

تحلیل ترک سه بعدی مود ترکیبی پره توربین گازی

کارشناسی ارشد، شرکت انتقال گاز، شیراز
استادیار، پژوهشکده هوادریا، شیراز
دانشیار، دانشگاه شیراز، دانشکده مهندسی مکانیک

بهبود زائری پور
علی عبداللہی فر*
محمد رحیم نامی

چکیده

در این مقاله با استفاده از روش المان محدود و انتگرال مستقل از مسیر جی، تحلیل ترک سه بعدی مود ترکیبی یک مدل واقعی پره توربین گازی انجام شده است. اثر پارامترهای مختلف مانند سرعت دورانی پره، فشار سیال، زاویه ترک، موقعیت ترک روی پره و طول ترک بر روی ضرایب شدت تنش مود اول، دوم، سوم و موثر بررسی شده است. علاوه بر آن سرعت دورانی بحرانی و طول، ارتفاع و زاویه ترک بحرانی نیز محاسبه گردید. نتایج همچنین نشان داده اند که ترک های لبه ای از نوک سطحی ترک رشد می کنند بنابراین پایش سطح بیرونی ترک تضمین کننده امنیت پره می باشد.

واژه های کلیدی: پره، تحلیل ترک سه بعدی، مود مخلوط، ضریب شدت تنش، روش المان محدود.

Mixed-Mode 3D Crack Analysis of Gas Turbine Blade

B. Zaeripour
A. Abdollahifar
M. R. Nami

Master of Science, NIGTC, Shiraz
Assistant Professor, Air Naval Research Center, Shiraz
Associate Professor, Shiraz University, Mechanical Engineer

Abstract:

In this paper 3D mixed-mode crack analysis of gas turbine blade is performed by using the finite element method and the path independent J integral. The effect of different parameters like rotation speed of the blade, fluid pressure, crack angle, crack position on the blade and crack length on the stress intensity factors of mode I, II, III and effective are investigated. Moreover critical rotational speed and critical crack length, height and angle are estimated too. Results are also show, the edge cracks might grow from surface crack tip, so Surveillance of crack outer surface assurance the safety in the blade.

Keywords: Blade, 3D crack analysis, Mixed-mode, Stress intensity factor, Finite element method (FEM).

۱- مقدمه

امروزه با توجه به رشد روز افزون تقاضای انرژی، صنایع نیروگاهی و ایستگاه‌های تقویت فشار گاز و سایر صنایع وابسته به توربین‌های گازی، در حال توسعه و پیشرفت هستند. به طور کلی صنعت ساخت توربین بسیار حساس و گران قیمت می‌باشد، از طرفی ایمنی و کارکرد مقرون به صرفه این قطعات به ارزیابی دقیق امکان شکست آن‌ها بستگی دارد. در نتیجه طراحی این قطعات، باید با دقت بالایی صورت گیرد. یکی از مسائل مهم و روزمره این صنعت، وجود ترک در پره‌های توربین است. وجود ترک در پره‌های توربین، برای سازندگان و استفاده کنندگان این محصولات، بسیار مهم و مورد توجه می‌باشد. به طوری که اگر بتوان تحلیل درست و منطقی از ترک‌های موجود در پره توربین ارائه کرد، با اطمینان بیشتری می‌توان از آنها استفاده مجدد نمود. با داشتن این توانایی، فاصله زمانی بین تعمیرات افزایش و هزینه‌های تحمیلی ناشی از تعویض پره‌ها، به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد. در نتیجه داشتن برآورد درست و صحیح از تحلیل ترک و تشخیص و قضاوت صحیح در مورد قابل استفاده بودن یا نبودن پره‌های گردان توربین گازی اهمیت فراوانی دارد [۱]. در سال ۲۰۰۳ کمپانی دریسر-رند^۱ در آمریکا تحقیقاتی در مورد خستگی پره‌های توربین گازی انجام داد و اثر وجود ترک در پره‌های توربین گازی را بر فرکانس طبیعی آن‌ها بررسی کرد [۲].

در سال ۲۰۰۸، خرابی و شکستگی پره‌های متحرک یک توربین گازی ۱۵۰ مگا واتی، بعد از ۱۸۰۰ ساعت کارکرد و ۶۵ بار خاموش و روشن شدن بررسی شد. اما در محفظه احتراق، قطعات شکسته و سائیده شده دیده نشدند. شرکت سازنده ضمن توجه به کارکرد کم توربین و پس از آزمایشات متالوگرافی و نمایان سازی ترک^۲، علت خرابی را خستگی کم چرخه^۳ ناشی از ایجاد ترک در پین نگه دارنده پره‌ها به دیسک توربین اعلام کرد. همچنین با استفاده از روش المان محدود تأثیر ترک در نزدیکی ریشه پره بر فرکانس طبیعی آن بررسی شد [۳]. در سال ۲۰۰۸ نیز تحقیقاتی در همین زمینه، بر روی توربین بخار ۳۵۰ مگا واتی انجام گرفت [۴].

در سال ۲۰۰۹، در نیروگاه منتظر قائم قم، یکی از پره‌های فن هواکش توربین شماره چهار با ده ساعت کارکرد، بعد از تعمیرات دچار شکست می‌شود. آقایان پورسعیدی و صلواتیان [۵]، با استفاده از روش المان محدود، مشخصه‌های دینامیکی و ارتعاشی پره‌ها را بررسی کرده و دلیل شکست را خستگی پرچرخه^۴ معرفی کردند. همچنین در [۶ و ۷] تحقیقاتی بر روی

ترک در روتورهای توربین‌های بخار انجام شد و اثرات دینامیکی ترک بر پره بررسی شد. سپهری و همکارانش پس از مشاهده چندین خرابی و شکست در قسمت کمپرسور محوری توربین‌های گازی نیروگاه اصفهان، تحقیقاتی آزمایشگاهی بر روی این پدیده انجام دادند. آن‌ها با استفاده از روش‌های میکروسکوپی و ماکروسکوپی شکست‌نگاری^۵ و همچنین استفاده از میکروسکوپ‌های نوری و الکترونی، به بررسی ساختار و دانه‌بندی ترک‌ها در ریشه پره‌ها پایه تیتانیومی پرداختند [۸]. در [۹]، عیوب ساختاری و متالورژیکی در پره کمپرسورهای گاز گریز از مرکز، مورد بررسی قرار گرفت.

مقالات متعدد دیگری نیز در این زمینه وجود دارند، که بررسی خود را معطوف به اثرات ارتعاشی ترک در پره‌ها و روتور کرده‌اند؛ از آن جمله، تحقیقاتی که مستانیک^۶ بر روی توربین بخار ۳۵۰ مگا وات انجام داد [۱۰] و همچنین تحقیقاتی که بر روی پره کمپرسور هوای توربین یکی از هلیکوپترهای ارتش لهستان، انجام شد [۱۱].

بنا بر جستجوی نویسندگان، تاکنون بررسی ترک در یک مدل واقعی پره توربین، در موقعیت‌ها و زوایای مختلف و تحت بارگذاری‌های متفاوت، در حالت مود ترکیبی و سه بعدی، انجام نشده است. لذا در این مقاله، با استفاده از روش المان محدود، تحلیل ترک سه بعدی یک مدل واقعی از پره توربین گازی، انجام شده و تغییرات ضرایب شدت تنش مود اول، دوم، سوم و ضریب شدت تنش موثر، نسبت به تغییر پارامترهای مختلف، مانند سرعت دورانی پره، فشار سیال، زاویه، موقعیت و اندازه ترک بررسی شده است.

۲- محاسبه ضریب شدت تنش

در مقاومت مصالح، پارامتر تنش، معرف تحمل یک عضو در مقابل بارهای وارده، می‌باشد. ولی برای قطعات ترکدار، معیارهای رایج بر اساس تنش حد تسلیم، به تنهایی برای بیان حد تحمل یک عضو کافی نیستند، لذا در مکانیک شکست، پارامتر دیگری به نام ضریب شدت تنش، تعریف می‌شود، که علاوه بر تنش اعمالی، به طول ترک نیز، وابسته است و میدان تنش در ناحیه نوک ترک، به این ضریب مرتبط می‌شود. پس از به دست آوردن، میدان‌های جابجایی، تنش و کرنش، می‌توان از روش‌های مختلفی، مانند روش مستقیم، انتگرال‌های مستقل از مسیر و معیار بازشدگی ترک ضرایب شدت تنش را محاسبه کرد. روش مستقیم، نیاز به محاسبه‌ی بسیار دقیق میدان تنش اطراف نوک ترک دارد، لذا کمتر به کار می‌رود.

¹ Dresser-Rand

² Fractography

³ Low cycle fatigue

⁴ High cycle fatigue

⁵ Macro/micro fractography

⁶ Mestaneck

$$\sigma_x = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) - \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \quad (5)$$

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad (6)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \cos \frac{\theta}{2} \quad (7)$$

در این رابطه r و θ متغیرهای مختصات قطبی در نوک ترک مطابق با شکل ۱ می‌باشند.

اگر روابط بالا را برای $\theta = +180$ (وجه بالائی ترک) و $\theta = -180$ (وجه پائینی ترک) حل کنیم با صرف نظر از جملات مرتبه بالاتر مقادیر جابجایی به شکل زیر به دست می‌آید:

$$u = \frac{K_I}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (k+1) \quad (8)$$

$$v = \frac{K_I}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (k+1) \quad (9)$$

$$w = \frac{2K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \quad (10)$$

در این رابطه K_I و K_{II} و K_{III} به ترتیب ضریب شدت تنش مود اول، دوم و سوم بوده و k پارامتری بی بعد بر حسب ضریب پواسون می‌باشد.

۲-۳- ضریب شدت تنش معادل

در بررسی ترک سه بعدی و با توجه به این که هر سه مود شکست، می‌تواند مهم باشد، از مفهوم ضریب شدت تنش معادل استفاده می‌شود. این مفهوم، به نوعی سهم هر سه مود شکست را در شروع رشد ترک، بیان می‌کند. این ضریب که با پارامتر K_{eff} نشان داده می‌شود، مطابق با رابطه زیر تعریف می‌شود. ثابت η در این رابطه ثابت تجربی می‌باشد، که معمولاً آن را عدد ۱ در نظر می‌گیرند [۱۴-۱۵].

$$K_{eff} = \sqrt{(K_I + \eta K_{III})^2 + 2K_{II}^2} \quad (11)$$

این ضریب، تأثیر سایر ضرایب و سهم کلی آن‌ها را در شکست و رشد ترک نشان می‌دهد.

۲-۱- انتگرال مستقل از مسیر جی^۱

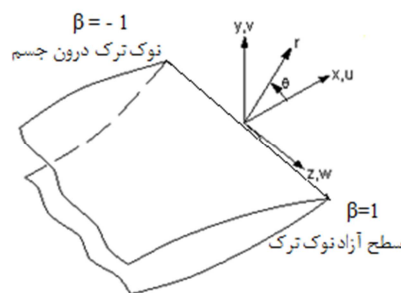
یکی از انتگرال‌های مستقل از مسیر به نام انتگرال جی، توسط رایس، برای مواد همگن الاستیک غیرخطی، ارائه گردید. در این تحقیق نیز، برای محاسبه ضریب شدت تنش مود اول، از این روش استفاده شده است. این انتگرال برای ماده الاستیک همگن غیرخطی، به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۲]:

$$J = \lim_{\Gamma_e \rightarrow 0} \left\{ \int_{\Gamma_0} (W n_1 - \sigma_{ij} n_j u_{i,1}) d\Gamma \right\} \quad (1)$$

در این رابطه، n مولفه‌ی بردار واحد عمود بر مسیر بسته Γ و W چگالی انرژی کرنشی هستند. این انتگرال به ضرایب شدت تنش وابسته است. برای مطالعه بیشتر به [۱۲] مراجعه شود.

۲-۲- باز شدگی دهانه ترک^۲

در روش باز شدگی دهانه ترک که روش جابجایی نودها نیز گفته می‌شود، بر اساس مقدار باز شدگی دهانه ترک، معیاری برای شکست ارائه شده است. اگر دستگاه مختصات در نوک ترک مطابق شکل ۱ فرض شود، روابط زیر برای جابجایی‌ها و تنش‌های نوک ترک وجود دارد [۱۳].



شکل ۱- دستگاه مختصات بر روی جبهه ترک

$$u = \frac{K_I}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2k-1) \cos \frac{\theta}{2} - \cos \frac{3\theta}{2} \right] - \frac{K_{II}}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2k+3) \sin \frac{\theta}{2} + \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad (2)$$

$$v = \frac{K_I}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2k-1) \sin \frac{\theta}{2} - \sin \frac{3\theta}{2} \right] - \frac{K_{II}}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2k-3) \cos \frac{\theta}{2} + \cos \frac{3\theta}{2} \right] \quad (2)$$

$$w = \frac{2K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \quad (4)$$

¹ Path independent J integral

² Crack Opening Displacement (COD)

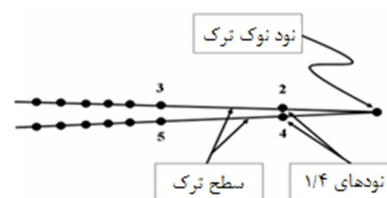
³ Effective stress intensity factor (ESIF)

۳- تشکیل المان‌های نوک ترک

تمامی مسایل مکانیک شکست، دارای دو مشخصه‌ی مشترک هستند. اولاً میدان تنش، در اطراف نوک ترک منفرد است. ثانیاً میدان جابجایی، در طول ترک دارای ناپیوستگی است. برای رسیدن به پاسخ مطلوب در روش‌های عددی، باید هر دو مشخصه‌ی فوق مورد توجه قرار گیرند. به همین دلیل، المان‌های اطراف نوک ترک باید از درجه دوم^۱ و دارای گره میانی باشد و المان‌های نوک ترک باید دارای دو ویژگی زیر باشند:

- وجه ترک^۲ باید متقارن باشد.
- نوک ترک منفرد باشد.

اگر در المان‌های مرتبه دوم، گره وسط به فاصله ۰/۲۵ از راس گره منتقل شود، ویژگی منفرد بودن نوک ترک حاصل می‌گردد [۱۶-۱۷]. در شکل ۲ نحوه قرارگیری نودهای این نوع المان‌ها نشان داده شده است.



شکل ۲- نمایی از نوک ترک و نودهای ۱/۴

۴- مدل‌سازی مسئله

ابتدا، بر اساس مشخصات سازنده و اندازه‌گیری‌های میدانی، مدل سه بعدی پره توربین^۳، در نرم‌افزار سالیدورکس^۴ تهیه می‌گردد. سپس، کدی با استفاده از زبان برنامه‌نویسی انسیس^۵ به منظور تحلیل ترک این پره تهیه می‌شود. در این کد، ابتدا پره مدل شده به فرمت IGES وارد^۶ شده و ترکی سه بعدی بر روی پره، در مکان مطلوب ایجاد می‌گردد. سپس، ماتریس‌های کلی تشکیل شده و بارگذاری‌ها و شرایط مرزی مناسب اعمال می‌گردد. پس از حل، جابجایی‌ها و تنش‌ها در نقاط گره‌ای محاسبه می‌شود و در نهایت با استفاده از روش انتگرال جی، ضرایب شدت تنش برآورد می‌گردد. لازم به ذکر است که

^۱ Quadratic

^۲ Crack Face

^۳ لازم به ذکر است که برخی پره‌ها دارای پیچش کوچکی حول محور خود هستند، اما با توجه به اینکه مقادیر سرعت پره و نیروی گریز از مرکز بزرگ است، این پیچش تأثیر زیادی بر نتایج ندارد [۵]. از طرفی در انجام این پژوهش مقدار این زاویه در دسترس نبود. لذا مطابق با [۵] به منظور ساده‌سازی از این پیچش صرف نظر شده است.

^۴ SolidWorks

^۵ APDL

^۶ Import

کمپرسور محوری این نوع از توربین‌ها دارای ۱۶ مرحله بوده و توربین آن نیز دو مرحله‌ای است (شکل ۳).



شکل ۳- پره مدل شده از روی پره توربین نئوپنیون ایستگاه تقویت فشار گاز فراشبند

پره از جنس سوپر آلیاژ نیکل IN738LC در نظر گرفته می‌شود. این آلیاژ دارای مقاومت به خزش و خستگی حرارتی بالایی می‌باشد. مقدار مدول یانگ و ضریب پواسون و ضریب شدت تنش بحرانی (K_{IC}) این آلیاژ در دمای نزدیک به ۸۰۰ درجه سانتیگراد به ترتیب حدود ۲۱۰ گیگاپاسکال و ۰/۳۱ و ۱۵۰ مگانیوتن متر مربع می‌باشد. برای اطلاع بیشتر از خصوصیات این آلیاژ می‌توان به [۱۸] مراجعه نمود.

به طور کلی، بارهای اصلی وارده بر پره‌های توربین گازی با توجه به شرایط کارکرد واقعی، شامل موارد زیر است.

- بارهای ناشی از نیروهای گریز از مرکز
- بارهای ناشی از اختلاف فشار گاز عبوری
- بارهای حرارتی ناشی از کارکرد پره در دمای بالا که در مقایسه با بارهای دیگر، تنش بسیار کمتری ایجاد می‌کند.
- بارهای ناشی از شتاب راه‌اندازی

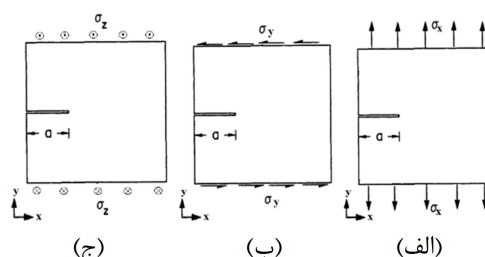
در این مقاله شرایط حالت پایدار^۷ بررسی شده و بارهای ناشی از شتاب راه‌اندازی در تحلیل لحاظ نشده است. اگرچه، دمای گازهای حاصل از احتراق در محفظه احتراق بسیار بالا می‌باشد، ولی با رقیق سازی این گازها توسط هوای گرفته شده از کمپرسور محوری دمای آن‌ها تا حدود ۸۰۰ درجه سانتیگراد کاهش می‌یابد. بنابراین در این تحلیل دمای کارکرد پره‌ها ۸۰۰ درجه سانتیگراد در نظر گرفته می‌شود. در این آنالیز از اختلاف دمای ریشه و نوک پره (حدود ۲۰ درجه سانتی گراد) به دلیل کوچک بودن آن صرف نظر شده است [۱۹]. از آنجا که در این مقاله رفتار شرایط حالت پایدار بررسی شده است، تحلیل ترک به صورت الاستیک انجام شده است.

^۳ Steady State

۵- مسائل

۵-۱- اعتبار سنجی کد نوشته شده

به منظور اعتبار سنجی کد تهیه شده و روش مورد استفاده برای برآورد ضریب شدت تنش، از سه مسئله مرسوم استفاده شده است. ورق ترکدار لبه‌ای مطابق با شکل ۴ الف در نظر گرفته شده است. در این ورق طول و عرض به ترتیب ۲ و ۱ واحد در نظر گرفته شده است و طول ترک ۰/۲۵ واحد فرض شده است. بار یکنواخت به اندازه ۱۰۰ کیلوپاسکال به لبه های ورق در راستاهای مختلف اعمال شده است. اگر بار به ترتیب در راستای x ، y و z اعمال شود به ترتیب مودهای اول تا سوم به وجود می‌آیند.



شکل ۴- ورق ترکدار لبه‌ای تحت مود شکست نوع (الف) اول (ب) دوم (ج) سوم

حل تحلیل مسائل فوق در [۱۲] ارائه شده است. نتایج حل تحلیل و عددی در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مقایسه ضرایب شدت تنش محاسبه شده با استفاده از

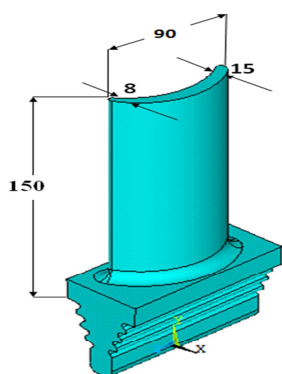
روش انتگرال جی و حل تحلیلی

تحلیلی [۱۲]	ضرایب شدت تنش		
	مود اول	مود دوم	مود سوم
عددی	۱۳۲/۳	۲۸/۰۱	۲۷/۰۶
درصد خطا	۱/۷	۱/۲	۱/۷

همان گونه که مشاهده می‌شود استفاده از کد تهیه شده بر مبنای روش انتگرال جی در محاسبه ضرایب شدت تنش مودهای مختلف دقت قابل قبولی ارائه می‌دهد. لذا این کد را می‌توان برای سایر هندسه‌ها نیز به کار برد و هندسه پیچیده، تأثیری بر عملکرد روش ندارد. زیرا برای محاسبه جابجایی و تنش، از روش المان محدود استفاده شده است و فقط در محدوده نزدیک به ترک از روش انتگرال جی برای برآورد ضریب شدت تنش استفاده شده است. به عبارتی دیگر با توجه به اندازه کوچک ترک نسبت به سایر ابعاد، هندسه در محدوده کانتور انتگرال جی، تقریباً یکنواخت است.

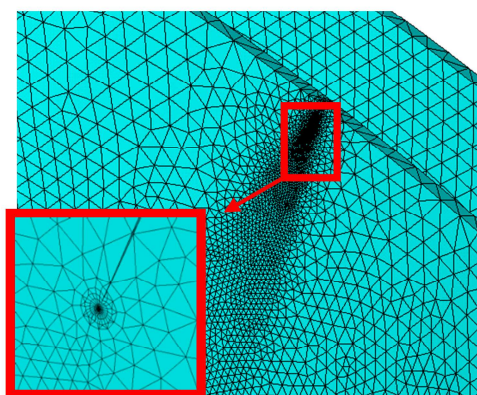
۵-۲- تحلیل ترک در پره

مشخصات زیر برای مدل سازی پره مورد مطالعه، استفاده شده است. ارتفاع کل پره ۲۰۰ میلی متر، عرض پره ۹۰ میلی متر، حداکثر فاصله روی مقطع ایرفویل ۱۵ میلی متر، حداقل آن ۸ میلی متر و فاصله از انتهای قسمت دم چلچله‌ای ۱۵۰ میلی متر می‌باشد. پارامترهای طول ترک a و موقعیت قرارگیری ترک متغیر فرض شده است (شکل ۵).



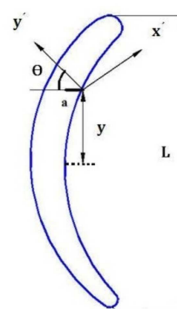
شکل ۵- نمای کلی پره توربین مدل شده (واحد بر حسب میلی متر)

ترک به صورت سه بعدی در محل های مطلوب روی پره ایجاد شده و به صورت مناسب مش بندی می‌شود (شکل ۶).



شکل ۶- نمایی از مدل مش زده شده در نزدیکی ترک

در ابتدا، ترک در قسمت بالایی ایرفویل فرض می‌شود، زیرا در عمل، بیشتر ترک هایی که در پره توربین ایجاد می‌شوند نیز، در این ناحیه می‌باشند. به منظور تعیین موقعیت و راستای ترک بر روی سطح ایرفویل پره، دستگاه مختصات محلی مطابق با شکل ۷ بر روی ترک تعریف می‌شود.



شکل ۷- دستگاه مختصات نشان دهنده موقعیت و جهت ترک

در این شکل مشاهده می‌شود که، در سطح داخلی و مقعر ایرفویل ترکی با طول a ایجاد شده است. این ترک نسبت به نرمال سطح زوایه Θ دارد. فاصله ترک از وسط پره، با نسبت y/L مشخص شده و زوایه ترک در دستگاه مختصات محلی جدید با امتداد محور y' با Θ نمایش داده می‌شود. پس زوایه Θ برابر صفر، به مفهوم عمود بودن ترک به سطح ایرفویل است. به صورت کلی پارامترهایی که در مسئله تغییر خواهند کرد، شامل دو دسته‌ی پارامترهای هندسی و بارگذاری می‌باشند.

۵-۱- پارامترهای هندسی:

این پارامترها شامل طول ترک a ، زوایه قرارگیری ترک Θ ، ارتفاع قرارگیری ترک و پارامتر بی‌بعد راستای جبهه ترک در پره β می‌باشند. این پارامتر مطابق با شکل ۱ به صورت $\beta = 2z/a$ تعریف می‌شود، پس مقدار ۱- آن نماینده نوک ترک در ابتدای جبهه ترک (درون جسم) و مقدار ۱+ آن نشان دهنده نوک ترک در انتهای جبهه ترک (در معرض سطح آزاد) است.

۵-۲- پارامترهای بارگذاری:

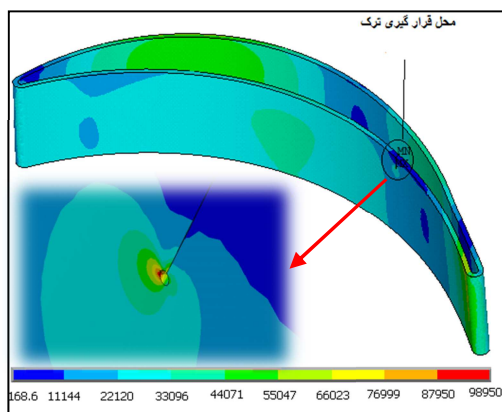
این پارامترها شامل سرعت زاویه‌ای ω و فشار حاصل از برخورد گازهای داغ به پره می‌باشند که با تأثیر تغییرات آن‌ها بر ضریب شدت تنش بررسی خواهد شد. لازم به ذکر است دمای کارکرد پره‌ها ۸۰۰ درجه سانتی‌گراد به صورت ثابت در نظر گرفته شده است.

۵-۳- اثر سرعت زاویه‌ای بر ضرایب شدت تنش:

در ابتدا اثر تغییرات سرعت زاویه‌ای بر ضرایب شدت تنش مود اول، دوم و سوم بررسی می‌شود، به این منظور مقادیر سرعت زاویه‌ای ۱۰۰۰، ۲۰۰۰ و ۳۰۰۰ دور بر دقیقه فرض می‌شود.

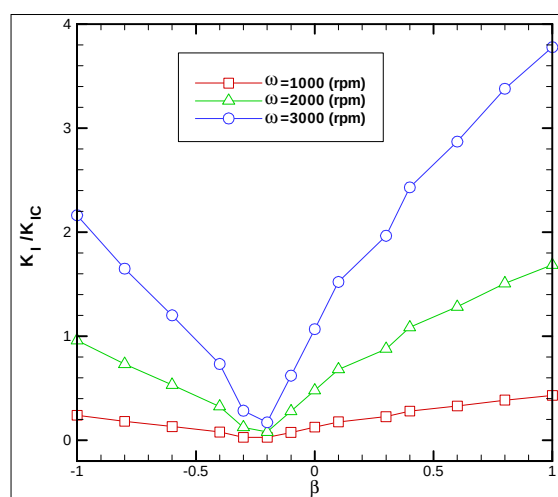
در شکل ۸ توزیع تنش در قسمت بالای پره یعنی در مناطق نزدیک به نوک پره نشان داده شده است.

همانطور که مشاهده می‌شود در مناطق نزدیک نوک ترک مقادیر تنش به مراتب بیشتر از نقاط دور از ترک می‌باشد.

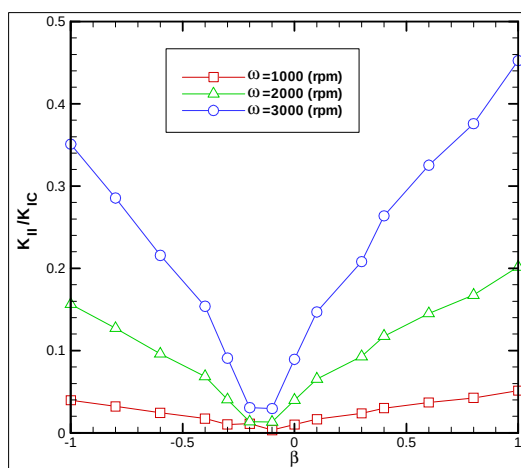


شکل ۸- توزیع تنش در پره توربین ترک دار (مگاپاسکال)

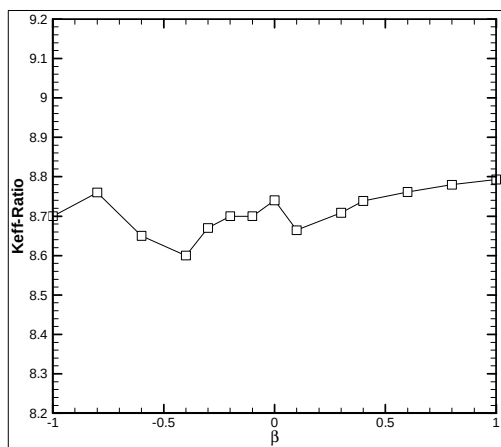
در شکل‌های ۹-۱۱ مقادیر ضریب شدت تنش نوع اول تا سوم بر حسب سرعت زاویه‌ای نشان داده شده است. در این شکل‌ها ترکی با طول ۰.۵ میلی‌متر در وسط پره ($y/L=0$) و در ارتفاع ۱۲۰ میلی متری، تحت زوایه صفر ($\Theta=0$) تحلیل شده است.



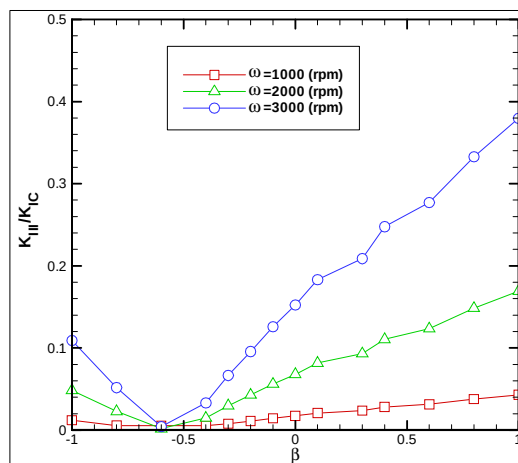
شکل ۹- نمودار تغییرات K_I بر حسب تغییر سرعت زاویه‌ای



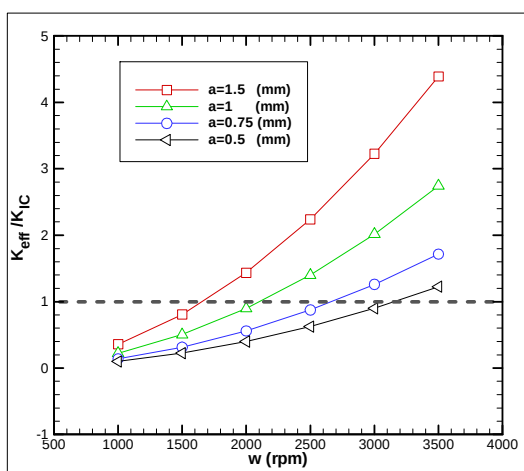
شکل ۱۰- نمودار تغییرات K_{II} بر حسب تغییر سرعت زاویه‌ای



شکل ۱۲- نسبت ضریب شدت تنش معادل در سرعت زاویه‌ای ۳۰۰۰
به ضریب شدت تنش معادل در سرعت زاویه‌ای ۱۰۰۰



شکل ۱۱- نمودار تغییرات K_{III} بر حسب تغییر سرعت زاویه‌ای



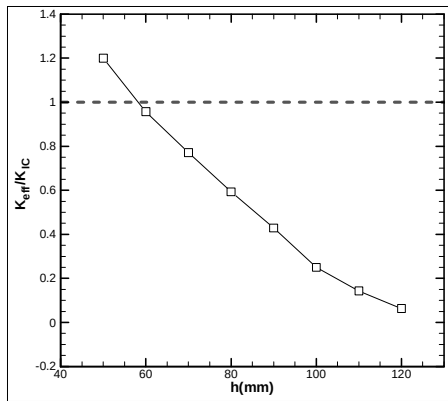
شکل ۱۳- مقادیر ضریب شدت تنش موثر ماکزیمم به ازای طول ترک
و سرعت‌های مختلف

۴-۵- بررسی اثر تغییرات فشار

پره توربین تحت دو فشار ۲ و ۸ کیلو پاسکال قرار داده شده و مقادیر ضریب شدت تنش معادل در امتداد جبهه ترک در شکل ۱۴ رسم می‌شود. در این شکل‌ها ترکی با طول ۰/۵ میلیمتر در وسط پره ($y/L=0$) و در ارتفاع ۱۲۰ میلی متری، تحت زاویه صفر ($\Theta=0$) تحلیل شده است.

همانطور که از شکل‌های ۹-۱۱ مشاهده می‌شود با افزایش سرعت زاویه‌ای، ضرایب شدت تنش نیز افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود که مقدار بیشینه ضریب شدت تنش در جبهه ترک در β برابر ۱ رخ می‌دهد، پس در صورت زیاد شدن بار، رشد از سطح آزاد نوک ترک امتداد می‌یابد. پس اگر در سطح ترک رشد نداشته باشد با اطمینان می‌توان اذعان داشت که ترک در عمق نیز رشد نداشته است. ترک‌های سطحی با تست غیر مخرب مانند تست نفوذ به راحتی قابل تشخیص هستند. لذا عدم افزایش طول ترک‌های سطحی در پره‌ها متضمن کارکرد ایمن آنهاست، به شرطی که وجود ترک سطحی تنها عیب آن‌ها باشد.

برای بررسی بهتر، ضرایب شدت تنش معادل، در پره‌ای ترکدار مشابه حالت قبل با سرعت زاویه‌ای ۱۰۰۰ و ۳۰۰۰ با یکدیگر مقایسه می‌شوند. در شکل ۱۲، نسبت ضرایب شدت تنش معادل برای سرعت زاویه‌ای ۱۰۰۰ به ۳۰۰۰، در طول جبهه ترک رسم شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با سه برابر شدن سرعت زاویه‌ای، ضریب شدت تنش معادل در کل جبهه ترک حدود ۹ برابر می‌شود. یکی از کاربردهای نتایج فوق پیش‌بینی سرعت بحرانی روتور با پره ترکدار است. بدین منظور ترکی با طول‌های ۰/۵، ۰/۷۵، ۱ و ۱/۵ در وسط پره تحت زاویه صفر در نظر گرفته شده و تحلیل برای سرعت‌های زاویه‌ای ۱۰۰۰ تا ۳۵۰۰ دور بر دقیقه تکرار می‌شود. برای هر حالت مقدار ماکزیمم ضریب شدت تنش معادل محاسبه شده و در شکل ۱۳ نشان داده می‌شود.

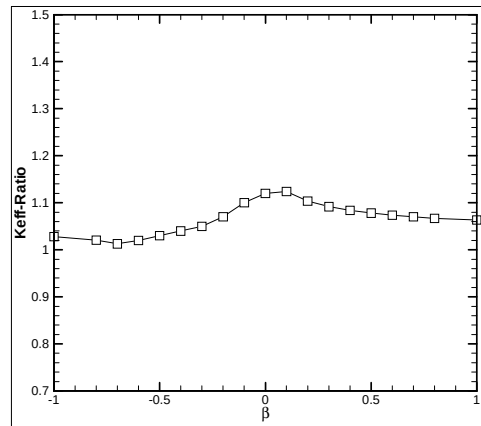


شکل ۱۶- نمودار تغییرات ماکزیمم شدت تنش معادل بر حسب ارتفاع ترک (موقعیت ترک از ریشه تا نوک پره)

در این نمودار به خوبی مشاهده می‌شود که با افزایش ارتفاع تأثیر فشار کمتر شده و در ارتفاع حدود ۵۸ میلی‌متر وضعیت ترک موجود (ترک با طول ۰/۵ میلی‌متر) بحرانی خواهد شد و مقدار ضریب شدت تنش معادل در این ارتفاع به مقدار ضریب شدت تنش بحرانی می‌رسد و ترک‌های موجود در این ارتفاع، رشد می‌کنند. پس از بررسی نتایج مشاهده می‌شود که با نزدیک شدن به ریشه پره اثر فشار بر ضریب شدت تنش بیشتر شده که می‌تواند ناشی از افزایش گشتاور خمشی در مکان‌های نزدیک به ریشه باشد.

۵-۵- بررسی تأثیرات تغییر زاویه ترک:

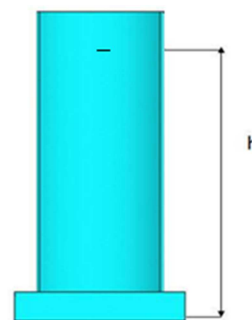
برای بررسی تأثیرات ناشی از تغییر زاویه ترک، بر ضرایب شدت تنش، ترکی با طول ۰/۵ در وسط پره در موقعیت $y/l=0$ با زوایای مختلف تحت سرعت ۲۰۰۰ دور بر دقیقه و فشار ۲ کیلو پاسکال تحلیل می‌گردد. در شکل ۱۷ برای سه زاویه ۴۵°، ۰° و ۴۵° ضرایب شدت تنش بی بعد شده بر حسب پارامتر جبهه ترک نشان داده شده است. همانطور که از نمودارهای فوق مشاهده می‌شود، هنگام انحراف زوایا از زاویه صفر به سمت زوایای مثبت یا منفی به تدریج ضریب شدت تنش مود دوم اهمیت پیدا می‌کند، به طوری که در زاویه های ۴۵° و ۴۵°- مقادیر ضریب شدت تنش مود دوم به اول نزدیک شده حتی در نیمی از جبهه ترک مود غالب مود دوم می‌شود.



شکل ۱۴- نسبت ضریب شدت تنش معادل در فشار ۸ به فشار ۲ کیلو پاسکال در امتداد جبهه ترک

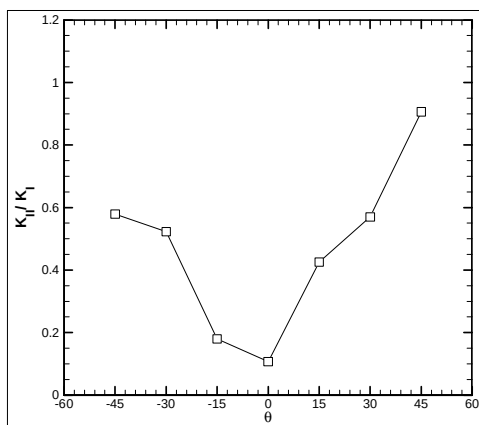
همانطور که مشاهده می‌شود، با چهار برابر شدن فشار اعمالی، مقادیر ضریب شدت تنش تغییر چندانی نمی‌کند و در محدوده عدد یک باقی می‌ماند. پس تغییرات فشار گازهای حاصل از احتراق، تأثیر چندانی بر ضریب شدت تنش ترک‌های موجود در بالای پره نخواهد داشت.

به منظور بررسی تأثیر تغییرات فشار بر ترک‌های موجود در طول کل پره، مطابق شکل ۱۵ در موقعیت‌های مختلف نسبت به ارتفاع پره، ترک‌هایی مشابه فرض می‌شود. به منظور بررسی اثر فشار به صورت مجزا، سرعت دورانی در این حالت صفر فرض می‌شود تا تأثیر نیروهای فشاری به تنهایی بر روی ترک بررسی شود. بدین منظور مکان ترکی با طول ثابت $a=0.5\text{mm}$ از ارتفاع $h=50\text{mm}$ تا ارتفاع $h=120\text{mm}$ تغییر داده شده، تا اثر ضریب شدت تنش موثر بر مکان ترک بررسی گردد.



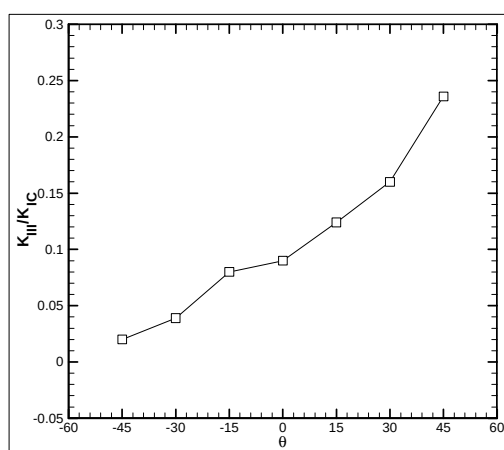
شکل ۱۵- موقعیت ترک از ریشه تا نوک پره (ارتفاع h)

در شکل ۱۶ نمودار تغییرات ماکزیمم ضریب شدت تنش معادل، بر حسب تغییرات ارتفاع ترک رسم شده است.

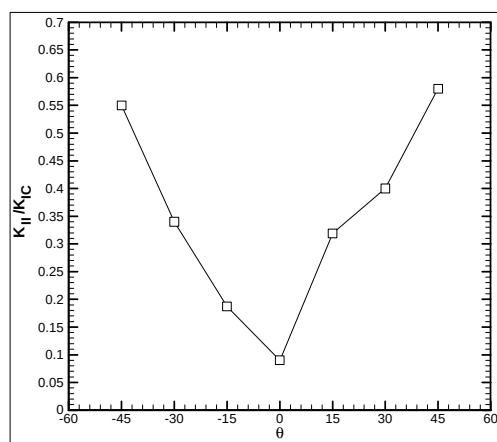


شکل ۱۸- تغییرات K_{II}/K_I نسبت به تغییرات زاویه ترک

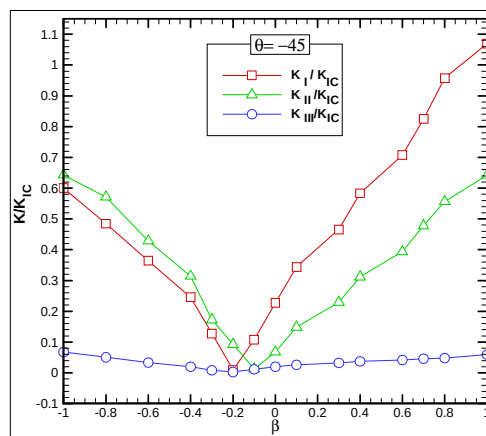
در شکل ۱۹ تغییرات ضریب شدت تنش مود سوم بی بعد شده بر حسب تغییرات زاویه ترک نشان داده شده است، همانگونه که مشاهده می‌شود، به ازای افزایش زاویه ترک، مقدار ضریب شدت تنش مود سوم افزایش می‌یابد.



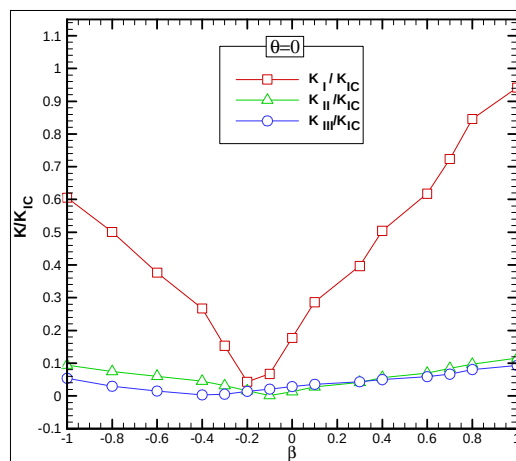
شکل ۱۹- نمودار تغییرات K_{III} نسبت به تغییرات زاویه ترک



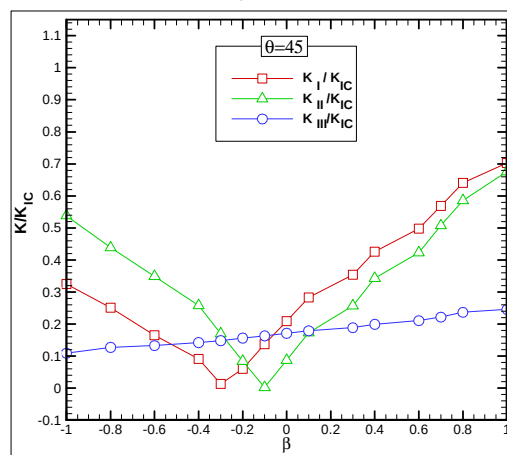
شکل ۲۰- نمودار تغییرات K_{II} نسبت به تغییرات زاویه ترک



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۱۷- نمودار تغییرات ضرایب شدت تنش نسبت به تغییرات زاویه قرارگیری ترک θ

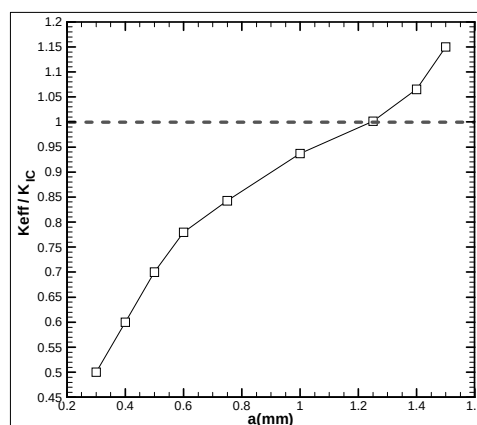
برای بررسی بهتر رفتار ضریب شدت تنش مود دوم نسب به مود اول، در شکل ۱۸ نمودار تغییرات نسبت ضریب شدت تنش مود دوم به مود اول بر حسب تغییرات زاویه قرارگیری ترک نشان داده شده است، در این شکل مشاهده می‌شود که با افزایش و یا کاهش زاویه از مقدار صفر درجه، مقدار K_{II} به K_I که مود غالب است نزدیک می‌شود.

در شکل ۲۰ تغییرات ضریب شدت تنش مود دوم بی بعد شده، بر حسب تغییرات زاویه ترک نشان داده شده است. در این شکل با افزایش هر ۱۵ درجه زاویه نسبت به زاویه ۰ مقدار K_{II} در حدود ۱/۳ درصد تغییرات دارد.

۵-۶- اثر تغییر طول ترک در یک بارگذاری ثابت

یکی از پارامترهای مهم در پره های توربین یافتن طول بحرانی ترک با موقعیت خاص در شرایط بارگذاری ثابت است. بر این اساس ترکی در موقعیت $\Theta=0$, $y/l=0$ در نظر گرفته می شود، سرعت زاویه ای روتور ۱۰۰۰ دور بر دقیقه فرض می شود. در این حالت با تغییر طول ترک در هر شرایط مقدار ماکزیمم ضریب شدت تنش محاسبه می شود. برای بررسی کامل تر طول ترک نیز از ۰/۳ تا ۱/۵ میلیمتر تغییر داده می شود و نتایج حاصل در شکل ۲۱ نشان داده می شود.

در این نمودار مشاهده می شود که، با افزایش طول ترک ضریب شدت تنش موثر بی بعد افزایش می یابد و برای این موقعیت و زاویه ترک طول بحرانی ترک حدود ۱/۲۵ میلیمتر می باشد به عبارتی دیگر در این موقعیت ترک، ترک هایی با طول کمتر از ۱/۲۵ ترک های ایمنی هستند.



شکل ۲۱- نمودار تغییرات ماکزیمم K_{eff} بر حسب طول ترک

۷- نتیجه گیری و جمع بندی

با توجه به کاربرد زیاد توربین ها در نیروگاه های تولید برق، ایستگاه های تقویت فشار گاز، صنایع هوایی و سایر مصارف صنعتی و نقش آن ها در توسعه پایدار کشور و ارزش اقتصادی بسیار بالای پره های توربین، کمی کردن و تحت کنترل قرار دادن پره های ترک دار اهمیت بسیاری زیادی دارد. زیرا یکی از مسائل مهم و روزمره این صنعت وجود ترک در پره های توربین است، از طرفی هنوز یک دستورالعمل کامل و جامع تعمیرات برای پره های ترک دار در دسترس نیست. پس اگر بتوان تحلیل درست و منطقی از ترک های موجود در پره های توربین داشت،

با اطمینان می توان از آن ها استفاده نمود، در نتیجه زمان بین تعمیرات افزایش و هزینه های تعمیرات کاهش می یابد.

لذا در این مقاله با استفاده از روش المان محدود تحلیل ترک سه بعدی یک مدل واقعی پره توربین گازی انجام شده و اثر پارامترهای مختلف مانند سرعت دورانی پره، فشار گازهای گرم، زاویه ترک، موقعیت ترک روی پره و طول ترک بر روی ضرایب شدت تنش مود اول، دوم، سوم و موثر بررسی شده است. ضرایب شدت تنش با استفاده از روش انتگرال مستقل از مسیر جی برآورده شده است. علاوه بر آن سرعت دورانی بحرانی و طول، ارتفاع و زاویه ترک بحرانی نیز محاسبه گردید. نتایج نشان داده اند که ترک های لبه ای از نوک سطحی ترک رشد می کنند. پس اگر در سطح ترک رشد نداشته باشد با اطمینان می توان اذعان داشت که ترک در عمق نیز رشد نداشته است. لذا عدم افزایش طول ترک های سطحی در پره ها متضمن کارکرد ایمن آنهاست، به شرطی که وجود ترک سطحی تنها عیب آن ها باشد. همچنین از نمودارها مشاهده گردید که ضرایب شدت تنش با توان دوم سرعت زاویه نسبت مستقیم دارند. تغییرات فشار گاز بر ترک های لبه ای ناچیز اما بر ترک های ایجاد شده در طول پره تأثیرگذار است. با کاهش محل ارتفاع محل ترک ضریب شدت تنش افزایش می یابد. با افزایش و یا کاهش زاویه از مقدار صفر درجه، مقدار K_{II} به K_I که مود غالب است نزدیک می شود.

مراجع

- [1] Marahleh G., Jordan H., "Creep life prediction of service exposed turbine blades" Department of Mech. Eng, Imperial College London, 200.
- [2] Singh D., Mattheus T., "Fatigue damage of steam turbine blade by frequency" DRESSE-RAND company USA, 2003.
- [3] Kubiak J., Urquiza G., "failure analysis of the 150MW Gas turbine blade" state university of morelos, Engineering Failure Analysis, pp. 1794-804, 2008.
- [4] Kubiak J., Segura J., "Failure analysis of the 350 MW. Steam turbine" state university of morelos, Engineering Failure Analysis, pp. 1270-81, August 2008.
- [5] Salavatian M., Poursaeidia E., "Fatigue crack growth simulation in a generator fan blade" Engineering Failure Analysis, pp. 888-898, 2009.
- [6] Poon C., Vital D., "Fatigue crack propagation behavior of rotor and wheel materials used in steam turbine" International Journal of fatigue, 1983.

blades on their life time" Materials and Design, pp.167-168, 2002.

- [7] Mazur Z., Gara R., "Last stage blades failure analysis of a 28 MW geothermal turbine" Instituto de InvestigacionesEléctricas, Engineering Failure Analysis,pp. 1020–1032, 2009.
- [8] Sepehri H., kermanpur A., "An investigation on failure analysis of titanium gas turbine compressor blades" 8th.International Fracture Conference, Istanbul/Turkey, pp. 563-69, 2007.
- [9] Guoru F., Fengjun L., "Failure analysis of components in compressor vane" Engineering Failure Analysis, pp. 1703–10, 2008.
- [10] Mestaneck P., "Low cycle fatigue analysis of a last stage steam turbine blade" Applied and Computational Mechanics, pp.71–82, 2008.
- [11] Witek L., Wierzbina M., "Fracture analysis of compressor blade of a helicopter engine" Engineering Failure Analysis,pp.1616–1622, 2010.
- [12]Broek D., "Elementary Engineering Fracture Mechanics", Kluwer Academic Publishers, Southampton, U. K., 1986.
- [13] Steeve B. E., Marshall C., "Applications of FEM and BEM In Two Dimensional Fracture Mechanics Problems" NASA Technical Paper, George Space Flight Center, Alabama, 1992.
- [14] Richard H. A., Fulland M., Sander M., "Theoretical crack path prediction" Fatigue Fracture Eng. Mater. Struct.,Vol.28,Issue (1-2), pp.312,2005.
- [15] Lucht T., "Finite element analysis of three-dimensional crack growth by the use of a boundary element sub model" Eng. Fract. Mech.,vol.76, pp.2148-2162, 2009.
- [16] Swaminathan V. P., Cheruvu N.S., "Advanced Materials and Coatings for Combustion Turbines" published by ASM international, Materials Park, ohio, October 1993.
- [17] Shiratori M., "Analysis and application of influence coefficient for round bar with semielliptical surface crack"Stress intensity factor hand book,oxford uk.,pergamon press., pp. 659-665,1987.
- [18] Filippini M., Pasquero G., "Multi axial fatigue of high temperature alloy for Gas turbine engine" politecnici di Milano, European structural integrity society high temperature mechanical testing committee, Berlin, September 2005.
- [19] Zamzam M. A., El-Sabbagh A.S., "Study of thermal cycling effects of AL-Ni Turbine