

تحلیل مکانیک شکست و تخمین عمر رشد ترک خستگی پره توربین گاز با استفاده از روش المان محدود

احمد مامندی*
استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد پرند، دانشگاه آزاد اسلامی، پرند، ایران

مصطفی رجبی
کارشناس، گروه مهندسی مکانیک، واحد پرند، دانشگاه آزاد اسلامی، پرند، ایران

چکیده

در این مقاله تحلیل مکانیک شکست و تخمین عمر خستگی پره ترک‌دار بخش داغ توربین کمپرسور گاز انجام شده است. در ابتدا با استفاده از نرم‌افزار المان محدود ANSYS تحلیل تنش پره بدون ترک تحت بارگذاری‌های حرارتی و مکانیکی شامل دوران، توزیع دما و فشار بر روی ایرفویل پره برای حالت پایای ۱۰۰ درصد انجام شده است. از نتایج این تحلیل، مناطق دارای تنش بالا و مستعد رشد ترک در پره شناسایی می‌گردند. سپس با مدل‌سازی ترک در این نواحی، عمر رشد ترک خستگی تخمین زده می‌شود. برای این منظور، ابتدا در نرم‌افزار ANSYS برای ترک‌هایی با ابعاد مختلف مقدار ضرایب شدت تنش محاسبه می‌شود. سپس با استفاده از این مقادیر و نیز نمودار نرخ رشد ترک (da/dN) بر حسب ضریب شدت تنش ماده (K_I) ، نرخ رشد ترک سیکلی برای ترک‌هایی با نسبت ابعاد مختلف (a/c) محاسبه می‌گردد. در انتها با انترپال‌گیری عددی، تعداد سیکل خستگی (N_f) تا رسیدن به عمق ترک بحرانی (a_f) برای پره توربین محاسبه شده‌اند.

واژه‌های کلیدی: توربین گاز، مکانیک شکست، پره بخش داغ توربین کمپرسور گاز، رشد ترک خستگی، تخمین عمر.

Fracture Mechanics Analysis and Fatigue Crack Growth Life Assessment for a Gas Turbine Blade Using FEM

A. Mamandi Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Parand Branch, Islamic Azad University, Parand, Iran

M. Rajabi B.Sc., Department of Mechanical Engineering, Parand Branch, Islamic Azad University, Parand, Iran

Abstract

In this paper, the fracture analysis and fatigue crack growth life assessment for a gas turbine blade of the hot gas path is studied. At first, applying FEM analysis using ANSYS software, the stress analysis for the turbine blade with no crack in the case of of steady state full load condition has been performed. In this way, thermomechanical loadings, i.e., rotational speed, temperature and pressure distributions are all included in the analysis. From the outcome results the critical regions on the blade airfoil surfaces having high stresses are recognized. Then, after modeling the crack in these regions the fatigue crack growth life assessment analysis has been done. To do this, using ANSYS software the crack stress intensity factors (K_I) for the cracks with different dimensions has been calculated. Having on hand the obtained values for K_I in conjuncture with the specified graph for the crack growth rate, i.e., (da/dN) vs. the crack intensity factor for the blade material, the cyclic crack growth rate for the cracks with different dimension ratios (a/c) can be obtained. Finally, using numerical integration method, the number of cycles N_f to reach the critical crack depth value (a_f) for the turbine blade has been calculated.

Keywords: Gas turbine, Fracture mechanics, Hot gas path compressor turbine blade, Fatigue crack growth, Life assessment.

۱- مقدمه

قطعات توربین‌های گازی در شرایط کاری تحت تنش‌های مکانیکی-حرارتی بالایی قرار دارند. به مرور زمان به دلیل شرایط سخت کاری و اعمال سطوح تنشی بالا در قطعات توربین گاز، تغییراتی در خواص مکانیکی و متالورژیکی این قطعات به وجود می‌آید. از سوی دیگر در طی فرایند تولید ماده سازنده قطعه، به دلایل مختلف، امکان ایجاد هر نوع عیب داخلی وجود دارد. این عیوب می‌توانند در ساختار شبکه‌ای ماده وجود داشته باشند. این عیوب و عوارض جانبی موجود در قطعه می‌توانند موجب ایجاد ترک اولیه و یا منشأ ایجاد ترک تنشی در زمان کارکرد در قطعه گردند. با ایجاد و بروز ترک در قطعه و سپس امکان پیشروی ترک تحت شرایط بارگذاری، خطر شکست ناگهانی در قطعه به وجود می‌آید. بدیهی است شکست قطعه می‌تواند موجب ایجاد خسارت‌های زیادی در توربین گاز گردد. در پی شکست یک قطعه خسارت‌های متعددی می‌تواند در قطعات در مسیر حرکت شامل دیسک‌ها، پره استاتورها (نازل‌ها) و پره‌های متحرک و محفظه احتراق ایجاد گردد. در این وضعیت حتماً خاموشی ناگهانی^۱ توربین گاز اتفاق می‌افتد. بررسی احتمال ایجاد ترک در مناطق گلوگاهی که دارای تنش‌های بالایی هستند حائز اهمیت می‌باشد. بنابراین شناخت مناطقی از قطعه که تنش‌های بالایی داشته و مستعدترین نواحی برای ایجاد ترک در قطعات توربین گاز هستند، برای انجام تحلیل مکانیک شکست بسیار مهم می‌باشد. به این دلیل، همراه با انجام تحلیل‌های ترمومکانیکی، انجام تحلیل مکانیک شکست ترک خستگی برای پره‌های متحرک در بخش کمپرسور توربین گاز از اهمیت بسزایی برخوردار است.

لوکجان [۱]، با انجام تست خستگی امکان شکست ناشی از ارتعاشات پره کمپرسور یک توربین هوایی را مورد بررسی قرار داده است. تست‌هایی بر روی ده نمونه از پره‌های کمپرسور تحت ارتعاشات شیکر انجام شده است. در حین انجام تست خستگی، بروز ترک ناشی از ارتعاشات خمشی ایرفویل پره مورد بررسی قرار گرفته است. سپس عمر خستگی پره‌ها به دست آمده است. وو [۲]، تخمین عمر مواد مختلف استفاده شده در پره‌های توربین گاز را به صورت مبسوطی مورد تحقیق قرار داده است. نرخ رشد ترک خزشی تحت میدان حاکم بر چقرمگی شکست K و C و زمان شکست خزشی T_f برای تعیین سرعت رشد ترک که از داده‌های حاصل از نتایج تست برای یک سوپرآلیاژ پایه نیکلی و یک فولاد زنگ‌نزن توسط یو [۳] به دست آمده است. ما و همکارانش [۴]، رفتار رشد ترک خستگی برای دو سوپرآلیاژ پایه نیکلی INCONEL 617 و HAYNES230 را در آزمایشگاه تحت میدان شدت تنش ثابت با کنترل K تحت نسبت‌های تنش متفاوت R در دمای ۷۰۰ درجه سلسیوس را برای به دست آوردن نرخ رشد ترک da/dN مطالعه نموده‌اند. در [۵]، رابطه بسط داده شده پاریس^۲ برای

بررسی رشد ترک بر اساس منحنی $S-N$ ووهرل^۳ توسط پاگنو و همکارانش به دست آمده است. سپس، تابع شدت تنش برحسب طول ترک ($K(a)$) ارائه شده است. توسط اسول و همکارانش [۶]، سه مدل برای تخمین عمر خستگی، تخمین عمر خزشی و تخمین عمر ناشی از ترکیب خزش-خستگی برای پره ترک‌دار توربین معرفی شده است. توسط ماهاراج و همکارانش [۷]، مدل اتصال ریشه کاجی پره و دیسک توربین گاز برای تعیین مناطق تنشی بالا، برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی ترک در آن مناطق در نرم‌افزار المان محدود ایجاد شده است. سپس، تخمین عمر ناشی از ترک برای آن انجام شده است. چویی و همکارانش [۸]، با شبیه‌سازی المان محدود در محل اتصال ریشه کاجی پره و دیسک توربین گاز، به بررسی علل شکست پره پرداخته‌اند. بررسی کریستالوگرافی در سطوح شکست پره توسط پاتیل و همکارانش [۹] مورد تحقیق قرار گرفته است. تخمین عمر خستگی-خزشی پره با شبیه‌سازی ترک در پره به کمک نرم‌افزار ABAQUS توسط سیمنوف و همکارانش [۱۰] مورد تحقیق قرار گرفته است. ترشیزی و همکارانش [۱۱]، با بررسی پره‌های برخی از توربین‌های گاز در ناوگان داخل کشور از دیدگاه‌های مختلف، نظیر سختی، ماده پره، شکل ظاهری، و SEM^۴ لایه‌های سطحی، ریز ساختار و کیفیت سطوح به تعیین و مشخص نمودن مکانیزم غالب در فرسایش پره‌ها پرداخته‌اند. از بررسی‌های آزمایشگاهی نتیجه گرفته شد که پره از جنس فولاد زنگ‌نزن مارتنزیتی دارای سختی تقریباً یکسان در تمامی قسمت‌ها می‌باشد و هیچ گونه تغییرات ساختاری که نشان‌دهنده تغییرات خواص ناشی از دمای کارکرد باشد مشاهده نمی‌گردد. همچنین علت اصلی فرسایش در پره‌ها نمی‌تواند به دلیل وجود ذرات خارجی در مسیر حرکت سیال در توربین باشد. در بررسی‌های انجام شده، اثر جریان هوا در وقوع پدیده سایش^۵ محتمل‌تر دانسته شده است. تحلیل تنش و تخمین عمر باقی‌مانده برای پره طبقه اول کمپرسور ترک‌دار توربین گاز SGT-600 زمینس توسط مامندی و همکاران [۱۲] با استفاده از روش المان محدود انجام شده است.

بر اساس بررسی‌های انجام شده، مشخص گردیده است که تحقیق مستقلی برای تخمین عمر باقی‌مانده پره ترک‌دار بخش داغ در توربین کمپرسور (CT) توربین گاز Ruston TA-1750 به کمک نرم افزار المان محدود انجام نشده است. آنچه تاکنون در مورد پره‌های بخش داغ توربین‌های گازی مختلف بیشتر مورد توجه محققان بوده، مطالعه از دیدگاه تخمین عمر متالورژیکی و تحلیل تنش موردی برای یک ترک خاص در پره توربین گاز بوده است و چگونگی رشد ترک و مدل‌سازی انتشار آن از حد آستانه (در زمان شروع رشد ترک) تا لحظه شکست نهایی برای تخمین عمر کلی و یا تخمین عمر باقی‌مانده با وجود یک ترک خاص در پره‌های توربین گاز به کمک روش المان محدود شبیه‌سازی نشده است. از سوی دیگر، تمامی

³ Wohler diagram⁴ Scanning Electron Microscopy (SEM)⁵ erosion¹ trip² Paris law

(تقریباً ۱۲۰۰۰) دور در دقیقه^{۱۰} و سرعت دورانی توربین توان (PT) در شرایط عادی ۶۰۰۰ دور در دقیقه می‌باشد. سرعت محور خروجی^{۱۱} بستگی به نوع چرخنده گیربکس توربین دارد. سرعت بیش از حد^{۱۲} توربین گاز، ده درصد بیشتر از سرعت محور خروجی در دور نامی (بار کامل ۱۰۰ در صد) می‌باشد. محدوده تغییرات سرعت^{۱۳} دورانی توربین (در حالت بی باری یا با بار) مثبت و منفی ۴ درصد سرعت دورانی در بار نامی می‌باشد. حداقل و حداکثر فشار روغن^{۱۴} در شرایط معمولی بترتیب ۱۳ psi و ۲۰-۲۳ psi می‌باشد. حداکثر درجه دمای روغن در زمان اخطار و خاموشی ناگهانی به ترتیب ۶۶ و ۷۴ درجه سلسیوس می‌باشد. درجه روغن مصرفی توربین گاز از نوع HB۱۰۰ و نوع سوخت مصرفی توربین، گاز طبیعی (خشک) می‌باشد [۱۳].



شکل ۱- نماهایی از توربین گاز Ruston TA-1750 و اجزای آن شامل: (۱): compressor turbine casing، (۲): C.T. inlet، casing، (۳): cross-over duct، (۴): air inlet duct، (۵): combustion chamber، (۶): air inlet casing، (۷): compressor outlet volute، (۸): compressor [۱۳]

این توربین گاز از سه بخش عمده شامل: ۱- اجزای اصلی، ۲- اجزای کمکی و ۳- سیستم‌های جانبی تشکیل شده است.

¹⁰ rpm (round per minute)
¹¹ output shaft
¹² over speed
¹³ permanent drop
¹⁴ lubeoil

نتایج موجود، در حالت خطی مورد بررسی قرار گرفته‌اند در حالیکه در این پژوهش رفتار غیرخطی رشد ترک نیز مورد بررسی قرار گرفته است.

در این مقاله، در ابتدا جهت آشنایی با موقعیت پره مورد نظر در سیستم توربین گاز، به معرفی بسیار مختصر قطعات اصلی دوار توربین گاز Ruston TA-1750 و جانمایی اجزای آن و معرفی خواص مکانیکی و فیزیکی سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC که در ساخت و جایگزینی پره مورد مطالعه بکار رفته، پرداخته شده است. سپس، با استفاده از نرم‌افزار المان محدود ANSYS تحلیل تنش پره طبقه اول بدون ترک بخش داغ کمپرسور توربین گاز با در نظر گرفتن بارگذاری ترمومکانیکی برای حالت پایا^۱ شامل بارگذاری ناشی از دوران، توزیع سه‌بعدی دما و فشار بر روی ایرفویل پره در بار ۱۰۰ (بار کامل)^۲ درصد انجام شده است. در ادامه، نتایج تحلیل مکانیک شکست برای پره توربین با خواص مکانیکی و بارگذاری ترمومکانیکی در حالت پایا در بار ۱۰۰ درصد با مدل‌سازی ترکی نمونه در منطقه دارای تنش بالا و سپس ایجاد مدل رشد ترک خستگی بر روی پره به‌دست آمده‌اند. سرانجام، با استفاده از کدهای کامپیوتری نوشته شده، نتایج به‌دست آمده برای تعیین عمر رشد ترک خستگی پره ترک‌دار محاسبه شده است.

۲- شرح مختصری از توربین گاز Ruston TA-1750 و اجزای آن

در شکل ۱، نمایی از توربین گاز نصب شده در اتاق توربین گاز^۳ و اجزای شماره‌گذاری شده بر روی آن نشان داده شده است. این توربین گاز با توان خروجی نامی در شرایط جوی استاندارد STP (دمای محیط ۱۵ درجه سلسیوس و فشار جو در سطح دریا) برابر با ۱۳۵ MW^۴ (معادل با ۱۸۳۰ اسب بخار^۵) از قدیمی‌ترین و یکی از پرتعدادترین توربین‌های گازی در صنعت نفت کشور می‌باشد که در ایستگاه‌های تقویت فشار نفت و گاز^۶ در خطوط لوله نفت و گاز و تلمبه‌خانه‌ها بکار گرفته شده است [۱۳].

حداکثر درجه دمای مجاز گاز داغ ناشی از احتراق در محفظه احتراق توربین گاز در شرایط کارکرد ۸۴۰ درجه سلسیوس و حداکثر دمای گاز داغ در زمان اخطار^۷ (روشن شدن چراغ اخطار توربین^۸) و خاموش شدن^۹ ۸۵۵ درجه سلسیوس می‌باشد. سرعت دورانی بخش توربین کمپرسور (CT) در شرایط عادی در بار کامل ۱۰۰ در صد ۱۱۶۰۰

¹ steady state condition

² full load

³ turbine room (hall)

⁴ Mega Watt (۱۰^۶ = ۱ مگاوات)

⁵ brake horse power (bhp)

⁶ gas/oil compressor station

⁷ warning

⁸ max high temperature

⁹ shut down

اجزای اصلی این توربین گاز به دو قسمت عمده تقسیم می‌شوند: ۱- بخش مولد گاز داغ (hot gas generator) شامل محفظه هوای ورودی (air inlet casing)، کمپرسور هوا (air compressor)، محفظه احتراق (combustion chamber) و توربین کمپرسور (compressor turbine) و ۲- بخش مولد توان (power generator) شامل توربین توان (power turbine) و جعبه دنده کاهنده (decreasing gear box).

در ادامه، جهت آشنایی بیشتر با این توربین گاز، به معرفی بسیار مختصر از اجزای دوار آن شامل روتور و پره‌های ثابت و متحرک در سه قسمت کمپرسور هوا، توربین کمپرسور (CT) و توربین توان (PT) پرداخته شده است.

۱-۲- بخش مولد گاز داغ (hot gas generator)

۱-۱-۲- کمپرسور هوا (air compressor)

کمپرسور هوای این توربین گاز از نوع جریان محوری^۱ می‌باشد که دارای ۱۳ مرحله^۲ شامل الف- قطعه ثابت^۳: دارای پره‌هایی جهت افزایش فشار هوای کمپرسور می‌باشد و ب- قطعه متحرک^۴: که قسمت داخلی کمپرسور می‌باشد و از مجموعه ۱۳ دیسک متصل به هم تشکیل شده است. پره‌هایی که روی دیسک‌ها قرار گرفته‌اند پره‌های متحرک نام دارند که وظیفه آنها افزایش سرعت و فشار هوا می‌باشد. در شکل ۲، نمایی از ۱۳ مرحله کمپرسور هوا در توربین گاز Ruston TA-1750 نشان داده شده است [۱۳].



شکل ۲- نمایی از ۱۳ مرحله کمپرسور هوای (air compressor) توربین گاز Ruston TA-1750 [۱۳]

۱-۲-۲- توربین کمپرسور یا بخش CT (compressor turbine)

این قسمت از توربین گاز شامل دو مرحله است که به وسیله آن انرژی گرمایی به توان مکانیکی محوری تبدیل می‌شود. در این

دو مرحله، سرعت گاز داغ افزایش یافته و به تدریج فشار و دمای گاز داغ کاهش می‌یابد. ساختمان آن تشکیل شده است از: الف- قطعه ثابت: بدنه بیرونی می‌باشد که از چهار قطعه یک چهارمی تشکیل شده است. پره‌هایی که روی آن نصب می‌شوند پره‌های ثابت^۵ می‌باشد که وظیفه آنها شتاب دادن و هدایت کردن جریان گاز داغ به طرف پره‌های متحرک می‌باشد. در هر ردیف تعداد ۷۶ عدد پره با ریشه دم‌چلچله‌ای و با ۱۲ پایه^۶ قرار دارد و ب- قطعه متحرک: محور دوار کمپرسور توربین است که در داخل محفظه قرار گرفته و دیسک آن از آلیاژهای مقاوم در برابر گرما ساخته شده است. روی دیسک شیارهایی به شکل ریشه درخت صنوبری تراشیده شده و پره‌های متحرک^۷ با ریشه صنوبری در آن قرار می‌گیرند. این پره‌ها تحت تاثیر نیروهای ضربه‌ای ناشی از جریان گاز داغ بر روی آنها دوران می‌نمایند. پره‌های متحرک، آنتالپی گاز داغ را به انرژی مکانیکی به صورت گشتاور دورانی تبدیل می‌کنند. تعداد پره‌های متحرک هر ردیف، ۸۳ عدد است. محور توربین، بخش تولید کننده توان محسوب می‌شود. در این بخش، ابتدا پره‌های ثابت و سپس پره‌های متحرک قرار دارند. طول پره‌ها از ابتدا به انتهای آن افزایش می‌یابند. جنس این پره‌ها از سوپرآلیاژهای مقاوم می‌باشد. پره‌های توربین کمپرسور (CT) و بخش توربین توان (PT) بیشترین استحکام لازم را دارا می‌باشند زیرا همواره در مسیر حرکت جریان گاز داغ قرار دارند. این گازهای ناشی از احتراق، روی پره‌ها تاثیر مخرب گذاشته و به همین دلیل پره‌ها باید در برابر دمای بالا و زنگ‌زدگی مقاومت مناسبی داشته باشند. همچنین، بدلیل نیروی گریز از مرکز، تنش کششی ناشی از دوران در دور بالا در ایجاد پدیده خستگی در پره‌ها تاثیر بسیار زیادی دارد. به‌طور کلی، مجموعه کمپرسور هوا و توربین کمپرسور به وسیله یک محور گردان به یکدیگر متصل می‌شوند و هر دوی آنها، محور اول توربین را تشکیل می‌دهند [۱۳].

۲-۲- بخش مولد توان (power generator)

۱-۲-۲- توربین توان (power turbine)

این بخش، محور دوم توربین گاز محسوب می‌باشد و دارای دو مرحله است که از نظر طرز قرار گرفتن پره‌ها و عملکرد آنها مانند بخش کمپرسور توربین می‌باشد در محور دوم، توان خروجی در دورها و بارهای متفاوت به کار گرفته می‌شود. ساختمان آن از دو بخش تشکیل شده است: الف- قسمت ثابت: که از چهار قطعه یک چهارم به هم وصل شده و پره‌های ثابت

^۵ stator blade

^۶ segment

^۷ rotor blade

^۱ axial flow

^۲ stage

^۳ stator

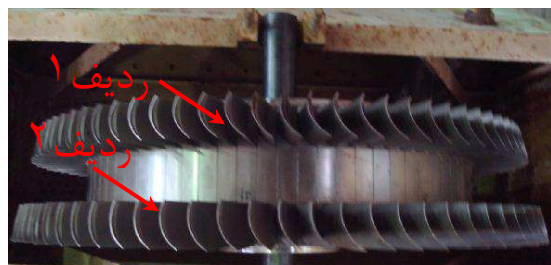
^۴ rotor



شکل ۳- فلوجارت روند محاسبه عمر رشد ترک خستگی پره توربین گاز با استفاده از نرم افزار ANSYS

۳-۱- مدل سازی پره، بارگذاری و تحلیل تنش

در شکل ۴، نمایی از پره های ردیف اول^۲ و دوم^۳ بخش داغ توربین کمپرسور (CT) و دیسک توربین گاز Ruston TA-1750 نشان داده شده است. پره ردیف اول در قسمت روتور CT یا توربین کمپرسور، بر روی دیسک روتور بعد از کمپرسور محوری قرار دارد.



شکل ۴- تصویری از دیسک و پره های نصب شده ردیف اول و دوم بخش داغ توربین کمپرسور (CT) در توربین گاز Ruston TA-1750

در شکل ۵، نماهایی از مدل سه بعدی تهیه شده از پره ردیف اول بخش داغ توربین کمپرسور و دیسک توربین گاز در محیط نرم افزار مدل سازی SolidWorks نشان داده شده است. در شکل ۶، مدل سه بعدی هندسه پره ردیف اول بخش داغ کمپرسور (CT) بدون در نظر گرفتن دیسک توربین که در تحلیل ها بکار گرفته شده نشان داده شده است. در شکل ۷، برای مقایسه مدل، نماهایی از پره ردیف دوم بخش داغ کمپرسور (CT) توربین گاز نیز نشان داده شده است. مدل ورودی پره به نرم افزار ANSYS جهت تحلیل به طور کامل

که روی آن قرار گرفته تشکیل شده است. کار این پره های ثابت، مانند بخش توربین کمپرسور هوا می باشد. تعداد پره های ثابت هر ردیف ۹۲ عدد با ریشه دم چله ای با ۱۲ پایه می باشد. ب- قسمت متحرک: محور چرخنده توربین توان که در داخل قرار گرفته و روی دیسک آن شیارهایی به شکل ریشه درخت صنوبری تراشیده شده که پره های متحرک با همان پروفیل ریشه درخت صنوبری در آن جای می گیرند. این پره ها نیز در اثر نیروهای ضربه ای ناشی از جریان گاز داغ دوران می نمایند. تعداد پره های متحرک هر ردیف ۹۷ عدد می باشد. با تبدیل انرژی گرمایی به انرژی مکانیکی، توان خروجی تولیدی به جعبه دنده منتقل می گردد [۱۳].

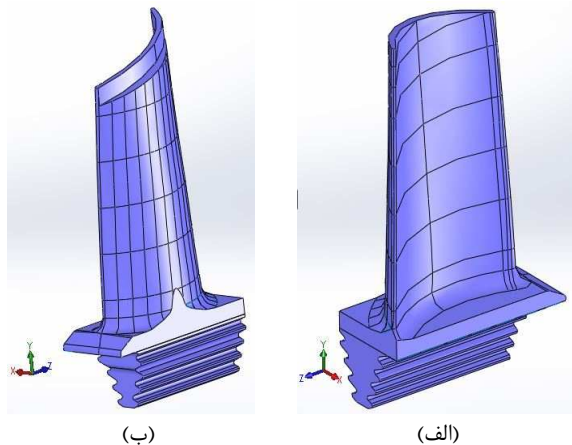
۳-۲ تحلیل تنش پره توربین بدون ترک

در شکل ۳، فلوجارت روند محاسبه رشد ترک خستگی با استفاده از نرم افزار ANSYS نشان داده شده است. لازم به ذکر است که در انجام تحلیل ها، نتایج بارگذاری در حالت پایای پره توربین به دست آمده است. به این معنا که دامنه تغییرات بین کمینه و بیشینه مقدار بارگذاری برابر با مقدار حالت پایا در نظر گرفته شده است. پس از مدل سازی المان محدود پره بدون ترک طبقه اول بخش داغ توربین گاز و با انجام تحلیل بر روی آن در بارگذاری ترمومکانیکی داده شده در حالت پایا در بار ۱۰۰ درصد توزیع تنش های نرمال و برشی سه بعدی در قطعه به دست می آید. سپس از روی توزیع تنش به دست آمده، مناطق بحرانی از نظر تنش تعیین می گردد. مناطق بحرانی تنشی پره، محل هایی بر روی پره است که در آن مناطق میدان سه بعدی تنش قطعه، دارای بیشترین مقادیر بوده و بنابراین امکان ایجاد ترک خستگی ناشی از کارکرد در این مکان ها بیشتر از سایر نقاط پره بر روی سطح ایرفویل آن خواهد بود. بنابراین، این مناطق، معیار مناسبی برای انتخاب محل ایجاد ترک خستگی بر اساس تنش اصلی^۱ (و یا تنش فون مایسز) تحلیل مکانیک شکست پره خواهند بود.

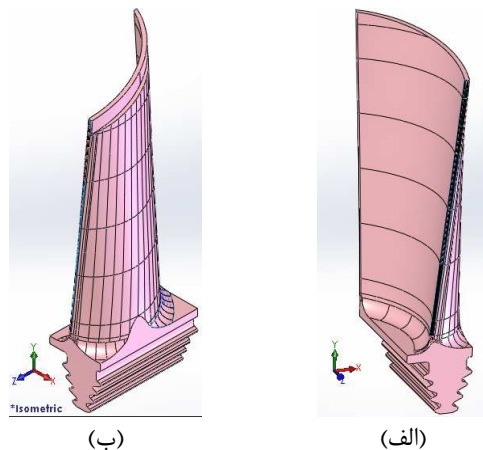
^۲ first stage blade

^۳ second stage blade

^۱ principal stress



شکل ۶- مدل سه بعدی هندسه پره ردیف اول بخش داغ توربین کمپرسور (CT) در توربین گاز Ruston TA-1750. (الف) نمای روبرو از سمت فشار پره، (ب) نمای روبرو از سمت مکش پره



شکل ۷- مدل سه بعدی هندسه پره ردیف دوم بخش داغ توربین کمپرسور (CT) در توربین گاز Ruston TA-1750. (الف) نمای روبرو از سمت فشار پره، (ب) نمای روبرو از سمت مکش پره

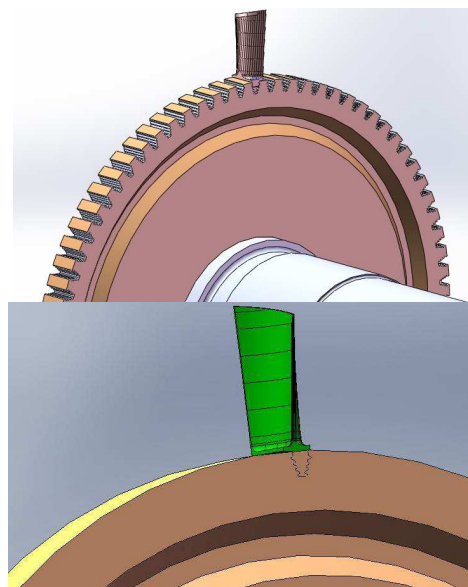
۳-۱-۲ ترکیب شیمیایی، خواص فیزیکی و مکانیکی سوپرآلیاژ IN738LC

در این مقاله، ماده جایگزین شده برای پره ردیف اول بخش داغ توربین کمپرسور (CT) توربین گاز Ruston TA-1750، سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC در نظر گرفته شده است. در جدول ۱، آنالیز ترکیبات شیمیایی این سوپرآلیاژ ارائه شده است. در جدول ۲، خواص مکانیکی و فیزیکی سوپرآلیاژ IN738LC ارائه شده است. در جدول ۳، E مدول الاستیسیته، S_y مقاومت تسلیم، S_{ut} مقاومت نهایی کششی، ν ضریب پواسون، α ضریب انبساط گرمایی، C ظرفیت گرمایی ویژه و K رسانایی گرمایی^۴ ماده می‌باشد.

همان مدل واقعی پره است و از همین مدل دقیقاً برای ساخت پره که به روش ریخته‌گری دقیق صورت می‌گیرد استفاده می‌شود. معمولاً در مدل‌های هندسی پیچیده، ساده سازی‌هایی بر روی آن تا جایی که بر نتایج تحلیل تأثیر محسوسی نگذارد انجام می‌شود ولی در این مقاله جهت انجام تحلیل‌ها، برای دستیابی به دقت‌های بالاتر هیچ گونه ساده سازی بر روی مدل هندسی پره صورت نگرفته است. پره دارای سه قسمت ریشه، پلاتفرم و ایرفویل است. در پره، تمامی سطوح سمت فشار و مکش، لبه حمله^۱ و لبه فرار^۲ از دیدگاه تنشی دارای اهمیت می‌باشند. ریشه پره که از نوع کاجی شکل^۳ یا به اصطلاح دم‌چلچله‌ای- که گاهی ریشه‌صنوبری نیز خوانده می‌شود- محل اتصال و محکم شدن پره به دیسک است.

۳-۱-۱ شرایط مرزی پره ردیف اول و دیسک توربین گاز

به عنوان شرط مرزی، برای ساده سازی بیشتر فرض شده است که پره در داخل دیسک ثابت می‌باشد و فقط در جهت دوران حول محور روتور دارای درجه آزادی است که با شرایط واقعی تکیه‌گاهی پره و دیسک سازگار است. بنابراین پره در جهات سه گانه اصلی مختصات دکارتی XYZ و همچنین گردش حول دو محور X و Y فاقد درجه آزادی بوده و ثابت است و فقط حول محور روتور دارای گردش و در راستای محور Z دارای درجه آزادی می‌باشد (برای تجسم جهت محورهای مختصات، شکل ۵ و شکل ۶ را ببینید).



شکل ۸- نماهایی از مدل سه بعدی پره مونتاژ شده بر روی دیسک توربین گاز Ruston TA-1750

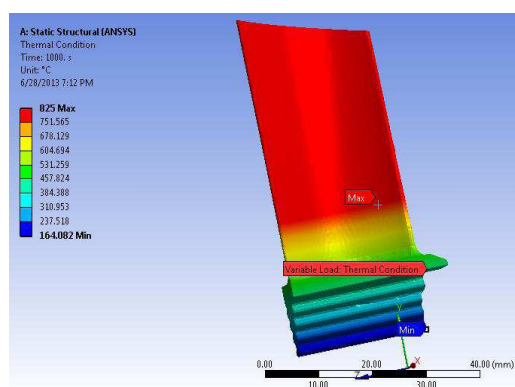
¹ leading edge

² trailing edge

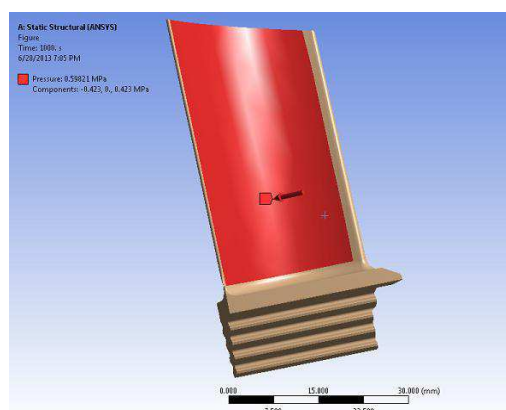
³ fir-tree root

⁴ thermal conductivity coefficient

gap) موجود بین ریشه دم‌چلچله‌ای و بخش ریشه کاجی دیسک) در تحلیل المان محدود، گرادیان دمایی بین پره و دیسک بوجود می‌آورد که باعث ایجاد اختلاف دمای تقریباً قابل ملاحظه‌ای در محل تماس دیسک و پره می‌گردد. جهت اجتناب از این وضعیت که تنها ناشی از خطای حل در شبیه‌سازی حل المان محدود است فرض می‌شود که انتقال حرارت از پره بر روی دیسک صورت می‌گیرد و به دیسک منتقل می‌گردد و انتقال گرما از سمت دیسک بر روی پره نمی‌باشد تا مشکل حل عددی گرادیان دمایی در منطقه تماس این دو ایجاد نگردد. لازم به بیان است که مقدار میانگین فشار گاز داغ حاصل از احتراق بر روی ایرفویل پره برابر با 0.423 MPa (61.3 psi) می‌باشد. همچنین لازم به ذکر است که برای انجام تحلیل‌ها، استقلال از مش مورد نیاز صورت گرفته است که در ادامه به تشریح آن پرداخته شده است.



شکل ۸- توزیع دما در پره بخش داغ توربین گاز بدون ترک (نمای روبرو از سمت فشار ایرفویل پره)



شکل ۹- سطح فشار در پره بخش داغ توربین گاز بدون ترک (نمای روبرو از سمت فشار ایرفویل پره)

جدول ۲- آنالیز ترکیبات شیمیایی سوپرآلیاژ IN738LC بکار

رفته در پره ردیف اول بخش داغ توربین کمپرسور (CT) [۱۴]

نام عنصر	C	Cr	Mo	Ti	W
Min (%)	۰.۰۹	۱۵.۷	۱.۵	۳.۲	۲.۴
Max (%)	۰.۱۳	۱۶.۳	۲.۰	۳.۷	۲.۸
نام عنصر	Co	Ta	Al	Fe	Ni
Min (%)	۸.۰	۱.۴	۳.۲	۰.۱	balanced
Max (%)	۹.۰	۲.۰	۳.۷	۰.۳۵	

جدول ۳- خواص مکانیکی و فیزیکی سوپرآلیاژ IN738LC

بکار رفته در پره ردیف اول بخش داغ توربین کمپرسور (CT) [۱۴]

کمیت	E (GPa)	S_y (MPa)	S_{ut} (MPa)	ν
مقدار	۲۰۰	۶۹۰	۸۹۵	۰.۲۹
کمیت	α (1/°C)	C (J/Kg.K)	K (W/m.K)	
مقدار	11.6×10^{-6}	۴۲۰	۲۳.۵	

۳-۱-۳ شرایط دمایی، فشاری و شرایط اولیه در حالت پایا

در این بخش، نتایج تحلیل تنش‌های مکانیکی-حرارتی برای پره ردیف اول توربین کمپرسور (CT) واقع در بخش داغ توربین گاز Ruston TA-1750 با خواص مکانیکی سوپر آلیاژ پایه نیکل IN738LC و بارگذاری داده شده در حالت پایا در بار ۱۰۰ درصد ارائه شده است. در انجام این تحلیل‌ها، فشار و دمای حالت پایا در بار ۱۰۰ درصد بر روی مدل سه‌بعدی پره اعمال شده است. همچنین، سرعت دورانی برابر با ۱۲۰۰۰ rpm در بار ۱۰۰ درصد برای پره در شرایط کاری در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که از زمان استارت توربین گاز در حدود صد ثانیه زمان لازم است تا روتور به سرعت دورانی مذکور برسد و سپس تنش‌ها در چرخش پره پس از مدت هزار ثانیه به حالت پایا می‌رسند. در این زمان، پره به حداکثر شرایط دمایی کاری خود در حالت پایا می‌رسد.

در شکل ۸ و شکل ۹، به ترتیب کانتور توزیع دما بر روی ایرفویل و ریشه و کانتور توزیع فشار در پره بدون ترک نشان داده شده‌اند. بیشینه دمای پره توربین در شرایط کاری در حالت پایا برابر با ۸۲۵ درجه سلسیوس می‌باشد. توزیع دما به شکلی است که ریشه پره دمایی در حدود ۱۶۴ تا ۳۰۰ درجه سلسیوس دارد و دما در راستای محور طولی پره افزایش می‌یابد و اکثر سطح ایرفویل دارای بیشترین میزان دما برابر با ۸۲۵ درجه سلسیوس می‌باشد. همچنین، در شبیه سازی المان محدود تحلیل تنش در حالت پایا فرض شده که از گرادیان دمایی از دو سو در انتقال گرما بین پره و دیسک صرف نظر شده است. این فرض به این دلیل است که وجود شرط مرزی تماس^۱

^۱ contact

۳-۴- تحلیل نتایج و بررسی استقلال نتایج از مش

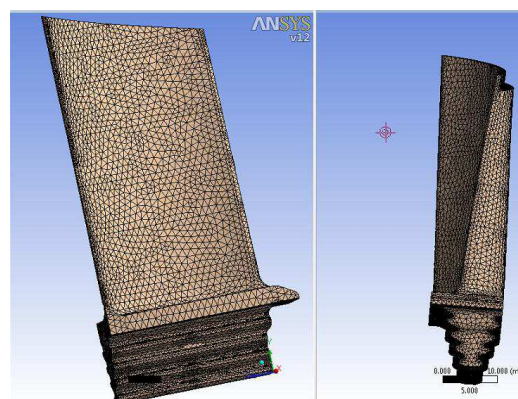
برای مش بندی پره از سه نوع مش مختلف (اندازه^۱) استفاده شده است تا بتوان با مقایسه مش‌های مختلف در خصوص استقلال نتایج به‌دست آمده از نوع مش‌بندی، بحث و بررسی لازم صورت پذیرد. در جدول ۳، نتایج همگرایی حل ارائه شده است.

با بررسی نتایج بدست آمده در جدول ۳ مشاهده می‌شود که بیشترین اختلاف به‌دست آمده بین تنش اصلی اول (σ_I) در حدود ۷ MPa در بیشترین تنش کششی است که این اختلاف نسبی در حدود ۱/۴ درصد از مقدار کل تنش می‌باشد. این مورد بیانگر همگرایی حل المان محدود بوده و هر سه نوع مش‌بندی با تقریب قابل قبولی مقدار تنش وارده بر پره را نشان می‌دهند. در این پژوهش، از مش شماره ۱ در تحلیل‌ها بهره گرفته شده است.

جدول ۳- بررسی همگرایی پاسخ‌ها و استقلال نتایج تحلیل از اندازه مش

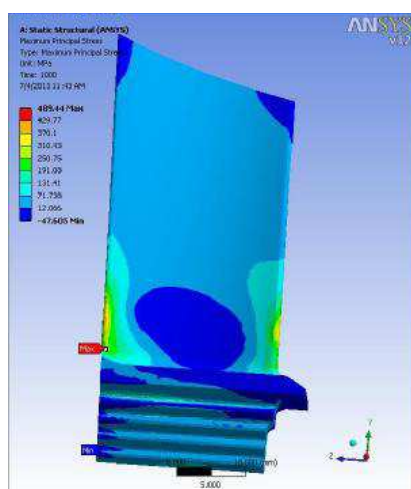
شماره مش	نوع المان سایز المان min-max (mm)	تعداد المان	تعداد گره	σ_I (MPa)	
				max	min
۱	۳ وجهی	۸۴۴۵۷	۱۳۰۶۹۹	۴۸۴/۱۴	-۹۶/۴۲۴
	۰/۱۰-۳/۰				
۲	۳ و ۴ وجهی	۴۷۳۸۴	۷۶۹۴۴	۴۸۹/۴	-۴۷/۶
	۰/۱۷-۳/۴				
۳	۳ وجهی	۲۱۲۵۴	۳۵۲۳۱	۴۹۱/۵	-۷۹/۷
	۳/۳۴-۶/۸۷				

در شکل ۱۰، المان‌بندی پره بدون در نظر گرفتن دیسک توربین که در تحلیل‌ها بکار گرفته شده نشان داده شده است.

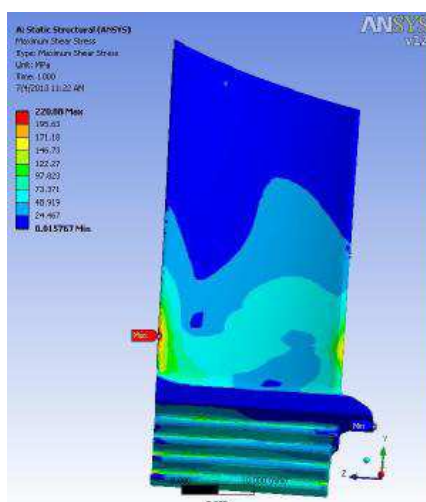


شکل ۱۰- نمایشی از المان‌بندی پره بخش داغ توربین گاز

در شکل ۱۱، شکل ۱۲ و شکل ۱۳ به‌ترتیب توزیع تنش اصلی، توزیع تنش برشی و توزیع کرنش به‌دست آمده از تحلیل سازه‌ای با اعمال توزیع دما، فشار و دوران در بار ۱۰۰ درصد در پره توربین نشان داده شده است. بیشترین مقدار تنش اصلی ایجاد شده در پره برابر با ۴۸۴/۱۴ MPa که در قسمت ایرفویل و در لبه فرار پره اتفاق می‌افتد و بیشترین مقدار تنش برشی برابر با ۲۲۰ MPa می‌باشد که در نزدیکی قسمت ریشه پره اتفاق می‌افتد. لازم به ذکر است که با انجام تحلیل تنش در حالت پایای کارکرد توربین گاز، محل‌های بحرانی تنشی قطعه، که امکان بروز ترک در آن مکان‌ها بسیار بیشتر می‌باشد، شناسایی می‌گردند.



شکل ۱۱- توزیع تنش اصلی در پره توربین بدون ترک



شکل ۱۲- توزیع تنش برشی در پره توربین بدون ترک

¹ size

۴- خواص مکانیک شکست ماده پره توربین

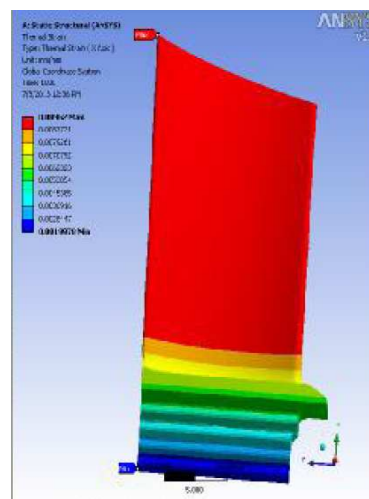
در شکل ۱۵، منحنی‌های نرخ رشد ترک خستگی برحسب مقاومت در برابر شکست برای ماده IN738LC در R های مختلف نشان داده شده است [۱۴]. لازم به ذکر است که پارامتر نسبت تنش R که بر روی منحنی‌های این شکل مشاهده می‌گردد عبارت است از نسبت تنش حداقل به تنش حداکثر در بارگذاری دینامیکی قطعه که با $R = \sigma_{min}/\sigma_{max}$ بیان می‌گردد. لازم به ذکر است که از شکل ۱۵ برای $R = 0.3$ مقدار آستانه مقاومت در برابر شکست K_{th} که نشان دهنده پارامتر تنشی برای شروع رشد ترک است برابر با $K_{th} = 5.53 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ به دست می‌آید. همچنین مقاومت نهایی شکست ماده K_f (یا K_{IC}) که به ازای آن شکست نهایی برای ماده پره اتفاق می‌افتد، $K_f = K_{IC} = K_{max} = 43.02 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ بدست می‌آید. باید توجه نمود که به ازای R های مختلف مقادیر متفاوتی برای K_{th} و K_f بدست می‌آید. به‌طور کلی مقادیر K_{th} و K_f با افزایش مقدار R افزایش می‌یابند. در این پژوهش، خواص ماده در بارگذاری $R = 0.3$ برای ماده IN738LC به عنوان مبنای تحلیل مکانیک شکست در پره استفاده شده است. ولی باید متذکر گردد که در صورت موجود بودن خواص مکانیک شکست برای ماده در $R = 0$ مناسب‌ترین R برای تحلیل مکانیک شکست قطعات، $R = 0$ می‌باشد. زیرا به‌دلیل تناوب بار در خاموش و روشن شدن توپین گاز، تنش‌های سیستم از مقدار صفر تا بیشینه مقدار تغییر می‌کنند.

لازم به ذکر است که رابطه خطی حاکم بر قسمت خطی منحنی da/dN برحسب $K_{I_{max}}$ در مختصات لگاریتمی به عنوان رابطه پاریس شناخته می‌شود [۱۵]. به عبارت دیگر قسمت خطی این منحنی را می‌توان با معادله یک خط راست $y = ax + b$ تقریب زد. در شکل ۱۶، برای ماده IN738LC منحنی مرتبط با معادله پاریس (قسمت خطی منحنی $\log(da/dN)$ برحسب $\log(K_{I_{max}})$) در $R = 0.3$ نشان داده شده است. معادله این خط راست عبارت است از:

$$\log(da/dN) = 3.7107 \times (\log(K_{I_{max}}) - 11.511) \quad (1)$$

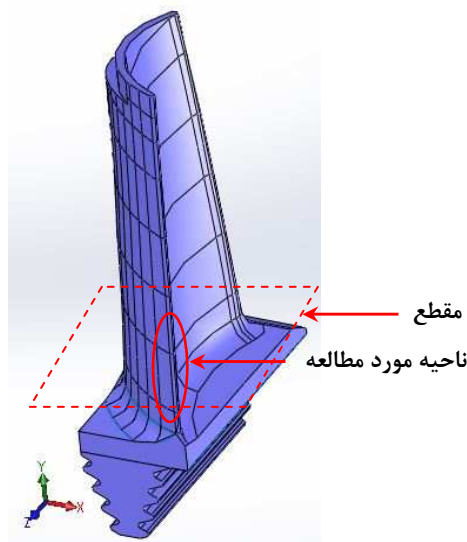
$$R^2 = 1$$

از روی معادله خط راست حاکم بر رفتار رشد ترک خستگی ماده در رابطه (۱)، ضرایب رابطه پاریس $da/dN = C(K_I)^m$ به‌صورت $C = 10e-11.511$ و $m = 3.7107$ به‌دست آمده‌اند.



شکل ۱۳- توزیع کرنش در پره توربین بدون ترک

در شکل ۱۴، مقطع مورد مطالعه در پره ردیف اول بخش داغ توربین گاز که در بخش‌های آتی بر روی آن ترک‌هایی با طول مشخص برای انجام تحلیل مکانیک شکست در نظر گرفته شده‌اند نشان داده شده است. دلیل انتخاب این مقطع به عنوان نمونه در این منطقه تنشی پره، به این علت است که این مقطع در منطقه قرارگیری در بیشترین تنش‌های مکانیکی حرارتی پره واقع است که این شرایط کاری امکان بروز ترک و پیشروی آن در این مقطع را بسیار بیشتر از مناطق دیگر در سطح ایرفویل پره خواهد نمود. لازم به ذکر است که تحلیل عمر باقی‌مانده ترک ناشی از خستگی با مدل‌سازی مرحله به مرحله رشد ترک، پارامتر شدت تنش الاستیک^۱ (K_I) در دهانه ترک توسط نرم‌افزار ANSYS محاسبه شده است که در ادامه به تفصیل شرح داده شده است.



شکل ۱۴- مقطع مورد مطالعه در لبه فرار پره ردیف اول بخش داغ توربین کمپرسور (CT) توربین گاز

¹ stress intensity factor

۵- تحلیل مکانیک شکست و تخمین عمر باقیمانده

پره ترک‌دار توربین گاز

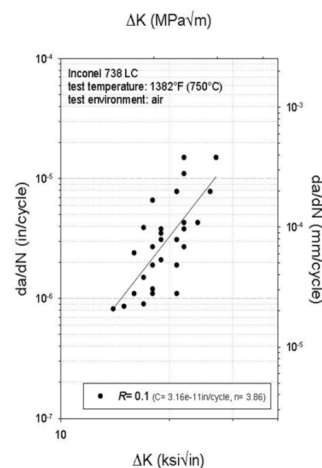
در این بخش پس از مدل‌سازی ترک در لبه فرار پره به کمک نرم افزار المان محدود و با استفاده از مدل رشد ترک خستگی با بهره‌گیری از رابطه پاریس و تهیه کد کامپیوتری، تخمین عمر خستگی پره ترک‌دار توربین گاز انجام شده است.

۵-۱- مقطع مورد مطالعه در تحلیل مکانیک شکست

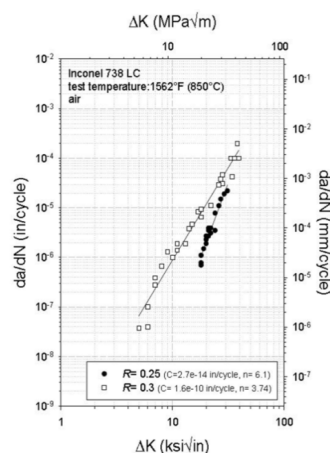
پس از بررسی استقلال از مش، تحلیل مکانیک شکست با استفاده از نتایج تحلیل تنش سه‌بعدی انجام شده در کل پره و در مقطع واقع در ناحیه ایرفویل پره در بخش بالای پایین‌ترین سطح مربوط به ریشه کاجی شکل پره ارائه شده‌اند (بخش ۳-۴-۱ را ببینید). در توضیحات بخش‌های بعدی، بر روی این مقطع ترک‌هایی با طول مشخص برای انجام تحلیل مکانیک شکست در نظر گرفته شده است.

لازم به ذکر است که نتایج به دست آمده از تحلیل تنش سه‌بعدی پره نشانگر این مورد است که بیشترین تنش چه تنش‌های برشی و چه تنش‌های اصلی در مقطع لبه فرار پره در قسمت‌های پایین پره اتفاق می‌افتد که برای شبیه‌سازی ترک این مقاطع به عنوان مقاطع بحرانی تنشی پره در نظر گرفته شده‌اند. از سوی دیگر، تجربیات بازسازی‌کنندگان قطعات توربین گاز و مشاهدات شکست پره‌هایی که در توربین‌ها رخ داده است مویدی بر انتخاب درست این محل‌ها برای شبیه‌سازی ترک می‌باشد. اکثر پره‌های دچار شکست کامل و پره‌هایی که در تست‌های غیر مخرب^۱ NDT در آنها میکروتورک مشاهده می‌شود در بیشتر مواقع در ناحیه لبه فرار پره در مختصات نزدیک به مرکز ایرفویل رو به پایین به سمت ریشه اتفاق می‌افتد که این امر به دلیل نیروی گریز از مرکز بیشتر در قسمت‌های پایین‌تر ایرفویل می‌باشد. زیرا با توجه به رابطه مربوط به نیروی گریز از مرکز $F = mr\omega^2$ ، به دلیل وجود مقدار جرم بیشتر در قسمت‌های پایین‌تر پره، در حین کارکرد نیروی گریز از مرکز در آن منطقه از پره، بیشتر می‌باشد. این مورد باعث افزایش تنش در مقاطع پایین‌تر در سطح ایرفویل پره می‌گردد. از سوی دیگر به دلیل استحکام بالا و ضخامت بیشتر در ریشه پره، مقدار مینیمم تنش در ناحیه ریشه پره اتفاق می‌افتد.

لازم به ذکر است که پره به صورت ریخته‌گری دقیق ساخته می‌شود و در فرآیند ساخت پره، ایرفویل پره ماشین‌کاری نمی‌شود (مگر ماشین‌کاری بسیار محدود برای سایز کردن طول در tip پره). ایرفویل پره ممکن است دارای مقداری تنش‌های

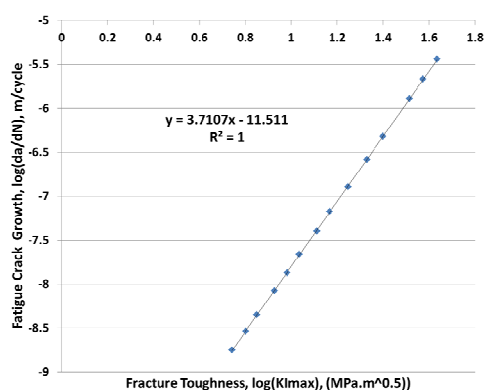


(الف)



(ب)

شکل ۱۵- منحنی‌های نرخ رشد ترک خستگی da/dN برحسب ماکزیمم مقاومت در برابر شکست $K_{I\max}$ برای ماده IN738LC. (الف) دمای ۷۵۰°C و (ب) دمای ۸۵۰°C [۱۳]



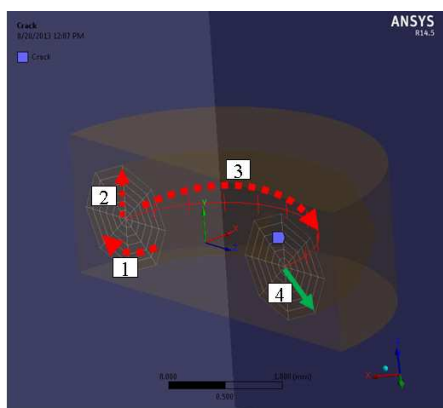
شکل ۱۶- منحنی $\log(da/dN)$ برحسب $\log(K_{I\max})$ (معادله پاریس) در $R = 0.3$ برای ماده IN738LC به کار رفته در پره بخش داغ توربین گاز

^۱ Non Destructive Test (or Non Destructive Examination: NDE)

۵-۲- محاسبه K_I برای تحلیل مکانیک شکست پره توربین با ترک پیشروی کننده

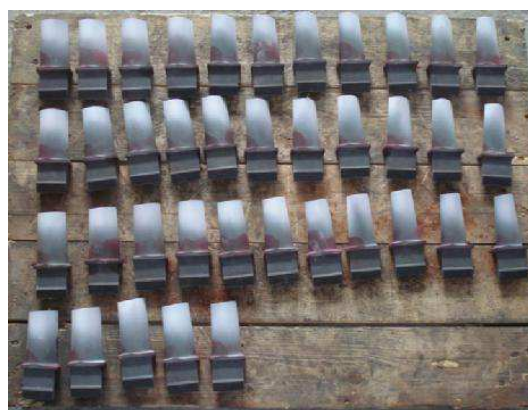
پس از اطمینان یافتن از استقلال از مش در نتایج به دست آمده برای کل پره بدون ترک در بخش داغ توربین گاز، تحلیل مکانیک شکست برای پره ترک دار انجام شده است. در ادامه، نتایج به دست آمده از تحلیل المان محدود برای توزیع پارامتر $K_{I\max}$ برای مدل ترک در پره ارائه شده اند. سپس، پس از مدل سازی مراحل پیشروی ترک در پره، محاسبات عمر رشد ترک خستگی برای پره ترک دار انجام گرفته است. محاسبات عمر خستگی بر اساس نتایج تحلیل المان محدود برای پره ترک دار شامل محاسبه عمر رشد ترک خستگی بر اساس رابطه پاریس ارائه شده است. برای این منظور با مدل سازی ترک هایی نیم بیضوی با ابعاد متفاوت (a/c) در نرم افزار المان محدود ANSYS، نتایج تحلیل المان محدود مکانیک شکست برای ایجاد و شبیه سازی مرحله ای رشد ترک خستگی در پره طبقه اول توربین به دست آمده است. برای این منظور ترک هایی نیم بیضوی با $a/c = 0.5$ در مقطع مورد مطالعه در پره در نظر گرفته شده اند. سپس نتایج حاصل از تحلیل مکانیک شکست توسط نرم افزار ANSYS محاسبه شده اند. لازم به ذکر است که a عمق ترک و c نصف طول ترک می باشد.

در شکل ۱۸، به عنوان نمونه، هندسه المان بندی در اطراف ترک برای پره توربین گاز نشان داده شده است. با انجام تحلیل تنش، المان بندی مناسب برای انجام تحلیل ترک به دست آمده است. در شکل ۱۸، پارامترهای تاثیرگذار در انجام تحلیل ترک نشان داده شده اند. این چهار پارامتر مهم عبارتند از: ۱- تعداد تقسیمات محیطی المان های نوک ترک، ۲- تعداد تقسیمات شعاعی المان های نوک ترک، ۳- تعداد تقسیمات در طول ترک و ۴- شعاع دایره المان های نوک ترک.



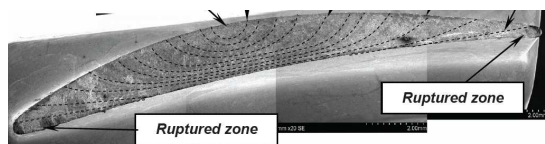
شکل ۱۸- هندسه المان بندی در اطراف ترک

پسماند انقباضی-انبساطی ناشی از جمع شدگی^۱ در ریخته گری دقیق باشد. ریشه پره که پس از ریخته گری دقیق با روش سنگ زنی خزشی ماشین کاری می شود دارای تنش پسماند نمی باشد. همچنین در طی کارکرد، ریشه پره تحت فشار گاز نمی باشد که این امر نیز باعث کاهش تنش (به ویژه تنش فشاری-کششی ناشی از تنش های خمشی) در ریشه پره نسبت به ایرفویل آن می گردد. به دلیل وجود تنش های فشاری-کششی نوسانی^۲ در پره، پدیده خستگی در تحلیل ها برای طراحی و ساخت پره باید مد نظر قرار گیرد. اگرچه پدیده واماندگی خزشی نیز عامل واماندگی در توربین های گازی می باشد ولی به سبب دور بالای کارکردی توربین های گازی و به دلیل اینکه پره در زمان کارکرد سیکل های کاری بسیاری را طی می کند شکست ناشی از ترک خستگی پدیده بسیار مهم در واماندگی پره های توربین گازی می باشد. بنابراین در پژوهش حاضر، معیار انتخاب محل ایجاد ترک با استفاده از نتایج به دست آمده از تحلیل های تنش، با نتایج مشاهده شده از آزمایش های غیرمخرب دارای تطابق می باشد. لازم به ذکر است مکانیزم خرابی دیگر در پره ها و پوشش آنها، مکانیزم خوردگی (اکسیداسیون) می باشد. ولی در تحقیق حاضر از اکسیداسیون سطحی پره به دلیل اینکه تحلیل تنش در زمان کوتاهی انجام شده است و جهت اجتناب از پیچیدگی بیشتر صرف نظر شده است. در شکل ۱۷، تعدادی از پره های واقع در بخش کمپرسور هوای توربین گاز Ruston TA-1750- که برای بازرسی و انجام تست غیرمخرب PT^3 (آزمایش مواد نافذ) جهت شناسایی محل بروز ترک های احتمالی از روی توربین باز شده اند- نشان داده شده است.



شکل ۱۷- بازرسی و انجام تست غیر مخرب جهت شناسایی محل بروز ترک های احتمالی بر روی تعدادی از پره های بخش کمپرسور هوای توربین گاز Ruston TA-1750

¹ shrinkage
² cyclic
³ penetrant test

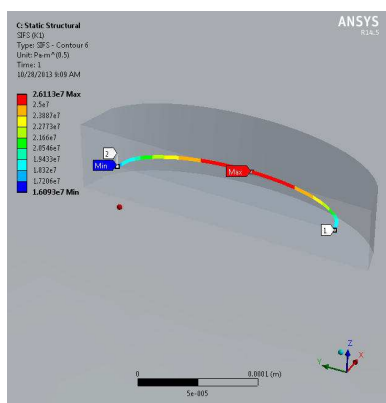


شکل ۱۹- شمایک مقطع نمونه شکست در رشد ترک خستگی پره طبقه اول کمپرسور توربین گاز هوایی [۱]

برای مدل سازی و بررسی رشد ترک در پره با بهره گیری از الگوی رشد ترک خستگی شبیه آنچه که در مرجع [۱] نشان داده شده، ترک هایی با ابعاد مشخص (در این مقاله، مقدار در نظر گرفته شده $a/c = 0.5$) در منطقه حضور ترک در مقطع پره طبقه اول بخش داغ توربین گاز ایجاد شده است.

۴-۵- محاسبه K_I برای تحلیل مکانیک شکست پره توربین با ترک پیشروی کننده

پس از ایجاد مدل ترک در پره با مدل سازی ترک های نیم بیضوی با ابعاد (a/c) متفاوت در نرم افزار المان محدود ANSYS، نتایج تحلیل المان محدود مکانیک شکست برای ایجاد و شبیه سازی مرحله ای رشد ترک خستگی شامل محاسبه K_I برای ترک هایی با ابعاد مختلف در پره توربین با خواص مکانیکی و بارگذاری داده شده به دست آمده است. در شکل ۲۰، شکل ۲۱ و شکل ۲۲، توزیع K_I در محل ترک به ترتیب برای ترک های شماره ۲، ۴ و ۷ (جدول ۴) برای پره توربین نشان داده شده است.



شکل ۲۰- توزیع K_I در محل ترک برای ترک شماره ۲ در پره بخش داغ توربین گاز از تحلیل مکانیک شکست

در جدول ۴، ابعاد هندسی در مدل سازی چند ترک و مقدار $K_{I_{max}}$ برای پره ترک دار در مقطع نمونه از پره ارائه شده اند.

جدول ۴- ابعاد هندسی ترک و مقدار محاسبه شده $K_{I_{max}}$ برای پره ترک دار در مقطع نمونه

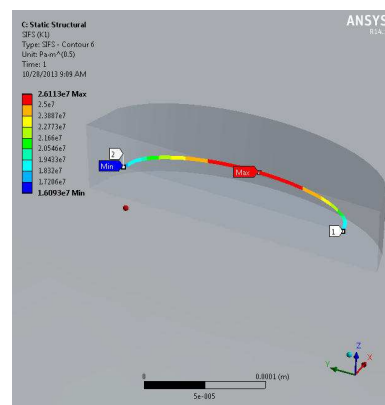
شماره ترک در تحلیل FEM	a (mm)	c (mm)	$K_{I_{max}}$ (MPa $\sqrt{m}$)
۱	۰.۰۳۷۵	۰.۰۷۵	۲۲,۷۶۹
۲	۰.۰۵	۰.۱	۲۶,۱۱۳
۳	۰.۱۲۵	۰.۲۵	۳۴,۹۲۹
۴	۰.۲۵	۰.۵۰	۳۵,۵۴۷
۵	۰.۵۰	۱	۳۷,۹۳۷
۶	۰.۷۵	۱.۵	۴۱,۴۹۳
۷	۰.۸۷۵	۱.۷۵	۴۲,۸۹۷
۸	۱	۲	۴۴,۱۰۷

لازم به ذکر است که اعتبارسنجی مورد نیاز برای مقایسه نتایج به دست آمده از روش المان محدود با نتایج تحلیلی در مورد یک ترک بیضی شکل (ترک نمونه) در مدل سازی در بارگذاری کامل برای پره های توربین گاز با نمونه های ساده تر موجود در مرجع [۱۲] انجام شده است و جهت اجتناب از طولانی شدن متن، در این مقاله آورده نشده است.

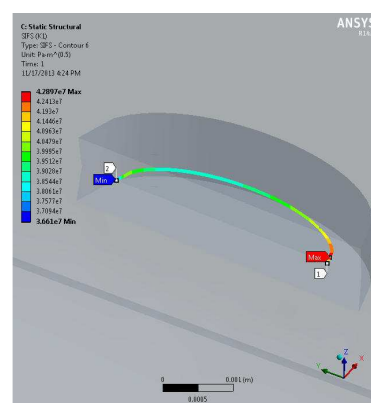
۵-۳- ایجاد مدل مکانیک شکست برای ترک پیشروی کننده در پره

در شکل ۱۹، مقطع شکست (خط چین های روی سطح مقطع در شکل که به beach mark معروفند) و چگونگی رفتار رشد مرحله ای ترک خستگی در پره طبقه اول بخش کمپرسور توربین گاز هوایی متعلق به یک هلی کوپتر نشان داده شده است [۱]. با به کارگیری الگوی رشد ترک خستگی و مدل سازی ترک هایی با هندسه مشخص (در نظر گرفتن a/c های مختلف در مقطع پره توربین)، می توان دامنه تغییرات پارامتر $K_{I_{max}}$ را برای طول ترک های مختلف به دست آورد. سپس با داشتن این دامنه تغییرات و مقایسه آن با مقادیر محاسبه شده، می توان طول ترکی را که به ازای مقادیر بیشتر از آن، ترک شروع به رشد می کند، پیدا نمود. این طول ترک متناظر با مقاومت در برابر شکست آستانه (K_{th}) برای ماده پره توربین خواهد بود. همچنین می توان با مقایسه مقادیر به دست آمده از تحلیل المان محدود برای محاسبه $K_{I_{max}}$ با مقدار نهایی و حداکثر آن یعنی K_{IC} از منحنی های شکل ۱۶، طول ترک نهایی $2c_f$ را به دست آورد.

کاری، تعداد روشن و خاموش شدن‌هایی^۱ است که توربین در بارگذاری ۱۰۰ درصد در حالت پایا به صورت مانور کاری Normal Start-100% Load (or Full Load)-Normal Shut down خواهد داشت. این بدین معنا است که پس از روشن شدن توربین و رسیدن وضعیت کاری (حرارتی-مکانیکی) تمامی قطعات توربین به حالت پایا، این وضعیت کاری برای پره به عنوان حالت پایا فرض گردیده تا درنهایت توربین خاموش گردد. کل این دوره به عنوان یک سیکل کاری برای پره در نظر گرفته شده است. باید این مطلب خاطر نشان گردد که هر طول ترکی توسط روش‌های مرسوم و متداول بازرسی غیرمخرب (NDT) قابل شناسایی نیست. معمولاً اندازه ترکی که توسط روش‌های بازرسی غیرمخرب شناسایی می‌گردد بین ۰/۵ تا ۱ میلی‌متر در نظر گرفته شده است [۱۵]. نتایج ارائه شده در جدول ۵ و جدول ۶ به‌ترتیب براساس رابطه پاریس بر مبنای منحنی خطی رشد ترک و براساس رابطه پاریس بر مبنای رابطه غیرخطی رشد ترک ارائه شده‌اند. باید متذکر شد که در جدول ۵ و جدول ۶، فرض شده است که ترکی به عمق ۰/۳۷۵ mm در پره طبقه اول بخش داغ توربین گاز وجود دارد به‌طوری‌که عمر خستگی و مقادیر ارائه شده در این دو جدول برای رشد ترک‌های پس از این طول ترک موجود محاسبه شده‌اند. به این معنا که این طول ترک به عنوان ترک موجود در قطعه برای انجام محاسبات عمر باقیمانده^۲ پره در رشد از این طول به‌کار گرفته شده است. در جدول ۶، عمر رشد ترک خستگی و $K_{I_{max}}$ محاسبه شده برای ماده پره طبقه اول بخش داغ توربین بر اساس رابطه غیرخطی ارائه شده است. لازم به ذکر است که به ازای عمق ترک‌های برابر با $a > 1 \text{ mm}$ در مقطع مورد مطالعه پره، مقدار $K_{I_{max}}$ به‌صورت موضعی در نقطه‌ای بر روی این مقطع از مقدار نهایی مقاومت در برابر شکست ماده پره $K_{IC} = 4410.7 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ بیشتر می‌گردد ($K_f > K_{IC}$). این بدین معنا است که پره طبقه اول بخش داغ توربین به ازای این عمق ترک‌ها، تحت این شرایط بارگذاری در بار ۱۰۰ درصد دچار شکست خواهد شد که عملاً در این شرایط امکان رشد و وجود ترک‌های با عمق بیش از ۱ mm در پره وجود نخواهد داشت. لازم به ذکر است که در نرم‌افزار ANSYS برای به‌دست آوردن رفتار K_I برحسب عمق ترک، مقدار a/c ترک مطابق جدول ۴ در نظر گرفته شده است.



شکل ۲۱- توزیع K_I در محل ترک برای ترک شماره ۴ در پره بخش داغ توربین گاز از تحلیل مکانیک شکست



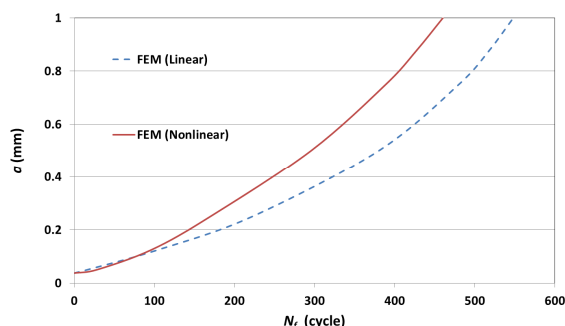
شکل ۲۲- توزیع K_I در محل ترک برای ترک شماره ۷ در پره بخش داغ توربین گاز از تحلیل مکانیک شکست

۵-۵- استخراج نمودار طول ترک برحسب سیکل با استفاده از کد انتگرال‌گیری عددی

در جدول ۵ و جدول ۶، نتایج محاسبات تخمین عمر رشد ترک خستگی و $K_{I_{max}}$ محاسبه شده بر اساس رابطه پاریس برای جنس IN738LC به‌کار رفته در پره ارائه شده‌اند. در جدول ۵ و جدول ۶ ستون مربوط به متوسط نرخ رشد ترک در هر سیکل، بیانگر متوسط رشد ترکی به عنوان نمونه به عمق ۰/۲۵ mm به ازای یک سیکل کاری می‌باشد و عکس این کمیت بیانگر تعداد سیکل لازم برای رشد ترکی (افزایش طول ترک) با اندازه اولیه مشخص در واحد طول می‌باشد. به عنوان مثال از جدول ۵ می‌توان مشاهده نمود که برای رسیدن (رشد یا افزایش طول) از ترکی به عمق ۰/۵ mm به ترکی به طول ۰/۷۵ mm تعداد ۱۰۰ سیکل کاری (در حالت پایا که مورد تحلیل قرار گرفته است) نیاز است. به عبارت دیگر متوسط رشد یک ترک در افزایش طولی به اندازه ۰/۲۵ mm در رشدی از ۰/۵ mm به ۰/۷۵ mm برابر با $0.249 \mu\text{m}$ در هر سیکل کاری می‌باشد. لازم به ذکر است که در حالت پایا منظور از سیکل

¹ start and stop

² remaining life



شکل ۲۳- منحنی رشد عمق ترک a برحسب تعداد سیکل N_f با استفاده از نرم‌افزار ANSYS برای دو تحلیل خطی و غیرخطی برای ترک‌هایی به طول $a \geq 0.375 \text{ mm}$

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، تحلیل تنش پره طبقه اول بدون ترک بخش داغ توربین گاز در بارگذاری ترمومکانیکی برای حالت پایا در بار ۱۰۰ درصد برای تعیین مناطق گلوگاهی از نظر تنشی انجام شد. این مناطق گلوگاهی تنشی بر روی پره، محل‌هایی بر روی پره است که در آن مناطق میدان تنش قطعه دارای مقادیر ماکزیمم بوده و بنابراین امکان ایجاد ترک خستگی ناشی از کارکرد در این مکان‌ها بیشتر از سایر نقاط پره بر روی سطح ایرفویل پره است. سپس نتایج تحلیل مکانیک شکست برای پره با خواص مکانیکی و بارگذاری ترمومکانیکی در حالت پایا در بار ۱۰۰ درصد با مدل‌سازی ترکی در منطقه تنشی بالا و سپس ایجاد مدل رشد ترک خستگی بر روی پره به‌دست آمد. سرانجام نتایج به‌دست آمده برای تعیین عمر رشد ترک خستگی پره ترک‌دار ارائه شد.

نتایج به‌دست آمده از تحلیل المان محدود شامل توزیع تنش‌های ترمومکانیکی شامل توزیع تنش اصلی، تنش برشی، توزیع پارامتر $K_{I\max}$ و توزیع کرنش برای مدل ترک پیشروی‌کننده در پره ارائه شد. پس از مدل‌سازی مراحل پیشروی ترک در پره، محاسبات عمر رشد ترک خستگی برای پره انجام گرفت. محاسبات عمر خستگی بر اساس نتایج تحلیل المان محدود برای پره ترک‌دار شامل محاسبه عمر رشد ترک خستگی بر اساس رابطه پاریس بر مبنای منحنی استخراج شده برای رفتار نرخ رشد طول ترک خستگی در هر سیکل کاری برحسب طول ترک ارائه شد. مشاهد گردید که برای یک ترک با عمق مشخص، تحلیل خطی بر اساس رابطه پاریس، عمر رشد ترک خستگی بیشتری را نسبت به تحلیل غیرخطی پیش‌بینی می‌کند.

جدول ۵- عمر رشد ترک خستگی و $K_{I\max}$ محاسبه شده براساس رابطه خطی رشد ترک برای پره توربین

da/dN_{ave} (m/cycle)	N_f (cycle)	$K_{I\max}$ (MPa√m)	a (mm)
-	۰	۲۸/۳۰۴	۰/۰۳۷۵
۰/۰۰۰۷۶۴	۱۶,۳۵۸	۲۸,۵۳۰	۰/۰۵
۰/۰۰۰۸۴۸	۱۰۴,۷۷۸	۲۹,۸۸۴	۰/۱۲۵
۰/۰۰۰۱۰۶	۲۲۲,۲۷۶	۳۲,۱۴۱	۰/۲۵
۰/۰۰۰۱۵۸	۳۷۹,۹۲	۳۶,۶۵۵	۰/۵۰
۰/۰۰۲۴۹	۴۸۰,۱۵۲	۴۱,۱۶۹	۰/۷۵
۰/۰۰۰۳۳۵	۵۱۷,۴۱۴	۴۳,۴۲۵	۰/۸۷۵
۰/۰۰۴۰۶۷	۵۴۸,۱۵۱	۴۵,۶۸۲	۱

جدول ۶- عمر رشد ترک خستگی و $K_{I\max}$ محاسبه شده براساس رابطه غیرخطی رشد ترک برای پره توربین

da/dN_{ave} (m/cycle)	N_f (cycle)	$K_{I\max}$ (MPa√m)	a (mm)
-	۰	۲۲,۹۱۷	۰/۰۳۷۵
۰/۰۰۰۴۴۳	۲۸,۱۹۴۸	۲۵,۹۱۵	۰/۰۵
۰/۰۰۱۱۰	۹۶,۴۲۳	۳۵,۰۰۲	۰/۱۲۵
۰/۰۰۱۷۰	۱۶۹,۸۷۱	۳۵,۵۱۷	۰/۲۵
۰/۰۰۱۹۹	۲۹۵,۴۱۶	۳۷,۹۴۷	۰/۵۰
۰/۰۰۲۶۷	۳۸۸,۹۵۶	۴۱,۴۸۵	۰/۷۵
۰/۰۰۳۳۰	۴۲۶,۶۴۰	۴۲,۹۰۱	۰/۸۷۵
۰/۰۰۳۷۱	۴۶۰,۲۹۶	۴۴,۱۰۶	۱

در شکل ۲۳، نتایج تحلیل ترک از روش المان محدود به کمک نرم‌افزار ANSYS (ارائه شده در جدول ۵ و جدول ۶) برای محاسبه منحنی رشد ترک خستگی برحسب تعداد سیکل برای ترک اولیه‌ای به عمق 0.375 mm در پره بر مبنای تحلیل خطی و تحلیل غیرخطی نشان داده شده است. در واقع شکل ۲۳ بیانگر تخمین عمر خستگی باقیمانده برای رشد ترک موجود 0.375 mm در پره توربین می‌باشد. از شکل ۲۳ مشاهده می‌شود که برای یک ترک با عمق مشخص، تحلیل خطی بر اساس رابطه پاریس، عمر رشد ترک خستگی بیشتری را نسبت به تحلیل غیرخطی پیش‌بینی می‌کند. به عبارت دیگر، به ازای یک عمر رشد ترک خستگی مشخص، عمق ترکی که از رابطه خطی محاسبه می‌گردد، کمتر از عمق ترکی خواهد بود که از رابطه غیرخطی به دست می‌آید.

[10] Semenov A., Semenov S., Nazarenko A., and Gestov L., "Computer simulation of fatigue, creep and thermal fatigue cracks in gas-turbine blades", MTAEC9, vol. 46, no. 3, pp. 1-7, 2012.

[۱۱] موسوی ترشیزی ابراهیم، روحی حیدر، "آنالیز خرابی پره‌های کمپرسور در یک توربین گاز"، بیست و دومین کنفرانس بین المللی برق، تهران، ۱۳۸۷.

[12] Mamandi A., et al., "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. Proceeding published in conference book.

[۱۳] تصاویر و مطالب برگرفته شده از شبکه جهانی اینترنت

[14] Brown W. F., "Aerospace Structural Metals Handbook, CINDAS/USAF CRDA Handbooks Operation", Purdue University, 1997.

[15] Dowling N. E., "Mechanical Behavior of Materials, Engineering Methods for Deformation, Fracture and Fatigue." 2nd ed., 1999.

۷- نمادها

K	ضریب شدت تنش
a	عمق ترک
c	نصف طول ترک
R	نسبت تنش کمینه به بیشینه
N	تعداد سیکل
σ	تنش
th	حد آستانه (ضریب شدت تنش)
IC	حد نهایی (ضریب شدت تنش)
f	حد نهایی (ضریب شدت تنش)
max	بیشینه (ضریب شدت تنش)
I	مود اول شکست
min	مقدار کمینه
max	مقدار بیشینه

مراجع

- [1] Lucjan W., "Experimental crack propagation analysis of the compressor blades working in high cycle fatigue condition", Fatigue of Aircraft Structures, vol. 1, pp. 195-204, 2009.
- [2] Wu X., "Life Prediction of Gas Turbine Materials", Institute for Aerospace Research, National Research Council, Canada, pp. 215-283, 2010.
- [3] Yu J., "The link between crack velocity and rupture time in creeping solids", Engineering Fracture Mechanics, vol. 53, no. 2, pp. 213-230, 1996.
- [4] Ma L., and Roy M. S.K., "Effect of load ratio on fatigue crack propagation behavior of solid-solution-strengthened Ni-based super alloys at elevated temperature", Journal of Nuclear Materials, vol. 435, pp. 88-95, 2013.
- [5] Pugno N., Ciavarella M., Cornetti P., and Carpinteri A., "A generalized Paris' law for fatigue crack growth", Journal of the Mechanics and Physics of Solids, vol. 54, pp. 1333-1349, 2006.
- [6] Assoul Y., and Benblaid S., "Life estimation of first stage high Pressure Gas Turbine Blades", Scientific Technical Review, vol. 8, no. 2, pp. 18-13, 2008.
- [7] Maharaj Y. C., Morris A., and Dear J. P., "Modelling of creep in Inconel 706 turbine disc fir-tree", Materials Science & Engineering A, vol. 558, no. 2, pp. 412-421, 2012.
- [8] Choi Y. S., and 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.
- [9] Patil A. A., and Shirsat U. M., "Study of failure analysis of gas turbine blade", IOSR Journal of Engineering, vol. 2010, pp. 37-43, 2010.