

بررسی رفتار ارتعاشی و شکست خستگی پره توربین گاز تحت اثر آسیب ناشی از برخورد جسم خارجی

سید احمد مرتضوی دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران، s_mortazavi@sbu.ac.ir
عباس رهی* دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران، a_rahi@sbu.ac.ir
سید محمد جعفری استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران، m_jafari@sbu.ac.ir

چکیده

آسیب مکانیکی ناشی از برخورد جسم خارجی (FOD) باعث کاهش عمر خستگی پره توربین تحت کارکرد در شرایط تشدید می‌شود. در این مقاله نتایج بررسی‌های انجام شده به منظور تعیین علل شکست پره ردیف اول کمپرسور یک نمونه توربین گاز صنعتی مورد استفاده در شرکت نفت فلات قاره ارائه شده است. در ابتدا تصاویر بازرسی چشمی و بروسکوپي مورد بررسی قرار می‌گیرد که وجود شن و سنگ ریزه در توربین و مشاهده حفره روی لبه حمله پره‌های مجاور پره شکسته شده گویای پدیده برخورد جسم خارجی می‌باشد. از بررسی مقطع شکست پره، آثار خستگی و رشد ترک نمایان است. در ادامه تحلیل اجزاء محدود تنش و ارتعاشات با در نظر گرفتن اثرات FOD انجام می‌شود. به منظور راستی آزمایی مدل اجزاء محدود، آزمون مودال در حالت آزاد انجام می‌شود. در نهایت نمودار کمپل استخراج و فرکانس‌های طبیعی و تنش‌های دینامیکی بحرانی به دست می‌آیند. نتایج نشان می‌دهد که محل تمرکز تنش دینامیکی مود پنجم پره همخوانی زیادی با محل رشد ترک و شکست پره دارد.

واژه‌های کلیدی: شکست پره توربین، برخورد جسم خارجی، ترک خستگی، نمودار کمپل، آزمون مودال، تحلیل اجزاء محدود.

Investigating the vibration behavior and fatigue failure of the gas turbine blade under the effect of damage caused by the foreign object damage (FOD)

S. A. Mortazavi Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
A. Rahi Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
S. M. Jafari Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

Abstract

Mechanical damage caused by foreign object damage (FOD) reduces the fatigue life of the turbine blade under resonance conditions. In this article, the results of the investigations carried out in order to determine the causes of the failure of the first row compressor blade of an industrial gas turbine sample used in Continental Plateau Oil Company are presented. At first, the images of visual inspection and borescope were examined, and the presence of sand and dust in the turbine and the observation of a hole on the leading edge of the blades adjacent to the broken blade indicate the phenomenon of foreign object damage. From the examination of the blade fracture section, the effects of fatigue and crack growth were revealed. Next, the finite element analysis of stress and vibrations was done considering the effects of FOD. In order to verify the finite element model, the modal test was performed in free-free. Finally, the Campbell diagram was extracted and the natural frequencies and critical dynamic stresses were obtained. The location of the dynamic stress concentration of the fifth mode of the blade was very consistent with the location of crack growth and blade failure.

Keywords: Turbine blade failure, foreign object damage (FOD), fatigue crack, Campbell diagram, modal test, finite element.

اجسام قرار گرفته و آسیبی تحت عنوان برخورد جسم خارجی (FOD) را تجربه می‌کنند. در اثر رخداد FOD حفرات، ترک‌ها، خراشیدگی و فرورفتگی‌هایی روی لبه حمله پره ایجاد می‌شود که منجر به کاهش استحکام خستگی پره به دلیل تمرکز تنش و تنش‌های پسماند ناشی از تغییر شکل پلاستیک و شکست با نرخ کرنش بالا است. نوید و همکاران [۱] اثرات شکل‌های مختلف ذرات را بر روی آلیاژ Ti-6Al-4V شبیه سازی کردند و دریافتند که آسیب ذرات زاویه‌ای بیشتر از ذرات کروی است. دی و همکاران [۲] شبیه‌سازی‌های عددی مکانیسم فرسایش چند ذره را بر روی بستر پره Cr12W1MoV انجام دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد که برای ذرات پوسته پوسته، اثر ریز

۱- مقدمه

هوای احتراق و خنک‌کاری مورد نیاز با فشار و دبی لازم در توربین‌های گازی از طریق کمپرسور تأمین می‌شود. هوا پس از عبور از فیلترها وارد کمپرسور شده و طی عبور از طبقات مختلف آن فشرده‌تر و گرم‌تر نیز می‌شود. هرچه نسبت فشار کمپرسور بالاتر باشد می‌توان به بازده بالاتری در توربین دست یافت. ابعاد کمپرسور و شکل آیرودینامیکی پره‌های ثابت و متحرک و غیره بستگی به نوع توربین گاز و سازنده متفاوت می‌باشد. عدم تعویض به موقع انحنارهای هوا، باعث ورود اجسام خارجی از جمله ذرات شن، قطعات فلزی و سنگ‌ریزه به داخل توربین می‌شود. پره‌های کمپرسور معمولاً تحت تأثیر برخورد این

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: a_rahi@sbu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۰۳/۰۱/۲۶

تاریخ پذیرش: ۰۳/۰۶/۱۳

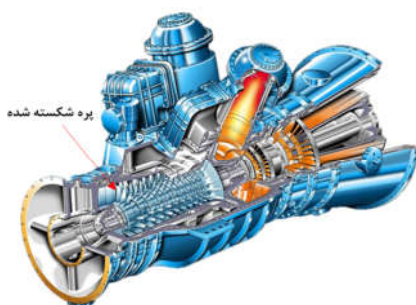
برش بر فرسایش بیشتر از اکستروژن - آهنگری است. سامرفلد و همکاران [۳] تکه تکه شدن قابل توجهی را در سرعت ضربه بالا مشاهده کردند. درجه تکه تکه شدن ذرات با افزایش سرعت و زاویه برخورد افزایش می‌یابد و شکستگی مسیر ذرات را پس از برخورد تغییر می‌دهد. تجزیه و تحلیل نتایج فوق نشان می‌دهد که علاوه بر اندازه ذرات ماسه، شکل، زاویه ضربه و سرعت ضربه، برگشت دانه‌های ماسه و خرد شدن دانه‌های ماسه یکی دیگر از عوامل کلیدی موثر بر مکانیسم آسیب است. دو و همکاران [۴] اثرات سرعت ضربه، زاویه ضربه و جهت اولیه ذرات بر ضربه را مورد مطالعه قرار دادند. هنگامی که زاویه ضربه ثابت است، هر چه قدر مطلق زاویه جهت بیشتر باشد، تعداد ضربات متعدد بیشتر رخ می‌دهد. یان و همکاران [۵] یک مدل پیش‌بینی نرخ سایش را با در نظر گرفتن عوامل احتمالی مانند اندازه ذرات، سرعت و شکستگی ماسه ایجاد کردند و احتمال شکستگی ماسه را در فرآیند فرسایش به دست آوردند. هادوی و همکاران [۶] تحلیل عددی و تجربی شکست پره تحت اثر برخورد ذرات ساینده را بررسی کردند. نتایج آنها نشان داد که ذرات بزرگتر تمایل به شکست بیشتری نسبت به ذرات کوچکتر در همان سرعت فرود دارند. احتمال شکستگی ذرات در زوایای برخورد و سرعت بالا بیشتر است. احمد و همکاران [۷] یک تخمین عمر خستگی را برای یک پره کمپرسور محوری که تحت بارهای دینامیکی قرار دارد انجام دادند. لین و همکاران [۸] شکست خستگی چرخه بالا پره مرحله سوم را به دلیل اثر شکاف تحلیل کردند. با استفاده از روش اجزاء محدود غیرخطی، ویتک [۹] تجزیه و تحلیل شروع ترک پره‌های کمپرسور را که تحت ارتعاش قرار گرفته بودند را تکمیل کرد و از روش اجزای محدود غیرخطی برای تعیین وضعیت تنش تیغه در طول ارتعاش عرضی استفاده کرد. مکبری و همکاران [۱۰] شکستگی ناشی از خستگی پره‌های کمپرسور را بررسی و تحقیقات خود را با توجه به تأثیر خوردگی و بارگذاری مکرر بر عمر باقیمانده بررسی نمودند. ویو [۱۱] یک روش تشخیص ترک توسط داده‌های زمان بندی نوک پره (BTT) پیشنهاد کرد. هنگامی که پره‌ها در معرض خستگی کم چرخه قرار می‌گیرند، زوال ساختاری یکی از محرک‌های خرابی است. کانو [۱۲] روشی را برای ارزیابی عمر خستگی پره‌ها ایجاد کرد که بر اساس آن تعداد چرخه‌های شروع ترک را می‌توان تعیین کرد. ژائو [۱۳] روشی را برای پیش‌بینی استحکام HCF پره پس از آسیب جسم خارجی (FOD) توسعه داد. چن [۱۴]، سیلویرا [۱۵] و ژائو [۱۶] نیز تجزیه و تحلیل شکست پره را به دلیل FOD انجام دادند.

در این مقاله بخشی از نتایج بررسی‌های انجام شده به منظور تعیین علل شکست پره ردیف اول کمپرسور یک نمونه توربین گاز صنعتی ارائه می‌شود. در ابتدا تصاویر بازرسی چشمی و بوروسکوپی مورد بررسی قرار گرفته که وجود شن و سنگ ریزه در توربین و مشاهده حفره روی لبه حمله پره‌های مجاور پره شکسته شده گویای پدیده برخورد جسم خارجی می‌باشد. از بررسی مقطع شکست پره، آثار خستگی و رشد ترک مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در ادامه تحلیل اجزاء محدود تنش و ارتعاشات با در نظر گرفتن اثرات FOD انجام می‌شود. به منظور راستی آزمایی مدل اجزاء محدود، آزمون مودال در حالت آزاد انجام می‌گردد. در نهایت نمودار کمپل استخراج و فرکانس‌های طبیعی و تنش‌های دینامیکی بحرانی به دست می‌آید. محل تمرکز تنش دینامیکی مودهای بحرانی پره گویای رشد ترک خستگی است.

شناسایی مود ارتعاشی بحرانی مشخص می‌کند که در ناحیه تمرکز تنش دینامیکی چند سیکل بر ثانیه رشد ترک خستگی اتفاق افتاده است.

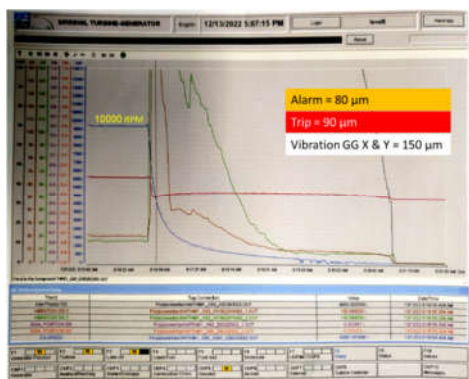
۲- شرح آسیب و تعریف مسئله

توربین مورد بحث که در شکل ۱ نشان داده شده است، یک نمونه توربین گاز صنعتی محرک ژنراتور می‌باشد. توان خروجی توربین توان در حدود ۹۷۰۰ کیلووات و سرعت دورانی توربین حداکثر 11900 RPM است که به طور نامی توربین با سرعت 10000 RPM کار می‌کند. ردیف اول کمپرسور متشکل از پره‌های متحرک با تعداد ۲۱ عدد و پره‌های ثابت با ۳۲ عدد پره می‌باشد. نحوه اتصال پره‌های متحرک از طریق ریشه‌های با مقطع دم چلچله است که به صورت مستقل، در داخل شیارهای روی دیسک قرار گرفته‌اند. جریان هوا قبل از ورود به ردیف اول کمپرسور از میان ۱۸ عدد پره‌های IGV عبور می‌کند. پره‌های IGV از قسمت ابتدا و انتها توسط پوشینگ در داخل حلقه نگهدارنده خارجی و درام داخلی کمپرسور مهار شده‌اند و قابلیت دوران حول محور خود می‌باشند.



شکل ۱ - طرحواره‌ای از توربین گاز مورد بحث (۱۷)

پس از ۵۰۰ ساعت کارکرد، توربین به دلیل دامنه ارتعاشات زیاد مطابق شکل ۲ روتور از مدار خارج شده است. همانگونه که در شکل ۲ اشاره شده است ارتعاشات رؤیت شده توسط حسگرهای پروکسیمیتی یاتاقان کمپرسور ۱۵۰ میکرومتر بوده در حالی که حد اخطار و خاموشی به ترتیب ۸۰ و ۹۰ میکرومتر می‌باشد.

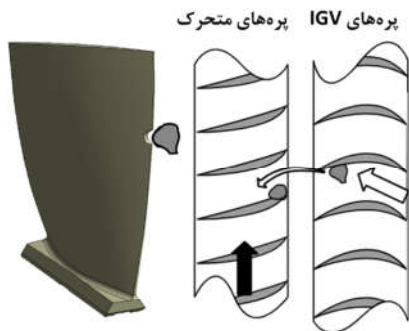


شکل ۲ - سرعت و ارتعاشات روتور GG در زمان خاموش شدن توربین

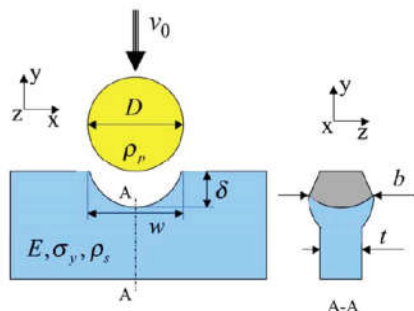


شکل ۵- تصویر بروسکوپیی توربین

دینامیک آسیب ضربه برخورد جسم خارجی که منجر به ایجاد حفره در پره گردد را می‌توان این چنین تعریف کرد که هنگامی که ضربه زنده به پره برخورد می‌کند انرژی جنبشی خود را در شروع به صورت انرژی کرنشی الاستیک و پلاستیک به پره انتقال می‌دهد (شکل ۶). زمانی که سرعت ضربه زنده به صفر برسد، کلیه انرژی جنبشی ضربه زنده یا به انرژی الاستیک و یا به انرژی کرنشی پلاستیک تبدیل می‌شود. انرژی الاستیک باقیمانده، باعث می‌شود ضربه زنده به صورت عکس تغییر کل پیدا کند. مجدداً این امر باعث تبدیل انرژی کرنشی به انرژی جنبشی شده و سبب برگشت ضربه زنده می‌شود. طرحواره‌ی از برخورد جسم خارجی به یک صفحه مستطیلی در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل ۶- طرحواره برخورد جسم خارجی به پره ثابت و متحرک



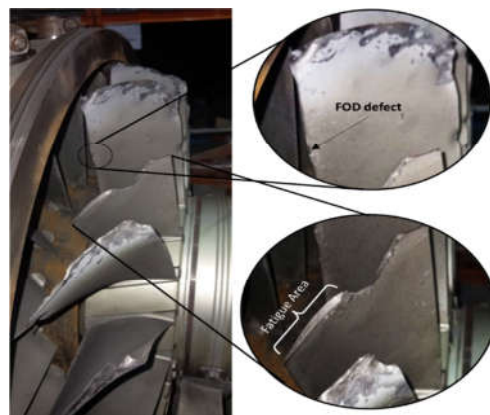
شکل ۷- طرحواره‌ی از برخورد جسم کروی به صفحه

انرژی جنبشی ذره $KE = \frac{\pi}{12} D^3 \rho_p v_0^2$ ، چگالی ذره ρ_p و v_0 سرعت برخورد است. انرژی جنبشی نرمال شده ذره به صورت رابطه (۱)

پس از باز کردن پوسته توربین و بر اساس مشاهدات انجام شده در شکل ۳، اثرات برخورد جسم خارجی (FOD) روی لبه حمله پره‌های ردیف اول به وضوح مشخص است. همچنین مطابق شکل ۴ یکی از پره‌ها نیز دچار شکست شده است. شکست بخشی از پره ردیف اول هنگام کارکرد توربین با سرعت زیادی پره‌های سایر ردیف‌های بالادست برخورد کرده و باعث ایجاد پدیده آسیب برخورد جسم داخلی (DOD¹) شده است. مشاهده ذرات سنگ و شن در بروسکوپیی شکل ۵ به وضوح مشخص است.



شکل ۳- مشاهدات اولیه از پره‌های آسیب دیده کمپرسور



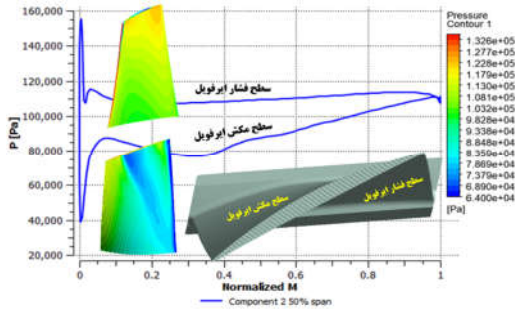
شکل ۴- مشاهده آثار ترک خستگی و آثار FOD

¹Domestic Object Damage

بیان می‌شود.

$$\Omega = \frac{KE}{\sigma_y D^3} = \frac{\pi}{12} \left(\frac{\rho_p}{\sigma_y} \right) \vartheta_0^2 \quad (1)$$

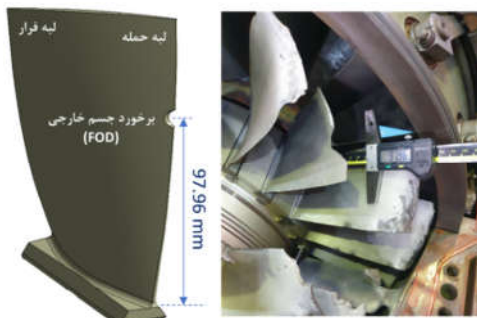
مطابق شکل ۸، آسیب جسم خارجی به واسطه ایجاد حفره‌ها و شیارهای کوچک بر روی لبه حمله پره توربین، مکان‌هایی را برای ایجاد و رشد ترک خستگی فراهم کرده و به همین دلیل عمر پره را به شدت کاهش می‌دهد.



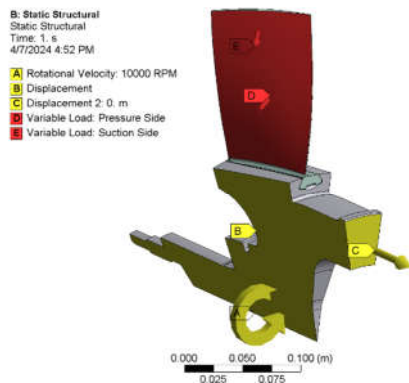
شکل ۱۰- توزیع فشار پره ردیف اول کمپرسور در سطوح مکش و فشار

۲- تحلیل تنش و ارتعاشات پره ردیف اول کمپرسور

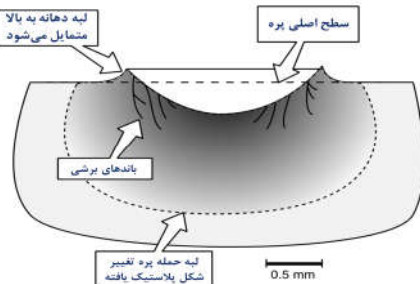
بررسی اجزاء محدود به منظور تحلیل تنش‌های استاتیک و دینامیک مؤثر بر پره متحرک با استفاده از نرم افزار ANSYS انجام می‌شود. از آنجا که پره‌ها به دلیل ماهیت ساختاری و شرایط کاری، همزمان تحت بارگذاری‌های استاتیکی و دینامیکی ناشی از ارتعاش می‌باشند، دو رویه تحلیل به ترتیب تحلیل استاتیک و تحلیل دینامیک در پیش گرفته می‌شود. به منظور بررسی تمرکز تنش، آسیب FOD روی لبه حمله پره در ارتفاع ۹۷/۹۶ میلی‌متر از محل اتصال ایروفیل و ریشه مطابق شکل ۱۱ ایجاد گردید. در ادامه تحلیل استاتیک پره با اعمال شرایط بارگذاری سرعت دورانی 10000 RPM، توزیع فشار استاتیک و شرط مرزی تعیین شده مطابق شکل ۱۲ به پره و قطاع دیسک اعمال شد. (۱۸)



شکل ۱۱- اعمال آسیب FOD روی مدل پره



شکل ۱۲- شرایط مرزی و بارگذاری

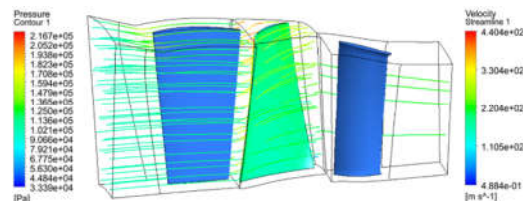


شکل ۸- طرحواره تغییر شکل پلاستیک لبه حمله پره

۱- بارگذاری پره کمپرسور در شرایط کارکرد پایا

نیروهای آیرودینامیک یکی از عوامل ایجاد تحریکات نوسانی روی پره بوده و باعث ارتعاش پره کمپرسور می‌شوند. این نیروها در اثر چرخش جریان هوا در اطراف ایرفویل پره‌ها ایجاد می‌شوند که این به دلیل انجام کار مکانیکی ردیف پره‌های متحرک هر ردیف بر روی هوای ورودی به کمپرسور می‌باشد. این نیروها بصورت بار گسترده مقاوم بر روی سطح پره‌ها اعمال می‌شوند، و معمولا در دو راستای مماسی و طولی نسبت به روتور کمپرسور بررسی و محاسبه می‌شوند.

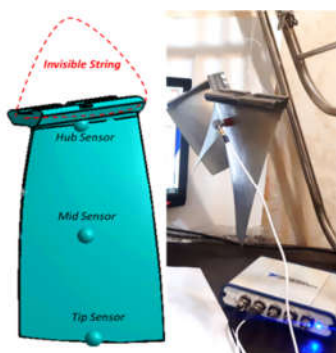
در ادامه فشار و دمای حالت پایا بر روی هندسه سه‌بعدی پره اعمال می‌شود. سرعت دورانی برابر با 10000 RPM است. پس از مدل‌سازی دقیق پره‌های ثابت و متحرک کمپرسور، تحلیل سیالاتی به منظور شناسایی وضعیت جریان سیال عبوری از پره متحرک ردیف اول و همچنین استخراج فشار و دما به منظور اعمال در تحلیل استاتیکی و دینامیکی انجام می‌شود. شبکه بندی ناحیه اطراف پره‌ها در نرم افزار Turbogrid انجام شده است. پس از انجام شبکه بندی سیالاتی، مدل در نرم‌افزار CFX فراخوان می‌شود. کانتور فشار پره روتور و سرعت سیال ورودی کمپرسور و توزیع فشار پره ردیف اول کمپرسور در سطوح مکش و فشار به ترتیب در شکل ۹ و شکل ۱۰ نشان داده شده است.



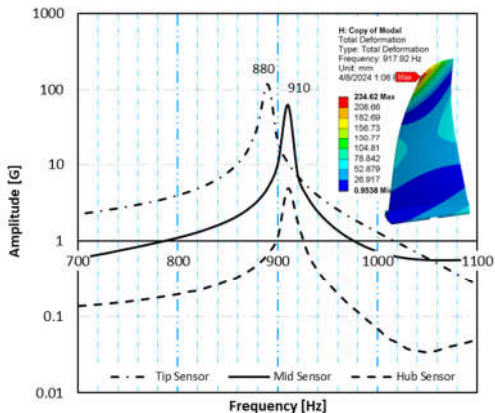
شکل ۹- کانتور فشار پره روتور و سرعت سیال ورودی کمپرسور

وقت و هزینه می‌توان نتایج دقیقتری را بدست آورد.

پره به کمک ریسمان نخی از پایه آویزان شده و با چکش به آن ضربه وارد شده است. از آنجایی که سختی ریسمان‌ها در مقابل سختی پره قابل صرف نظر کردن است، بنابراین تغییری در فرکانس‌های تولیدی ایجاد نمی‌کند. جهت اعتبار سنجی نتایج حاصل از آزمون تجربی موقعیت نصب حسگر جابجا شده و مجدداً آزمون انجام گردید. مطابق شکل ۱۵ اختلاف فرکانس بین پاسخ فرکانسی مود اول در حالی که حسگر در تیپ پره نصب شود با وقتی که حسگر در میانه ایرفویل و یا نزدیک ریشه نصب شود حدود ۳/۳۵ درصد می‌باشد. همچنین اختلاف فرکانس مدل اجزاء محدود با آزمون در حالت موقعیت نصب در میانه ایرفویل ۰/۷۷ درصد می‌شود. بنابراین برای آنکه جرم حسگر خطائی در محاسبه پاسخ فرکانسی ایجاد نکند در میانه ایرفویل نصب می‌شود.



شکل ۱۴- آزمون مودال پره در حالت آزاد



شکل ۱۵- پاسخ فرکانسی مود اول در موقعیت‌های مختلف حسگر مینیاتوری شتاب سنج

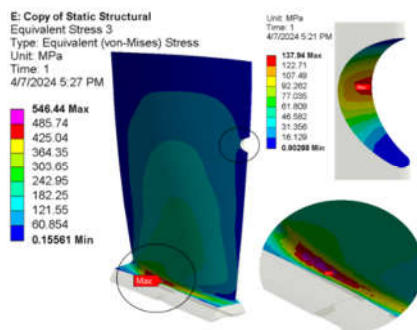
در شکل ۱۶ و شکل ۱۷ به ترتیب فرکانس طبیعی سه مود اول پره در حالت آزاد محاسبه شده به روش اجزاء محدود و نمودار پاسخ فرکانسی حاصل از آزمون مودال نشان داده شده است. مطابق نتایج خطای نسبی بین فرکانس‌های طبیعی آزمون مودال تجربی و روش اجزاء محدود ناچیز است و نیازی به روزآمد کردن مدل تک پره در نرم‌افزار اجزاء محدود نیست. بنابراین مدل به خوبی در نرم‌افزار اجزاء محدود مدل‌سازی شده است.

در قسمت Engineering Data از نرم افزار ANSYS، خواص ماده مورد استفاده در پره کمپرسور مطابق جدول ۱ به صورت همسانگرد وارد می‌شود.

جدول ۱- خواص مکانیکی آلیاژ پره ردیف اول

Grade	X12CrNiMoV12-3
Classification	Alloy special martensitic creep-resisting steel
Density	7.8 (gr/cm)
Young's Modulus	200 (Gpa)
Tensile strength	930-1130 (MPa)
0.2 %proof strength	760 (MPa)

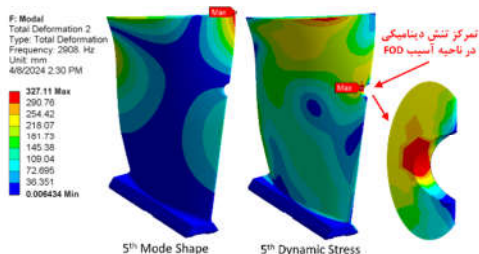
شکل ۱۳ نشان دهنده وضعیت توزیع تنش معادل فون مایزر پره می‌باشد که نشان دهنده یک ناحیه پر تنش در ناحیه انحنای^۱ اتصال ایرفویل به ریشه به مقدار ۵۴۶ مگاپاسکال و یک ناحیه با تنش کمتر در ناحیه حفره ناشی از آسیب FOD به مقدار ۱۳۸ مگاپاسکال می‌باشد. مطابق تنش تسلیم ارائه شده در جدول ۱ و تمرکز تنش محاسبه شده در شکل ۱۳ ضریب اطمینان طراحی در ناحیه انحنای اتصال ایرفویل به ریشه ۱/۴ و در ناحیه آسیب FOD برابر با ۵/۵ می‌باشد. بنابراین تنش استاتیکی وارد بر پره خصوصاً در ناحیه آسیب، عامل شکست پره نمی‌باشد.



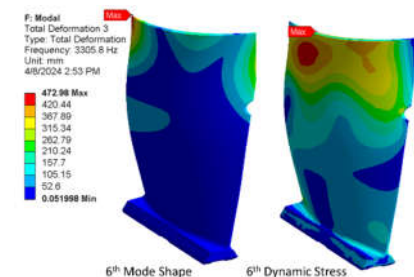
شکل ۱۳- تنش معادل فون مایزر روی پره تحت اثر آسیب FOD

در ادامه تحلیل ارتعاشات پره انجام می‌شود. برای همگرایی نتایج فرکانسی پره و اطمینان از مودهای بحرانی در شرایط عملکرد، آزمون مودال پره در حالت آزاد انجام گردید. در این روش بجای آزمون مودال پره در حالت گیردار پره در حالت آزاد آزمایش می‌شود. مزیت استفاده از این روش این است که نیاز به نگهدارنده ندارد و داده‌های بدست آمده دقیق‌تر هستند و نویز کمتری دارند. سپس مدل اجزاء محدود که آن هم در حالت آزاد تحلیل شده روز آمد می‌شود. به سادگی می‌توان مدل اجزاء محدود را در نرم افزار مربوطه گیردار نمود و فرکانسهای طبیعی پره را بدست آورد. در نتیجه با استفاده از این روش علاوه بر صرفه جویی در

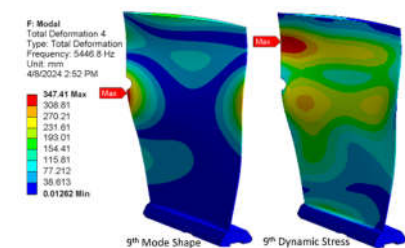
مطابق نمودار کمپل استخراج شده در شکل ۱۸، شکل مودها و تنش‌های دینامیکی بحرانی که در نمودار کمپل با خط چین افقی قرمز رنگ نشان داده شده است، استخراج شد. در شکل ۱۹ الی شکل ۲۲ مودها و تنش دینامیکی بحرانی بدست آمده از نمودار کمپل نشان داده شده است.



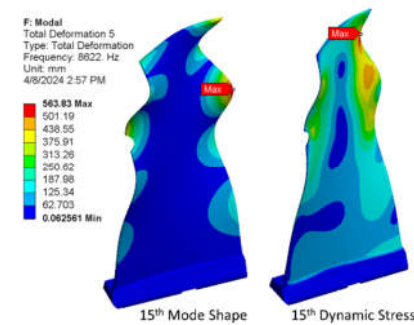
شکل ۱۹- شکل مود پنجم و تنش دینامیکی



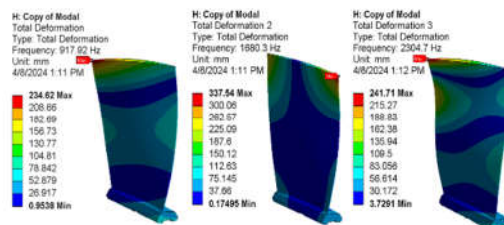
شکل ۲۰- شکل مود ششم و تنش دینامیکی



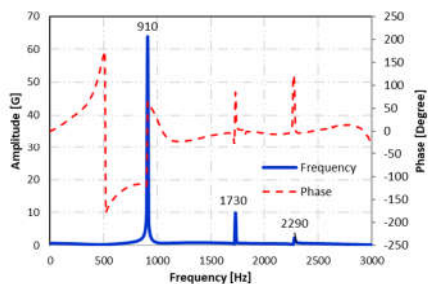
شکل ۲۱- شکل مود نهم و تنش دینامیکی



شکل ۲۲- شکل مود پانزدهم و تنش دینامیکی



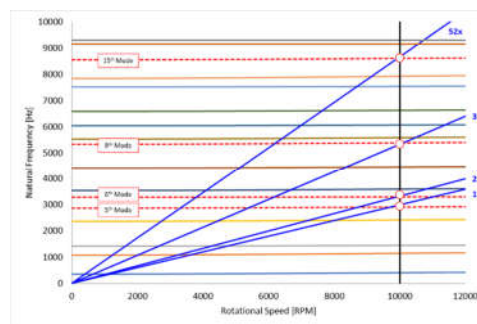
شکل ۱۶- فرکانس طبیعی سه مود اول پره



شکل ۱۷- نمودار پاسخ فرکانسی حاصل از آزمون مودال

در ادامه جهت بررسی احتمال پدیده تشدید از نمودار کمپل استفاده می‌شود. در این نمودار، مودهای مختلف فرکانس طبیعی پره با استفاده از روش اجزاء محدود با در نظر گرفتن شرایط مرزی و بارگذاری مطابق شکل ۱۲ بدست آمده و فرکانس تشدید توربین در مقابل هم رسم می‌شوند، احتمال بروز پدیده تشدید در مودهای مختلف در نزدیکی ضرایب صحیحی از تعداد پره‌های ثابت توربین مورد بررسی قرار می‌گیرد. یعنی فرکانس تحریک پره به تعداد پره‌های ثابت و سرعت چرخش روتور بستگی دارد. در مورد توربین گاز مورد بحث تعداد پره‌های IGV برابر با ۱۸ عدد، تعداد پره‌های ثابت مرحله اول و دوم به ترتیب ۳۲ و ۵۲ عدد می‌باشند.

نمودار کمپل پره ردیف اول در شکل ۱۵ نشان داده شده است. فرکانس‌های پره بر اساس دوره‌های کاری متفاوت و با اعمال نیروی گریز از مرکز استخراج شده است. همانطور که مشخص است، فرکانس‌های طبیعی تحت اثر نیروی گریز از مرکز اندکی افزایش پیدا می‌کنند. در این پره‌ها که نسبتاً بلند هستند، این پدیده شدیدتر رخ می‌دهد. بر اساس مشخصات فنی توربین، سرعت دورانی مورد استفاده بهره‌بردار معادل 10000 RPM می‌باشد.



شکل ۱۸- نمودار کمپل پره ردیف اول

particle erosion, Part II: Effect of incident angle, velocity and abrasive size. *Wear*. 2016; 356:146-57.

- [7] Ahmed M, Ullah H, Rauf A, editors. Fracture mechanics based fatigue life estimation of axial compressor blade. 2016 13th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST); 2016: IEEE.
- [8] Lin H, Geng H, Zhou X, Yu L, editors. High cycle fatigue analysis of third stage blade based on shroud gap effect. 2016 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation; 2016: IEEE.
- [9] Witek L. Experimental and Numerical Crack Initiation Analysis of the Compressor Blades Working in Resonance Conditions. *Fatigue of Aircraft Structures*. 2011; 2011(3):134-53.
- [10] Mokaberi A, Derakhshandeh-Haghighi R, Abbaszadeh Y. Fatigue fracture analysis of gas turbine compressor blades. *Engineering Failure Analysis*. 2015; 58:1-7.
- [11] Wu S, Wang Z, Li H, Yang Z, Tian S, Yan R, et al. Blade crack detection using blade tip timing. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*. 2021; 70:1-13.
- [12] Cano S, Rodríguez J, Rodríguez J, García J, Sierra F, Casolco S, et al. Detection of damage in steam turbine blades caused by low cycle and strain cycling fatigue. *Engineering Failure Analysis*. 2019; 97:579-88.
- [13] Zhao Z, Wang L, Zhang J, Liu L, Chen W. Prediction of high-cycle fatigue strength in a Ti-17 alloy blade after foreign object damage. *Engineering Fracture Mechanics*. 2021; 241:107385.
- [14] Chen R, Lv F, Li Q, Fu G, Wang H, Chai Z, et al., editors. Failure analysis on foreign object damage of aero-engine compressor blade. 2009 8th international conference on reliability, maintainability and safety; 2009: IEEE.
- [15] Silveira E, Atxaga G, Irisarri A. Failure analysis of a set of compressor blades. *Engineering Failure Analysis*. 2008; 15(6):666-74.
- [16] Zhao Z, Wang L, Lu K, Li Y, Chen W, Liu L. Effect of foreign object damage on high-cycle fatigue strength of titanium alloy for aero-engine blade. *Engineering Failure Analysis*. 2020; 118:104842.
- [17] Aschenbruck E, Beukenberg M, Blaswich M, Bokelmann H, editors. The Upgraded Power Turbine for the Industrial Gas Turbine THM 1304 Development and First Operational Experience. Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air; 2004.
- [18] Poursacidi E, Babaei A, Arhani MM, Arablu M. Effects of natural frequencies on the failure of R1 compressor blades. *Engineering Failure Analysis*. 2012; 25:304-15.

۳- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، پره ردیف اول کمپرسور توربین گاز صنعتی مورد بررسی و ریشه‌یابی علت شکست قرار گرفت. برای این منظور ضمن بررسی مشاهدات از توربین، به بررسی تحلیل‌های آیرودینامیک، تنش و ارتعاشات و آزمون فرکانسی مودال نیز پرداخته شد. وضعیت توزیع تنش معادل فون مایزر پره استاتیکی پره نشان دهنده یک ناحیه پر تنش در ناحیه انحنای اتصال ایرفویل به ریشه به مقدار ۵۴۶ مگاپاسکال و یک ناحیه با تنش کمتر در ناحیه حفره ناشی از آسیب FOD به مقدار ۱۳۸ مگاپاسکال می‌باشد. مطابق تنش تسلیم ارائه شده در جدول ۱ و تمرکز تنش محاسبه شده در شکل ۱۳ ضریب اطمینان طراحی در ناحیه انحنای اتصال ایرفویل به ریشه ۱/۴ و در ناحیه آسیب FOD برابر با ۵/۵ می‌باشد. بنابراین تنش استاتیکی وارد بر پره، به خصوص در ناحیه آسیب عامل شکست پره نمی‌باشد. در تحلیل ارتعاشی همانطور که در نمودار کامل شکل ۱۸ مشخص است پره ردیف اول در اثر فرکانس تحریک 18x که فرکانس گذر پره ناشی از GVها است دارای بیشترین انرژی ارتعاشی ناشی از تشدید می‌باشد. محل حداکثر تنش دینامیکی در لبه FOD در مود پنجم عامل رشد ترک خستگی در مدت زمان ۵۰۰ ساعت کارکرد توربین می‌باشد. لذا می‌توان چنین نتیجه گرفت که پره‌های ردیف اول در اثر برخورد جسم خارجی که بر اساس مشاهدات و بوروسکوپ چک ذرات شن محیط می‌باشد، دچار FOD شده و حفره ایجاد شده روی لبه حمله پره محل تمرکز تنش دینامیکی ناشی از ارتعاشات پره شده است.

۴- سپاسگزاری

نویسندگان از تیم مهندسی شرکت نفت فلات قاره و وزارت نفت، شرکت دانش بنیان کیان تک ماشین‌های دوار پارس و گروه مهندسی تحقیقاتی پارس توربو که در انجام آزمایش‌ها و جمع‌آوری داده‌ها به همکاری و مساعدت‌های لازم را داشتند، تشکر می‌نمایند.

۵- مراجع

- [1] Naveed M, Schlag H, König F, Weiß S. Influence of the erodent shape on the erosion behavior of ductile and brittle materials. *Tribology Letters*. 2017; 65(1):18.
- [2] Di J, Wang S-s, Xie Y-h. Investigation on the erosion characteristics of martensitic blade steel material 1Cr12W1MoV by micro-particle swarm with high velocity. *Powder technology*. 2019; 345:111-28.
- [3] Sommerfeld H, Koch C, Schwarz A, Beck A. High velocity measurements of particle rebound characteristics under erosive conditions of high pressure compressors. *Wear*. 2021; 470:203626.
- [4] Duo P, Pianka C, Golowin A, Fueller M, Schaefer R, Bernhardt U, editors. Simulated foreign object damage on blade aerofoils: Real damage investigation. Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air; 2008.
- [5] Yan C, Chen W, Zhao Z, Liu L. A probability prediction model of erosion rate for Ti-6Al-4V on high-speed sand erosion. *Powder technology*. 2020; 364:373-81.
- [6] Hadavi V, Moreno CE, Papini M. Numerical and experimental analysis of particle fracture during solid