب شیمیایی پره ثابت کمپرسور بر اساس آزمایش کوانتومتری

عنصر	درصد ترکیب
C (کربن)	۰/۲۳
Si (سیلیسیم)	۰/۱۸
Mn (منگنز)	۰/۴۴
P (فسفر)	۰/۰۲۸
S (گوگرد)	۰/۰۲۸
Cr (کروم)	۱۲/۵۴
Ni (نیکل)	۰/۳۷
Mo (مولیبدن)	۰/۸۹
V (وانادیوم)	۰/۲۵

این شدت خرابی به دو شکل روی پره ظاهر شده است: الف): نزدیک ریشه پره (سطح اتصال پره به ریشه): آسیب در این قسمت، به صورت یک شیار باریک ایجاد شده است. شکل (۳) این شیار را که در گزارش‌های تعمیراتی به عنوان ترک قید شده بود با بزرگ‌نمایی بیشتری نشان می‌دهد.

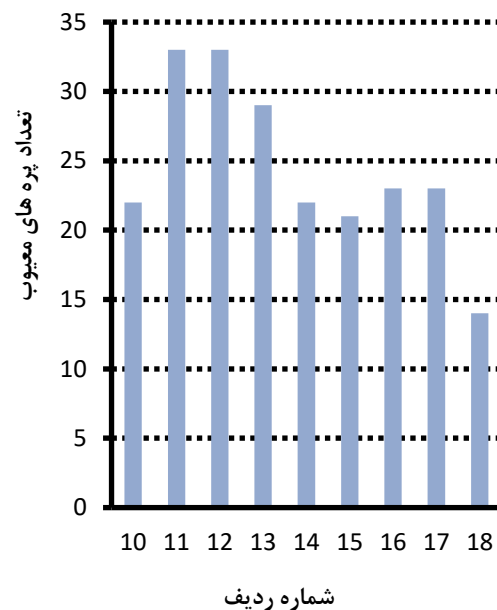


شکل ۲- وضعیت و شدت خرابی در روی پره (لبه حمله)

دقت در شکل این شیار نشان می‌دهد که انتهای آن کاملاً منحنی است و به هیچ وجه با ترک، که همواره نوک‌تیز است قابل اشتباه نیست.

ب): سایش در لبه حمله: این تغییر شکل در منطقه‌ای وسیع‌تر به طول ۱/۵ الی ۲ سانتیمتر ایجاد شده و شدت

در بخشی از نیمه بالایی کمپرسور خرابی اتفاق افتاده و آسیبی در نیمه پایین و ابتدای نیمه بالا گزارش نشده است. عامل این خرابی سایش ذرات خارجی نیز نبوده است زیرا در این صورت، خرابی در تمامی قسمت‌ها اتفاق می‌افتاد و یا حداقل، تفاوتی بین ردیف‌های آخر کمپرسور در نیمه بالا و پایین وجود نداشت. همچنین عامل خرابی افزایش درجه حرارت خروجی کمپرسور نیز نبوده است، زیرا اولاً درجه حرارت خروجی کمپرسور زیاد نیست (حدود ۳۰۰ درجه سانتیگراد)، ثانیاً در صورت افزایش درجه حرارت، نیمه بالایی و پایینی به صورت تقریباً مساوی تخریب می‌شدند.



شکل ۱- توزیع خرابی در نیمه بالایی کمپرسور

۳- بررسی جنس

تعیین جنس نمونه جهت شناخت ساختار متالورژیکی و تغییرات احتمالی آن، ضروری است. بدین منظور نمونه‌ای از یک پره مستعمل جهت آزمایش کوانتومتری بریده شده و نتایج آن در جدول ۲ آمده است.

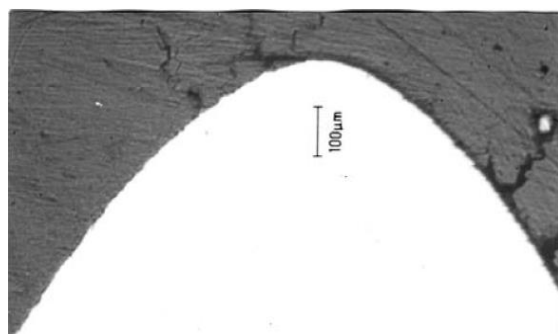
مقایسه عناصر موجود با استاندارد، نشان می‌دهد که پره از جنس فولاد شماره 1.4120 و معادل فولاد X20CrMo13 در استاندارد DIN می‌باشد. با توجه به درصد کروم موجود، این فولاد از خانواده فولادهای زنگ نزن مارتنزیتی می‌باشد.

۴- بررسی ظاهری پره‌ها

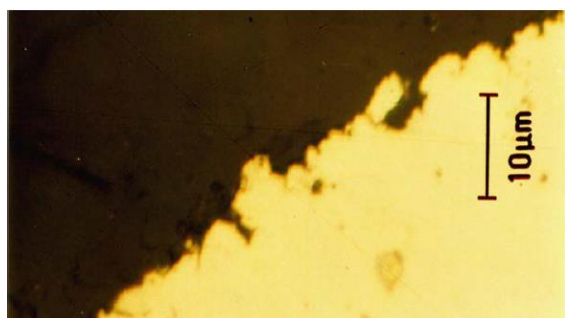
با بررسی ظاهری پره‌ها مشاهده می‌شود که با وجود شدت آسیب‌های متفاوت در پره‌های مختلف، شکل ظاهری فرسایش در همه آنها یکسان است. همان‌طور که در شکل



شکل ۵- محل برش پره نزدیک ریشه جهت بررسی لایه سطحی



شکل ۶- لبه حمله پره با بزرگنمایی

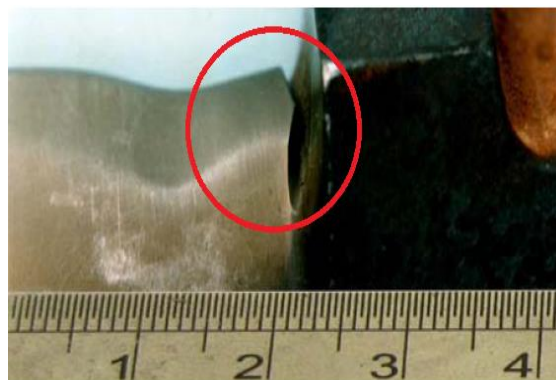


شکل ۷- لبه حمله در روی پره در محل آسیب دیده

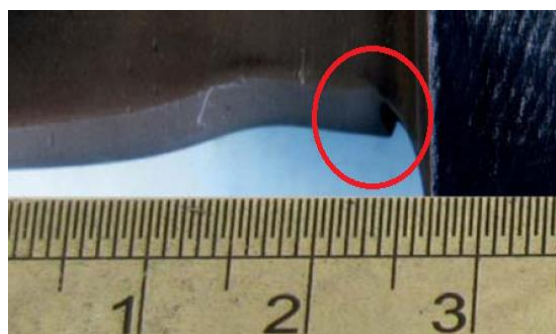
چنانچه در این تصاویر به وضوح مشخص است:
- هیچ گونه لایه سطحی ناشی از اکسیداسیون یا خوردگی دیده نمی‌شود.

- شکل (۷) جدایش دانه‌های سطحی از محل مرز دانه‌ها را در اثر اعمال نیروهای مکانیکی به زیبایی نشان می‌دهد.
- شکل (۸) تصویری از لبه حمله را در نزدیکی نوک پره (محلی که آسیب ندیده است) نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، لایه‌ای به ضخامت تقریبی ۲۵ تا ۳۰ میکرون، لبه پره در این قسمت را کاملاً پوشانده است. در شکل (۹) لایه سطحی پره‌ای سالم آورده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌گردد لایه‌ای ناپیوسته تمام سطح قطعه را پوشانده است. این لایه، همان لایه قهوه‌ای متمایل به سیاهی است که پوشش سطحی قطعه را تشکیل می‌دهد. از آنجایی که پره‌ها دارای پوشش نیستند و با توجه به درصد

آن به حدی است که شکل لبه حمله و انحنای پروفیل پره را به کلی تغییر داده است. شکل ۳ لبه حمله را از روی پره و شکل ۴ لبه حمله را از پشت پره با بزرگنمایی نشان می‌دهد. شیار عمیق روی پره، از پشت آن نیز به صورت بریدگی دیده می‌شود و انحنای انتهای آن به خوبی مشهود است.



شکل ۳- وضعیت و شدت خرابی در جلو پره



شکل ۴- وضعیت و شدت خرابی در پشت پره (لبه حمله)

لبه حمله نیز به طور یکنواختی مانند لبه چاقو تیز شده که این تغییر شکل سبب تغییر پروفیل لبه حمله گردیده است. با بررسی شکل ظاهری نتیجه می‌شود که لبه خروجی پره (Blade Trailing Edge) بدون هیچ تغییر و آسیبی و به صورت دست نخورده باقی مانده است. همچنین آسیب به وجود آمده در اثر خوردگی یا افزایش درجه حرارت نبوده و احتمال بروز پدیده‌ای مانند سایش (Erosion) وجود دارد.

۵- بررسی لایه سطحی

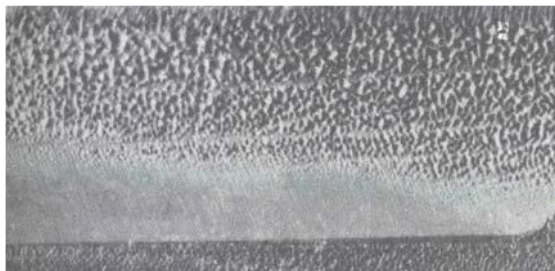
به منظور مطالعه لایه سطحی و چگونگی خوردگی یا سایش، یک پره از نزدیکی ریشه برش داده شده و با بزرگنمایی بیشتر مورد مطالعه قرار گرفته است (شکل ۵). شکل (۶) نیز لبه حمله را با بزرگنمایی ۱۰۰ برابر نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود هیچ گونه لایه سطحی حاصل از خوردگی وجود ندارد. شکل ۷ لبه حمله در روی پره را با بزرگنمایی ۲۰۰۰ برابر نشان داده است.

این حفره‌ها احتمالاً محل شروع شیارها در ریشه پره‌ها می‌باشند. این درحالی است که در محل سالم روی سطح، لایه‌ای محافظ دیده می‌شود (شکل ۱۱).

همچنین به منظور مقایسه، نمونه‌هایی از مکانیزم سایش روی سطوح مختلف، در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) نشان داده شده‌اند [۱۷ و ۱۸]. بررسی لایه سطحی، پدیده سایش (Erosion) را تأیید می‌کند.



شکل ۱۱- کیفیت سطح پره در محل سالم



شکل ۱۲- آثار مکانیزم Erosion روی سطح پره توربین بخار [۱۷]

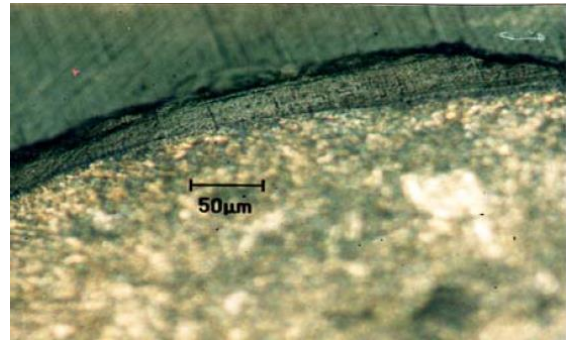


شکل ۱۳- آثار مکانیزم Erosion روی سطح لوله‌ای از جنس فولاد نرم که در مسیر تخلیه توربین قرار گرفته بود [۱۸]

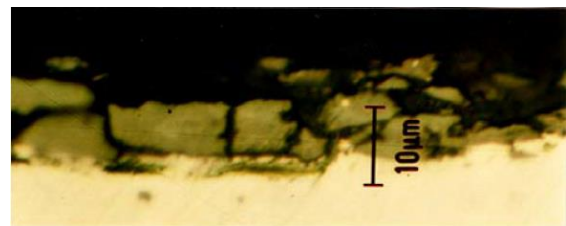
۶- بررسی سختی قطعه

با توجه به این که سختی یکی از پارامترهای نشان دهنده خرابی و زوال قطعات و یا تغییرات ساختاری آنها می‌باشد، قسمت‌های مختلف سطح و مقطع یک پره مورد آزمایش سختی سنجی قرار گرفته‌اند. نقاط مورد آزمایش در شکل‌های (۱۴) و (۱۵) نشان داده شده و نتایج این بررسی،

کروم و زنگ نزن بودن آنها، لایه مذکور، همان لایه اکسید کروم می‌باشد که از سطح پره در مقابل اکسیداسیون محافظت می‌کند.



شکل ۸- لبه حمله پره در نزدیکی نوک پره سالم



شکل ۹- لایه سطحی پره سالم، (لایه‌ای ناپیوسته سطح قطعه را کاملاً پوشانده است)

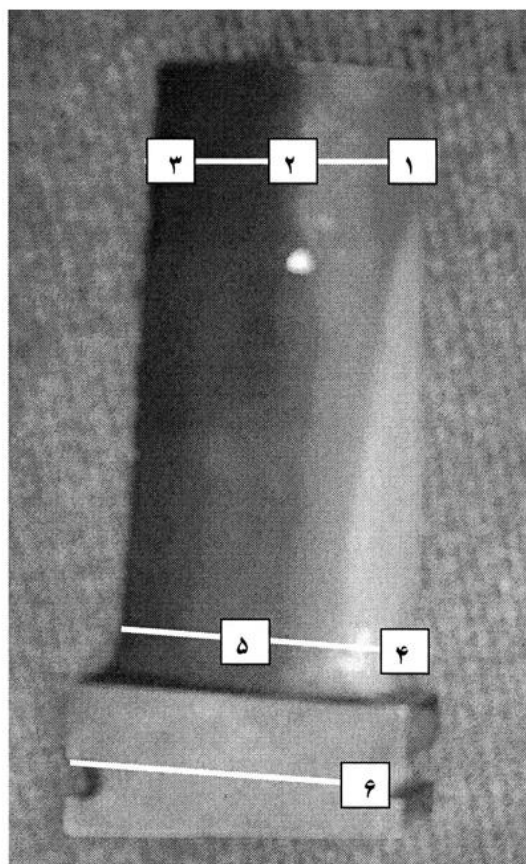
بررسی تصاویر نشان می‌دهد که در قسمت‌های آسیب دیده، این لایه سطحی کاملاً از بین رفته و سطح بدون محافظ در معرض آسیب قرار گرفته است. همچنین این تصاویر هیچ گونه اثری از خوردگی روی این بخش از سطح را نشان نمی‌دهند.



شکل ۱۰- کیفیت سطح پره در محل آسیب دیده

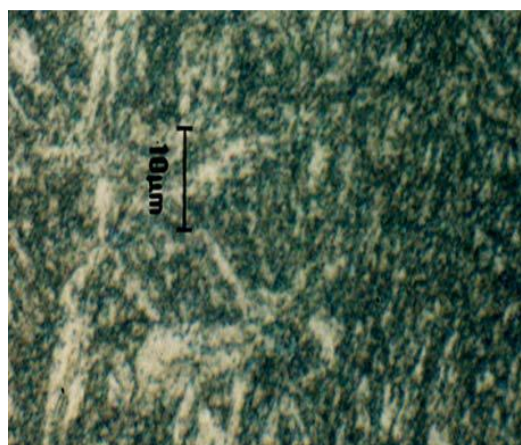
تصاویر (۱۰) و (۱۱) کیفیت سطح پره را به ترتیب در محل آسیب دیده و سالم نشان می‌دهند. در محل آسیب دیده (شکل ۱۰) حفره‌های بسیار ریزی ناشی از جدایش کریستال‌ها در اثر سایش دیده می‌شود. در این شکل علاوه بر این حفره‌های ریز، سه حفره بزرگ نیز دیده می‌شود که

برش داده و نمونه‌برداری شده است. محل‌های این نمونه‌برداری در شکل (۱۶) مشخص گردیده است.



شکل ۱۶- خطوط برش و محل‌های نمونه‌برداری برای مطالعه ساختار متالورژیکی

به منظور رعایت اختصار، تعدادی از تصاویر به صورت نمونه ارائه می‌گردد.



شکل ۱۷- ساختار نمونه ۱، لبه حمله، سر پره، اچ ماربل

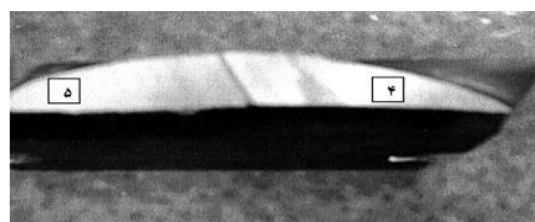
با مطالعه تصاویر ریزساختاری (شکل‌های ۱۷ تا ۲۰)، نتیجه می‌شود که:

تفاوت محسوسی بین لبه حمله در نوک پره (نمونه ۱ در

در جدول ۳ ارائه گردیده است.



شکل ۱۴- نقاط مورد اندازه‌گیری از سطح قطعه



شکل ۱۵- نقاط مورد اندازه‌گیری از مقطع قطعه

جدول ۳- نتایج سختی سنجی

شماره محل	سختی برینل	موقعیت
۱	۲۶۲	نوک پره - روی پره
۲	۲۸۰	نوک پره - پشت پره
۳	۲۸۲	نوک پره - پشت پره
۴	۲۶۹	مقطع پره
۵	۲۷۵	مقطع پره

با توجه به این نتایج مشاهده می‌گردد که سختی نقاط مختلف تقریباً یکسان است و تفاوت قابل ملاحظه‌ای که ناشی از عملیات مکانیکی یا حرارتی باشد دیده نمی‌شود. لازم به ذکر است که اگر پره در شرایط نامساوی از نظر درجه حرارت قرار می‌گرفت، به واسطه انجام عملیات بازگشت یا روی ساختار مارتنزیتی، سختی، تمپرینگ (Tempering) به صورت موضعی کاهش می‌یافت [۱۹].

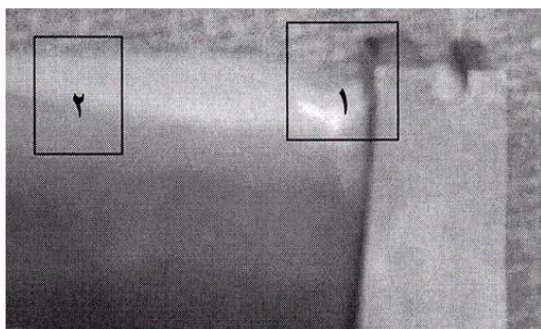
۷- بررسی ریزساختاری

مطالعه ریزساختاری پره در نقاط مختلف نشان دهنده ساختار مارتنزیتی لایه‌ای (Lath Martensite) می‌باشد که احتمالاً به روش ریخته‌گری دقیق تولید شده است. این قطعه پس از ریخته‌گری، ساختار آن مارتنزیتی شده و سپس به منظور کاهش سختی و تردی و افزایش چقرمگی آن، مورد عملیات حرارتی تمپرینگ قرار گرفته است. به منظور مطالعات ریزساختاری و تغییرات احتمالی ایجاد شده در نقاط مختلف پره، یک نمونه آسیب دیده از پره‌های کمپرسور از سه مقطع (نوک پره، محل آسیب و ریشه پره)

ریشه پره (نمونه ۶ در شکل ۲۰) به دلیل ضخامت بیشتر و دیرتر سرد شدن، در هنگام ریخته گری و عملیات حرارتی، به مقدار بیشتری بازپخت شده است و در نتیجه بررسی‌ها تفاوت ریزساختاری محسوس را در قسمت‌های مختلف پره (شکل‌های ۱۷ تا ۲۰) نشان نمی‌دهد.

۸- بررسی سطوح با میکروسکوپ الکترونی SEM

میکروسکوپ‌های SEM، ابزاری قوی برای بررسی سطوح، آنالیزهای فازی و عنصری و ده‌ها کاربرد دیگر است. به منظور بررسی سطوح پره‌های آسیب دیده، دو نمونه به شرح شکل (۲۱) از یک پره مستعمل بریده شده و قسمت‌های مختلف آن با SEM مورد بررسی قرار گرفته است. چنانچه مشاهده می‌گردد نمونه ۱ از محل شیار در نزدیکی ریشه پره تهیه شده و نمونه ۲ به منظور مطالعه کیفیت سطوح آسیب دیده و سالم و چگونگی مرز آنها از وسط پره تهیه شده است که به تشریح نکات مهم در هر نمونه پرداخته می‌شود.



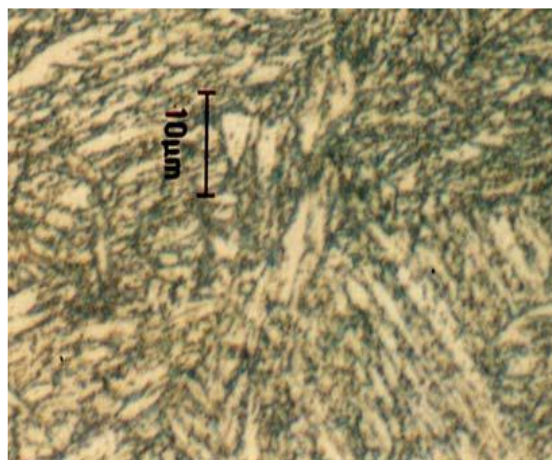
شکل ۲۱- محل‌های نمونه‌برداری برای بررسی با SEM

الف) نمونه ۱

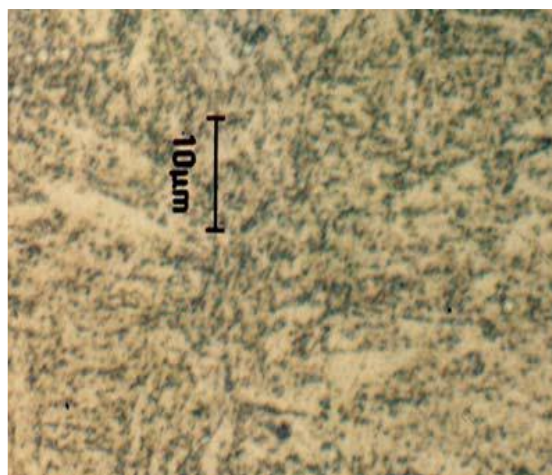
شکل (۲۲) تصویر نمونه ۱ را با بزرگنمایی کم (۸۹ برابر) نشان می‌دهد. چنانچه مشهود است شیار ایجاد شده در ریشه پره، در اثر جریان هوا می‌باشد و به هیچ وجه ترک ناشی از اعمال نیروی ضربه‌ای یا تناوبی نیست. شکل (۲۳) همین شیار را با بزرگنمایی ۷۸۷ برابر نشان می‌دهد. این تصویر علاوه بر کنده شدن کریستال‌های درون شیار در اثر سایش، تغییر شکل کوچکی را نیز در انتهای شیار نشان می‌دهد، که احتمالاً این تغییر شکل پلاستیک به واسطه نیروی اعمال شده توسط جریان هوا می‌باشد (با شکل ۷ مقایسه شود).

شکل (۲۴)، منطقه کوچکی از داخل شیار شکل (۲۳) را با بزرگنمایی ۳۰۰۰ برابر نشان می‌دهد. این تصویر حفره‌های

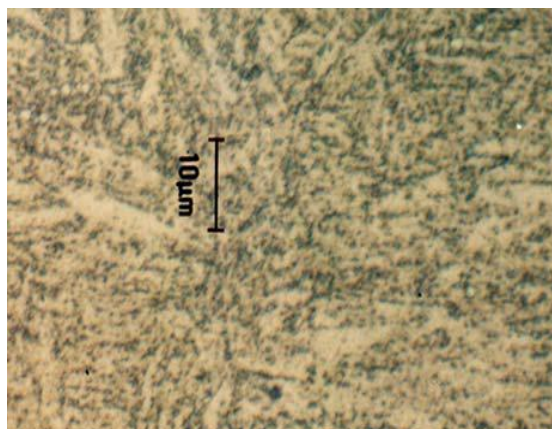
شکل (۱۷) و لبه حمله در محل آسیب (نمونه ۴ در شکل ۱۸) وجود ندارد و در هر دو حال ساختار مارتنزیت لایه‌ای به خوبی دیده می‌شود.



شکل ۱۸- ساختار نمونه ۴، نزدیک ریشه پره، اچ ماربل



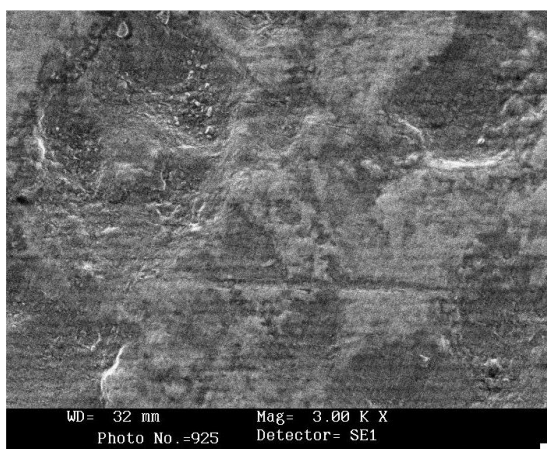
شکل ۱۹- ساختار نمونه ۵، نزدیک ریشه پره، اچ ماربل



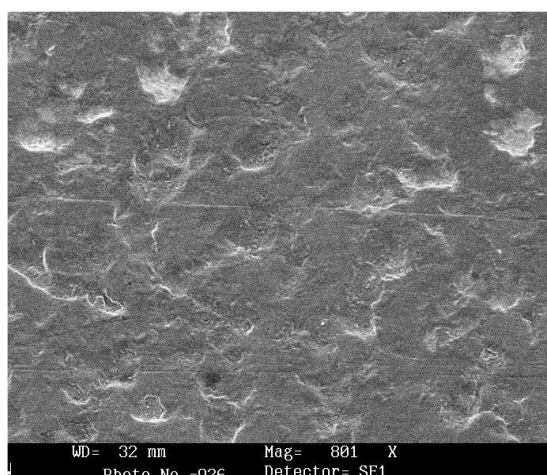
شکل ۲۰- ساختار نمونه ۶، ریشه پره، اچ ماربل

تفاوتی بین لبه حمله در محل آسیب (نمونه ۴ در شکل ۱۸) و وسط پره در همان محل (نمونه ۵ در شکل ۱۹) وجود ندارد.

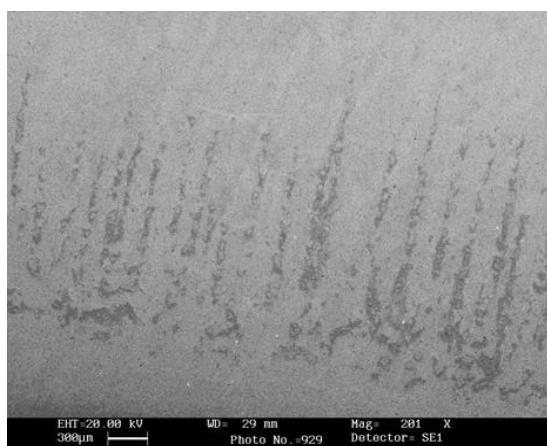
خطوط به صورت حفره‌هایی نامنظم ایجاد شده‌اند در صورتی که پس از این مرحله، با تثبیت جریان هوا در روی پره، شیارهایی در همین امتداد ایجاد گردیده‌اند.



شکل ۲۴- منطقه کوچکی از داخل شیار شکل ۲۳ با بزرگ-نمایی ۳۰۰۰ برابر



شکل ۲۵- تصویر سطح قطعه در منطقه سالم با بزرگ‌نمایی ۸۰۱ برابر (نمونه ۲)

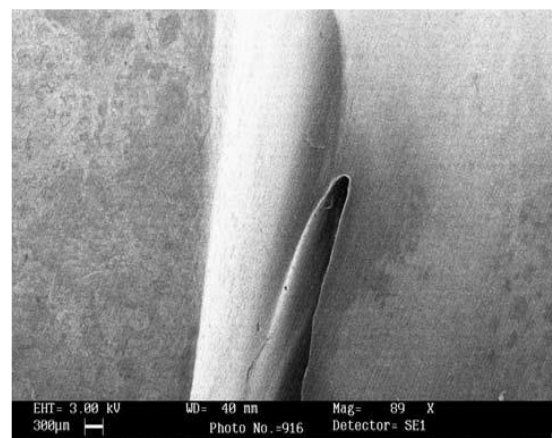


شکل ۲۶- لبه حمله پره، قسمت آسیب دیده و سفید شده با بزرگ‌نمایی ۲۰۰ برابر (نمونه ۲)

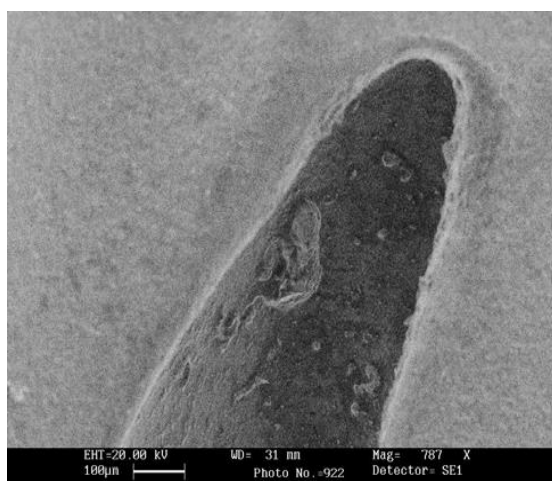
ناشی از کنده شدن کریستال‌ها را نشان می‌دهد. علاوه بر آن در قسمت مرکزی تصویر ترکی دیده می‌شود که نشان دهنده آغاز کنده شدن دانه دیگری است.

(ب) نمونه ۲

شکل (۲۵) تصویر سطح قطعه در منطقه سالم را نشان می‌دهد. این سطح که روی نمونه با رنگ قهوه‌ای متمایل به سیاه مشاهده می‌شود، همان سطح نشان داده شده در شکل (۱۱) است که با بزرگ‌نمایی بیشتری آورده شده است. مقطع این لایه سطحی در شکل (۹) نشان داده شده است. همان طور که در این شکل مشاهده می‌شود، این لایه، در تمام سطح پیوسته نیست. شکل (۲۵) نیز ناپیوستگی لایه و وجود حفره‌های سطحی را به خوبی نشان می‌دهد.



شکل ۲۲- تصویر نمونه ۱ با بزرگ‌نمایی ۸۹ برابر



شکل ۲۳- شیار شکل ۲۲ با بزرگ‌نمایی ۷۸۷ برابر

شکل (۲۶) لبه حمله پره، قسمت آسیب دیده و سفید شده را با بزرگ‌نمایی کم (۲۰۰ برابر) نشان می‌دهد. در این تصویر خطوطی از لبه حمله به طرف قسمت سالم و در جهت جریان هوا کشیده شده است. در لبه حمله این

شکل (۲۸) مرز بین قسمت آسیب دیده و سالم را با بزرگ‌نمایی ۱۱۲ برابر نشان می‌دهد. امتداد جریان هوا روی پره و سایش لایه سطحی در این قسمت (پایین و چپ تصویر) به خوبی مشخص است.

۹- نتیجه‌گیری

۱- تخریب بوجود آمده در اثر سایش ذرات خارجی نبوده است.

۲- هیچ گونه تغییر ساختاری که نشان دهنده تغییرات درجه حرارت باشد دیده نمی‌شود.

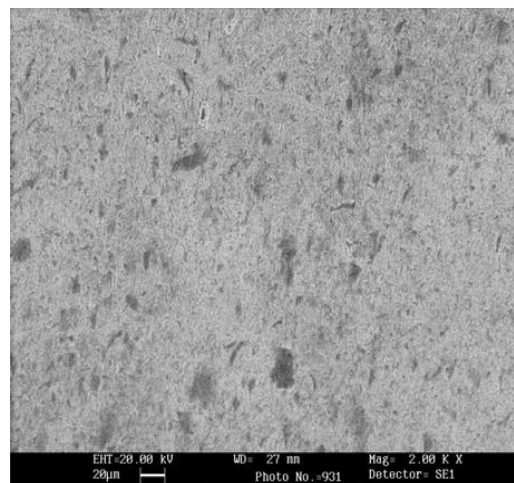
۳- سختی قطعه در تمامی نقاط تقریباً یکسان است.

۴- تمامی مطالعات وقوع پدیده سایش در اثر جریان هوا را تأیید می‌کند.

۵- با توجه به عدم وجود ترک و یا تغییرات ساختاری در Blend) پره‌های آسیب دیده می‌توان با سنگ زدن محدوده مجاز دست‌ورالعمل، محل وقوع شیار را از بین برد. ۶- بهتر است در تعمیرات اساسی بعدی پوسته بالایی از نظر وجود ترک در قسمت‌های میانی و تلورانس‌های مجاز تغییر فرم آن مورد بررسی قرار گیرد.

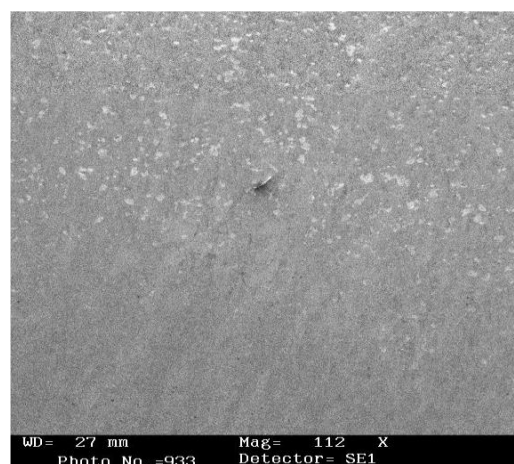
بررسی‌ها نشان می‌دهد این پدیده کمیاب احتمالاً در اثر بروز اغتشاش در جریان هوا ایجاد شده و موجب سایش موضعی گردیده است. به نظر می‌رسد که چگونگی بستن دو نیمه کمپرسور و به هم خوردن فواصل بین انتهای پره‌های متحرک و ریشه پره‌های ثابت در این پدیده نقش داشته باشد. علاوه بر این احتمال خم‌شدگی و تغییر شکل موضعی پوسته جریان و تغییر CFD کمپرسور نیز وجود دارد. تحلیل پارامترهای مدل، می‌تواند در شناخت دقیق‌تر این پدیده مؤثر باشد.

شکل ۲۷ بخشی از سطح نشان داده شده در شکل ۲۶ را با بزرگ‌نمایی ۲۰۰۰ برابر نشان می‌دهد.



شکل ۲۷- بخشی از سطح نشان داده شده در شکل ۲۶ با بزرگ‌نمایی ۲۰۰۰ برابر (نمونه ۲)

وجود حفره‌های سطحی در این قسمت با وضوح بیشتری نشان داده شده است.



شکل ۲۸- مرز بین قسمت آسیب دیده و سالم با بزرگ‌نمایی ۱۱۲ برابر (نمونه ۲)

مراجع

- [1] W. Lucjan, "Experimental crack propagation analysis of the compressor blades working in high cycle fatigue condition", Fatigue of Aircraft Structures, Vol. 1, No. 1, 2009, pp. 195-204.
- [2] X. Wu, "Life Prediction of Gas Turbine Materials", Institute for Aerospace Research, National research Council, Canada, 2010, pp. 215-283.
- [3] A. Hutson, S. Sathish, T. Nicholas, "Progression of fretting fatigue damage in Ti-6Al-4V", Tribol. Int., Vol. 39, No. 10, 2006, pp. 1197-1205.
- [4] D.B. Garcia, Jr. A. F. Grandt, "Fractographic investigation of fretting fatigue cracks in Ti-6Al-4V", Eng. Fail. Anal, Vol. 12, No. 4, 2005, pp. 537-548.

[5] L. Ma, M. S. K. Roy, "Effect of load ratio on fatigue crack propagation behavior of solidsolution strengthened Ni-based super alloys at elevated temperature", *Journal of Nuclear Materials*, Vol. 435, No. 1-3, 2013, pp. 88-95.

[6] B.P. Conner, A. L. Hutson, L. Chambon, "Observation of fretting fatigue micro-damage of Ti-6Al-4V", *Wear*, Vol. 255, No. 1-6, 2003, pp. 259-268.

[۷] س. ه. قادری، ا. حاجی اسماعیلی، "الگوریتم چینش بهینه پره های توربین با در نظر گرفتن نامیزانی اولیه دیسک"، نشریه علمی و پژوهشی مدل سازی در مهندسی، دانشگاه سمنان، سال ۱۴، شماره ۴۷، زمستان ۱۳۹۵، صفحه ۱۱۵-۱۲۵.

[۸] ع. فریدون، ف. یکتای کیا، "تحلیل ترک در مواد مرکب به وسیله روش انرژی"، نشریه علمی و پژوهشی مدل سازی در مهندسی، دانشگاه سمنان، سال ۷، شماره ۱۷، تابستان ۱۳۸۸، صفحه ۵۵-۶۵.

[۹] ع. پورمویذ، ف. جاویدراد، ح. زارعی، م. شهریاری، "تدوین فرآیندی بر مبنای مهندسی معکوس برای بهبود و ساخت قطعات فرسوده مکانیکی و سازه های هوایی"، نشریه علمی و پژوهشی مدل سازی در مهندسی، دانشگاه سمنان، سال ۱۰، شماره ۲۸، بهار ۱۳۹۱، صفحه ۶۹-۸۲.

[10] J.S. Rao, *Turbo machine Blade Vibration*, V.R. Damodaran, ed., Wiley Eastem Limited, India, 1991.

[11] N.S. Xi, P. D. Zhong, H. Q. Huang, H. Yan, C. H. Tao, "Failure investigation of blade and disk in first stage compressor", *Eng. Fail Anal*, Vol.7, No. 6, 2000, pp. 385-392.

[12] J. Hou, J. W. Bryon, A. Ross, "An investigation of fatigue failures of turbine blades in a gas turbine engine by mechanical analysis", *Engineering Failure Analysis*, Vol.9, No. 2, 2002, pp. 201-211.

[13] J.R. Beisheim, G. B. Sinclair, "On the three-dimensional finite element analysis of dovetail attachment", [in:] *Proceedings of ASME Turbo Expo*, Amsterdam, The Netherlands, 2002.

[14] A. Hutson, T. Nicholas, R. Johnc, "Fretting fatigue crack analysis in Ti-6Al-4V", *Int. J. Fatigue*, Vol. 27, No. 10-12, 2005, pp. 1582-1589.

[15] A. Mamandi, M. Rajabi, "Fracture mechanics analysis of SGT-600 gas turbine compressor blade using FEM", *The 3rd National Gas Turbine Conference (GTC93)*, Mechanical Engineering Faculty, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran, 20-21 May, 2014.

[16] M. Zdzislaw, A. Hernández-Rossette, "Failure Evaluation of the Compressor Vanes of Combined Cycle Unit", *ASME 2010 Power Conference*, Chicago, Illinois, USA, July 13-15, 2010, pp. 331-337.

[17] R. Joseph, *ASM Specialty Handbook, Failure Analysis prevention*, ASM International, 087170496X, USA, 1993.

[18] D.P. Robert, M. H. Harvey, *Nalco Guide to Boiler Failure Analysis*, Nalco Chemical Company, 1991.

[۱۹] م.ع. گلغزار، عملیات حرارتی فولادها و چدن‌ها، انتشارات دانشگاه صنعتی اصفهان، ایران، ۱۳۹۰.