



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 1, pp. 1-14, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.1.1>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Investigating the Effect of Wear on the Creepage Life of Jet Engine Turbine Blades Model 250-C20

Mostafa Livani^{*} , Hamidreza Zarei , and Seyed Mohammad Kamali 

Faculty of Aerospace Engineering Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 19 October 2023

Revised 11 December 2023

Accepted 24 December 2023

Available Online 24 January 2024

Keywords:

Turbine blade

Thermal protective coating

Finite element modeling

Creep

Stress

Creep life estimation

ABSTRACT

The stationary and rotating blades of jet engines and turboshaft turbines, particularly in the hot section, are subjected to extreme stresses at high temperatures. Consequently, they are constantly exposed to various forms of damage and failure, including hot corrosion, oxidation, creep damage, erosion, fatigue, foreign object damage, and cracking. A key challenge in turbine engine maintenance is the accurate estimation of the lifespan of critical components, particularly turbine blades. This study used finite element analysis in ABAQUS software to conduct a numerical analysis of a first-row turbine blade from the C20-250 engine, including its thermal barrier coatings. The stress and strain distribution over the operational period were determined, highlighting the areas most susceptible to creep failure. Based on the rupture strain of the turbine blade material, the creep life of the blade was estimated. The numerical results were compared with experimental data from three turbine blade samples to validate the estimated creep life. These findings provide crucial insights for predictive maintenance strategies, enhancing the durability and cost-effectiveness of turbine engines.

* Corresponding Author's E-mail: m.livani@ssau.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Livani, H. Zarei, and S. M. Kamali, "Investigating the effect of wear on the creepage life of jet engine turbine blades model 250-C20," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 1, pp. 1-14, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.1.1>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





بررسی اثر فرسودگی بر عمر خزشی پره‌های توربین موتور جت مدل

250-C20

مصطفی لیوانی^{۱*}، حمیدرضا زارعی^۲، و سیدمحمد کامالی^۳

- ۱- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران
- ۲- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران
- ۳- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

چکیده

پره‌های ثابت و متحرک توربین‌ها در بخش گرم موتورهای جت و توربوشفت، به دلیل تحمل تنش‌های شدید در دمای بالا، همواره در معرض آسیب‌ها و خرابی‌های مختلف از قبیل خوردگی داغ، اکسیداسیون، آسیب‌های خزشی، فرسایش، خستگی، برخورد جسم خارجی و ایجاد ترک قرار دارند. از طرفی یکی از چالش‌های مهندسی در حوزه موتورهای توربینی، یافتن راهی برای تخمین عمر قطعات به‌ویژه پره‌های توربین است. در این مقاله، تحلیل عددی یک نمونه پره ردیف اول توربین موتور 250-C20 به‌همراه پوشش‌های سد حرارتی آن، در نرم‌افزار اجزای محدود آباکوس انجام شده، و توزیع تنش و کرنش در بازه زمان، مشخص گردید و بر اساس آن، مناطق دارای بیشترین خزش استخراج شده است و سپس با در نظر گرفتن میزان کرنش گسیختگی پره توربین، عمر خزشی پره تخمین زده شده است. برای اعتبارسنجی عمر تخمین زده شده توربین، نتایج عددی مستخرج با نتایج تجربی سه نمونه پره توربین مقایسه شده‌است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۷ مهر ۱۴۰۲
بازنگری ۲۰ آذر ۱۴۰۲
پذیرش ۰۳ دی ۱۴۰۲
اولین انتشار ۰۴ بهمن ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

پره توربین
پوشش محافظ حرارتی
مدل‌سازی المان محدود
خزش
تنش
تخمین عمر خزشی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: m.livani@ssau.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Livani, H. Zarei, and S. M. Kamali, "Investigating the effect of wear on the creepage life of jet engine turbine blades model 250-C20," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 1, pp. 1-14, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.1.1>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱ مقدمه

در دنیای پرفراز و نشیب اقتصاد امروز، این تمایل وجود دارد که یک سرمایه‌گذاری صنعتی، سودآوری مناسب و بلندمدت داشته باشد. این موضوع به‌ویژه درباره اجزای توربین‌های موتورهای جت هوایی که هزینه ساخت و تعویض آن‌ها بالا است، صدق می‌کند. در نتیجه لازم است تا سرمایه‌گذاری در این زمینه‌ها با مؤثرترین فناوری‌های تعمیر همراه باشد. پره‌های ثابت و متحرک توربین‌ها در موتورهای جت هوایی به دلیل تحمل تنش‌های شدید در دمای بالا، همواره در معرض آسیب‌ها و خرابی‌های مختلف از قبیل خوردگی، آسیب‌های خزشی، خستگی، برخورد جسم خارجی و ایجاد ترک قرار دارند. پیری میکروساختار پره و از بین رفتن استحکام خزشی آن، از دلایل اصلی افت کیفیت آلیاژ پره می‌باشد [۱]. این مسائل باعث محدود شدن عمر کاری آن‌ها شده و امکان عملکرد مناسب پره‌ها را در شرایط کاری کاهش می‌دهد. بنابراین به خاطر ضروریات تعمیر، دشواری و هزینه ساخت، امروزه پره‌ها بحرانی‌ترین قطعه در توربین‌ها هستند [۲].

در خصوص توربین‌های موتور جت، با توجه به هزینه بالای خرید و تعویض پره‌های کارکرده با پره‌های نو، و از آنجایی که در بسیاری از موارد آسیب وارد شده به پره چندان وسیع نیست، سعی می‌گردد تا حد امکان این گونه پره‌ها با روش‌هایی بازسازی و تعمیر گردند تا قابل استفاده مجدد باشند و از این طریق صرفه‌جویی اقتصادی قابل توجهی نیز صورت خواهد گرفت [۲]. با رویکرد تحلیل عیوب پره‌های توربین به کمک روش‌های حل عددی و به‌طور خاص تحلیل عیوب خزشی، تحقیق‌های انجام شده مرتبط با موضوع مورد بررسی به شرح ذیل می‌باشند:

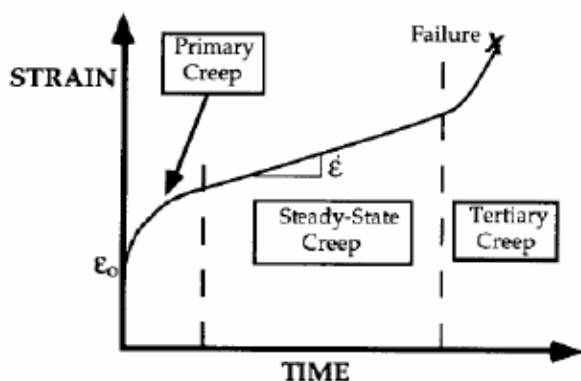
دای و همکارانش در سال ۲۰۲۲ رفتار تغییرشکل خزشی یک پره توربین فشار بالای تک کریستال از جنس سوپرآلیاژ پایه نیکل CMSX-4 را به کمک روش المان محدود مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها بارگذاری‌های حرارتی و مکانیکی در طول دوره خدمت را بررسی کردند [۳]. برزکار و فروزان در سال ۲۰۱۲ روشی برای تعیین عمر خزشی یک قطعه تعمیر شده از دو جنس مختلف با روش اجزا محدود گذرا ارائه دادند. آن‌ها از یک طرح ساده دو بعدی تحت نیروی گریز از مرکز استفاده کردند. جنس ماده پایه و پرکننده را به ترتیب سوپرآلیاژهای GH4049 و Inconel 718 در نظر گرفتند [۴]. مازور در سال ۲۰۱۲ آسیب ناشی از خزش در پره ردیف اول از توربین گازی خنک شونده با هوا پس از ۲۴۰۰۰ ساعت کار را مورد ارزیابی قرار دادند. تیغه مورد مطالعه او از سوپرآلیاژ پایه نیکل Inconel 738 ساخته شده بود. دمای ورودی توربین گاز را 1100 درجه سانتی‌گراد در نظر گرفت. او از مدل‌های بیلی-نورتون، دورن-بایلی و لارسون-میلر،

برای ارزیابی مورد استفاده قرار داد [۵]. دونقوتان و همکارانش در سال ۲۰۱۵ با استفاده از نرم‌افزار انسیس، ارزیابی عمر سوپرآلیاژ تیغه توربین را مرود مطالعه قرار دادند. آن‌ها اثر خزش را از طریق اصلاح مدول یانگ در نظر گرفتند [۶]. ژاو و همکارانش در سال ۲۰۱۵ پس از مدل‌سازی و شبکه‌بندی پره توربین در نرم‌افزار المان محدود، تنش گرمایی روی نمونه اعمال کردند و بدین طریق، محل‌های بحرانی در شکست خزشی پره توربین را شناسایی کردند. آن‌ها همچنین در دماها و تنش‌های مختلف شرایط عملکردی نمونه با نتایج تجربی را مورد مقایسه قرار دادند [۷]. براندائو و همکارانش در سال ۲۰۱۶ با استفاده از روش اجزای محدود، رفتار خزش تیغه‌های فشار بالا را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها از سوابق داده‌های پرواز برای یک هواپیمای خاص ارائه شده توسط شرکت تجاری هواپیمایی را برای به‌دست آوردن داده‌های حرارتی و مکانیکی برای سه چرخه پرواز مختلف استفاده کردند [۸]. کریمی و همکاران در سال ۲۰۱۶ عمر پره توربین گازی از جنس سوپرآلیاژ پایه نیکل ۷۹۲ با کارکرد ۸۰۰۰۰ ساعت را با استفاده از میکروسکوپ نوری و الکترونی روبشی، تحلیل با نرم‌افزار انسیس و آزمون کشش در دمای کاری مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آن‌ها نشان داد در اثر کارکرد در دمای بالا، ریزساختار پره مورفولوژی فاز رسوبی گاماپرایم از حالت مکعبی به کرووی تغییر یافته و پدیده الواری شدن اتفاق افتاده است و استحکام خزشی پره نسبت به استحکام خزشی گزارش شده حدود ۲۰ درصد کاهش یافته است [۹]. سادووسکی و گلفسکی در سال ۲۰۱۶ بارهای پیچیده پره‌های ثابت و متحرک توربین و پوشش سد حرارتی (TBC) را تحت شرایط واقعی جت هواپیما مورد مطالعه قرار دادند. بارگذاری آن‌ها هم بارگذاری مکانیکی چند محوره و هم تغییرات دمایی ناگهانی در هنگام درخواست و فرود هواپیما را شامل می‌شد [۱۰]. حسین‌زاده و همکاران در سال ۲۰۱۷ به مطالعه نرخ رشد خزشی ترک در یک نمونه پره نازل توربین موتور جت با استفاده از نرم‌افزار آباکوس پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که نرخ رشد خزشی ترک به آرامی و به صورت کنترل شده افزایش می‌یابد و پس از به وجود آمدن ترک نیز تا مدت زمان مشخصی همچنان قطعه مذکور قابل استفاده می‌باشد [۱۱]. سلیمانی و همکارانش در سال ۲۰۱۸ خزش و خستگی پره ردیف اول توربین موتور توربوفن مدل TRI60 را مورد بررسی قرار دادند. جهت برآورد عمر خستگی و خزش توربین موتور، ابتدا تحلیل انتقال حرارت پره و تنش حرارتی آن را با استفاده از نرم‌افزار آباکوس انجام دادند، سپس با استفاده از الگوریتم اسمیت-واتسون-تاپر در نرم‌افزار تحلیل خستگی fe-safe برای بارگذاری‌های مختلف به تخمین عمر پره پرداختند. در نهایت با استفاده از روابط گودمن اصلاح شده، مارو و پارامتر لارسون - میلر به ترتیب به اعتبارسنجی خستگی و خزش پره پرداختند [۱۲].

خزش تقریباً در ۳۵ درصد از نقطه ذوب فلزات و در ۴۵٪ از نقطه ذوب برای سرامیک‌ها انجام می‌شود. تصویر شماتیک منحنی خزش در شکل ۱ آمده است [۱۳].

تغییر شکل برگشت‌ناپذیر فلزات بر اثر گذشت زمان خزش نام دارد که با ϵ نشان داده می‌شود و به صورت رابطه زیر بیان می‌شود:

$$\epsilon = \frac{d\epsilon}{dt} \quad (1)$$



شکل ۱- نمودار شماتیک مراحل خزش [۱۳].

Fig. 1. Schematic diagram of creep stages.

۳ تحلیل عددی پره توربین

در بخش تحلیل عددی پره توربین، به مدل‌سازی اجزای محدود پره توربین، نتایج مربوط به توزیع دما در پره و پوشش، بررسی میدان تنش حداکثر در پره توربین، بررسی خزش حداکثر در پره توربین با ضخامت‌های مختلف لایه، تخمین عمر پره با استفاده از منحنی تنش- کرنش و تخمین عمر پره با استفاده از منحنی لارسون میلر خواهیم پرداخت.

۳.۱ مدل‌سازی اجزای محدود پره توربین

یک سیستم TBC^2 شامل یک پوشش فوقانی سرامیکی TC^3 و یک پوشش پیوندی BC^4 میانی فلزی است که افت دما را در عرض پوشش ایجاد می‌کند. جنس پره توربین یا زیرلایه، سوپرآلیاژ Rene 95 است. در اکثر تحقیقاتی که بر روی پره توربین و پوشش‌های آن انجام شده است، تنها بخش‌هایی از پره و پوشش و در شرایطی خاص مورد مطالعه قرار گرفته است [۱۵]. این در حالی است که هر نقطه از پره دارای هندسه خاص خود و شکل آیرودینامیکی و شرایط دمایی منحصر به

محمدی و هاشمی‌تبار در سال ۲۰۲۱ با استفاده از نرم‌افزار المان محدود آباکوس برای ارزیابی عمر خستگی - خزشی پره توربین گاز و برهم‌کنش این دو پدیده در کنار هم مورد مطالعه قرار دادند [۱۳]. اسپودنیاک و همکاران در سال ۲۰۲۱ با استفاده از نرم‌افزار انسیس CFX و شبکه‌های عصبی مصنوعی، به مطالعه میدان دمای سطح پره‌های توربین موتور جت پرداختند و نتایج خود را با نتایج تجربی پره‌های توربین موتور جت iSTC-21v اعتبارسنجی کردند [۱۴].

با توجه به عدم امکان رفع عیب و تعمیر قطعات حین پرواز، این عیوب منجر به خسارات مادی و انسانی زیادی می‌شود. بنابراین یکی از راه‌های کاهش خسارات وارده از پدیده خزش پره‌های توربین، تخمین عمر دقیق و علمی این اجزا به کمک محاسبات ریاضی است و یک راه دیگر انجام بازرسی‌ها و تست‌های ترکیبی در دوره‌های زمانی مشخص و پیش از اتمام عمر تخمین زده شده است. اجزای معیوب کشف شده در مرحله تست می‌بایست تعمیر و یا تعویض گردند. در بازرسی‌های هنگام تعمیرات و سرویس‌های ادواری می‌بایست تیغه‌های توربین از نظر تنش خزشی، ازدیاد طول زاویه تیغه، اضافه حرارت و نیز وجود ترک، مورد بازدید قرار گیرند.

باتوجه به مطالعات پیشین مشخص شد که در خصوص خزش پره توربین پژوهش‌های زیادی انجام شده است، ولی در خصوص ارتباط پدیده خزش پره توربین و عمر پره مطالعه چندانی انجام نشده است؛ از این رو در این مطالعه در این زمینه تحقیق شده است.

در این تحقیق، برای تحلیل خزش پره‌های توربین و بررسی اثرات فرسودگی بر روی عمر پره، از نرم‌افزار المان محدود آباکوس استفاده می‌شود. برای این منظور، ابتدا مدل‌سازی پره ردیف اول توربین موتور 250-C20 انجام، سپس در بخش بعدی تحلیل خزش انجام می‌شود و توزیع تنش و کرنش در بازه زمان مشخص شده به‌دست می‌آید و مناطق دارای بیشترین خزش به‌دست می‌آید. در نهایت نتایج عددی پره توربین ردیف اول موتور 250-C20 مربوط به بالگرد ۲۰۶ با نتایج تجربی در ضخامت‌های مختلف از TGO^1 از نظر تحلیل تنش و رفتار خزشی و توزیع دمایی مورد مقایسه و ارزیابی قرار می‌گیرد.

۲ مبانی تئوری خزش

خزش در واقع تغییر شکل پلاستیک وابسته به زمان است. دامنه دمایی که ممکن است تغییر شکل در آن رخ دهد در مواد مختلف متفاوت است. سرب می‌تواند در دمای اتاق خزش کند و تنگستن قبل از ایجاد تغییر شکل خزشی نیاز به دمای هزاران درجه دارد، اثرات تغییر شکل

3. Top Coat
4. Bond Coat

1. Thermal Grown Oxidation
2. Thermal Barrier Coatings

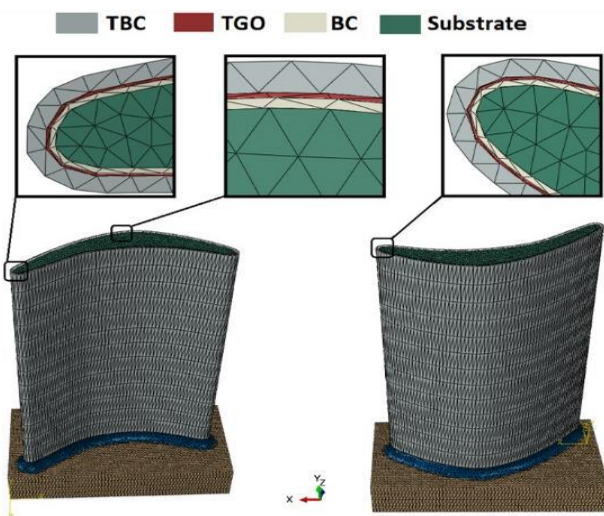
C3D8RT می‌باشد. المان‌بندی پره توربین طوری انتخاب شده‌است که جواب‌ها به همگرایی رسیده است، به این معنا که با کوچکتر کردن اندازه المان‌ها و در نتیجه افزایش تعداد المان‌ها از ۵۶۳۸۰، تغییر محسوسی در نتایج مشاهده نشد. ضمن اینکه می‌بایست طولانی شدن زمان انجام تحلیل‌ها توسط نرم‌افزار را نیز در نظر گرفت. در شکل ۳ نمودار همگرایی تنش در لایه TBC نشان داده شده است.

فردی است و با مدل‌سازی فقط بخشی از پره نمی‌توان نتایج حاصله را برای تمام هندسه پره و پوشش تعمیم داد. از این رو، برای رسیدن به نتایج صحیح و واقعی می‌بایست در بررسی‌ها اولاً تمامی فاکتورهایی که پره و پوشش با آن درگیر هستند، از جمله شرایط دمایی متفاوت، شرایط آبرودینامیکی متفاوت و شرایط هندسی متفاوت، در نظر گرفته شود و دوماً تمام هندسه پره در یک مجموعه کامل مورد بررسی قرار گیرد. ابعاد هندسی پره توربین در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱- ابعاد هندسی پره توربین و پوشش‌ها [۱۵].

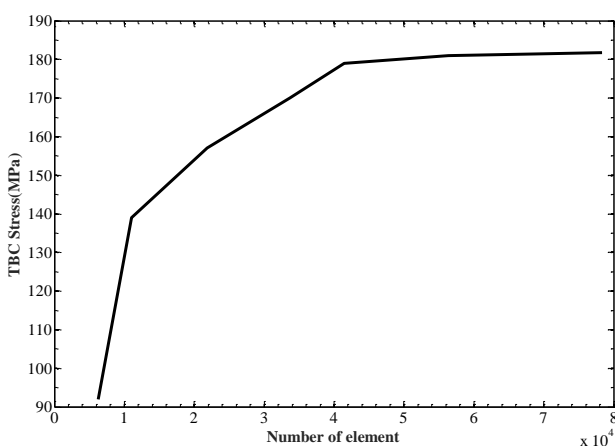
Table 1. Geometric dimensions of turbine blades and coatings [15].

Dimensions	NAME
23 mm	Blade length
18 mm	Blade curvature
2 mm	Substrate thickness
200μ	Blade coating thickness



شکل ۲- المان‌بندی اجزای محدود پره توربین و پوشش‌ها.

Fig. 2. Finite element modeling of turbine blades and coatings.



شکل ۳- نمودار همگرایی تنش در لایه TBC.

Fig. 3. Stress convergence diagram in the TBC layer.

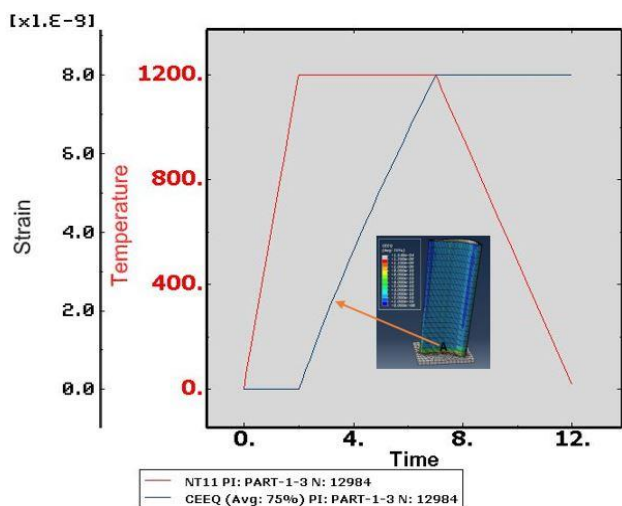
در نرم‌افزار آباکوس در ماژول Property مشخصه‌های حرارتی و مکانیکی برای پوشش سرامیکی پره توربین مشخص می‌شود. مشخصه‌های مکانیکی و حرارتی پره و پوشش‌ها در ماژول Property از نوع Solid و Homogenous تعریف شد و برای چهار بخش مجزا (زیرلایه، لایه پوششی، لایه اکسیدی و لایه سرامیکی) طبق جدول مربوطه برای پره و پوشش‌ها معرفی شده است. این مشخصه‌ها عبارتند از ضریب انتقال حرارت، مشخصه‌های خزش، چگالی، مدول الاستیسیته، ظرفیت گرمایی ویژه و ضریب انبساط حرارتی از نوع یکنواخت که همگی تابعی از دما می‌باشند. این پره از جنس Rene 95 و پوشش سدحرارتی فوقانی از نوع SermaLoy J بوده که مشخصات حرارتی و مکانیکی پره و پوشش‌ها در جدول ۲ آمده است. در قسمت شرایط مرزی، پره به صورت یک تیر یک سر گیردار مدل شده است که از قسمت پایه پره در دو جهت X و Z ثابت و در جهت Y قابلیت افزایش یا کاهش طول دارد. مدل المان محدود پره توربین و پوشش‌ها در نرم‌افزار آباکوس در شکل ۲ نشان داده شده‌است. این مدل شامل ۵۶۳۸۰ المان هگزاهدرون ۸ گرهی به صورت

جدول ۲- مشخصه‌های مکانیکی و حرارتی پره و پوشش‌ها [۱۵].

Table 2. Mechanical and thermal characteristics of the blade and coatings [15].

Temperature range	Young's modulus (GPa)	Poisson's ratio	Thermal expansion coefficient (10 ⁶ /°C)	Resistance to surrender (MPa)	Thermal conductivity (W/ (cm K))	Specific heat capacity (J/ (kg K))	Density (kg/m ³)	Layer name
20-1600	120-220	.31-.35	14.8-18	800	.69-.88	440	8500	Substrate
	110-200	.3-.33	13.6-17.6	114-426	.17-.058	450	7380	(BC) Bond Coat
	320-400	.23-.25	8-9.6	1000-10000	.1-.04	755	3984	Oxide layer (TGO)
	22-48	.12-.1	12.2-9	—	.02-.017	505	3610	Top cover (SermaLoy J)

نقاط مستعد خزش حرارتی در پره توربین مناطقی هستند که تنش حرارتی بیشتری دارد، قسمت‌های پایینی پره توربین به‌ویژه در نقاط اتصال پره به پایه و همچنین بخش‌هایی از قسمت‌های پایینی لبه حمله، نقاط مستعد خزش حرارتی در پره توربین می‌باشند.



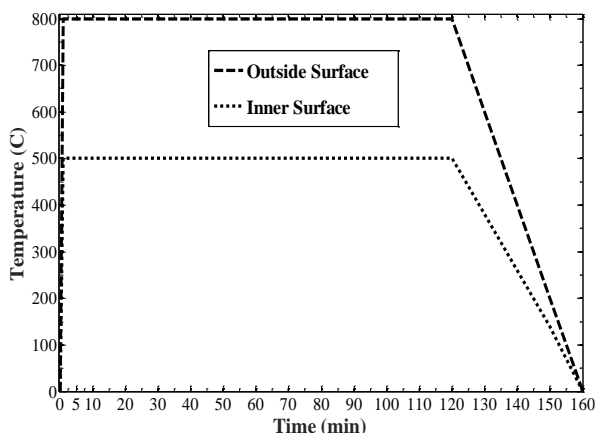
شکل ۴- سیکل اول نمودار دما-زمان و کرنش-زمان در نقطه دارای حداکثر خزش.

Fig. 4. First cycle of temperature-time and strain-time diagram at the point with maximum creep.

شکل ۴ تغییرات کرنش-زمان و دما-زمان در یک سیکل کامل را نشان می‌دهد. در شکل ۴، زمان بر حسب دقیقه و دما بر حسب درجه سانتی‌گراد است و نشان می‌دهد که در مرحله دوم سیکل و در فاصله زمانی ۰-۲ دقیقه دمای سطح خارجی پره از ۲۰ درجه سانتی‌گراد به ۱۲۰۰ درجه سانتی‌گراد می‌رسد و کرنش صفر است که قطعاً تغییرات کرنش نسبت به زمان (خزش) هم در این مرحله صفر خواهد بود. در فاصله زمانی ۲-۷ دقیقه که دما در حداکثر مقدار خود، یعنی ۱۲۰۰ درجه سانتی‌گراد است، کرنش نسبت به زمان در حال افزایش از صفر تا هشت نانو می‌باشد. در مرحله سوم در فاصله زمانی ۷-۱۲ دقیقه دما از ۱۲۰۰ درجه سانتی‌گراد به ۲۰ درجه سانتی‌گراد می‌رسد و کرنش ثابت و به میزان هشت نانو است، بنابراین تغییرات کرنش نسبت به زمان (خزش) در این مرحله مانند مرحله اول صفر خواهد بود.

روند توزیع دمایی از سطح پوشش سرامیکی تا زیرلایه کاهشی بوده، به‌طوریکه کاهش شدید دما تا ۴۰۰ درجه سانتی‌گراد در لایه سرامیکی اتفاق می‌افتد و در لایه‌های دیگر، تغییرات دمایی به نسبت کمتری مشاهده می‌شود. تنش‌ها در لایه فوقانی سدحرارتی (TC) می‌باشد، بنابراین خرابی و شکست پوشش از این منطقه شروع می‌شود.

تنش‌ها در لایه TGO با افزایش دما از ۸۰۰ تا ۱۱۰۰ درجه سانتی‌گراد، از ۱ تا ۱۰ مگاپاسکال تغییر می‌کند که نشان‌دهنده افزایش شدید احتمال خرابی پوشش در دمای بالا است [۱۶].

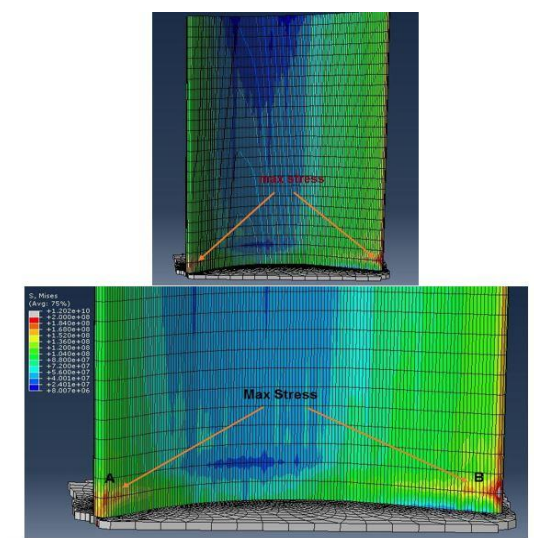


شکل ۶- نمایش یک سیکل حرارتی پره توربین موتور.

Fig. 6. Illustration of a thermal cycle of a 250-C20 engine turbine blade 250-C20.

در شکل ۷ توزیع تنش در پره توربین موتور 250-C20 و در موقعیت دمای ۸۰۰ درجه سانتیگراد نشان داده شده است. نقاط دارای بیشینه تنش در پره توربین موتور 250-C20 در قسمت پایینی پره و در مناطق اتصال پره و پایه در قسمت‌های لبه حمله و لبه فرار قرار دارد، که با تحقیقات قبلی [۱۶] مطابقت دارد. با توجه به موارد ذکر شده به بررسی پارامترهای تنش و خزش در نقطه A پرداخته و در نهایت با توجه به این پارامترها، به تخمین عمر پره توربین پرداخته خواهد شد.

شکل ۸ نمای پایین پره و پایه را نشان می‌دهد. شکل ۸ نشان می‌دهد که تمرکز میدان تنش بیشینه در قسمت‌های لبه حمله و لبه فرار و در نقاط اتصال پره و پایه می‌باشد.



شکل ۷- نقاط دارای تنش حداکثر در پره توربین.

Fig. 7. Points of maximum stress in the turbine blade.

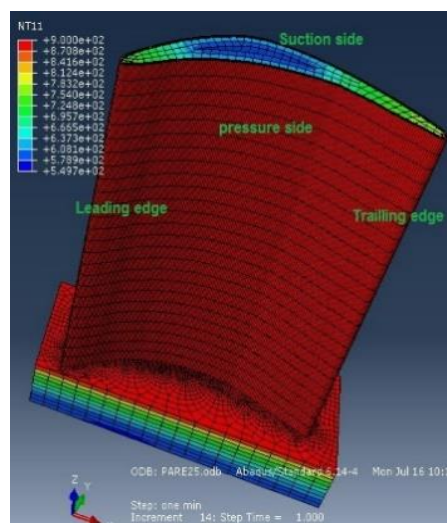
۲.۳ نتایج مربوط به توزیع دما در پره و پوشش

شرایط کارکردی پره توربین بدین صورت است که به مدت ۱ دقیقه فرآیند استارت موتور به طول می‌انجامد و دور موتور به ۱۰۰٪ می‌رسد. در این مدت زمانی، دمای سطح پره از ۲۰ درجه سانتیگراد به دمای ۸۰۰ درجه سانتیگراد می‌رسد. سپس موتور در حالت کارکرد معمولی و یا پرواز به مدت ۱۲۰ دقیقه باقی می‌ماند و دمای سطح پره در این حالت همان ۸۰۰ درجه سانتیگراد باقی می‌ماند، با خاموش شدن موتور بالگرد، در مدت ۴۰ دقیقه دما از ۸۰۰ درجه سانتیگراد به دمای محیط (تقریباً ۲۰ درجه سانتیگراد) می‌رسد. شکل ۵ توزیع حرارت در یک پره از دیسک ردیف اول توربین موتور 250-C20 را نشان می‌دهد.

در سطح خارجی پره، دما از ۲۰ درجه سانتیگراد تا ۸۰۰ درجه سانتیگراد می‌رسد، ولی از آنجایی که پوشش سدحرارتی باعث کاهش دمای پره توربین می‌گردد، در زیرلایه دما از ۲۰-۳۰۰ درجه سانتیگراد تا ۵۰۰ درجه سانتیگراد تغییر می‌کند. منحنی تغییرات دما در سطح پوشش و زیرلایه در سه مرحله از کارکرد موتور که مجموعاً یک سیکل حرارتی را تشکیل می‌دهد در شکل ۶ نشان داده شده است. با توجه به رابطه بیلی-نورتون (رابطه ۲) میزان خزش در هر نقطه از پره توربین ارتباط مستقیم با میزان تنش در آن نقطه دارد:

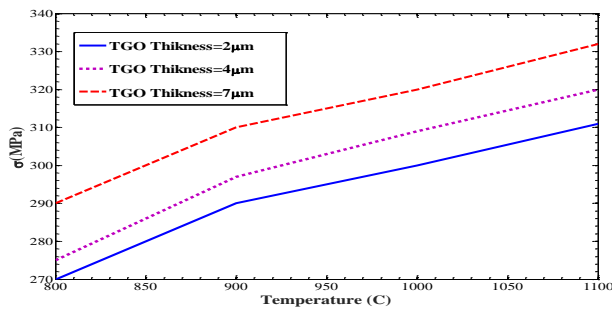
$$\varepsilon_c = B t^m \sigma^n \quad (2)$$

از این رو برای یافتن مناطق مستعد خرابی بر اثر خزش، می‌بایست نقاطی را که دارای بیشترین تنش است، شناسایی نمود و به بررسی شرایط این نقاط پرداخت [۱۵].



شکل ۵- توزیع دما در پره توربین موتور 250-C20.

Fig. 5. Temperature distribution in the turbine blade of the 250-C20 engine.



شکل ۹- تنش در نقطه A در دماها و ضخامت‌های مختلف TGO.

Fig. 9. Stress at point A at different temperatures and TGO thicknesses.

در جدول ۳ تنش در نقطه A بر روی پره توربین با ضخامت‌های مختلف لایه اکسیدی نشان داده شده است. همانطور که جدول ۳ نشان می‌دهد با افزایش ضخامت لایه، تنش نیز افزایش پیدا می‌کند.

۴.۳ بررسی خزش حداکثر در پره توربین با ضخامت‌های مختلف لایه TGO

باتوجه به رابطه بیلی-نورتون، میزان خزش در هر نقطه از پره توربین ارتباط مستقیم با میزان تنش در آن نقطه دارد. از این رو برای یافتن مناطق دارای خزش حداکثر، می‌بایست نقاطی را که دارای بیشترین تنش است، شناسایی نمود و به بررسی شرایط این نقاط پرداخت. باتوجه به شکل ۷ نقاط دارای بیشترین تنش در پره توربین موتور 250-C20 در قسمت پایینی پره و در نقطه اتصال پره و پایه در قسمت‌های لبه حمله و لبه فرار است (نقطه A).

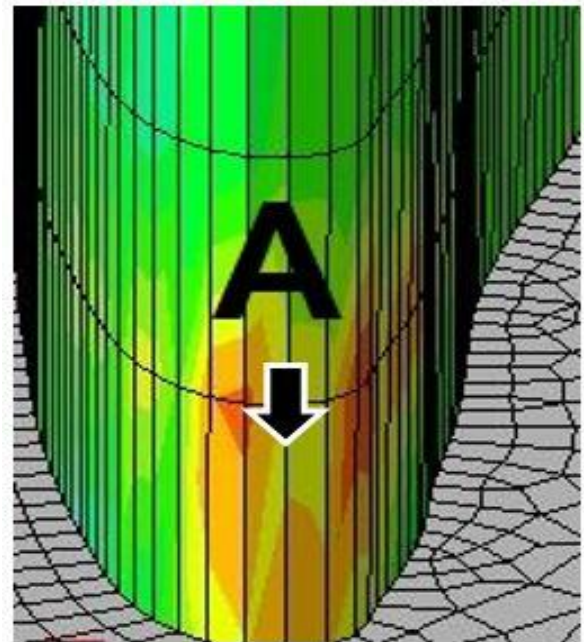
شیب نمودار کرنش-زمان در شکل ۱۰ بیانگر نرخ خزش در پره توربین (نقطه A) است. مشاهده می‌گردد در همه ضخامت‌های TGO و تمامی شرایط دمایی، سرعت فرآیند خزش در پره توربین ارتباط مستقیم با عمر خزشی پره توربین دارد.

در این تحقیق به جهت ساده‌سازی موضوع، فقط تأثیر مؤلفه‌های ضخامت لایه TGO در دماهای کارکردی مختلف، بر روی رفتار خزشی پره توربین موتور 250-C20 به‌عنوان مشخصه‌ای جهت ارزیابی عمر پره مورد بررسی و مقایسه قرار خواهد گرفت.

جدول ۳- میزان تنش در نقطه A بر روی پره با ضخامت‌های مختلف TGO.

Table 3. Stress at point A on the blade with different TGO thicknesses.

2	3	4	5	6	7	Oxide layer thickness) m(μ
320	324	331	335	342	348	Mises tension (MPa)



شکل ۸- میدان تنش حداکثر در پره توربین موتور 250-C20.

Fig. 8. Maximum stress field in the turbine blade of the 250-C20 engine.

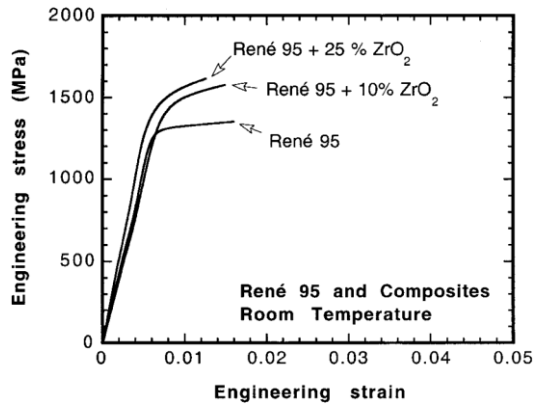
۳.۳ بررسی میدان تنش حداکثر در پره توربین

تحقیقاتی که در خصوص میزان ضخامت بهینه پوشش پره توربین انجام شده است، نشان می‌دهد ضخامت بهینه پوشش به پارامترهای مختلفی از جمله نوع پوشش، هندسه پره و دمای کارکردی پره توربین بستگی دارد؛ با این حال در بیشتر تحقیقات، ضخامت بهینه پوشش ۱۰۰-۳۰۰ میکرومتر بیان شده است [۷، ۱۷].

پس از شناسایی منطقه دارای حداکثر تنش در پره توربین موتور 250-C20 (نقاط A و B در شکل ۷)، می‌بایست تأثیر دما و ضخامت TGO در این نقاط مورد بررسی قرار گیرد. در این تحقیق به دلیل مشابهت میزان تنش در دو نقطه A و B، فقط وضعیت نقطه A مورد بررسی قرار می‌گیرد.

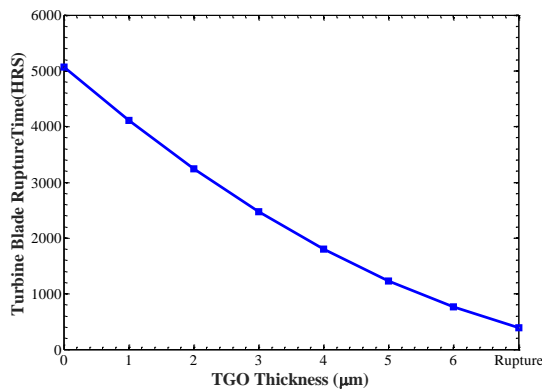
در شکل ۹ مقدار تنش فون مایز در سیکل حرارتی اول در نقطه A و در دماهای کارکردی متفاوت از ۸۰۰ تا ۱۱۰۰ درجه سانتی‌گراد نشان داده شده است. با بررسی میزان تنش در ضخامت‌های مختلف و دماهای کارکردی متفاوت در نقطه A این نتیجه گرفته شد که با ثابت نگه داشتن دمای کارکردی و نوع پوشش و فقط با افزایش ضخامت TGO از ۲ میکرون تا ۷ میکرون، تنش افزایش می‌یابد. در ضمن با ثابت نگه داشتن ضخامت TGO و نوع پوشش و فقط با افزایش دمای کارکردی نیز باز هم تنش افزایش می‌یابد.

عمر کامل پره و زمان‌های گسیختگی به ازای ضخامت‌های مختلف لایه TGO می‌توان عمر پره توربین را به صورت شکل ۱۳ تخمین زد.



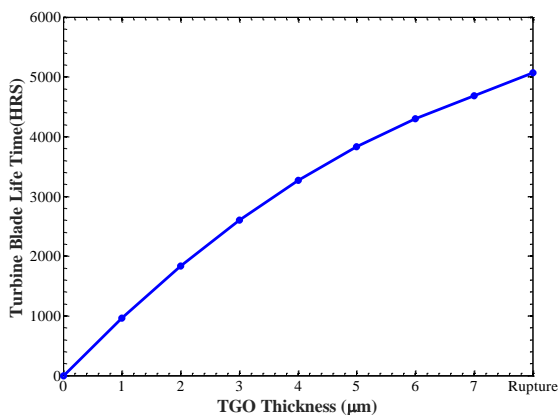
شکل ۱۱- منحنی تنش-کرنش سوپراآلیاژ René 95 [۱۸].

Fig. 11. Stress-strain curve of René 95 superalloy [18].



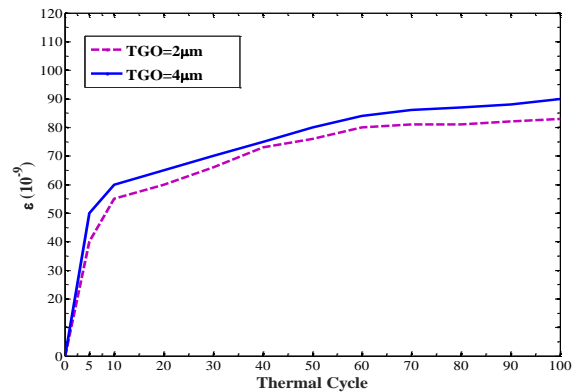
شکل ۱۲- نمودار تخمین زمان گسیختگی پره توربین با استفاده از روش منحنی تنش-کرنش.

Fig. 12. Diagram of turbine blade failure time estimation using the stress-strain curve method.



شکل ۱۳- نمودار تخمین عمر پره توربین با استفاده از روش منحنی تنش-کرنش.

Fig. 13. Turbine blade life estimation diagram using the stress-strain curve method.



شکل ۱۰- نمودار کرنش - زمان پره در دمای کارکردی ۱۰۰۰ درجه سانتیگراد

Fig. 10. Strain-time diagram of the blade at an operating temperature of 1000 degrees Celsius

در ادامه به تخمین عمر خزشی پره توربین به دو روش، یکی با استفاده از منحنی تنش-کرنش پره توربین (René 95) و دیگری با استفاده از منحنی لارسون میلر سوپراآلیاژ پره توربین (René 95) پرداخته خواهد شد.

۵.۳ تخمین عمر پره با استفاده از منحنی تنش-کرنش

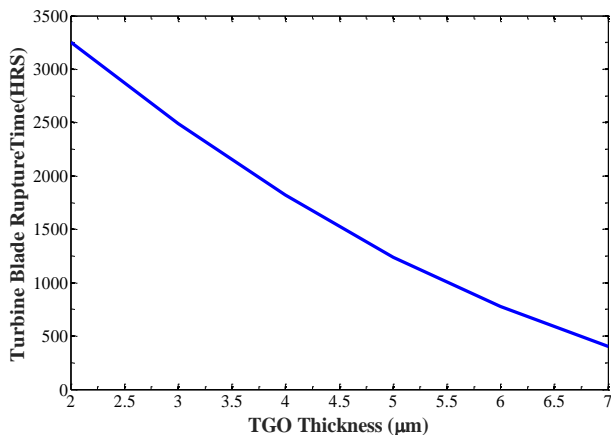
در این روش، ابتدا با توجه به منحنی تنش-کرنش پره توربین که از نوع سوپراآلیاژ René 95 است، کرنش گسیختگی (ϵ_r) ، در حدود 0.16 به دست می‌آید [۱۸]. سپس با توجه به شکل ۷ در نقطه A که بیشترین تنش را دارد و طبعاً بیشترین خزش را هم خواهد داشت، برای سه ضخامت مختلف لایه TGO و در دمای کارکردی 800 تا 1000 درجه سانتیگراد، شیب منحنی کرنش-زمان $(\frac{d\epsilon}{dt})$ سوپراآلیاژ پره توربین (René 95) به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\epsilon_r = \frac{d\epsilon}{dt} t_r \quad (3)$$

$$t_r = \epsilon_r / \frac{d\epsilon}{dt} \quad (4)$$

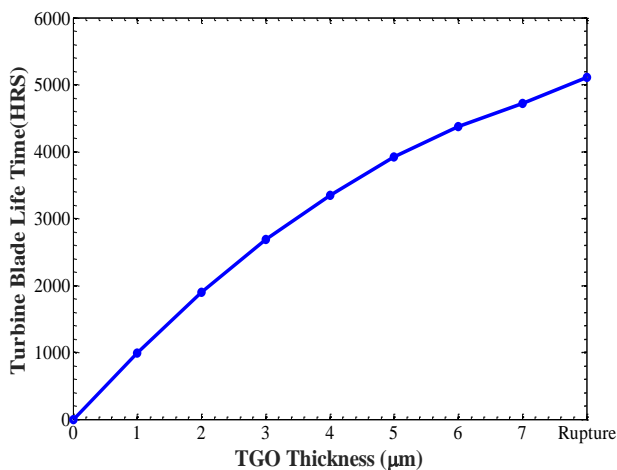
با داشتن مقادیر $\frac{d\epsilon}{dt}$ از شکل ۱۰ و همچنین استخراج میزان کرنش گسیختگی (ϵ_r) سوپراآلیاژ پره توربین از شکل ۱۱ و با در نظر گرفتن رابطه ۴ می‌توان عمر تقریبی (t_r) پره توربین برای ضخامت‌های مختلف لایه TGO را محاسبه نمود.

با توجه به معادله منحنی روند زمان گسیختگی پره توربین که با استفاده از منحنی تنش-کرنش به دست آمده است، می‌توان زمان گسیختگی پره توربین در زمان صفر که همان عمر کامل پره توربین می‌باشد، به دست آورد که در شکل ۱۲ نشان داده شده است. با توجه به



شکل ۱۵- نمودار تخمین زمان گسیختگی پره توربین با استفاده از روش منحنی لارسون میلر [۲۰].

Fig. 15. Diagram of turbine blade failure time estimation using the Larson Miller curve method [20].



شکل ۱۶- نمودار تخمین عمر پره توربین با استفاده از روش منحنی لارسون میلر.

Fig. 16. Turbine blade life estimation chart using the Larson Miller curve method.

۴ نتایج تجربی

در شکل ۱۷ اولین نمونه از دیسک‌های مورد مطالعه در این تحقیق نشان داده شده است که به‌عنوان دیسک شماره ۱ بیان گردیده است. این دیسک دارای ۱۷۵۰ ساعت کارکرد بوده که در نتایج تجربی ضخامت لایه TGO به میزان ۲ میکرون بوده است.

در شکل ۱۸ دومین نمونه از دیسک‌های مورد مطالعه در این تحقیق نشان داده شده است که به‌عنوان دیسک شماره ۲ بیان گردیده است. این دیسک دارای ۳۱۱۰ ساعت کارکرد بوده که در نتایج تجربی ضخامت لایه TGO به میزان ۴ میکرون بوده است.

همانطور که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود عمر پره توربین با استفاده از تابع منحنی ۵۰۷۰ ساعت به‌دست آمده است که در رابطه زیر اشاره گردیده است:

$$T_r = 0.06x^6 - 0.41x^5 + 0.6x^4 + 3.1x^3 + 35x^2 - 998x + 5070 \quad (5)$$

رابطه ۵ با استفاده از تابع cftool در نرم‌افزار متلب به‌دست آمده است.

۳.۶ تخمین عمر پره با استفاده از منحنی لارسون میلر

رابطه لارسون-میلر به‌صورت زیر بیان می‌گردد:

$$P_{LM} = T(\log_{10} t_r + C) \quad C \cong 20 \quad (15 - 25) \quad (6)$$

برای محاسبه زمان گسیختگی (t_r) پره توربین می‌بایست ابتدا منطقه-

ای از پره توربین که دارای تنش بیشینه است، مشخص گردد.

با استخراج میزان تنش نقطه A با توجه به شکل ۱۴ می‌توان پارامتر

لارسون-میلر (P_{L-M}) را به‌دست آورد و با داشتن پارامتر لارسون-میلر و دمای

کارکردی پره توربین می‌توان زمان تقریبی گسیختگی پره یا همان عمر خزشی

پره توربین را محاسبه نمود. با توجه به معادله منحنی روند زمان گسیختگی پره

توربین که با استفاده از روش منحنی لارسون میلر به‌دست آمده است، می‌توان

زمان گسیختگی پره توربین در زمان صفر که همان عمر کامل پره توربین

می‌باشد، به‌دست آورد که در شکل ۱۵ نشان داده شده است. همانطور که شکل

۱۵ نشان می‌دهد عمر پره توربین به این روش ۵۱۱۰ ساعت است که با استفاده

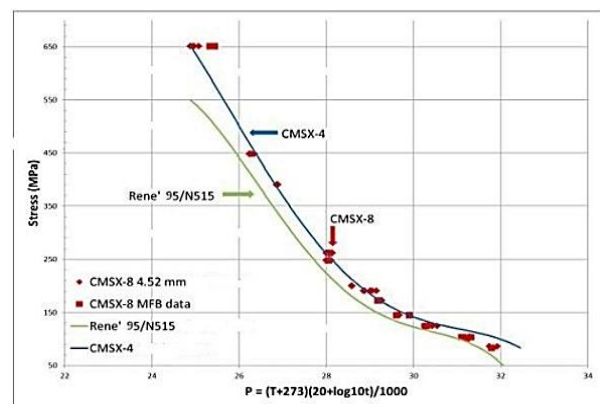
از تابع منحنی به‌دست آمده که در رابطه ۶ اشاره گردیده است حاصل می‌گردد.

رابطه ۷ با استفاده از تابع Cftool در نرم‌افزار متلب به‌دست آمده است:

$$T_r = -0.2x^6 + 3.5x^5 - 24x^4 + 78x^3 - 66x^2 - 970x + 5110 \quad (7)$$

با توجه به عمر کامل پره و زمان‌های گسیختگی به ازای ضخامت‌های

مختلف لایه TGO می‌توان عمر پره توربین را به صورت شکل ۱۶ تخمین زد.



شکل ۱۴- منحنی پارامتر لارسون-میلر سوپرالایز پره توربین (Rene 95) [۱۹].

Fig. 14. Larson-Miller parameter curve of turbine blade superalloy (Rene 95) [19].



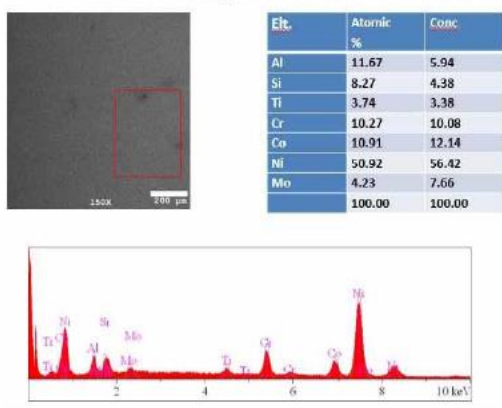
شکل ۱۹- دیسک شماره ۳.

Fig. 19. Disk number 3.

پره توربین توسط دستگاه طیف‌نگار EDAX و میکروسکوپ الکترونی SEM مورد بررسی قرار گرفت و مشخص گردید جنس پرها شباهت بسیار زیادی با سوپرآلیاژ Rene 95 دارد. این ترکیب شامل عناصری همچون نیکل، آلومینیوم، کبالت، تیتانیوم و ... است [۱۸]. ترکیبات شیمیایی پره آزمایش شده در شکل‌های ۲۰ الی ۲۲ نشان داده شده‌است.

در سوپرآلیاژ Rene 95 که جزء سوپرآلیاژهای نسل دوم دسته‌بندی می‌شود تا ۶٪ وزنی Re وجود دارد. معمولاً سوپرآلیاژهای پیشرفته با غلظت‌های کمتری از Cr و غلظت‌های بالایی از Al و Re شناخته می‌شوند و غلظت *Ti* و *Mo* نسبتاً در آن‌ها کم است. دمای ذوب Rene 95 برابر ۱۳۴۳ درجه سانتی‌گراد می‌باشد.

EDS analysis of SUBSTRATE



شکل ۲۰- آنالیز عنصری پره موتور C20-250.

Fig. 20. Elemental analysis of the 250-C20 engine blade.

در شکل ۱۹ سومین نمونه از دیسک‌های مورد مطالعه در این تحقیق نشان داده شده است که به‌عنوان دیسک شماره ۳ بیان گردیده است. این دیسک دارای ۴۳۷۰ ساعت کارکرد بوده که در نتایج تجربی ضخامت لایه TGO به میزان ۷ میکرون بوده است.



شکل ۱۷- دیسک شماره ۱.

Fig. 18. Disk number 1.



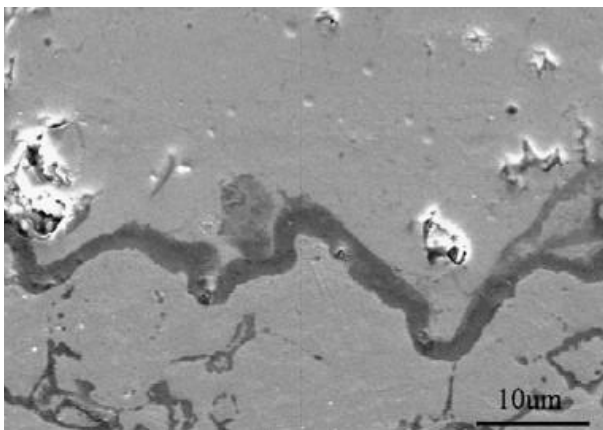
شکل ۱۸- دیسک شماره ۲.

Fig. 18. Disk number 2.

برای اندازه‌گیری ضخامت پوشش نیز از میکروسکوپ الکترونی روبشی SEM استفاده شد. ضخامت پوشش روی سطح مقطع متالوگرافی در چندین نقطه اندازه‌گیری شد و مشخص گردید ضخامت لایه پوشش روی نمونه کارکرده حدود ۲۰ میکرون است.

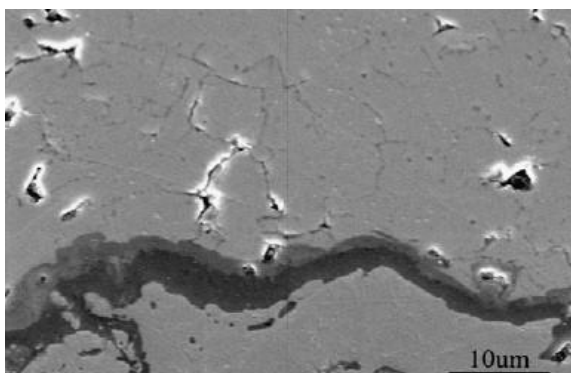
در شکل ۲۳ ریزساختار میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به دیسک شماره ۱ نمایش داده شده است. این دیسک دارای ۱۷۵۰ ساعت کارکرد بوده که در نتایج تجربی ضخامت لایه TGO به میزان ۲ میکرون بوده است.

در شکل ۲۴ ریزساختار میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به دیسک شماره ۲ نمایش داده شده است. این دیسک دارای ۳۱۱۰ ساعت کارکرد بوده که در نتایج تجربی ضخامت لایه TGO به میزان ۴ میکرون بوده است.



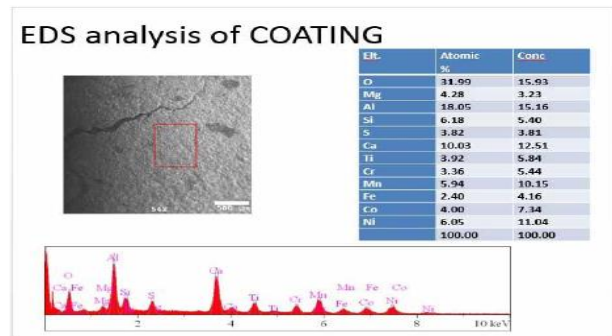
شکل ۲۳- ضخامت لایه TGO دیسک شماره ۱ (۲ میکرون).

Fig. 23. Thickness of TGO layer of disk number 1 (2 μ).



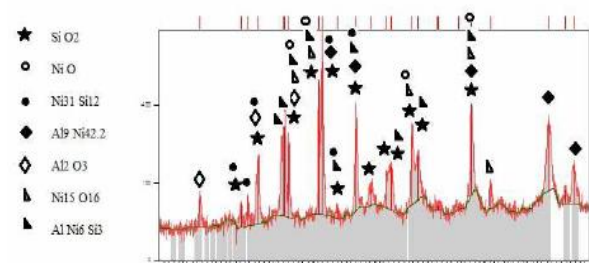
شکل ۲۴- ضخامت لایه TGO دیسک شماره ۲ (۴ میکرون).

Fig. 24. Thickness of TGO layer of disk number 2 (4 μ).



شکل ۲۱- آنالیز عنصری پوشش پره توربین موتور 250-C20.

Fig. 21. Elemental analysis of the turbine blade cover of the 250-C20 engine.

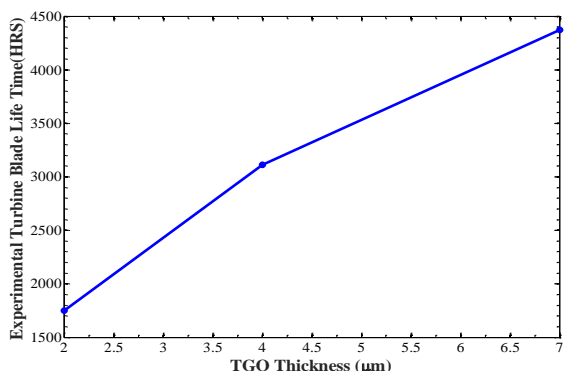


شکل ۲۲- الگوی پراش پرتو ایکس پوشش نمونه پره توربین 250-C20.

Fig. 22. X-ray diffraction pattern of the coating of a 250-C20 turbine blade sample.

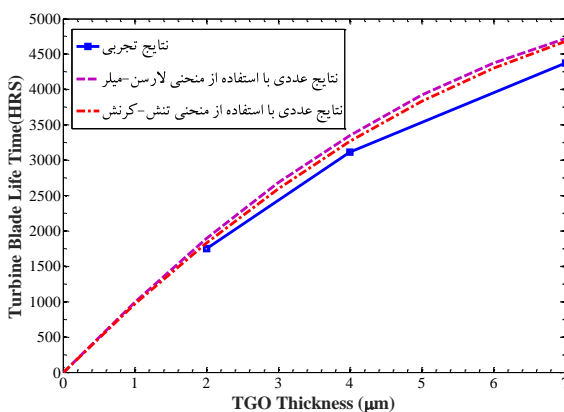
پوشش نمونه پره ابتدا با استفاده از EDAX آنالیز عنصری شد. در این آزمایش از پرتو $CuK\alpha$ و طول موج 1.5406 \AA استفاده گردید. سپس توسط دستگاه SEM ساختار میکروسکوپی پوشش مورد بررسی قرار گرفت.

در این آزمایش مشخص گردید پوشش سرامیکی پره از جنس آلومیناید اصلاح شده حاوی برخی ترکیبات مقاوم در دمای بالا مشابه پوشش Sermaloy J می‌باشد. این پوشش از سال ۱۹۶۰ به‌عنوان روش حرارتی در صنعت هوافضا راه پیدا کرد [۱۸]. به دلیل مشخصه‌های استحکامی بالا در برابر حرارت و خوردگی داغ، کاربرد فراوانی در صنایع ساخت موتور جت داشته است. ترکیبات این پوشش اغلب آلومینیوم و سیلیکون بوده که پوشش‌دهی این پره به روش دوغابی و با ضخامت حدوداً $100 \mu m$ بر روی پره توربین موتور 250-C20 اعمال شده است. این ضخامت پوشش به مرور زمان و با کارکرد پره کاهش یافته که در زمان آزمایش به حدود $20 \mu m$ رسیده است. پوشش نفوذی آلومینیوم-سیلیسیوم با نام تجاری Sermaloy J یک پوشش دوغابی بوده که به روش پاششی اعمال می‌شود.



شکل ۲۶- ارتباط عمر پره توربین و ضخامت لایه TGO به روش تجربی.

Fig. 26. Relationship between turbine blade life and TGO layer thickness using an experimental method.



شکل ۲۷- مقایسه نتایج تجربی و عددی در خصوص عمر خزشی پره توربین.

Fig. 27. Comparison of experimental and numerical results regarding the creep life of turbine blades.

۵ جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این تحقیق، ابتدا مدل‌سازی اجزای محدود پره ردیف اول توربین موتور 250-C20 انجام، و در بخش بعدی تحلیل خزش انجام شد و توزیع تنش و کرنش در بازه زمان مشخص شده به‌دست آمد و مناطق دارای بیشترین خزش نیز به‌دست آمد. در نهایت نتایج عددی پره توربین ردیف اول موتور 250-C20 مربوط به بالغرد ۲۰۶ با نتایج تجربی در ضخامت‌های مختلف لایه اکسیدی از نظر تحلیل تنش و رفتار خزشی مورد مقایسه و ارزیابی قرار گرفت.

بر اساس تحقیق حاضر، نتایج به‌دست آمده به‌شرح زیر می‌باشد:

(۱) نقاط مستعد خزش حرارتی در پره توربین مناطقی هستند که تنش حرارتی بیشتری دارد، قسمت‌های پایینی پره توربین به‌ویژه در نقاط اتصال پره به پایه و همچنین بخش‌هایی از قسمت‌های پایینی لبه حمله، نقاط مستعد خزش حرارتی در پره توربین می‌باشند.

(۲) عمر پره توربین ارتباط منطقی با ضخامت لایه TGO دارد؛ بدین معنا که با افزایش عمر پره توربین، ضخامت لایه TGO نیز افزایش پیدا می‌کند.

در شکل ۲۵ ریزساختار میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به دیسک شماره ۳ نمایش داده شده است. این دیسک دارای ۴۳۷۰ ساعت کارکرد بوده که در نتایج تجربی ضخامت لایه TGO به میزان ۷ میکرون بوده است.

ضخامت در قسمت‌های مختلف نمونه تا حدودی غیریکنواخت بوده و در بعضی از نقاط حالت دو لایه دارد. بخش عمده ضخامت پوشش در حین کارکرد دمای بالا اکسید شده است. بخشی از پوشش نیز در اثر سایش از بین رفته که در قسمت‌های لبه حمله، این از بین رفتن پوشش پره به بیشترین مقدار خود می‌رسد. در جدول ۴ اطلاعات مربوط به عمر پره توربین بر اساس ضخامت لایه TGO نشان داده شده است.

در شکل ۲۶ ارتباط عمر پره توربین و ضخامت لایه TGO به روش تجربی نشان داده شده است.

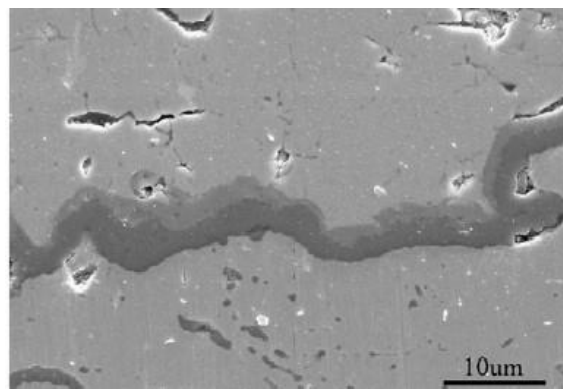
در شکل ۲۷ نتایج به‌دست آمده برای عمر خزشی پره توربین به سه روش مختلف و مقایسه آن‌ها با یکدیگر نشان داده شده است.

عمر پره توربین که از روش مدل‌سازی عددی به‌دست آمده است به‌طور متوسط فقط در حدود ۵-۸ درصد با عمر پره توربین در حالت واقعی اختلاف مشاهده شد که این اختلاف ناشی از تأثیر عوامل جانبی همچون خستگی، فرسایش و ... بر روی پره توربین بوده که در مدل‌سازی عددی امکان لحاظ نمودن این عوامل وجود نداشت.

جدول ۴- اطلاعات مربوط به عمر پره توربین بر اساس ضخامت لایه TGO (نتایج تجربی)

Table 4. Information on turbine blade life based on TGO layer thickness (Experimental Results).

Turbine blade life			
7 μm	4 μm	2 μm	Oxide thickness layer
4370	3110	1750	Turbine blade life



شکل ۲۵- ضخامت لایه TGO دیسک شماره ۳ (۷ میکرون).

Fig. 25. Thickness of TGO layer of disk number 3 (7 μm).

creep life assessment of gas turbine blade made of IN 792 nickel-base superalloy," *Iranian Journal of Mechanical Engineering Transactions of ISME*, vol. 18, no. 3, pp. 6-18, 2016.

- [10] T. Sadowski and P. Golewski, *Loadings in Thermal Barrier Coatings of Jet Engine Turbine Blades: An Experimental Research and Numerical Modeling*, Springer, 2016, <http://dx.doi.org/10.1007/978-981-10-0919-8>.
- [11] Z. Xu *et al.*, "Creep behaviour investigation of additively manufactured IN738LC superalloy based on Materials Genome approach," *Materials Science and Engineering*, vol. 163, 2025, Art. no. 100914, <https://doi.org/10.1016/j.mser.2024.100914>.
- [12] A. Soleimani, S. Shahraki, M. Sherafati, and H. Bisadi, "Fatigue and creep analysis of the first row of turbine blades of microturbine TRI60," *Journal of Modeling in Engineering*, vol. 15, no. 51, pp. 251-265, 2017, <https://doi.org/10.22075/jme.2017.2694>.
- [13] B. Mohammadi and S. A. Hashemitabar, "Developing a CDM based model for creep-fatigue life assessment of a gas turbine blade," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 52, no. 10, pp. 2951-2966, 2021, <https://doi.org/10.22060/mej.2019.15921.6229>.
- [14] M. Spodniak, K. Semrád, and K. Draganová, "Turbine blade temperature field prediction using the numerical methods," *Applied Sciences*, vol. 11, no. 6, 2021, <https://doi.org/10.3390/app11062870>.
- [15] L. Yang, Q. X. Liu, Y. C. Zhou, W. G. Mao, and C. Lu, "Finite element simulation on thermal fatigue of a turbine blade with thermal barrier coatings," *Journal of Materials Science and Technology*, vol. 30, no. 4, pp. 371-380, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.jmst.2013.11.005>.
- [16] Z. Mazur, R. García-Illescas, and J. Porcayo-Calderón, "Last stage blades failure analysis of a 28MW geothermal turbine," *Engineering Failure Analysis*, vol. 16, no. 4, pp. 1020-1032, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2008.05.012>.
- [17] W. Zhu, L. Yang, J. W. Guo, Y. C. Zhou, and C. Lu, "Numerical study on interaction of surface cracking and interfacial delamination in thermal barrier coatings under tension," *Applied Surface Science*, vol. 315, pp. 292-298, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2014.07.142>.
- [18] J. Rösler, M. Bäker, and K. Aufzug, "A parametric study of the stress state of thermal barrier coatings: Part I: Creep relaxation," *Acta Materialia*, vol. 52, no. 16, pp. 4809-4817, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.actamat.2004.06.046>.
- [19] Z. Huda, "Development of heat-treatment process for a P/M superalloy for turbine blades," *Materials and Design*, vol. 28, no. 5, pp. 1664-1667, 2007, <http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2006.03.026>.
- [20] G. VanDrunen and J. Liburdi, "Rejuvenation of used turbine blades by hot isostatic processing," in *6th Turbomachinery Symposium*, Texas A&M University, Gas Turbine Laboratories, 1977, pp. 55-60.

- (۳) نتایج مستخرجه از منحنی تنش-کرنش با نتایج منحنی لارسون میلر در خصوص عمر پره توربین در حد قابل قبولی منطبق بود.
- (۴) عمر پره توربین که از روش مدل سازی عددی به دست آمد به طور متوسط حداکثر ۸٪ با عمر پره توربین در حالت واقعی اختلاف نشان داد که این اختلاف ناشی از تأثیر عوامل جانبی همچون خستگی، فرسایش و ... است.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] T. J. Carter, "Common failures in gas turbine blades," *Engineering Failure Analysis*, vol. 12, no. 2, pp. 237-247, 2005, <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2004.07.004>.
- [2] R. B. Spector, "A method of evaluating life cycle costs of industrial gas turbines," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 111, no. 4, pp. 637-641, 1989, <https://doi.org/10.1115/1.3240304>.
- [3] D. Dye, A. Ma, and R. C. Reed, "Numerical modelling of creep deformation in a CMSX-4 single crystal superalloy turbine blade," *Superalloys*, pp. 911-919, 2008, Art. no. e919, https://doi.org/10.7449/2008/SUPERALLOYS_2008_9_11_919.
- [4] E. Barzkar and M. Forouzan, "Creep life assessment of repaired turbine blade from two substances," *Journal of Aerospace Mechanics*, vol. 8, no. 1, pp. 29-41, 2012, (in Persian).
- [5] Z. Mazur, G. D. Ortega-Quiroz, and R. García-Illescas, "Evaluation of creep damage in a gas turbine first stage blade," in *20th International Conference on Nuclear Engineering and the ASME 2012 Power Conference*, Anaheim, California, USA, 2012, pp. 531-536, <https://doi.org/10.1115/ICONE20-POWER2012-55087>.
- [6] L. Donghuan, H. Li, and Y. Liu, "Numerical simulation of creep damage and life prediction of superalloy turbine blade," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 015, no. 1, 2015, Art. no. 732502, <http://dx.doi.org/10.1155/2015/732502>.
- [7] J. Zhao, A. K. Koul, and A. Banerjee, "An investigation on the effect of creep shakedown on the creep behavior of an industrial gas turbine blade," in *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition*, Quebec, Canada, 2015, Paper V006T21A014, <https://doi.org/10.1115/GT2015-43844>.
- [8] P. Brandão, V. Infante, and A. M. Deus, "Thermo-mechanical modeling of a high-pressure turbine blade of an airplane gas turbine engine," *Procedia Structural Integrity*, vol. 1, pp. 189-196, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2016.02.026>.
- [9] A. Karimi, H. Yarmohammad, M. M. Barjesteh, M. Noori, and H. Mohammad Karimi Yazdi, "Remaining