

تحلیل خستگی و خزش پره‌های ردیف اول توربین میکروتوربین TRI60

علی سلیمانی^{۱*}، سعید شهرکی^۲، مهدی شرافتی^۳، حسین بیسادی^۴

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۱۰/۰۱	در توربین‌های پیشرفته امروزی، دمای پره‌های ردیف اول قسمت توربین که به آن قسمت داغ توربین گفته می‌شود، تا حدود ۱۰۰۰°C افزایش می‌یابد. این پره‌ها باید مدت‌های طولانی کار کنند. از آنجا که دلیل اصلی شکست قطعاتی که تحت دمای بالا و بارگذاری سیکلی کار می‌کنند پدیده خزش و خستگی است، تخمین عمر دقیقی از این پره‌ها تحت اندرکنش خزش و خستگی از لحاظ تئوری و عملی خیلی مهم است. مدل‌های متعددی جهت تخمین عمر قطعات دمابالا تحت اندرکنش خزش و خستگی وجود دارد. در این پروژه خزش و خستگی پره ردیف اول توربین موتور توربوفن مدل tri60 مورد بررسی قرار گرفته است. جهت برآورد عمر خستگی و خزش توربین موتور ابتدا تحلیل انتقال حرارت پره و تنش حرارتی آن با نرم‌افزار Abaqus انجام شد، سپس با استفاده از الگوریتم اسمیت-وانسون-تاپر در نرم‌افزار fe-safe برای بارگذاری‌های مختلف به تخمین عمر پره پرداخته شده است. از جمله این تحلیل‌ها، تحلیل خستگی بر اساس آنالیز مودال گذرا جهت به دست آوردن فرکانس‌های طبیعی مخرب می‌باشد. در نهایت با استفاده از روابط گودمن اصلاح شده، مارو و پارامتر لارسون میلر به ترتیب به اعتبارسنجی خستگی و خزشی پره پرداخته شده است.
پذیرش مقاله: ۱۳۹۴/۱۰/۳۰	
واژگان کلیدی: خزش، خستگی، پره‌های توربین، میکروتوربین TR60، نرم‌افزار fe-safe	

۱- مقدمه

یکی از اساسی‌ترین مشکلاتی که هواپیماهای جنگنده ممکن است در طول پرواز با آن روبه‌رو شوند، شکست پره‌های توربین در اثر پدیده خزش - خستگی است. زمانی که پره‌ها به صورت غیرمعمول در دماهای بالا تحت تنش‌های زیاد قرار می‌گیرند، دچار خزش می‌شوند. ابتدا در اثر لغزش مرزخانه‌ها، روی سطح ترک‌های ریز به وجود می‌آید. وجود کاربرد و تنش زیاد باعث به وجود آمدن ترک‌های w شکل شده، این ترک‌ها باعث جوانه‌زنی ترک خستگی می‌شود. در نهایت پره تحت خستگی کم چرخه دچار شکست می‌شود [۱].
اقای لیجی چن^۵ و همکارانش [۲] روی یک مدل جمع

آسیب خطی اصلاح شده (MLDS)^۶ و تقسیم‌بندی دامنه کرنش^۷ (MSRP) کار می‌کردند. آن‌ها به پیش‌بینی عمر پره توربین در اثر خزش و خستگی پرداختند. در ابتدا با توجه به حداکثر بار حرارتی، نیروی گریز از مرکز و نیروی ناشی از جریان هوا، تحلیلی دقیق با روش المان محدود (FEM)، جهت ارزیابی عمر تیغه انجام دادند. سپس با توجه به آزمایش بارگذاری پره به آنالیز پاسخ تنش کرنش خستگی کم چرخه (LCF) و اثر خستگی - خزش در حالت دما ثابت، سخت‌شوندگی پلاستیک و با در نظر گرفتن تماس قسمت‌های پایینی پره (ریشه) با دیگر اجزا پرداختند. آقای کیم و همکارانش شکست پره توربین J85 را تحلیل کردند [۳]. آن‌ها پس از بررسی، تحلیل شکستی نگاری^۸،

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: Alisoleimani@rail.iust.ac.ir

۱. دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی راه آهن، دانشگاه علم و صنعت ایران

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه امام حسین (ع)

۴. استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

⁵ Lijie chen

⁶ fied linear damage summation

⁷ modified strain range partitioning

⁸ Fractographic Analysis

این محفظه‌ها استفاده نمی‌شود. از طرفی با توجه به بعضی مقالات محفظه‌های خنک‌کاری به‌همراه پوشش‌ها حرارتی می‌توانند دمای سطح پره را تا $\frac{2}{3}$ کاهش دهند [۷]. برای پیش‌بینی عمر خستگی و خزش باید یک برآورد دقیق از درجه حرارت داشت؛ چراکه درجه حرارت یک عامل مهم برای خستگی در دمای بالا است. به‌عنوان مثال اگر درجه حرارت از ۳۲ به 800°C افزایش یابد، عمر خستگی کم چرخه (LCF) ۲۳٪ کاهش می‌یابد [۶]. در نتیجه برای استحکام سازه، باید تأثیر توزیع دما را در نظر گرفت، ولی از تنش‌های حرارتی نسبتاً پایین صرف‌نظر کرد. در این مقاله با وجود پوشش‌های حرارتی، به تحلیل دمای پره پرداخته شده است.

۲-۳- نیروی گریز از مرکز

نیروی گریز از مرکز یکی از نامطلوب‌ترین بارگذاری‌ها در قطعات دوار یک توربین به‌شمار می‌رود و عامل اصلی خزش و خستگی در پره‌های توربین است. این نیرو به پارامترهای متغیری از جمله سرعت دورانی روتور، فاصله هر المان از محور دوران و جنس ماده بستگی دارد. نیروی گریز از مرکز نسبت به نیروهای دیگر وارد بر پره توربین، بزرگ‌ترین مقدار را دارد و بزرگی این نیرو در دمای بالا باعث جابه‌جایی دانه‌ها می‌شود و با مرور زمان این جابه‌جایی‌ها باعث تغییر شکل پره شده، که به آن خزش گفته می‌شود و در نهایت با تکرار این پدیده خزش تبدیل به گسیختگی خواهد شد. در اینجا، حداکثر دور کاری توربین میکروتوربین tri60 3000 rpm است.

۳- مدل المان محدود پره

پره‌های ردیف اول توربین به‌همراه دیسک در نرم‌افزار Solidworks مدل‌سازی شده است (شکل (۱)). این مدل شامل ۴۳ پره است که بر روی دیسک نصب شده است. جهت کاهش حجم المان‌ها و سهولت در تحلیل، ۱/۴۳ مدل، مورد تحلیل خستگی و خزش قرار گرفته است، به‌عبارت دیگر، به‌دلیل مشابه بودن پره‌ها با یکدیگر، فقط یک پره مورد تحلیل قرار گرفته است. مدل المان محدود یک پره در شکل (۲) نشان داده شده است. این مدل شامل ۹۹۳۹۱ المان تترا است. جنس پره‌ها از سوپر آلیاژ In718 است که با جنس دیسک یکی در نظر گرفته شده است.

تحلیل متالوگرافی و تحلیل پوشش پره‌ها به این نتیجه رسیدند که:

- آسیب‌هایی که به قسمت‌های بیرونی موتور وارد شده، دومین آسیب ناشی از ارتعاشات موتور در اثر شکست پره‌های ردیف اول توربین است.
- از آنجا که پره‌های ردیف اول در معرض هوای فوق داغ هستند، شکست خزشی در این پره‌ها اتفاق می‌افتد.
- دلیل پیشرفت سرعت خزش در پره‌های شکسته شده این است که پره‌ها قبلاً بیش از ۶ باز در معرض هوای فوق داغ قرار گرفته‌اند.
- به‌منظور جلوگیری از خزش، باید اندازه‌گیری دقیق طول تیغه و ضخامت انجام گیرد.

یان^۱ و همکارانش [۴ و ۵] به بررسی مشخصه‌های ارتعاشی پدیده خستگی مواد در قسمت‌های مختلف پره توربین پرداختند. برای این کار، ابتدا نقاط حساس و کلیدی پره را به دست آوردند، سپس با استفاده از آزمایش به بررسی این نواحی پرداختند. در نهایت با توجه به کار آن‌ها شکست همه پره‌ها در ناحیه کلیدی اتفاق می‌افتد که می‌توان از شبیه‌سازی عددی برای تعیین این نقاط استفاده کرد.

۲- بارهای مکانیکی موجود در پره

۲-۱- بارهای محوری

برای آنالیز استحکام استاتیکی، فقط مقدار متوسط نیروی جریان هوا در نظر گرفته می‌شود که توزیع این نیرو به‌صورت خطی فرض می‌شود. این نیرو به‌صورت اختلاف فشار، بر جلو و عقب پره اعمال می‌شود که با توجه به مرجع [۶] به‌دلیل کوچک بودن این نیرو از آن صرف‌نظر شده است.

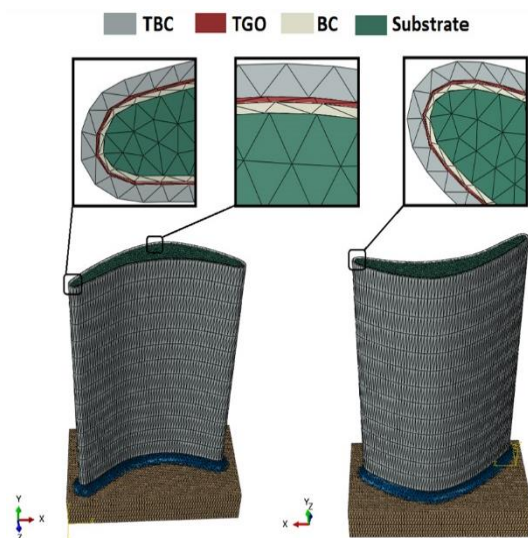
۲-۲- بارهای حرارتی

توسعه و پیشرفت صنعت هوایی همواره با افزایش دمای ورودی توربین‌ها در ارتباط بوده است. که این دما برای پره‌ها حائز اهمیت است. در نتیجه، همیشه تحلیل حرارتی پره‌های توربین از اهمیت بالایی برخوردار بوده است. مواد صنعتی مدرن از قبیل سوپر آلیاژهای پایه نیکل تک کریستالی و ساختار خنک‌کننده پره مانند سوراخ‌های درون پره‌ها با محفظه‌های پیچیده برای پره‌های توربین حائز اهمیت هستند که در میکروتوربین‌ها، به‌دلیل فضای کم از

^۱ Yan

در پوشش‌های پره، بیشتر از باندهای NiCrAlY و پوشش‌های سرامیکی $ZrO_2-8\text{ wt\% } Y_2O_3$ استفاده می‌شود. معمولاً ضخامت باند و پوشش سرامیکی به ترتیب $100\ \mu\text{m}$ و $300\ \mu\text{m}$ است و قسمت رشد اکسید حرارتی (TGO) در معرض اکسیداسون در دمای بالا است که حداکثر ضخامت آن را $50-100\ \mu\text{m}$ در نظر می‌گیرند. در اینجا ضخامت $50\ \mu\text{m}$ در نظر گرفته شده است. خصوصیات این قسمت که شامل ساختار، ترکیبات و ناهموازی است به صورت یکنواخت در پوشش قرار نگرفته است. به صورت تجربی نشان داده شده است که تأثیر ضخامت این ناحیه بر تنش قابل‌اغماض است [۹]. مشخصات مکانیکی و حرارتی هریک از این پوشش‌ها در جدول ۲ آورده شده است.

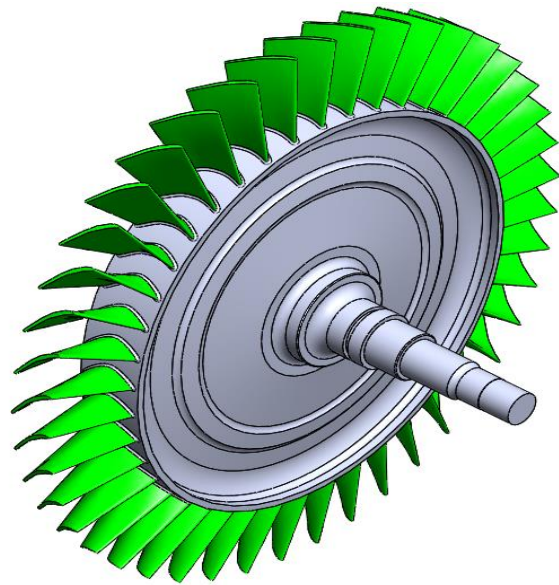
شکل (۳) مدل المان محدود پره با پوشش‌های حرارتی را نشان می‌دهد که همان‌طور که گفته شد شامل، پوشش سرامیکی (TBC)، اکسید حرارتی (TGO) و ضخامت باند (BC) است.



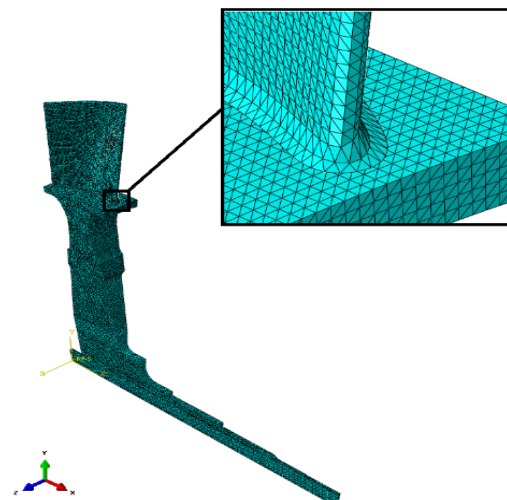
شکل ۳: مدل المان محدود پره با پوشش‌های حرارتی

در این تحلیل دمای اولیه کل قطعه 20°C و دمای سطح پره 1000°C در نظر گرفته شده است. نتایج تحلیل حرارتی گذرا در شکل (۴) نشان داده شده است. شکل (۴)-الف و ب توزیع دمای پره را به ترتیب در ۲ و ۴/۵ ثانیه اول نشان می‌دهد، همان‌طور که دیده می‌شود در ۲ ثانیه اول دمای قسمت میانی پره همچنان 20°C باقی مانده است و بعد از گذشت ۴/۵ ثانیه دمای کل پره 1000°C می‌شود.

خصوصیات مکانیکی این ماده در جدول ۱ آورده شده است.



شکل ۱: مدل سه‌بعدی پره و دیسک



شکل ۲: ۱/۴۳ مدل المان محدود پره‌های ردیف اول توربین

۴- تحلیل حرارتی پره

زمانی که تغییرات دما و ضریب انتقال حرارت داشته باشیم، تنش حرارتی به وجود می‌آید که با توجه به اینکه پره‌های میکروتوربین محفظه‌های خنک‌کاری ندارند و انتقال حرارت در آنها به سرعت انجام می‌شود، پره به سرعت با دمای ورودی توربین هم‌دما می‌شود و در نتیجه تنش حرارتی در این پره‌ها وجود ندارد. جهت اطمینان از دمای کل قطعه، تحلیل حرارتی در حالت گذرا مطابق مرجع [۷] انجام شده است.

³ Bond Coat

¹ Thermal grown oxide

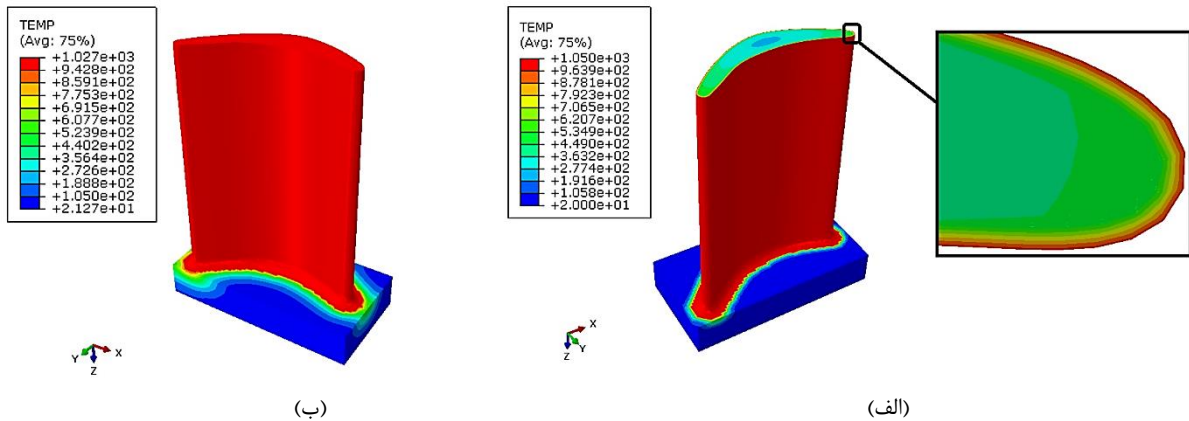
² Top Bond Coat

جدول ۱: مشخصات مکانیکی سوپرآلیاژ In 718 [۸]

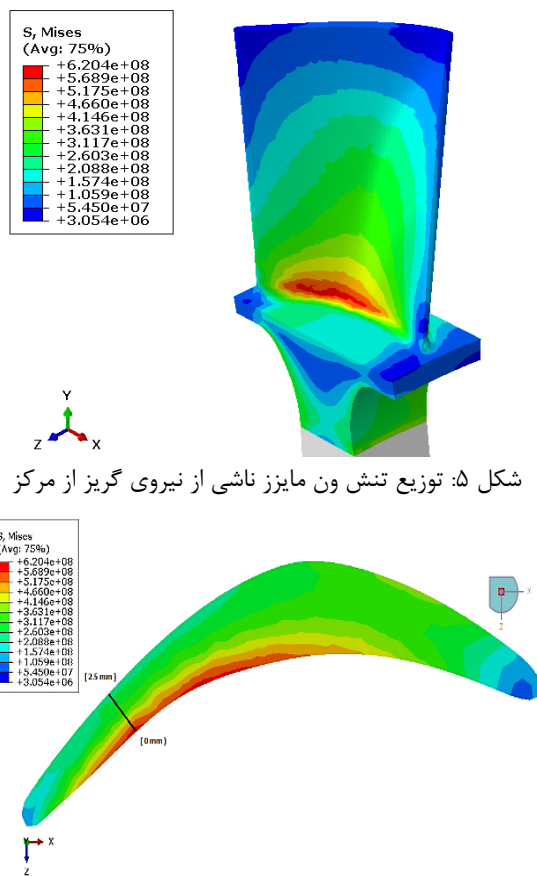
Temperature (°C)	E (Gpa)	Poisson Ratio	Density(kg/m3)	Mean coefficient of thermal expansion (e-6) K	thermal conductivity(W/m K)
۲۱/۱۱	۱۹۹/۹۲۶	۰/۲۹۴	۸۲۲۰	-	۱۱/۰۹۸۱۲۰۴
۳۷/۷۷	۱۹۸/۵۴۷۲	۰/۲۹۱	۸۲۲۰	۱۳/۱۵۸	-
۹۳/۳۳	۱۹۵/۷۸۹۶	۰/۲۸۸	۸۲۲۰	-	۱۲/۳۹۵۳۰۳۳۱
۱۴۸/۸۸	۱۹۳/۰۳۲	۰/۲۸	۸۲۲۰	۱۳/۵۵۴	-
۲۰۴/۴۴	۱۹۰/۲۷۴۴	۰/۲۸	۸۲۲۰	-	۱۴/۱۲۴۸۸۰۵۱
۲۶۰	۱۸۶/۸۲۷۴	۰/۲۷۵	۸۲۲۰	۱۳/۹۳۲	-
۳۱۵/۵۵	۱۸۴/۰۶۹۸	۰/۲۷۲	۸۲۲۰	-	۱۵/۹۹۸۵۸۹۱۵
۳۷۱/۱۱	۱۸۰/۶۲۲۸	۰/۲۷۳	۸۲۲۰	۱۴/۳۴۶	-
۴۲۶/۶۶	۱۷۷/۸۶۵۲	۰/۲۷۱	۸۲۲۰	-	۱۷/۷۲۸۱۶۶۳۶
۴۸۲/۲۲	۱۷۴/۴۱۸۲	۰/۲۷۲	۸۲۲۰	۱۴/۵۶۲	-
۵۳۷/۷۷	۱۷۰/۹۷۱۲	۰/۲۷۱	۸۲۲۰	-	۱۹/۴۵۷۷۴۳۵۶
۵۹۳/۳۳	۱۶۶/۸۳۴۸	۰/۲۷۶	۸۲۲۰	۱۵/۱۰۲	-
۶۴۸/۸۸	۱۶۳/۳۸۷۸	۰/۲۸۳	۸۲۲۰	-	۱۷۲/۹۵۷۷۲۰۶
۷۰۴/۴۴	۱۵۸/۵۶۲	۰/۲۹۲	۸۲۲۰	۱۶/۰۳۸	-
۷۶۰	۱۵۳/۷۳۶۲	۰/۳۰۶	۸۲۲۰	-	۲۳/۰۶۱۰۲۹۴۱
۸۱۵/۵۵	۱۴۶/۸۴۲۲	۰/۳۲۱	۸۲۲۰	-	-
۸۷۱/۱۱	۱۳۹/۲۵۸۸	۰/۳۳۱	۸۲۲۰	-	۲۴/۹۳۴۷۳۸۰۵
۹۲۶/۶۶	۱۲۹/۶۰۷۲	۰/۳۳۴	۸۲۲۰	-	-
۹۸۲/۲۲	۱۱۹/۹۵۵۶	۰/۳۴۱	۸۲۲۰	-	۲۶/۶۶۴۳۱۵۲۵
۱۰۳۷/۷۷	۱۰۹/۶۱۴۶	۰/۳۶۶	۸۲۲۰	-	-
۱۰۹۳/۳۳	۹۸/۵۸۴۲	۰/۴۰۲	۸۲۲۰	-	۲۸/۲۴۹۷۶۱۰۲

جدول ۲: مشخصات مکانیکی و حرارتی پره و پوشش‌های پره

	Temperatur range (C)	Young's modulus (GPa)	Poisson's ratio	Thermal expansion (10 ⁶ /C)	Yield strength (MPa)	Thermal conductivity (W/(cm K))	Specific heat (J/(kg K))	Density (kg/m3)
Substrate	20-1093	200-99	0.294-0.402	13.158-18	1108-871	0.11-0.282	440-710	8220
Bond coat	20-1600	200-110	0.30-0.33	13.6-17.6	426→114	0.058→0.17 0	450	7380
TGO	20-1600	400-320	0.23-0.25	8.0-9.6	10,000(20-900°C)-1000	0.10→0.04	750	3984
Top coat	20-1600	48-22	0.10-0.12	9.0-12.2	-	0.02→0.017	505	3610



شکل ۴: توزیع دمایی پره با وجود پوشش‌های حرارتی، (الف) بعد از ۲ ثانیه، (ب) بعد از ۴/۵ ثانیه



شکل ۵: توزیع تنش ون مایز ناشی از نیروی گریز از مرکز

شکل ۶: سطح مقطع تنش ون مایز ناشی از نیروی گریز از مرکز

شکل (۸) نمودار تنش ون مایز را برحسب دما و سرعت نشان می‌دهد. در این تحلیل افزایش دمای محفظه احتراق با افزایش سرعت توربین خطی فرض شده است. همان‌طور که دیده می‌شود، حداکثر تنش در دمای 1000°C رخ می‌دهد، که با توجه به نمودار استحکام تسلیم سوپر آلیاژ ۷۱۸ (شکل (۹)) می‌توان گفت، حداکثر تنش ناشی از

۵- تحلیل استحکام پره

هدف این بخش به دست آوردن قسمت‌های ضعیف سازه است. همان‌طور که گفته شد، معمولاً مقدار متوسط نیروی جریان هوا به صورت خطی فرض می‌شود. این نیرو به صورت اختلاف فشار، بر جلو و عقب پره اعمال می‌شود که با توجه به اینکه اثر آن در مقابل نیروی گریز از مرکز خیلی ناچیز است، از آن صرف نظر شده است.

شرایط مرزی به صورت زیر است:

شرایط متقارن دایره‌ای در دو قسمت کناری و قید جابه‌جایی در گره‌های این دو بخش اعمال شده‌اند تا از رخ دادن خطای هم‌گرایی در نرم‌افزار جلوگیری شود. قیدهای جابه‌جایی به ترتیب در قسمت‌های پایینی دیسک در راستای شعاعی و در جهت‌های پیرامونی اعمال شده است. (به عبارت دیگر قسمت‌های مرکزی دیسک encast شده‌اند.)

سرعت دوران پره حول مرکز دیسک 30000 rpm (314159 rad/s) در نظر گرفته شده است.

تنش ون میز پره، تحت دمای 1000°C و حداکثر نیروی گریز از مرکز در شکل (۵) نشان داده شده است. با توجه به این شکل حداکثر مقدار تنش در وسط پره و در ناحیه تماس با دیسک (ریشه) رخ داده که مقدار آن 620 Mpa است.

شکل (۶) سطح مقطع حداکثر تنش ون میز ناشی از نیروی گریز از مرکز را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل و نمودار شکل (۷) می‌توان گفت، آن نواحی که تحت تنش حداکثر قرار می‌گیرند، 1 mm عمق دارند که احتمال به وجود آمدن ترک در این ناحیه و رشد آن حائز اهمیت است.

نشان می‌دهد که اولین شکل مد در فرکانس ۱۸۳۹/۸ Hz اتفاق افتاده است.

همان‌طور که دیده می‌شود فرکانس اول خمش حول محور X، فرکانس دوم و سوم پیچش حول محور Y و Z و فرکانس چهارم خمش حول محور X است. همچنین جدول ۳ ده فرکانس اول پره را نشان می‌دهد.

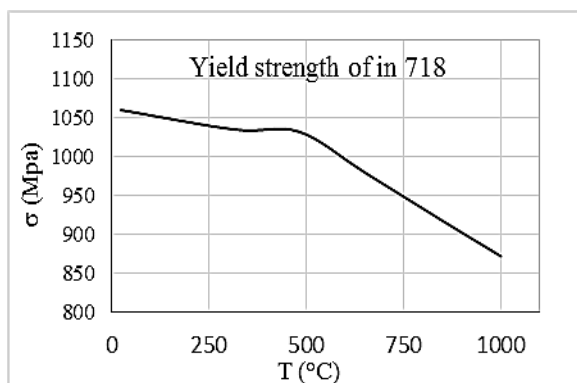
با استفاده از روش اسمیت-واتسون-تایپر در نرم‌افزار fe-safe به تحلیل خستگی پره بر اساس آنالیز مودال پرداخته شده است. رابطه این معیار به صورت زیر است:

$$\sigma_{n-max} \frac{\Delta \epsilon_n}{2} = \frac{\sigma_f'^2}{G} (2N_f)^{2b} + \sigma_f' \epsilon_f' (2N_f)^{b+c}$$

جدول ۳: ده فرکانس طبیعی اول پره

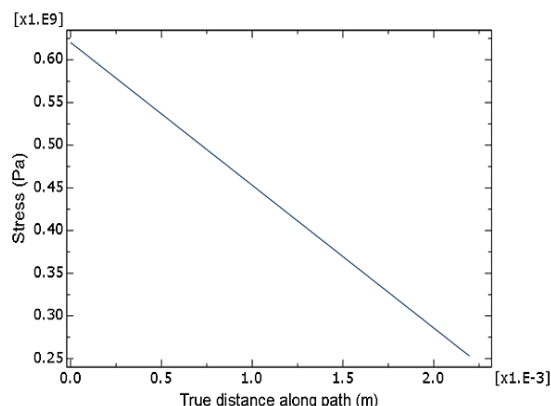
فرکانس (Hz)	شماره مود	فرکانس (Hz)	شماره مود
۱۳۰۹۱	۶	۱۸۴۰	۱
۱۵۵۷۰	۷	۳۵۳۶	۲
۱۶۰۸۹	۸	۴۴۸۶	۳
۱۸۹۷۱	۹	۷۲۳۴	۴
۱۹۷۲۵	۱۰	۱۰۶۹۰	۵

این مدل برای موادی مناسب است که تحت مود کششی آسیب می‌بینند [۱۱]. در نظر گرفتن تنش عمودی بیشینه روی صفحه بحرانی، سبب می‌شود، اثر تنش متوسط در این معیار وارد شود و از آنجا که بیشترین نیروی وارد بر پره، نیروی گریز از مرکز است و ماهیت این نیرو کششی است، از این معیار برای تحلیل پره استفاده شده است. با توجه به معادله اسمیت-واتسون-تایپر پارامترهای موردنیاز سوپر آلیاژ ۷۱۸ در جدول ۳ آورده شده است.

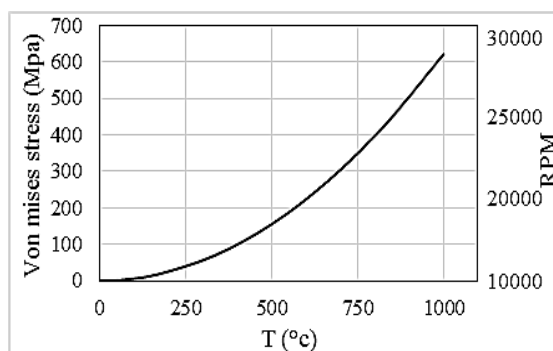


شکل ۹: استحکام تسلیم سوپر آلیاژ ۷۱۸ در دماهای مختلف [۱۰]

نیروی گریز از مرکز در ناحیه الاستیک است و پره هرگز به ناحیه پلاستیک وارد نمی‌شود.



شکل ۷: نمودار حداکثر تنش ون مایرز نسبت به عرض پره

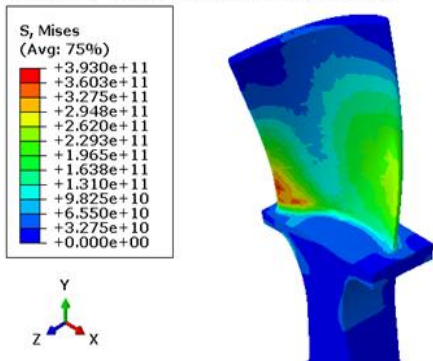


شکل ۸: نمودار تنش ون مایرز برحسب دما و سرعت توربین

۶- تحلیل خستگی بر اساس آنالیز مودال گذرا

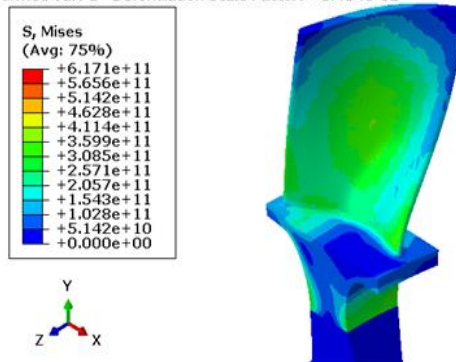
زمانی که موتور در حداکثر دور کاری خود قرار بگیرد، پره به دمای ۱۰۰۰°C و تنش مکانیکی ۶۲۰ Mpa می‌رسد. در این بخش تحلیل دینامیکی پره بر اساس تحریک پایه ۱۰ مد ارتعاشی صورت گرفته است. تحریک‌های پایه شامل جابه‌جایی عمودی در راستای Y بوده، که ناشی از نیروی گریز از مرکز است. این تحریک در زمان ۱ ثانیه اعمال شده است. تحلیل المان محدود مودال گذرا با استفاده از نرم‌افزار آباکوس در دو مرحله (step) انجام شده است. ابتدا تحلیل فرکانس‌های طبیعی (مدهای طبیعی) انجام شده، سپس جابه‌جایی‌های پره بر اساس تحریک موردنظر به دست آمده و در نهایت با استفاده از نرم‌افزار fe-safe به تحلیل خستگی پره پرداخته شده است. بارگذاری خستگی به این صورت است که پره ابتدا تحت دمای محیط بدون بارگذاری و بعد تحت دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد و حداکثر تنش قرار می‌گیرد. این بارگذاری خستگی، با جابه‌جایی پره تحت نیروی گریز از مرکز و ده فرکانس طبیعی اول پره معادل شده است. شکل (۱۰) چهار فرکانس طبیعی اول پره را

Step: Step-5
 Mode 1: Value = 1.33628E+08 Freq = 1839.8 (cycles/time)
 Primary Var: S, Mises
 Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.454e-02



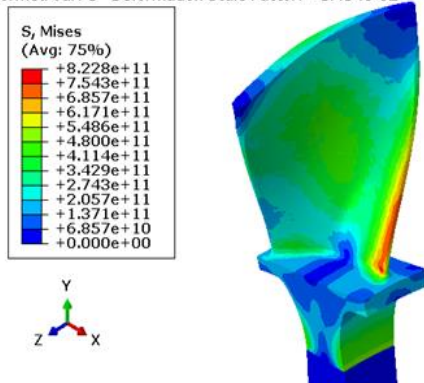
(a)

Step: Step-5
 Mode 2: Value = 4.93483E+08 Freq = 3535.5 (cycles/time)
 Primary Var: S, Mises
 Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.454e-02



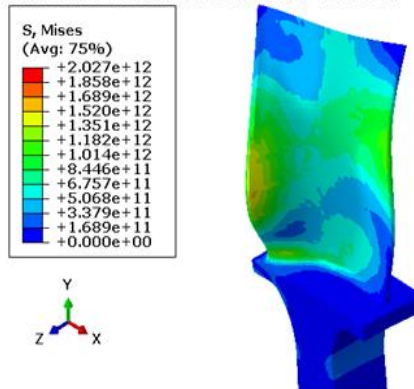
(b)

Step: Step-5
 Mode 3: Value = 7.94309E+08 Freq = 4485.5 (cycles/time)
 Primary Var: S, Mises
 Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +1.454e-02



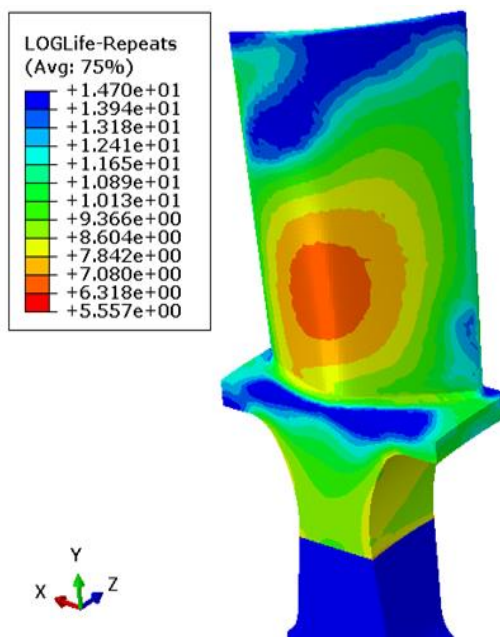
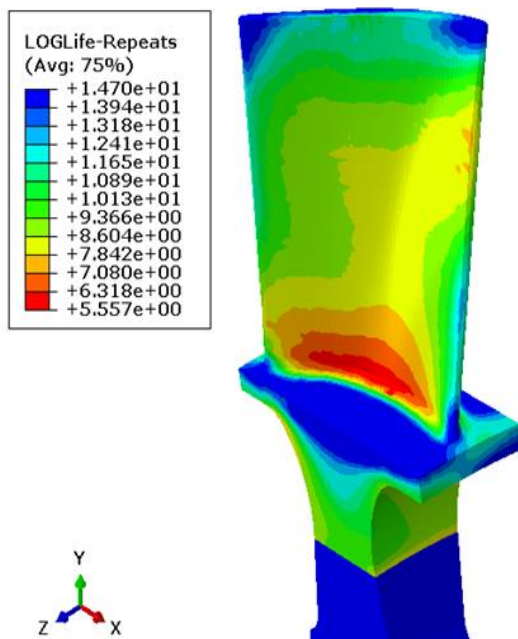
(c)

Step: Step-5
 Mode 4: Value = 2.06616E+09 Freq = 7234.4 (cycles/time)
 Primary Var: S, Mises
 Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +9.542e-03



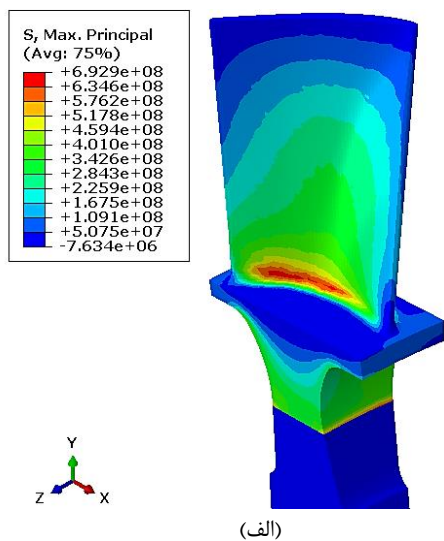
(d)

شکل ۱۰: چهار شکل مود اول پره، (a) شکل مود اول، (b) شکل مود دوم، (c) شکل مود سوم، (d) شکل مود چهارم

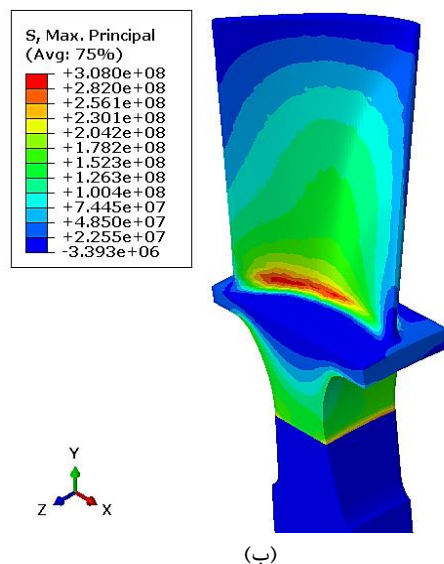


شکل ۱۱: کانتور عمر خستگی بر اساس آنالیز مودال

ترک در آن اتفاق بیفتد، محل حداکثر تنش است که همان محل اتصال پره به ریشه است.



(الف)

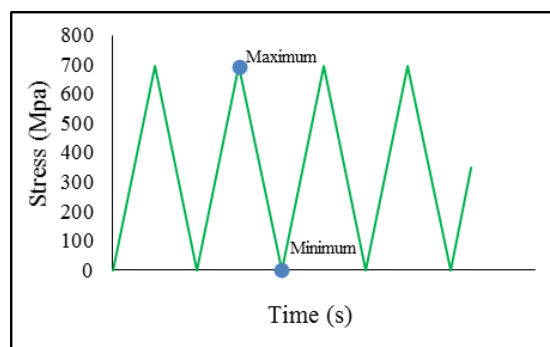


(ب)

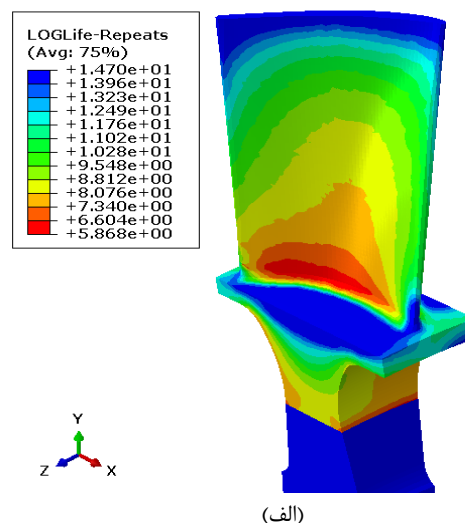
شکل ۱۴: نمودار حداکثر تنش اصلی، (الف) حداکثر تنش اصلی در $\frac{2}{3} v_{max}$ ، (ب) حداکثر تنش اصلی در v_{max}

۷- محاسبه عمر پره تحت سیکل کامل بارگذاری

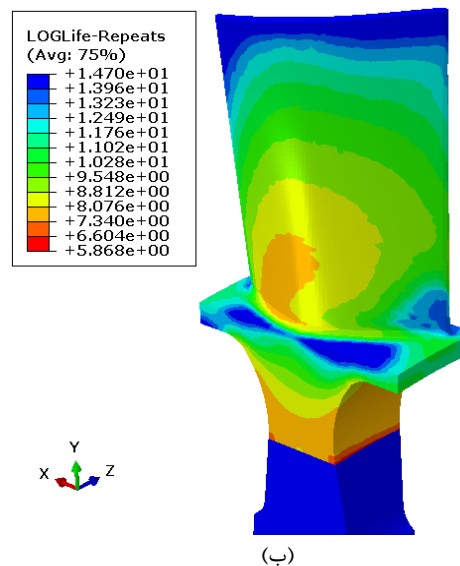
مانند بخش قبل با فرض اینکه پره ابتدا در دمای محیط و $\sigma_{min} = 0\text{Mpa}$ و بعد از افزایش سرعت، پره تحت دمای 1000°C و $\sigma_{max} = 620\text{Mpa}$ قرار می‌گیرد، تحلیل خستگی صورت گرفته است، با این تفاوت که بارگذاری بدون در نظر گرفتن فرکانس طبیعی صورت می‌گیرد. با توجه به مطالب قبل، الگوریتم مورد استفاده همان الگوریتم اسمیت-واتسون-تاپر است و کیفیت سطح به صورت کاملاً پولیش شده (آینه‌ای) در نظر گرفته می‌شود. سیکل بارگذاری این بخش در شکل (۱۲) نشان داده شده است.



شکل ۱۲: نمودار بارگذاری خستگی



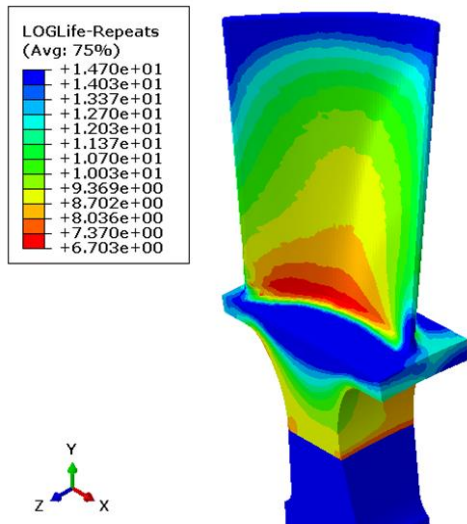
(الف)



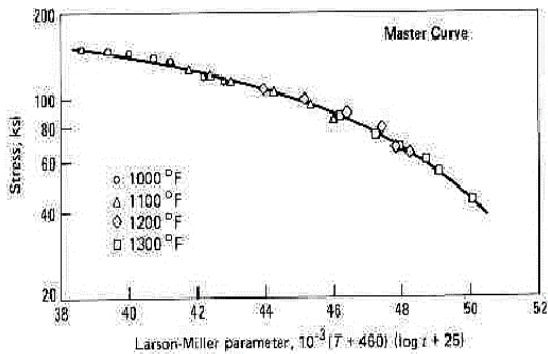
(ب)

شکل ۱۳: کانتور عمر خستگی بر پایه تنش با استفاده از داده‌های چندگانه S-N

همچنین، ضریب کیفیت سطح، $k_t = 1$ در نظر گرفته شده است. شکل (۱۱) کانتور عمر تحلیل خستگی پره را بر اساس آنالیز مودال نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، حداقل عمر پره حدوداً ۳۶۰۰۰۰ تکرار است و محلی که می‌تواند



شکل ۱۶: کانتور عمر خستگی در بازه $\frac{2}{3}v_{max}$ تا v_{max}



شکل ۱۷: نمودار لارسون-میلر in-718 [۱۳]

۹- تحلیل خزشی پره

از پارامتر لارسون-میلر می‌توان برای طراحی جهت به‌دست‌آوردن حداکثر شرایط کاری به‌منظور دستیابی به عمر کاری مطلوب استفاده کرد. در این پروژه برای اعتبارسنجی تخمین عمر به‌دست‌آمده از روش المان محدود از روش لارسون-میلر به‌علت سهولت و دقت بالای آن نسبت به روش‌های دیگر استفاده شده است.

این پارامتر می‌تواند رابطه بین زمان و کرنش مشخص یا زمان نسبت به شکست را بیان کند. برخلاف پارامتر شربی-درن، که انرژی اکتیواسیون را ثابت در نظر می‌گیرد، این رابطه فرض می‌کند انرژی اکتیواسیون به تنش وابسته است. این پارامتر برای سوپرآلیاژ ۷۱۸ به‌صورت زیر است [۱۳]:

$$P_{LM} = 10^{-3}(T + 460)(\log_{10} t + c)$$

P_{LM} : پارامتر لارسون-میلر

T : دما برحسب درجه فارنهایت

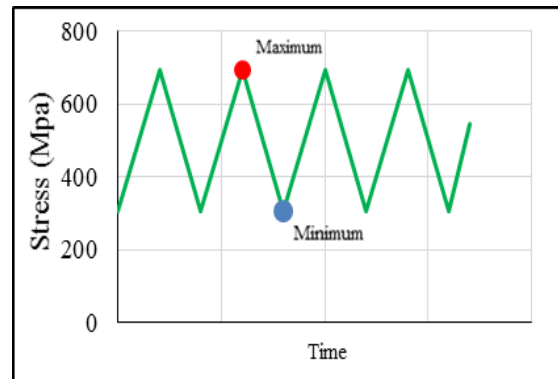
t : زمان شکست

c : ثابت لارسون-میلر

جدول ۳- مشخصات خستگی سوپر آلیاژ ۷۱۸ [۱۲]

$1/00E+15$	2nf	حد خستگی
۱۵۶۴	k' (Mpa)	ضریب استحکام چرخه ایی
۰/۰۶۸۱	n'	توان سخت شوندگی
-۰/۱۵۱	B	توان استحکام خستگی
-۰/۷۶۱	c	توان نرم شوندگی
۱/۵	ef'	ضریب نرم شوندگی خستگی
۳۹۵۰	Sf' or σ_f' (Mpa)	ضریب استحکام خستگی

شکل (۱۳) نتیجه تحلیل خستگی را نشان می‌دهد. بر اساس این تحلیل پره می‌تواند تا ۷۳۰۰۰۰ تکرار بدون ترک کار کند.



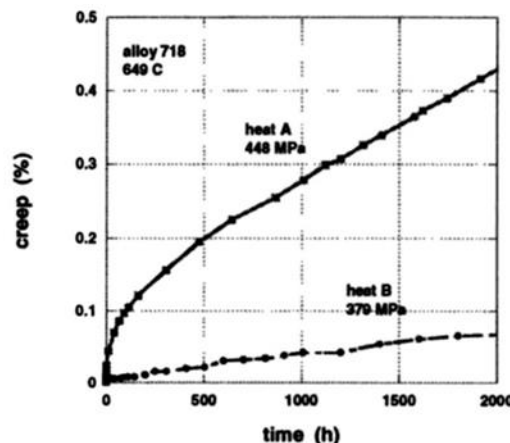
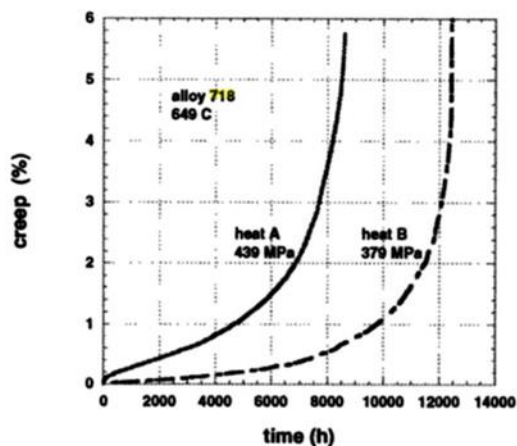
شکل ۱۵: نمودار بارگذاری خستگی

۸- محاسبه عمر پره در بازه $\frac{2}{3}v_{max}$ تا v_{max}

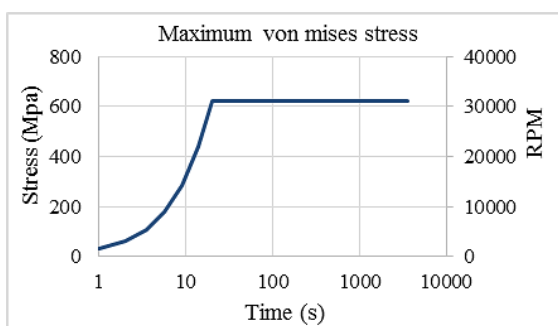
در این بخش با فرض این که موتور ابتدا در $\frac{2}{3}$ حداکثر دور قرار دارد و سپس با افزایش دمای ورودی تا $1000^{\circ}C$ سرعت را به حداکثر می‌رساند، به تحلیل خستگی پره پرداخته شده است. بر این اساس تنش‌های اصلی حداکثر در نرم‌افزار آباکوس محاسبه شده‌اند. شکل (۱۴) الف و ب حداکثر تنش اصلی را به ترتیب برای دور $20000 rpm$ و $30000 rpm$ نشان می‌دهد.

با توجه به این شکل $\sigma_{min} = 308Mpa$ و $\sigma_{max} = 692Mpa$ است، در نتیجه نمودار بارگذاری خستگی به‌صورت زیر است.

همان‌طور که گفته شد، این تحلیل در دمای 1000 درجه سانتی‌گراد انجام شده است. شکل (۱۶) نتیجه این تحلیل را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل عمر پره تا اولین جوانه‌زنی ترک و شکست 5046612 تکرار است.



شکل ۱۸: نمودار خزشی سوپرآلیاژ ۷۱۸ تحت تنش ۳۷۹Mpa و ۴۳۹Mpa در دمای بالا [۱۴]



شکل ۱۹: نمودار حداکثر تنش ون میزز برحسب زمان و سرعت توربین

مشخصات مکانیکی و خستگی سوپرآلیاژ ۷۱۸ به ترتیب در جدول ۱ و ۳ آورده شده است. همچنین مهم‌ترین مشخصه برای تحلیل خزشی که نمودار کرنش برحسب زمان است، در شکل (۱۸) آورده شده است.

همچنین می‌توان از معیارهای ASME, RCC-MR, R5، Clayton، NH برای تعریف اندرکنش آسیب خزش و خستگی استفاده کرد. شکل (۲۰) این معیارها را نشان می‌دهد. در اینجا از معیار ASME و RCCMR استفاده شده که برای فولاد ضدزنگ است. با توجه به این معیار زمانی که آسیب خزش-خستگی بیرون از این ناحیه باشد، ترک رخ می‌دهد.

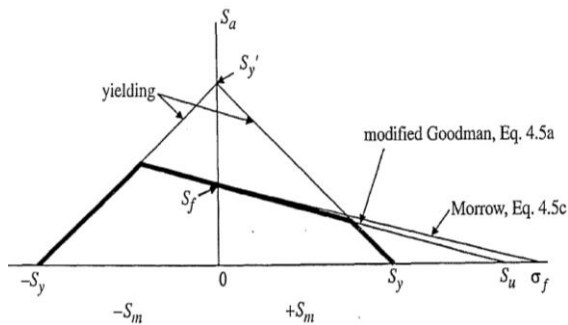
ضریب رشد الاستیک که مربوط به آزادسازی تنش خزشی می‌باشد، $0/8$ در نظر گرفته شده است. این ضریب برای محاسبه تنش وابسته به مقدار کرنش خزشی استفاده می‌شود. آزادسازی خزش یا هر رفتار خزش بین این دو پارامتر از طریق پارامتر Z تعیین می‌شود. زمانی که مقدار Z یک باشد، آزادسازی خزشی خالص خواهیم داشت ($1/Z = 1$) و زمانی که Z بی‌نهایت باشد، خزش بدون

همان‌طور که بیان شد، P فقط تابع تنش است، C ثابت لارسون-میلر و t زمان کرنش مشخص خزش یا گسست است. وقتی عمر گسست برحسب ساعت باشد، C بین ۱۷ تا ۲۵ است و با توجه به شکل (۱۷) برای in-718 این پارامتر ۲۵ در نظر گرفته شده است.

شکل (۸) نمودار تنش ون میزز را برحسب دما و سرعت نشان می‌دهد. در این تحلیل افزایش دمای محفظه احتراق با افزایش سرعت توربین خطی فرض شده است. با توجه به این تحلیل حداکثر تنش در دمای $650^{\circ}C$ ، $275/7 Mpa$ بوده، که برابر با $39/98 Ksi$ است. با توجه به نمودار لارسون-میلر (شکل (۱۷)) مقدار P مربوط به این تنش $5/5$ به دست می‌آید. در نتیجه مطابق شکل زیر می‌توان محاسبه کرد که مقدار زمان لازم برای ایجاد اولین ترک برابر با ۷۰۰۰۰ ساعت است.

برای تحلیل خزش در نرم‌افزار fe-safe باید از قسمت Turbolife نرم‌افزار استفاده کرد. از این قسمت می‌توان برای به‌دست‌آوردن اندرکنش خزش و خستگی تمام قطعاتی استفاده کرد که تحت دمای بالا و نیروی سیکلی هستند. در این پروژه فرض شده است که توربین ابتدا در مدت زمان ۲۰ ثانیه به اوج سرعت خود می‌رسد، سپس با همان سرعت تا یک ساعت ادامه می‌دهد. حال در این شرایط، پره تحت دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد و سرعتی حدود $3141/59 rad/s$ که همان $30000 rpm$ است، قرار می‌گیرد. شکل (۱۹) نتایج تحلیل حداکثر تنش ون میزز پره را برحسب زمان و سرعت نشان می‌دهد. طبق شرایط مرزی بیان شده، پره بعد از ۲۰ ثانیه به مدت یک ساعت تحت حداکثر تنش $602 Mpa$ قرار می‌گیرد.

بخش، توضیحات بیشتری داده شده است.



شکل ۲۳: معیارهای خستگی و تسلیم برای عمر ثابت برای قطعات بدون شیار [۱۶]

۱۰- نتایج و تفسیر آنها

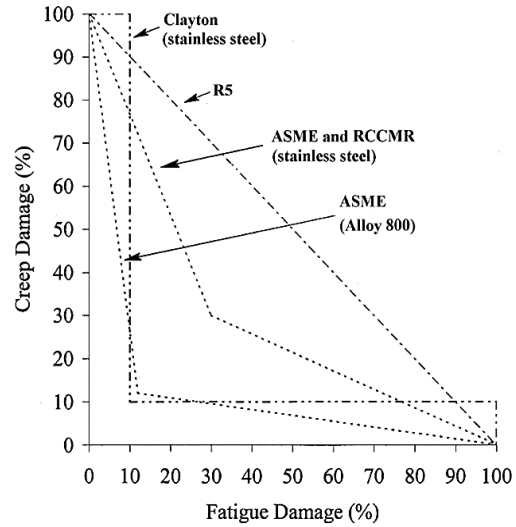
از آنجا که انتقال حرارت در سوپر آلیاژها خیلی زیاد است و با توجه به اینکه پره‌های میکروتوربین خنک کاری ندارند، دمای کل پره با وجود پوشش‌های حرارتی به سرعت بعد از گذشت ۴/۵ ثانیه، با دمای محفظه احتراق یکی می‌شود. در نتیجه تنش حرارتی در این پره‌ها به وجود نمی‌آید و فقط با افزایش دما، خواص مکانیکی سوپر آلیاژ تغییر می‌کند.

بدترین حالتی که در خستگی می‌تواند برای پره‌های توربین رخ دهد، این است که پره تحت سیکل کامل قرار بگیرد، به این صورت که تنش حداقل (σ_{min}) در حداقل خود و تنش حداکثر (σ_{max}) در حداکثر مقدار قرار بگیرد. در بخش‌های قبل با دو روش بارگذاری به محاسبه سیکل کامل بارگذاری پرداخته شد. یکی از این دو روش بارگذاری بر اساس آنالیز مودال است که با توجه به فرکانس‌های طبیعی به تحلیل خستگی پرداخته شده است.

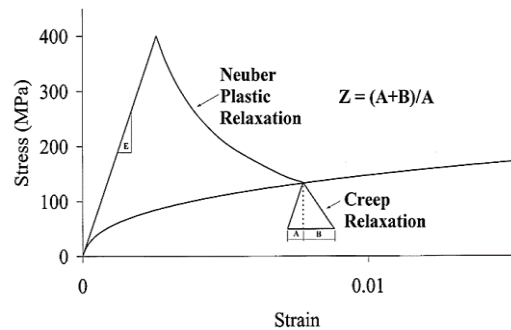
با توجه به مرجع [۱۱] تمام تحلیل‌های خستگی بر اساس معیار اسمیت-واتسون-تاپر انجام شده است؛ چراکه این معیار نسبت به معیارهای دیگر برای نیروهای کششی ناشی از نیروی گریز از مرکز مناسب است. مقدار عمر به دست آمده از تحلیل بر اساس آنالیز مودال و روش دیگر برای سیکل کامل بارگذاری به ترتیب $10^{5.557}$ و $10^{5.868}$ است.

همچنین با توجه به مرجع [۱۶] شکل (۲۳) معادلات اصلاح شده مارو و گودمن برای عمرهای طولانی مشخص (به عنوان مثال 10^6 ، 10^7 ، 10^8 چرخه) نشان داده شده است. در طراحی خستگی با بارگذاری با دامنه ثابت و قطعات بدون شیار، اگر مختصات تنش‌های متوسط (σ_m) و متناوب (σ_a) اعمال شده در بین خطوط مارو یا گودمن اصلاح شده، که در شکل (۲۳) نشان داده شده‌اند، قرار گیرند، واماندگی خستگی قبل از عمر تعیین شده نباید

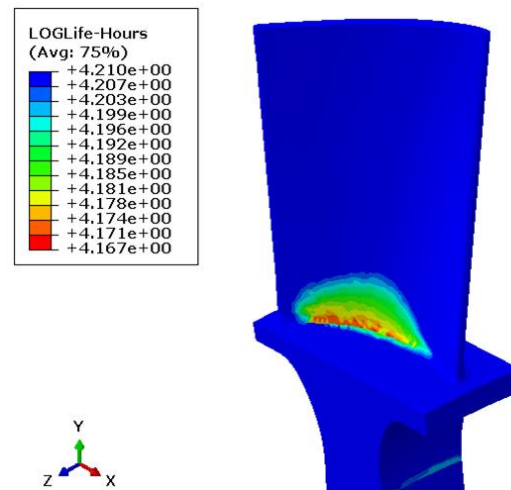
آزادسازی تنش رخ می‌دهد ($1/Z = 0$) شکل (۲۱) این پارامتر را نشان می‌دهد.



شکل ۲۰: نمودار اندرکنش خزش-خستگی [۱۵]



شکل ۲۱: نمونه‌ای از آزادسازی تنش و ضریب رشد الاستیک [۱۵]



شکل ۲۲: کانتور عمر خزشی پره

شکل (۲۲) کانتور عمر خزشی پره را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، پره می‌تواند تا ۱۴۶۸۹/۲۶ ساعت بدون جوانه‌زنی ترک کار کند. در بخش بعد در مورد نتایج این

همان‌طور که ملاحظه می‌شود، مطابق معیار مارو و گودمن اصلاح‌شده، عمر پره زمانی که تحت سیکل کامل بارگذاری قرار دارد، کمتر از 10^6 است و زمانی که سیکل خستگی در بازه $\frac{2}{3}v_{max}$ تا v_{max} قرار دارد، از لحاظ معیار مارو و گودمن می‌تواند حداقل تا 10^6 سیکل بدون جوانه‌زنی ترک کار کند. این امر دقت و صحت روش المان محدود را در به‌دست‌آوردن عمر خستگی پره نشان می‌دهد.

از آنجا که پره تحت نیروی گریز از مرکز، در محدوده الاستیک می‌ماند، فقط می‌توان از دیدگاه تنش عمر به بررسی عمر پره پرداخت و علاوه بر صحت‌سنجی فوق می‌توان از رابطه اسمیت-واتسون-تاپر برای صحت‌سنجی استفاده کرد:

$$\sigma_{n-\max} \frac{\Delta \varepsilon_n}{2} = \frac{\sigma_f'^2}{E} (2N_f)^{2b} + \sigma_f' \varepsilon_f' (2N_f)^{b+c}$$

به‌عنوان مثال، برای سیکل کامل بارگذاری در دمای 1000°C ، $E=109\text{Gpa}$ ، $\Delta \varepsilon_n=0.0058$ و $\sigma_{n-\max}=692.9\text{Mpa}$ است که با حل معادله فوق $N=703475$ به دست می‌آید. این عدد تقریباً $10^{5.84}$ است که با نتایج روش المان محدود یکی است.

همچنین از آنجا که نمودار لارسون میلر محدودیت‌هایی دارد و نمی‌توان در همه دماها و تنش‌ها از آن استفاده کرد، با مقایسه دو حالت به صحت‌سنجی روش پرداخته شده است.

صورت گیرد. اختلاف بین معادلات مارو و گودمن اصلاح‌شده نسبتاً کم است و هر دو مدل اغلب نتایج یکسانی ارائه می‌دهند. اگر تسلیم رخ ندهد، تنش‌های متوسط و متناوب اعمالی باید در بین دو خط تسلیم قرار گیرند که $\pm S_y$ را به S_y' متصل می‌سازند.

اگر هیچ‌کدام از واماندگی‌های خستگی و تسلیم به وقوع نپیوندند، نباید هیچ‌کدام از سه خط بحرانی که به‌صورت پررنگ در شکل (۲۳) نشان داده شده‌اند تجاوز کنند.

به همین صورت مطابق شکل (۱۲) و (۱۵) که مربوط به بارگذاری تحت سیکل کامل و بارگذاری در بازه $\frac{2}{3}v_{max}$ تا v_{max} است، خواهیم داشت:
سیکل کامل:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} = 346.5\text{Mpa}$$

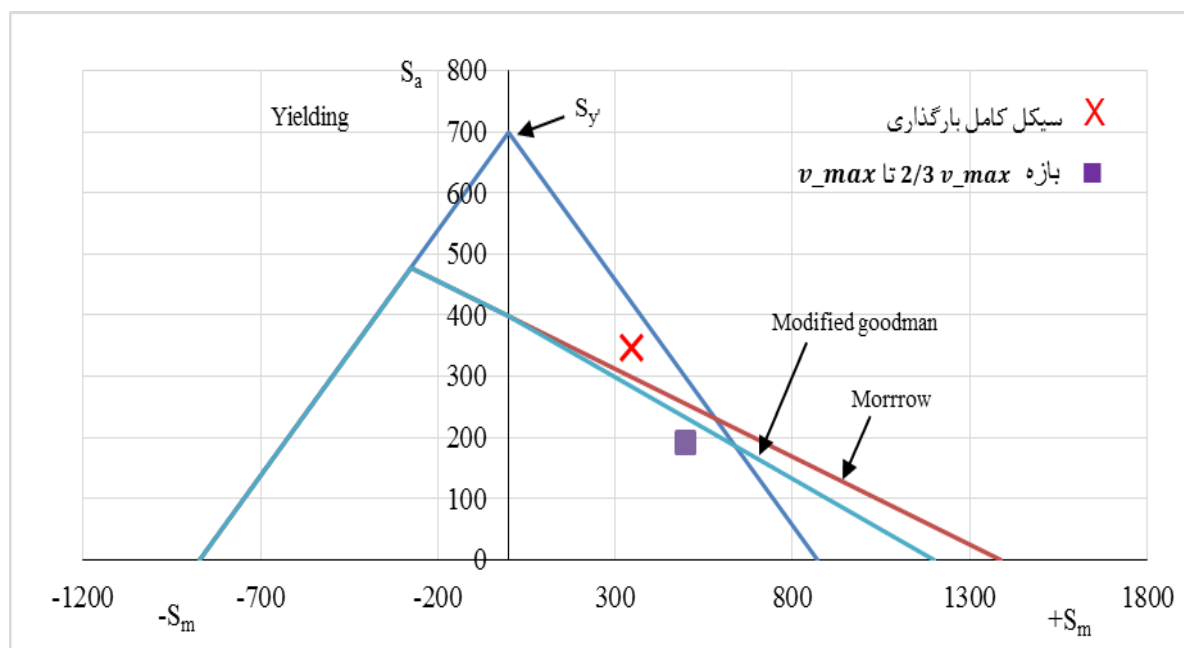
$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} = 346.5\text{Mpa}$$

در بازه $\frac{2}{3}v_{max}$ تا v_{max} :

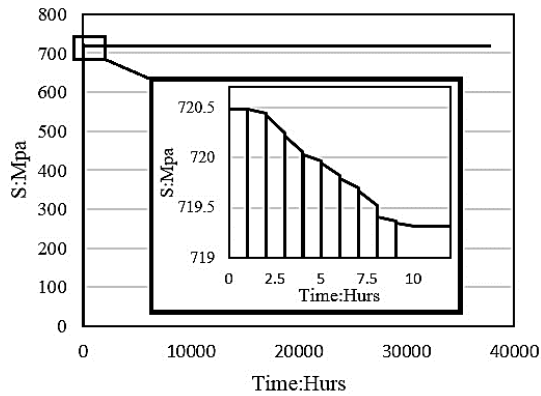
$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} = 500\text{Mpa}$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} = 192\text{Mpa}$$

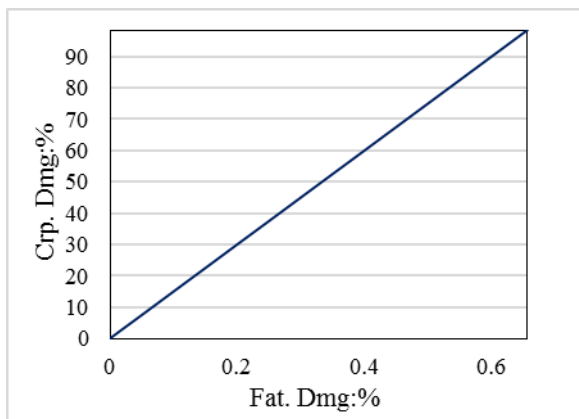
با استفاده از مرجع [۱۲] که مربوط به مشخصات تنش کرنش یکنواخت سوپرآلیاژ ۷۱۸ است، معیارهای خستگی و تسلیم سوپرآلیاژ ۷۱۸ در شکل (۲۴) ترسیم شده است.



شکل ۲۴: معیارهای خستگی و تسلیم سوپرآلیاژ ۷۱۸



شکل ۲۷: نمودار خزشی تنش-زمان پره.

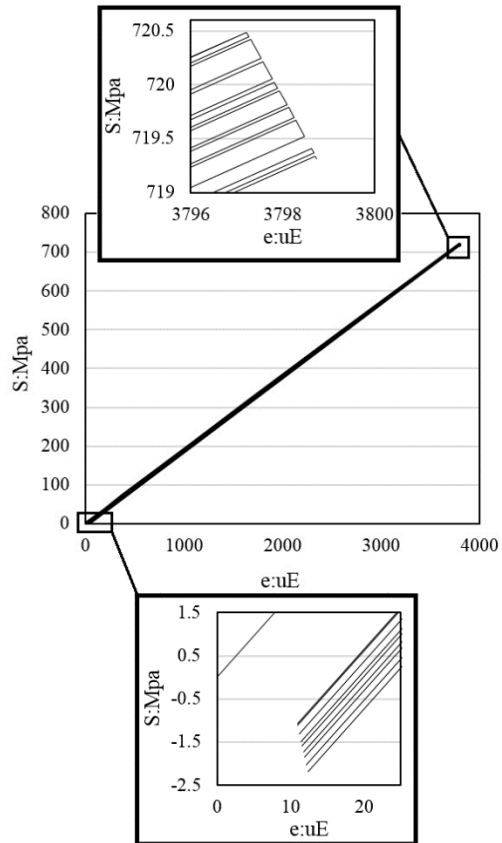


شکل ۲۸: نمودار اندرکنش خزش-خستگی پره

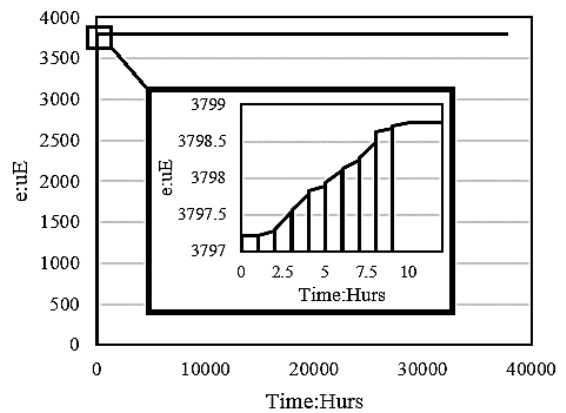
شکل (۲۵) نمودار تنش-کرنش عمر خزشی پره را نشان می‌دهد. از آنجا که قطعه تحت نیروی گریز از مرکز در ناحیه الاستیک قرار می‌گیرد، کرنش انباشته شده خیلی کم است و نرم‌افزار با محاسبه چند سیکل تنش-کرنش، مقدار زمان عمر پره تا شکست را به دست می‌آورد. در واقع با انباشت کرنش، قطعه به شکست نزدیک می‌شود.

شکل (۲۶) کرنش پره را برحسب ساعت نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، عمر پیش‌بینی شده توسط روش المان محدود ۳۷۶۶۰ ساعت است. در واقع ۱۴۶۰۰ ساعت تا اولین جوانه‌زنی ترک و ۳۷۶۶۰ ساعت تا شکست کامل به طول می‌انجامد. همان‌طور که دیده می‌شود، اولین مقدار کرنش پره بعد از گذشت یک ساعت ۳۷۹۷/۲۵ است که برای کاهش زمان حل، فقط ۱۰ سیکل اول محاسبه شده و شکل کلی نمودار کرنش-زمان مانند شکل (۱۹) است.

به همین ترتیب نمودار تنش-زمان پره در شکل (۲۷) نشان داده شده است. مقدار تنش در اولین ساعت ۷۲۰/۵ Mpa است که با گذشت زمان تا شکست مقدار آن کاهش می‌یابد. شکل کلی نمودارهای خزشی تنش-زمان به این صورت است که نمودار تا شکست کامل با تغییر شیب پایین نسبت



شکل ۲۵: نمودار تنش-کرنش تحلیل خزش-خستگی



شکل ۲۶: نمودار خزشی کرنش-زمان پره

اگر افزایش دمای محفظه احتراق با افزایش سرعت توربین خطی فرض شود، مطابق شکل (۸) تنش افزایش می‌یابد و طبیعتاً عمر خزشی پره کاهش می‌یابد. همان‌طور که در فصل قبل دیده شد، در دمای 650°C که حداکثر تنش ون مایرز $275/7\text{ Mpa}$ بود و عمر پیش‌بینی شده توسط رابطه لارسون میلر 70000 ساعت به دست آمد و تحلیلی که در دمای 1000°C با روش المان محدود انجام شد، تا اولین جوانه‌زنی ترک 14600 ساعت است که در برابر حالت قبل عمر کمتری است و می‌توان به صحت روش المان محدود پی برد.

بارگذاری اول و دوم به ترتیب $۱۰^{۵۵}$ و $۱۰^{۶۷}$ است و مطابق معیار مارو و گودمن اصلاح شده، عمر پره زمانی که تحت سیکل کامل بارگذاری قرار دارد، کمتر از $۱۰^۶$ است و زمانی که سیکل خستگی در بازه $\frac{2}{3}v_{max}$ تا v_{max} قرار دارد، از لحاظ معیار مارو و گودمن می‌تواند حداقل تا $۱۰^۶$ سیکل بدون جوانه‌زنی ترک کار کند. این امر دقت و صحت روش المان محدود را در به‌دست‌آوردن عمر خستگی پره نشان می‌دهد.

در این پروژه جهت تحلیل خزشی فرض شده است که، توربین ابتدا در مدت زمان ۲۰ ثانیه به اوج سرعت خود می‌رسد، سپس با همان سرعت تا یک ساعت ادامه می‌دهد. بدین ترتیب در شرایطی که پره تحت دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد و سرعتی حدود $۳۰۰۰۰ rpm$ است، به تحلیل خزشی پره پرداخته شده است. عمر خزشی به‌دست‌آمده از این تحلیل به این صورت است که اولین ترک بعد از ۱۴۶۰۰ ساعت در محل حداکثر تنش جوانه می‌زند و در نهایت پره بعد از ۳۷۶۶۰ ساعت کاملاً شکسته می‌شود. در صورتی که عمر پیش‌بینی شده توسط پارامتر لارسون میلر در شرایطی که پره تحت دمای $۶۵۰^{\circ}C$ و سرعت $۲۰۰۰۰ rpm$ است، ۷۰۱۱۹ ساعت است.

به زمان می‌آید. در واقع این نمودار آزادسازی تنش ون مایز را برحسب زمان نشان می‌دهد.

همان‌طور که گفته شد، از معیار ASME برای اندرکنش خزش و خستگی استفاده شده است. شکل (۲۸) این اندرکنش را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل درصد آسیب‌هایی پره ناشی از خستگی خیلی کمتر از آسیب‌های خزش است. به عبارت دیگر آسیب‌هایی که پره از پدیده خزش متحمل می‌شود، بیشتر از پدیده خستگی است، به طوری که با توجه به معیار ASME، آسیب‌های ناشی از پدیده خزش ۹۸.۴۷% و آسیب‌های ناشی از پدیده خستگی ۰.۶۵% است. همچنین این مشخصه، اهمیت پدیده خزش را نسبت به پدیده خستگی در پره‌های میکروتوربین می‌رساند.

۱۱- نتیجه‌گیری

در این پروژه خزش و خستگی پره ردیف اول توربین موتور توربوفن مدل tri60 مورد بررسی قرار گرفته است. برای برآورد عمر خستگی و خزش پره‌های ردیف اول توربین ابتدا تحلیل انتقال حرارت پره و تنش حرارتی آن با نرم‌افزار Abaqus انجام شده است. نتایج نشان دادند که با وجود پوشش‌های حرارتی طی گذشت ۲ ثانیه دمای پره با دمای محفظه احتراق یکی می‌شود و تنش ناشی از اختلاف دما در پره به وجود نمی‌آید، ولی با افزایش دما مشخصات مکانیکی پره از قبیل مدول الاستیسیته و ضریب پواسون تغییر می‌کند. با توجه به اینکه حداکثر دور میکروتوربین‌ها $۳۰۰۰۰ rpm$ است، حداکثر تنش ناشی از نیروی گریز از مرکز در محل اتصال پره با طوقه (دیسک) رخ می‌دهد و مقدار تنش ون مایز در دمای $۱۰۰۰^{\circ}C$ ، $۶۲۰ Mpa$ است. با توجه به مرجع [۱۱] معیار اسمیت-واتسون-تاپر به عنوان بهترین معیار برای تحلیل خستگی قطعات، تحت بارگذاری کششی انتخاب شد. سپس با استفاده از الگوریتم‌های مختلف تخمین عمر از جمله تحلیل خستگی بر اساس آنالیز مودال با معیار سمت واتسون تاپر به محاسبه عمر خستگی و خزشی پره در نرم‌افزار fe-safe پرداخته شده است. محاسبه عمر خستگی پره تحت سیکل کامل بارگذاری و بارگذاری در بازه $\frac{2}{3}v_{max}$ تا v_{max} صورت گرفت. نتایج با معیارهای خستگی و تسلیم برای عمر ثابت در قطعات بدون شیار (معیار گودمن اصلاح شده و معیار مارو) مقایسه شد. عمر خستگی به‌دست‌آمده از روش المان محدود برای

۶- مراجع

- [1] Salam, I., Tauqir, A., Khan, A., "Creep-fatigue failure of an aero engine turbine blades", Engineering Failure Analysis, 9, 2002, pp. 335-347.
- [2] Chen, L., Liu, Y., Xie, L., "Power-exponent function model for low-cycle fatigue life prediction and its applications–Part II: Life prediction of turbine blades under creep–fatigue interaction", International journal of fatigue, 29, 2007, pp.10-19.
- [3] Kim, S.-g., Hwang, Y.-h., Kim, T.-g., Shu, C.-m., "Failure analysis of J85 Engine turbine blades", Engineering Failure Analysis, 15, 2008, pp. 394-400.
- [4] Yan, X., Chen, X., Deng, Y., Sun, R., Lin, L., Nie, J., "Investigation on Material's Fatigue Property Variation among Different Regions of DS Turbine Blades–Part A, Fatigue Tests on Full Scale Blades", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014.
- [5] Yan, X., Nie, J., "Creep-fatigue tests on full scale directionally solidified turbine blades", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 130, 044501, 2008.
- [6] Chen, L.-j., Xie, L.-y., "Prediction of High-Temperature Low-Cycle Fatigue Life of Aeroengine's Turbine Blades at Low-Pressure Stage", JOURNAL-NORTHEASTERN UNIVERSITY NATURAL SCIENCE, 26, 2005, p. 673.
- [7] Yang, L., Liu, Q., Zhou, Y., Mao, W., Lu, C., "Finite Element Simulation on Thermal Fatigue of a Turbine Blade with Thermal Barrier Coatings", Journal of Materials Science & Technology, 30, 2014, pp. 371-380.
- [8] <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20718SPF.pdf>.
- [9] Wang, X., Xiao, P., "Residual stresses and constrained sintering of YSZ/Al₂O₃ composite coatings", Acta materialia, 52, 2004, pp. 2591-2603.
- [10] International, A., "Atlas of Stress-strain Curves", ASM International, 2002.
- [۱۱] ر.ا. قاجار، ص. بیمان و ج.ع. کاکلر، «ارائه یک مدل کرنش پایه بهبودیافته برای محاسبه عمر خستگی چندمحوری فلزات»، فصلنامه علمی پژوهشی مهندسی مکانیک جامدات، سال چهارم، شماره اول، ۱۳۹۰.
- [12]] Mitchell, M.R., Landgraf, R.W., "Advances in Fatigue Lifetime Predictive Techniques", ASTM, 1992.
- [13] Davis, J.R., "Heat-resistant materials", ASM International, 1997.
- [14] Shibli, I.A., Holdsworth, S.R., Merckling, G., "Creep and Fracture in High Temperature Components: Design and Life Assessment Issues", DEStech Publications, 2005.
- [15] "Fe-safe turbolife user manual, version 6.4".
- [16] Stephens, R.I., Fatemi, A., Stephens, R.R., Fuchs, H.O., Metal fatigue in engineering, John Wiley & Sons, 2000.