



بررسی تجربی و شبیه‌سازی ناپایداری دینامیکی سیال بر وقوع پدیده واماندگی هوا در توربین گازی

محمد رضا فیروزی^۱، محسن مهدوی عادل^{۲*}، مهدی نکیسا^۱

۱. گروه مهندسی مکانیک، واحد بوشهر، دانشگاه آزاد اسلامی، بوشهر، ایران

۲. گروه مهندسی مکانیک، واحد سوسنگرد، دانشگاه آزاد اسلامی، سوسنگرد، ایران

چکیده

در این مقاله، اثر پدیده سرج استال بر پره‌های یک توربین گاز مورد مطالعه قرار گرفته است. مولد نیروگاه گازی مورد مطالعه با ظهور هشدارهای افت فشار هوای خروجی کمپرسور، بالا بودن دمای آگزوز، بالا بودن لرزش و ارتعاشات توربین کمپرسور و افت فشار هوای ورودی کمپرسور تریپ نموده و کاهش دور، سبب ایجاد سر و صدای شدید در قسمت کمپرسور شده است. برای این منظور از داده‌های مربوط به ناپایداری دینامیکی برای تحلیل تنش و تعیین مکان‌های بحرانی پره استفاده شده است. در مرحله نخست، شکست رخ داده بر روی پره بررسی و مکان‌های بحرانی آن با استفاده از بازرسی چشمی، میکروسکوپ استریو تعیین شده است. سطح شکست پره با استفاده از دستگاه اندازه‌گیری ابعادی ویدیویی، مختصات و نحوه اشاعه ترک در آن مشخص شده است. در نهایت با در نظر گرفتن روابط مربوط به ناپایداری دینامیکی سیال بر اساس مدل مورگریتزر، تمرکز تنش ایجاد شده در پره شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد، نتایج تجربی و شبیه‌سازی با همدیگر همخوانی دارد همچنین نواحی نزدیک به ریشه پره دارای تمرکز تنش بالایی بوده که منجر به جوانه زنی و رشد ترک در این ناحیه از پره شده است. حداکثر مقدار کرنش، در ناحیه نزدیک به ریشه پره ایجاد شده و مقدار آن در حدود ۰/۸ درصد بوده است. همچنین نتایج حاصل از آنالیز تنش نیز نشان می‌دهد در اثر شروع پدیده واماندگی هوایی میزان تنش ایجاد شده در ناحیه ریشه پره در حدود ۱۱۰۰ مگاپاسکال افزایش یافته که باعث وقوع شکست در اول پره از ناحیه مورد بررسی شده است.

کلمات کلیدی: توربین گازی، واماندگی هوا، ناپایداری سیال

مقدمه

توربین گاز یک موتور حرارتی درون‌سوز است که انرژی حرارتی را به انرژی مکانیکی تبدیل می‌کند. توربین‌های گازی از انواع تجهیزات تولید انرژی هستند که استفاده‌ی فراوانی در صنعت دارند. یکی از اجزاء مهم و تاثیرگذار در فرآیند توربین گازی، کمپرسور آن می‌باشد. هدف اصلی از بکارگیری کمپرسور، افزایش فشار کل سیال عامل با استفاده از کار محوری می‌باشد. در کاربردهای یاد شده، عملکرد ایمن و حداکثر سیستم تراکم ضروری بوده و لذا برای راه‌اندازی تا حد امکان مناسب و با راندمان بالای کمپرسور و نیز جهت جلوگیری از خسارت‌های احتمالی، باید از ایجاد ناپایداری‌های جریان در سیستم پیشگیری کرده و یا به محض وقوع از آن ممانعت به عمل آورد [۱]. در هنگام عملکرد خارج از طرح توربین گاز، کمپرسور در شرایط کارکرد مختلفی قرار می‌گیرد. این شرایط معمولاً به تغییرات قابل توجه در پارامترهایی چون دبی جرمی، دما و فشار منجر می‌شود. برای کمپرسور در این موقعیت، تغییر در دبی جرمی روی دیاگرام سرعت آن اثر گذاشته که این خود سبب انحراف در نرخ قدرت مصرفی و عملکرد کلی مرحله می‌شود. یکی از انحراف‌ها و ناپایداری‌های مهم در این زمینه، رخداد سرج می‌باشد. در واقع سرج، یک حالت جریان و ناپایداری فراگیر یک‌بعدی است که در آن نوسان‌های شدیدی در جریان متوسط در کل سیستم تراکم رخ داده و بارهای نوسانی ایجاد شده در هنگام ورود به منطقه سرج، سبب اعمال بارهایی ناپایدار روی یاتاقان‌های نگهدارنده‌ی محور کمپرسور می‌گردد که می‌تواند اثرات و خسارات جبران‌ناپذیری را بر کل سیستم تراکم داشته باشد [۲]. توربین گاز از طریق منبسط کردن گازهای سوخته و هوا که دما و فشار زیادی دارند؛ در چندین طبقه از پره‌های ثابت و متحرک، قدرت تولید می‌کند. برای تولید فشار زیاد در سیال عامل، از کمپرسور استفاده می‌گردد. برای تولید قدرت زیاد، به جریان زیادی از سیال و سرعت زیاد آن نیاز است. برای این کار از کمپرسور گریز از مرکز یا کمپرسور جریان محوری استفاده می‌شود. کمپرسور، توسط توربین به حرکت در می‌آید و به‌همین منظور محور آنها به یکدیگر متصل می‌گردد. جهت بالابردن دمای سیال عامل، یک اتاق احتراق لازم است که در آن هوا و سوخت محترق گردند تا سبب افزایش دمای



سیال عامل بشود. به این ترتیب، یک سیکل ساده توربین گاز شامل کمپرسور، اتاق احتراق و توربین می‌باشد [۳]. از پدیده‌هایی که ممکن است در کمپرسورها اتفاق بیفتد، استال^۱ و سرچ^۲ می‌باشد. استال در یک کمپرسور، وضعیت غیرطبیعی جریان هوا است. استال در کمپرسورهای دینامیکی، به‌خصوص کمپرسورهای محوری یافت می‌شود. استال در کمپرسور منجر به از دست رفتن عملکرد کمپرسور می‌گردد، که می‌تواند به شدت در افت قدرت موتور اثرگذار باشد. استال می‌تواند سبب از دست رفتن کامل فشرده‌سازی شود. استال به معنی توقف سیال بوده و به علت جدایی لایه‌ی مرزی، بر روی پره اتفاق می‌افتد. استال شدن پره علاوه بر اختلال جریان، نیروهای نامتقارنی را بر روتور اعمال نموده و باعث بالارفتن ارتعاش روتور می‌شود. در حالی که کمپرسور می‌چرخد، چنانچه زاویه حمله هوا به هردلیلی تغییر کند، جت‌های هوا از روی پره جدا شده و پدیده جدایی رخ می‌دهد. در اثر پدیده جدایی، سطح مقطع عبوری هوا کوچک شده که به آن استال می‌گویند. از آنجایی که دبی کل ثابت است؛ مازاد هوا از پره بعدی همان ردیف عبور می‌کند [۴]. این عمل باعث تغییر زاویه‌ی حمله هوا در پره بعدی شده و استال به وجود می‌آید. این اتفاق به همین صورت تکرار می‌گردد تا پره‌های یک ردیف را سرتاسر استال فرا گیرد. چنانچه یک پره از لحاظ وضعیت سطح مانند خوردگی، ناصافی و رسوب آمادگی استال شدن را داشته باشد، فقط آن پره استال شده اما اگر همه پره‌ها با یکدیگر استال شوند و کلیه فضای بین پره‌ها را بگیرند، کلا جریان عبوری از کمپرسور قطع خواهد شد [۵]. تلفات توربین، عمدتاً آنهایی هستند که به دلیل جریان سیال عامل در داخل توربین ایجاد می‌شود. انتقال گرما به محیط اطراف نیز نوعی اتلاف است. با این وجود این اتلاف دارای اهمیت ثانویه است [۶]. محفظه‌ی احتراق، یکی از مهم‌ترین اجزاء در طراحی توربین گاز است. چراکه باید یک عملیات پایدار در طیف گسترده‌ای از نسبت هوا/ سوخت و بار اطمینان حاصل شود [۷]. در زمینه پدیده استال می‌توان اینگونه بیان کرد که سرچ یک پدیده مربوط به سیستم فرآیندی است که نتیجه تفکیک و بازگشت جریان سیال به علت پایین گاز است. این پدیده می‌تواند در تیغه‌های راهنمای ورودی، قسمت مکش پروانه، در میانه‌ی قسمت مکش پروانه، خروجی پروانه و یا افشاننده کمپرسور به وجود آید [۸]. کار مهم‌تری که در زمینه مدل‌سازی دینامیکی سیستم‌های تراکم صورت گرفت، توسط مقاله‌ای دو بخشی از مور و گریترز [۹] انجام پذیرفت. این مقالات استخراج و آنالیز مدل دینامیکی غیرخطی را ارائه می‌کردند که به توصیف امکان رشد و کاهش واماندگی در خلال ناپایداری کمپرسور و نیز گسترش سرچ و امکان مرتبط ساختن این دو ناپایداری می‌پرداختند. فلنر و همکاران [۱۰] مدل خطی از جریان تراکم‌پذیر برای کمپرسور محوری چند مرحله‌ای با سرعت بالا را توسعه دادند. آن‌ها از ترکیب جریان‌های یک و دوبعدی به ترتیب برای گذرگاه‌های پره و ردیف شکاف‌های بین پره‌ای استفاده کردند. حسینی و همکاران [۱۱] به شبیه‌سازی عددی خنک‌کاری لایه‌ای حول پره توربین گاز با استفاده از معادلات ناویر-استوکس پرداختند. برای بررسی دقیق جریان، مدل سازی به صورت سه بعدی حول هندسه پره توربین گاز انجام شده و دمای سیال ورودی و دمای سطح پره به ترتیب ۴۰۹/۵ و ۲۹۷/۷ درجه کلون در نظر گرفته شده است. نتایج بدست آمده از روش پنس با نتایج تجربی موجود و نتایج مدل‌های دو معادله‌ای رنس در تحقیق‌های دیگر مقایسه شده که نشان می‌دهد روش پنس تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی داشته و همچنین نسبت به مدل‌های دو معادله‌ای رنس، دقیق‌تر است. بنی‌هاشمی و همکاران [۱۲] به ارزیابی نقش سیستم احتراق توربین گازی در پدیده سرچ پرداختند. با در نظر گرفتن تمایل طراحان برای دستیابی به کمپرسورهایی با نسبت فشار و راندمان بالا، شناخت و دانش بیشتر درباره‌ی ناپایداری‌ها و عواملی که سبب محدودیت نسبت فشار و راندمان می‌شود، امری ضروری به نظر می‌رسد. در این مقاله، اثر ناپایداری دینامیکی بر وقوع پدیده‌های سرچ و استال در توربین گاز با استفاده از نرم‌افزار آباکوس شبیه‌سازی گردیده و نتایج مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است.

بیان مساله

قطعات موردنظر در زمینه یافتن علل تخریب در این تحقیق، پره‌های متحرک ردیف اول کمپرسور توربین سیکل ترکیبی یک نیروگاه گازی است. بنابر اظهارات مشتری، این پره‌ها با ۳۰۰۰ دور کار می‌کنند. در آذرماه ۱۴۰۳ پره‌های این توربین مورد تعمیر قرار

¹ Stall

² Surge

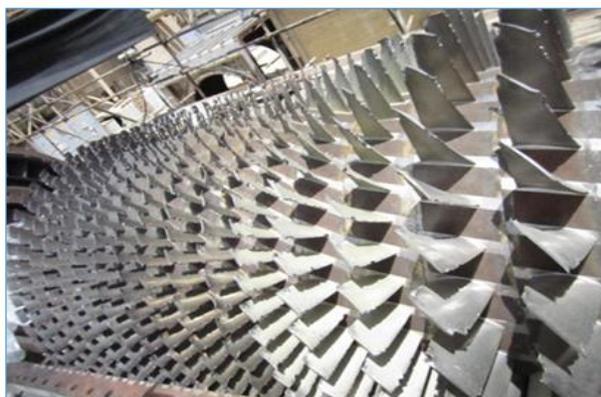


گرفته اما پس از گذشت ۲ ماه، مجدداً اشکالی در پره رخ داده است. شرایط کاری پره، نرمال و دمای کاری آن بالا نبوده است. انتظار می‌رفت عمر قطعه در حدود ۲۰۰/۰۰۰ ساعت باشد. این درحالی است که در زمان وقوع شکست، قطعه در حدود ۵۰/۰۰۰ ساعت کار کرده بود. مولد گازی نیروگاه با ظهور هشدارهای مربوط به پارامترهای تعریف شده، سبب ایجاد سر و صدای شدید در قسمت کمپرسور شده است. پس از بررسی‌های به عمل آمده توسط کارشناسان، این نتیجه حاصل شد که پره‌های گایدون، تعداد محدودی از پره‌های متحرک و ثابت ردیف‌های ابتدایی کمپرسور دچار شکست شده‌اند. با توجه به تخریب و شکست پره‌های متحرک کمپرسور، این مطلب استنباط گردید که که بیشترین آسیب در پره‌های ردیف اول و گایدون به‌وجود آمده است. جدول (۱) آنالیز شیمیایی مربوط به این پره‌ها را نمایش می‌دهد. این نتایج نشان می‌دهد آلیاژ مورد استفاده برای ساخت پره فولاد زنگ نزن از گروه ۴۰۰ بوده و همچنین نتایج حاصل از آنالیز سختی نیز نشان می‌دهد سختی آلیاژ در محدوده‌ی ۳۶۰-۳۷۰ ویکرز بوده است.

جدول ۱: آنالیز شیمیایی پره‌های موردنظر در این تحقیق

C	Si	Mn	P	S	Cr	Mo	Ni	Al
۰/۰۳۱	۰/۳۸	۰/۸۴	۰/۰۲۳	۰/۰۰۴	۱۴/۸۹	۰/۷۶	۶/۳۶	۰/۰۰۵
Co	Cu	Nb	Ti	V	W	N	Fe	
۰/۰۴	۱/۴۰	۰/۶۹	۰/۰۰۷	۰/۰۶۳	۰/۰۷	۰/۰۲	Base	

در شکل (۱) تصاویر مربوط به شدت تخریب رخ داده در قسمت کمپرسوری توربین گاز نشان داده شده است. در شکل (الف)، نمای کلی از تخریب در تمامی استیج‌ها مشاهده می‌شود. این نتایج نشان می‌دهد شکست با یک الگوی مشابه و در ناحیه لبه پره‌ها پیشروی کرده است. در شکل (ب)، تصاویر مربوط به پره اول تخریب شده نشان داده شده است. این تصاویر مربوط به حالت قبل و بعد از دمونتاز نمودن پره از کمپرسور می‌باشد. این تصاویر نشان می‌دهد شکست از ناحیه ریشه پره شروع شده است. در شکل (ج)، تصاویر مربوط به اثر تخریب در پره‌های استیج مجاور نیز نشان داده شده است. با وجود این که در این پره‌ها نیز شدت تخریب در لبه‌ها بیشتر بوده است، رشد ترک در ناحیه ریشه پره مشاهده می‌گردد.



(الف)



(ب)





(ج)

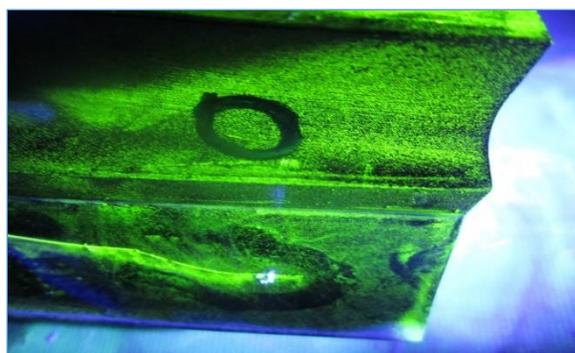
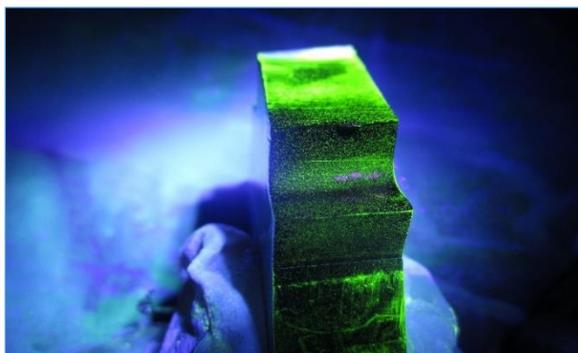
شکل ۱: تصویر مربوط به وقوع شکست در پره‌های توربین گاز مورد مطالعه

بازرسی چشمی

در شکل (۲)، نتایج حاصل از بازرسی چشمی انجام یافته بر روی پره‌های شکسته شده نشان داده شده است. این نتایج نشان می‌دهند شدت آسیب وارده به پره‌های ردیف اول در نواحی نزدیک به لبه هدایت کننده بالا بوده است. در این نواحی اثرات ناشی از سایب و کندگی پره‌ها مشاهده می‌گردد. همچنین با بررسی نواحی نزدیک به ریشه پره نیز می‌توان بیان نمود در این نواحی ترک اشاعه یافته است. نتایج حاصل از بررسی‌های ابعادی نشان می‌دهد، طول ایرفول پره مورد مطالعه در حدود $375/65$ میلی‌متر است. همچنین ترک ایجاد شده در ناحیه ریشه پره در حدود $140/3$ میلی‌متر اشاعه یافته است. همچنین کنترل ابعادی مربوط به سطح شکست ریشه پره نیز در این تصاویر مسیر پیشروی ترک در سطح شکست پره اول را نشان می‌دهد. این سطح شکست از دو ناحیه اصلی با ابعاد 124 و 77 میلی‌متر تشکیل شده است. در شکل (۳) نتایج حاصل از آزمون رادیوگرافی برای بررسی مکان تشکیل ترک در پره نشان داده شده است.



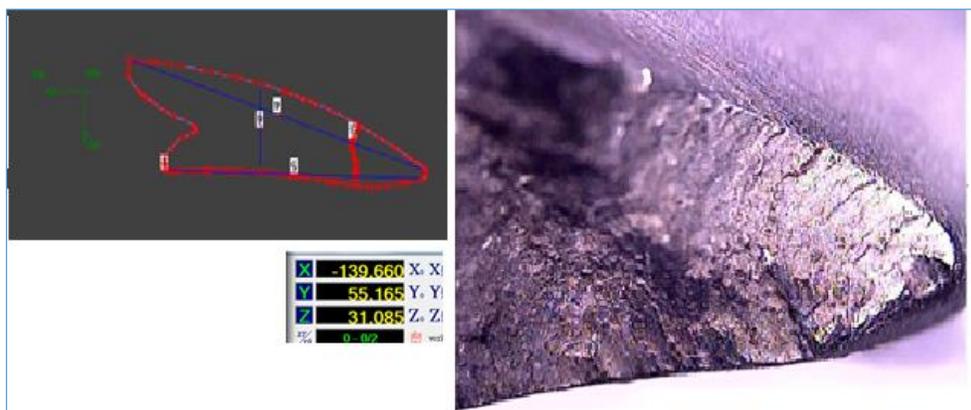
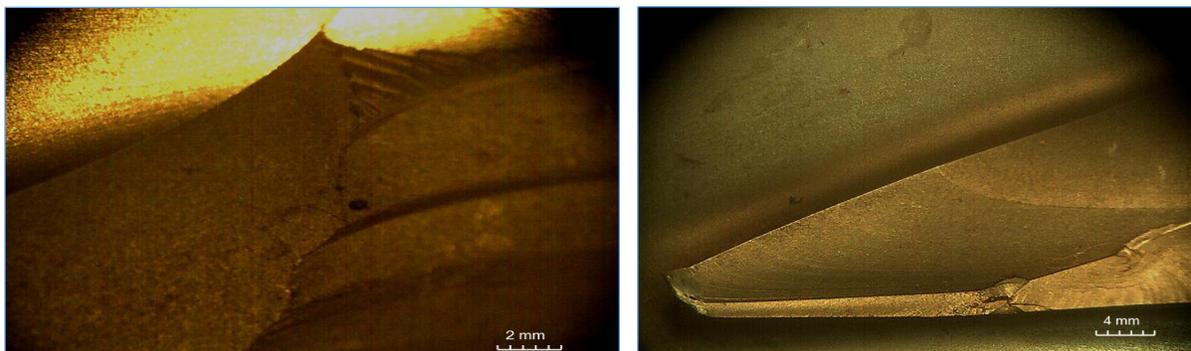
شکل ۲: نتایج حاصل از بازرسی چشمی انجام شده بر روی پره



شکل ۳: نتایج آزمون غیر مخرب رادیوگرافی جهت تعیین موقعیت ترک ایجاد شده در ریشه ترک



در شکل (۴)، تصاویر مربوط به ارزیابی سطح شکست با میکروسکوپ استریو نشان داده شده است. این تصاویر نشان می‌دهند بارگذاری چرخه همراه با رشد ترک منجر به وقوع شکست در پره شده است. طبق این نتایج می‌توان بیان نمود ضخامت عریض ترین ناحیه ترک در حدود ۷۳/۲۲ میلی‌متر است همچنین در این ناحیه فاصله ترک تا ریشه پره برابر با ۱۳/۹۵ میلی‌متر اندازه گیری شد. (الف)



شکل ۴: الف) تصاویر میکروسکوپ استریو از سطح شکست پره، ب) کنترل ابعادی سطح شکست با دستگاه اندازه گیری ویدیویی^۱

تجزیه و تحلیل داده‌ها

بررسی مدل ناپایداری دینامیکی سیال (مدل مور گریترز)

برای بررسی مدل ناپایداری دینامیکی سیال بر اساس مدل مور گریترز، ابتدا معادلات بنیادی و روابط جرم برای سیستم فوق به صورت روابط (۱) و (۲) تعریف می‌شوند [۱۳].

$$\frac{DM_{sys}}{Dt} = 0 \quad (1)$$

$$M_{sys} = \oint_{sys}^{sys} \rho dv \quad (2)$$

بر اساس این روابط می‌توان بیان نمود میزان جرم در سیستم فوق ثابت است، همچنین طبق معادله رینولدز رابطه دقیق بین جرم و سازگاری به صورت رابطه (۳) خواهد بود [۱۴].

¹ Virtual measurement machine (VMM)

$$\frac{DB_{sys}}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{cv} p b d v + \int_{cs} p b V \cdot \hat{n} d A \quad (3)$$

بر اساس این مدل، معادلات حاکم بر ناپایداری دینامیکی سیال شامل سیستم، فصل مشترک سیال و ناپایداری آن بوده و بر اساس سه رابطه (۴) الی (۶) محاسبه می‌گردند [۱۴].

$$\Psi(\xi) + l_c \frac{d\Phi}{d\xi} = \psi_c(\Phi - Y_{\theta\theta}) - m(Y_\xi) + \frac{1}{2a}(2Y_{\xi\theta\theta} + Y_{\theta\theta\theta}) \quad (4)$$

$$\Psi(\xi) + l_c \frac{d\Phi}{d\xi} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \psi_c(\Phi - Y_{\theta\theta}) d\theta \quad (5)$$

$$l_c \frac{d\Psi}{d\xi} = \frac{1}{4B^2} [\Phi(\xi) - F_T^{-1}(\Psi)] \quad (6)$$

جایی که، Φ ضریب جریان متوسط در حین سیلان، ξ پارامتر بی بعد زمان بر پایه زاویه چرخش روتور، θ مولفه مماسی مربوط به محور مختصات استوانه ای کمپرسور، Ψ پارامتر بی بعد فشار، Y ضریب آشفنگی کمپرسور در هوای ورودی، B پارامتر بی بعد مربوط به مدل مور گریتر می باشند. با تلفیق این روابط و با در نظر گرفتن روابط گالرکین، معادلات ناپایداری دینامیکی سیال به صورت روابط (۷) الی (۹) خواهند بود [۱۵].

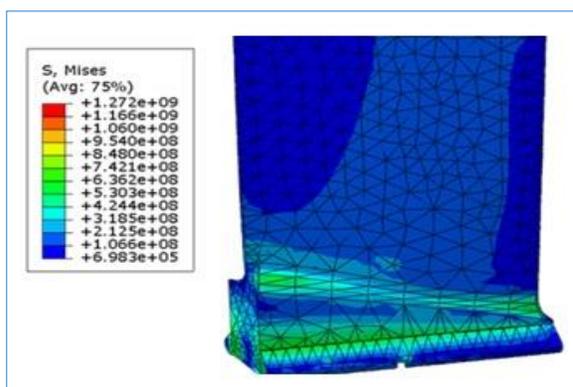
$$\frac{d\Psi}{d\xi} = \frac{W/H}{4B^2} \left[\frac{\Phi(\xi)}{W} - \frac{F_T^{-1}(\Psi)}{W} \right] \cdot \frac{H}{l_c} \quad (7)$$

$$\left[1 - \frac{\Psi - \psi_{c0}}{H} + \frac{3}{2} \left(\frac{\Phi}{W} - 1 \right) \cdot \left(1 - \frac{J}{2} \right) - \frac{1}{2} \left(\frac{\Phi}{W} - 1 \right)^3 \right] \quad (8)$$

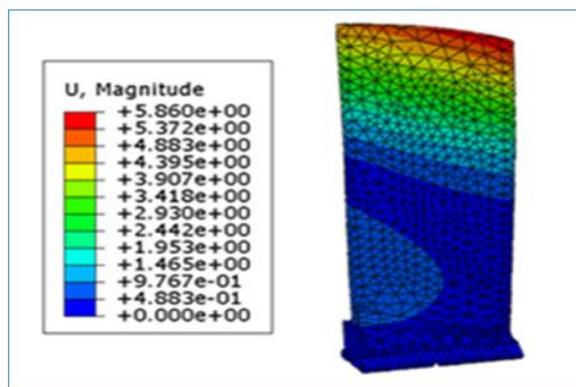
$$\frac{dJ}{d\xi} = J \left[1 - \left(\frac{\Phi}{W} - 1 \right)^2 - \frac{1}{4} J \right] \cdot \frac{3aH}{(1+ma)W} \quad (9)$$

شبیه سازی عددی

ارزیابی تنش در پره‌های توربین با استفاده از نرم‌افزارهای مهندسی، راه‌کاری مفید جهت پیش‌بینی عواملی از جمله برآورد طول عمر پره می‌باشد. در این تحقیق با استفاده از دو نرم‌افزار سالیدورکز و آباکوس، تنش اعمال شده به پره شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل از آنالیز جابجایی و تنش در تصاویر (۵) و (۶) نشان داده شده‌اند. این نتایج نشان می‌دهند بیشترین مقدار جابجایی برای پره‌ها در ناحیه نزدیک به لبه بوده است. با اعمال جبهه هوایی ناشی از پدیده سرج و استال، با توجه به روابط دینامیک سیالات ارایه شده، تنش در نواحی مختلف پره شبیه‌سازی و مشخص شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای تنش معادل، کرنش معادل، تنش فان میزز نشان‌دهنده هم‌خوانی نتایج با داده‌های تجربه‌ای و سطح شکست پره دارد.



شکل ۶: نتایج مربوط به تنش فان میزز ایجاد شده در پره



شکل ۵: نتایج جابجایی پره



نتیجه‌گیری

قطعات توربین گازی حین انجام کار، تحت تنش‌های مکانیکی و حرارتی بالایی قرار داشته و به مرور زمان، افزایش عیوب قطعاتی نظیر پره‌ها منجر به شکست توربین‌ها و از کارافتادگی آن‌ها خواهد شد. در این تحقیق، به شبیه‌سازی تنش اعمالی در پره‌های متحرک ردیف اول کمپرسور توربین سیکل ترکیبی متعلق به یک نیروگاه گازی، پرداخته شده است. برای این منظور از دو نرم‌افزار سالیدورکز و آباکوس استفاده شده است. نتایج به شرح ذیل می‌باشند:

- باتوجه به شرایط مرزی اعمال شده در ناحیه‌ی نوک پره و موقعیت نزدیک به لبه پیشرو، بیشترین مقدار جابجایی در پره مشاهده می‌گردد.
- حداکثر مقدار کرنش، در ناحیه نزدیک به ریشه پره ایجاد شده و مقدار آن در حدود $0/8$ درصد بوده است. همچنین نتایج حاصل از آنالیز تنش نیز نشان می‌دهد در اثر شروع پدیده واماندگی هوایی میزان تنش ایجاد شده در ناحیه ریشه پره در حدود 1100 مگاپاسکال افزایش یافته که باعث وقوع شکست در اول پره از ناحیه مورد بررسی شده است.
- در کل بدنه پره، کرنش پلاستیک ایجاد نشده درحالی‌که در نواحی نزدیک به ریشه پره کرنش پلاستیک ایجاد شده است.
- تنش فان میزز در نواحی نزدیک به ریشه، دارای مقدار حداکثر است.

منابع

- [1] Keishaly Cabrera. Paolo Pezzini. Larry Shadle. Kenneth Mark Brydem. (2019). Surge and Stall Detection Using Acoustic Analysis for Gas Turbine Hybrid Cycles.
- [۲] تولائی، محسن. حاجی دولو، ابراهیم. (۱۳۹۰). مدل‌سازی و شبیه‌سازی پدیده سرج در کمپرسور توربین گازی. اولین همایش ملی شبیه‌سازی سیستم‌های مکانیکی. دانشگاه آزاد اسلامی، واحد اهواز.
- [3] B.E. Launder, D.B. Spalding. (1974). The numerical computation of turbulent flows, *Comp. Meth. Appl. Mech. Eng.* 3: 269–289.
- [4] A.G. Gerber. (2002). Two-phase Eulerian/Lagrangian model for nucleating steam flow, *ASME J. Fluids Eng.* 124: 465–475.
- [5] A.J. White, J.B. Young, P.T. Walters. (1996). Experimental validation of condensing flow theory for a stationary cascade of steam turbine blades, *Philos. Trans. R. Soc. London* 354: 59–88.
- [6] J.E. McDonald. (1962-63). Homogeneous nucleation of water vapor condensation. I. Thermodynamic aspects, *Am. J. Phys.* 30: 870–877.
- [7] Greenhough, V. W., and Lefebvre, A. H. (1957). Some Applications of Combustion Theory to Gas Turbine Development,” Sixth Symposium (International) on Combustion, pp. 858–69, Reinhold, New York.
- [8] Balje, O.I. (1964). “A Study of Reynolds Number Effects in Turbomachinery,” *Journal of Engineering for Power, ASME Trans.*, Vol. 86, Series A, p. 227.
- [9] Moore, F.K., Greitzer, E.M. (1986). "A Theory of Post Stall Transient in Axial Compressor Systems", *ASME, J. of Eng. For Gas Turbines and Power*, Vol. 108, pp. 68-76.
- [10] Feulner, M.R., Hendricks, G.J., Paduano, J.D. (1996). "Modeling For Control of Rotating Stall in High-Speed Multistage Axial Compressors". *ASME, J. Turbomachinery*, Vol. 118, pp. 1–10.
- [۱۱] حسینی واجارگاه، نیما. سلیمی، محمدرضا. طیبی رهنی، محمد. (۱۳۹۵). شبیه‌سازی عددی خنک‌کاری لایه‌ای حول پره توربین گاز توسط رهیافت میانگین‌گیری جزئی از معادلات ناویر-استوکس. نشریه علمی پژوهشی امیرکبیر-مهندسی مکانیک. دوره‌ی ۴۸، شماره‌ی ۳. صفحه (۲۸۰-۲۶۷).



- [۱۲] بنی‌هاشمی، سید هادی. عصارى، محمدرضا. دهقانی، سید رضا. (۱۳۹۴). نقش سیستم احتراق توربین گازی در پدیده سرچ. دومین کنفرانس بین‌المللی پژوهش در مهندسی، علوم و تکنولوژی.
- [13] Cengel, Yunus, and John Cimbala. Ebook: Fluid mechanics fundamentals and applications (si units). McGraw Hill, 2013.
- [14] Chassaing, Patrick. Fundamentals of Fluid Mechanics. Springer: Berlin/Heidelberg, Germany, 2023.
- [15] Su, Ning, and Yong Wang. "Bifurcation based quadratic feedback control for Moore-Greitzer model with surge and multiple stall modes." International Journal of Robust and Nonlinear Control 33, no. 3 (2023): 2182-2204.