

Creep Life Assessment of the IN738LC Superalloy in V94.2 Gas Turbine First Row Blade

AliReza Tousi¹, Fatemehsadat Sayyedani^{2,*}

1- Introduction

Today, a significant portion of the country's electrical energy is produced by gas turbines. In the last two decades, with the production of Siemens V94.2 (SGT5-2000E) class E gas turbines, the use of gas turbines has accelerated. Estimating the remaining life of critical components is very important in order to reduce maintenance costs and operational risks. Among the most sensitive components with special operating conditions are the blades in gas turbines. Destructive mechanisms such as creep, fatigue, erosion, hot corrosion, and oxidation can severely affect the life of these components. To investigate the creep life of alloys, various relationships and mechanisms have been proposed that can be used to predict the service life of components using the results of the stress-rupture test. One of the most important relationships for estimating creep life is the use of the Larson-Miller relationship. The purpose of this study is to estimate the remaining life of the first-row blade of the Siemens V94.2 gas turbine made of IN738LC superalloy using the Larson-Miller parameter (computational method) and the results of non-destructive tests of visual inspection and liquid penetrant, microstructural studies, and mechanical properties tests (destructive methods) in order to reduce maintenance costs and reduce operational risk.

2- Materials and methods

In order to estimate the remaining life of the first-row blade made of IN738LC in a Siemens V94.2 class E gas turbine, non-destructive tests including visual inspection and liquid penetrant using MAGNAFLUX brand spray were carried out according to ASTM E1417 standard. Microetching of different areas of the tested blade samples of low carbon nickel-based superalloy Inconel 738 was performed by electroetching in an electrolytic solution containing 12 ml of H₃PO₄, 40 ml of HNO₃ and 48 ml of H₂SO₄ at a voltage of 5 V, current density of 0.12 - 0.15 A/cm² for 5 s. Microstructural studies were carried out using a field emission scanning electron microscope (MIRA3) equipped with energy dispersive X-ray spectroscopy analysis. Mechanical tests including hardness testing according to ASTM E92 standard using a hardness tester (SUH-200B), ambient temperature tensile strength (according to ASTM E8 standard) using a KASON device at a rate of 5 MPa/s, high temperature tensile strength according to ASTM E21 standard using a KASON device at 650°C with a rate of 5 MPa/s, impact according to ASTM E23 standard, and stress-rupture according to ASTM E139 standard were performed on the blade.

3- Results and discussion

In the visual inspection of the first-row blade, no extensive surface degradation effects were observed due to the operation of the part in service conditions. The results of the penetrant liquid inspection indicated the absence of surface defects, cracks, or porosity throughout the outer surface of the tested blade. Figs. 1 (a and b) shows the FESEM image of the blade root and the leading-edge area of the tested specimen, respectively. Figs. 1 (c and d) shows the needle phases of TCP and the microstructure of the trailing edge area, respectively.

As can be seen, the microstructure of the tested blade root area includes γ dendrites, a significant volume fraction of primary γ' strengthening precipitates of approximately cubic shape, secondary γ' strengthening precipitates of micro spherical shape, and blocky primary carbides with a stoichiometric composition of MC. No effects of extensive microstructural destruction, such as changes in the morphology of the initial γ' precipitates, the formation of an interconnected carbide network at the grain boundaries, and the formation of grain boundary creep cavities in the root region of the tested blade were observed.

¹ M.Sc. Student, Department of Materials Science and Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran, Email: al.toosi@mail.um.ac.ir

² Corresponding author: Assistant Professor at Department of Materials Science and Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran, Email: sayyedani@um.ac.ir

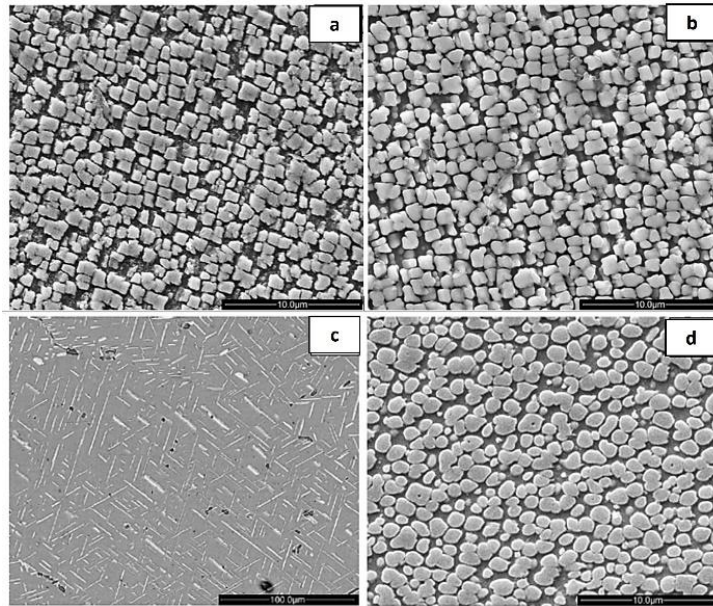


Fig. 1: (a) FESEM images of the microstructure of the root region of the tested blade; (b) Primary and secondary gamma prime deposits in a transverse sample taken from the leading edge at the airfoil tip of the tested blade; (c) TCP phases; (d) gamma prime particles from the trailing edge at the airfoil tip of the tested blade.

The Vickers hardness test results revealed that the hardness at the root and leading-edge regions of the blade airfoil tip is in full compliance with the standard hardness range of heat-treated IN738LC nickel-base superalloy (354-412 Vickers). However, the hardness at the trailing edge of the blade airfoil tip is significantly (291 Vickers) lower than that of the standard hardness range, which is in a good agreement with the microscopic observations presented in the previous sections. Based on the results obtained from the ambient and high temperature tensile tests, given that the percentage of elongation, yield strength, and maximum tensile strength in the airfoil and root are higher than those of the minimum properties allowed for service, if a proper reconstruction and structural rejuvenation process is performed, the parts will be able to be reused. The impact test results indicated that the resistance of the two tested areas of the blade to crack growth is almost similar, and no brittle fracture was observed in the airfoil area of the blade relative to its root.

According to the Larson-Miller relationship, at a temperature of 920°C (1193 K) and a stress of 220 MPa, the standard time to failure of a sample made of IN738LC was calculated to be 1.62 h. The results indicate a significant decrease in the stress-rupture properties of the two areas of the blade compared to the minimum serviceable properties and the standard properties of the IN738LC. Considering a 20% safety factor due to the effect of other degradation mechanisms such as thermomechanical fatigue and hot corrosion, the remaining life of the airfoil area of the blade is predicted to be ~10,032 h. This calculated remaining life is significantly different from the future overhaul interval of the blade (~33,000 h). Therefore, further use of the tested blade until the next overhaul (in the next 33,000 h until the service life of 99,000 h) is not recommended without carefully performing the microstructural regeneration and rejuvenation process and restoring mechanical properties.

4- Conclusions:

Considering the extensive microstructural changes in the blade airfoil area, especially the trailing edge of the blade airfoil tip, as well as the significant reduction in the hardness value in this area of the blade, it can be stated that the reuse of the tested blade in service conditions is not allowed until the microstructural reconstruction and rejuvenation process is accurately implemented using heat treatment. It can also be stated that if the blade is properly operated according to the turbine manufacturer's instructions, the blade can be used for a maximum of 10032 h after the reconstruction process, while maintaining all conservative measures.

تخمین عمر خزشی پره متحرک ردیف اول توربین گازی V94.2 از جنس IN738LC

علی رضا طوسی^۱، فاطمه سادات سیدان^{۲*}

چکیده

هدف از این پژوهش، محاسبه و تخمین عمر باقی مانده پره متحرک ردیف اول توربین گازی V94.2 از جنس سوپرآلیاژ اینکونل ۷۳۸ کم کربن با استفاده از روش‌های غیرمخرب، مخرب و محاسباتی می‌باشد. ارزیابی‌های انجام شده شامل بررسی‌های متالوگرافی و ریزساختاری به کمک میکروسکوپ الکترونی روبشی گسیل میدانی و آزمون‌های خواص مکانیکی می‌باشد. ابتدا با استفاده از آزمون‌های غیرمخرب بازرسی چشمی و مایع نافذ، بازرسی اولیه روی پره مورد آزمایش انجام شد و سپس ریزساختار قسمت ریشه، لبه حمله و لبه فرار با یکدیگر مقایسه شد. همچنین خواص مکانیکی پره شامل آزمون کشش دمای محیط، کشش دمای بالا، سختی و تنش گسیختگی قسمت میانی پره و ریشه با حداقل خواص مجاز به سرویس مقایسه شد. در نهایت با استفاده از پارامتر لارسون-میلر و رابطه کسر عمر باقی مانده خزشی، عمر پره تخمین زده شد. نتایج نشان داد با توجه به دمای کاری پایین در ریشه پره، این قسمت ساختار مکعبی شکل خود را نسبت به لبه‌های حمله و فرار حفظ کرده است، همچنین کسر فازی ذرات گاماپرایم ثانویه در ریشه برخلاف لبه حمله و لبه فرار کاملاً مشهود است. با توجه به بالاتر بودن استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی ایرفویل و پره نسبت به حداقل خواص مجاز به سرویس می‌توان اظهار داشت در صورت احیا و جوان‌سازی ریزساختار، قطعات پره‌های ردیف اول توربین قابلیت استفاده مجدد را خواهند داشت. عمر باقی مانده در حدود ۱۰۰۳۲ ساعت برآورد شد که بسیار کمتر از بازه مورد نیاز برای تعمیرات اساسی یعنی ۳۳۰۰۰ ساعت می‌باشد. بنابراین، اصلاح ساختار و جوان‌سازی پره‌ها الزامی و متعاقباً استفاده از آن به مدت ۱۰۰۳۲ ساعت بلامانع می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: عمر خزشی، پره توربین، سوپرآلیاژ پایه نیکل.

(۱) دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مواد و متالورژی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

(۲) نویسنده مسئول: استادیار، مهندسی مواد و متالورژی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

Creep Life Assessment of the IN738LC Superalloy in V94.2 Gas Turbine First Row Blade

AliReza Tousi¹, Fatemehsadat Sayyedani^{2,*}

Abstract

The aim of this research was to calculate and estimate the creep life of the V94.2 gas turbine first row blade made of low carbon Inconel 738 superalloy using non-destructive, destructive, and computational methods. The evaluations performed include metallographic and microstructural examinations using field emission scanning electron microscopy (FESEM) and mechanical properties tests. An initial inspection was performed on the blade using non-destructive tests including visual inspection and liquid penetrant followed by comparing the microstructure of the root, leading edge, and trailing edge. The mechanical properties of the blade, including ambient temperature tensile test, high temperature tensile test, hardness, and stress-rupture of the middle part of the blade and the root, were compared with the minimum properties allowed for service. The blade life was assessed using the Larson-Miller parameter and the creep residual life fraction relationship. The results revealed that the blade root has maintained its initial structure compared to the leading and trailing edges due to the low operating temperature at this part. Considering the yield strength and ultimate tensile strength of the airfoil and blade higher than those of the minimum properties allowed for service, the first row blade of the turbine will be reusable in case of restoration and rejuvenation of the microstructure. The blade life was estimated to be 10032 h, which was much less than the required period for overhaul, i.e. 33000 h. So, structural modification and rejuvenation of the blades are essential and its subsequent use will be unimpeded for 10032 h.

Keywords: Creep life, Turbine blade, Ni-based Superalloy

¹ M.Sc. Student, Department of Materials Science and Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad

² Corresponding author: Assistant Professor at Department of Materials Science and Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad. Email: sayyedani@um.ac.ir

امروزه بخش قابل توجهی از انرژی الکتریکی کشور به وسیله توربین‌های گازی تولید می‌شود. قابلیت و کارایی بالای این توربین‌ها، سازگاری با شرایط و منابع داخلی کشور و امکان استفاده از این توربین‌ها در نیروگاه‌های سیکل ترکیبی از جمله مزایای اصلی آن‌ها است که سبب گسترش روزافزون این توربین‌ها در کشور شده است. به علاوه در دو دهه اخیر، با تولید توربین‌های گازی کلاس E مدل زیمنس V94.2 (SGT5-2000E)، استفاده از توربین‌های گازی در کشور شتاب بیشتری پیدا کرده است، به گونه‌ای که طی سال‌های ۱۳۸۶ تا ۱۳۹۶ بیش از ۱۵۰ واحد توربین گازی از این مدل در کشور نصب و راه اندازی شده است. از طرفی با توجه به این نکته که توربین‌های گازی تولید شده به منظور استفاده در نیروگاه‌های گازی و سیکل ترکیبی، تماماً از نوع زیمنس V94.2 و یا مدل‌های ارتقاء یافته آن می‌باشد، این توربین‌های گازی در کشور از اهمیت مضاعفی برخوردار شده است. بنابراین، نظر به تعداد واحدهای V94.2 در حال بهره‌برداری در کشور، موضوع ارزیابی وضعیت و تخمین عمر باقی مانده قطعات بحرانی، به منظور کاهش هزینه‌های نگهداری و کاهش ریسک بهره‌برداری بسیار حائز اهمیت است. از جمله حساس‌ترین قطعات با شرایط ویژه کارکرد، پره‌های متحرک در توربین‌های گازی می‌باشند. این قطعات به دلیل شکل و شرایط شدید کاری، همواره در معرض تخریب‌های ناگهانی قرار دارند. مکانیزم‌های تخریبی مانند خزش، خستگی، برخورد ذرات خارجی و یا داخلی، سایش، فرسایش، خوردگی داغ، اکسیداسیون و برهم کنش این عوامل می‌تواند عمر مفید این قطعات را به شدت تحت تأثیر قرار دهد [1] هر چند پیش‌بینی عمر این پره‌ها، معمولاً توسط شرکت سازنده در قالب عمر طراحی صورت می‌پذیرد، اما استفاده غیر استاندارد از توربین‌ها، تغییرات غیر قابل پیش‌بینی در سیکل بهره‌برداری و تغییرات ریزساختاری حین شرایط سرویس که منجر به افت خواص مکانیکی می‌شود، سبب خواهد شد که عمر واقعی این قطعات با عمر اعلام شده توسط سازنده (عمر طراحی) متفاوت باشد. حتی در مواردی ممکن است که این قطعات به عمر پیش‌بینی شده خود دست نیابند. در صورتی که پره‌های توربین‌های گازی دچار تخریب زود هنگام و ناگهانی شوند، ممکن است از جنبه‌های مختلف ضررهای هنگفتی را متوجه نیروگاه‌ها سازند. پس از پایان عمر طراحی پره‌ها، تخمین عمر باقیمانده این پره‌ها، به دلیل کاهش هزینه‌های ناشی از بازسازی، تعمیر و تعویض هزینه‌های نگهداری واحد را به میزان قابل توجهی کاهش خواهد داد و منجر به بهره‌برداری از پره‌ها تا حداکثر عمر مفید آن‌ها خواهد شد.

استفاده روزافزون از توربین‌های گازی در واحدهای سیکل ترکیبی به صورت بار پایه و یا استفاده از آن‌ها برای تولید سریع برق و جبران کمبود نیرو، انگیزه برای بهره‌گیری از روش‌های متنوع‌تر و کاراثر در زمینه تشخیص شرایط و عمر مفید باقی مانده قطعات حساس توربین‌های گازی را افزایش داده است. افزایش عمر مفید این قطعات و یا افزایش فواصل زمانی بازرسی و تعمیرات اساسی موجب صرفه‌جویی زیادی در هزینه‌های نگهداری خواهد شد. بنابراین قطعات دما بالای توربین‌های گازی، به طور معمول در طول عمر خود تحت تعمیر و بازسازی قرار می‌گیرند. این تعمیرات بیشتر بر روی پوشش قطعات انجام می‌شود. چرا که عمر مفید پوشش‌ها بسیار کمتر از عمر طراحی قطعات بوده و در واقع این مواد، مواد فدا شونده محسوب می‌شوند [2]. پس از انجام هر مرحله از تعمیرات اساسی، خواص از دست رفته ماده تا حدودی بازگردانده می‌شود، اما باید توجه داشت که این بازگشت خواص قطعه به طور کامل نبوده و در نهایت عمر پره پس از چند تعمیر به پایان می‌رسد. پره‌های متحرک توربین‌های گازی، از جمله حساس‌ترین قطعات داغ در این نوع توربین‌ها محسوب می‌شوند که به دلیل شرایط خاص موجود در توربین، حین کار در معرض انواع آسیب قرار می‌گیرند. از این رو این قطعات دارای عمر محدودی بوده و در طول مدت زمان سرویس تحت زوال‌های ریزساختاری و خواص مکانیکی قرار می‌گیرند. بدون شک، آگاهی از روند تغییرات ریز ساختاری و خواص مکانیکی در طول قرارگیری در شرایط سرویس از نقطه نظر ارزیابی وضعیت و تخمین عمر باقیمانده بسیار حائز اهمیت است.

به دلیل آنکه بیشتر توربین‌های گازی مورد استفاده در صنعت دارای عمر کاری بیش از ۵۰ هزار ساعت هستند، تخمین عمر باقی‌مانده آن‌ها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. آنچه در تخمین عمر باقی‌مانده پره‌های توربین گازی حائز اهمیت است، تغییرات ریز ساختاری در پره‌ها در اثر کارکرد در دمای بالا به مدت زمان طولانی است که منجر به افت تدریجی خواص مکانیکی خواهد شد. تغییرات مورفولوژی، کسر حجمی و نحوه توزیع فاز استحکام بخش گاما پرایم (γ')، استحاله‌های فازی رخ داده در ریزساختار نظیر تجزیه کاربیدها و همچنین امکان رسوب تدریجی فازهای مخرب TCP نظیر σ ، μ و Laves از جمله پارامترهایی است که بایستی مورد بررسی قرار گیرند [3]. در

اثر کارکرد پره توربین گاز در دمای بالا به مدت طولانی، رسوبات گاما پرایم ثانویه (ریزتر) به تدریج در زمینه آلیاژ انحلال می‌یابد. نفوذ عناصر آلیاژی تشکیل دهنده این رسوبات در حالت جامد در زمینه منجر به رسوب مجدد آن‌ها بر روی ذرات گاما پرایم اولیه (درشت‌تر) خواهد شد. بدین ترتیب، طی شرایط سرویس در دمای بالا، رسوبات استحکام بخش گاما پرایم اولیه درشت شده و دچار تغییر مورفولوژی خواهند شد [4]. این پدیده به نام فرایند رشد استوالد شناخته می‌شود که در نهایت منجر به تغییر مورفولوژی گسترده در رسوبات گاما پرایم اولیه و تبدیل آن‌ها از حالت مکعبی و یا کروی به حالت رشته‌ای یا الواری خواهد شد. پدیده الواری شدن رسوبات گاما پرایم، نتیجه اعمال تنش در دمای بالا در یک جهت خاص به پره است. از آنجایی که رسوبات گاما پرایم در سوپرآلیاژهای پایه نیکل مهم‌ترین عامل حفظ استحکام در دمای بالا بوده و نیز به عنوان سدی در برابر حرکت نابجایی‌ها عمل می‌نمایند، تغییر در اندازه، توزیع و مورفولوژی این نوع رسوبات تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر خواص خزشی پرها دارد. علاوه بر تغییر مشخصات ساختاری فاز گاما پرایم در اثر کارکرد پره در دمای بالا و مدت زمان طولانی ممکن است فازهای مخرب TCP با مورفولوژی صفحه‌ای شکل نیز در ریزساختار آلیاژ تشکیل شوند. در صورت افزایش بیش از حد کسر حجمی این فازها با مورفولوژی صفحه‌ای شکل در زمینه آلیاژ، ریزساختار ماده شکننده شده و موجب رشد سریع ترک و در نتیجه کاهش خواص مکانیکی پره خواهد شد [5]. محاسبه عمر باقی‌مانده خستگی پره‌های توربین گازی ناشی از اعمال تنش‌های مکانیکی و حرارتی سیکلی در اثر خاموش و روشن شدن‌های متوالی و همچنین تغییرات گسترده بار در شرایط سرویس با استفاده از تحلیل‌های المان محدود و نرم افزارهای مهندسی مورد توجه محققان بوده است. با توجه به آنکه در توربین‌های گازی زمینی تعداد دفعات خاموش و روشن شدن توربین محدود است، می‌توان خزش را به عنوان پدیده غالب در زوال پره‌های متحرک توربین‌های گازی در نظر گرفت [6]. لذا تخمین عمر باقی‌مانده خزشی پره‌های متحرک نسبت به تخمین عمر خستگی آن‌ها ارجحیت دارد. برای بررسی عمر خزشی آلیاژها، روابط و مکانیزم‌های مختلفی ارائه شده است که می‌توان با استفاده از نتایج آزمون تنش گسیختگی، عمر کاری قطعات را پیش بینی نمود. یکی از اصلی‌ترین روابط برای تخمین عمر خزشی استفاده از رابطه لارسون-میلر مطابق با رابطه (۱) می‌باشد:

$$LMP = T(C + \log t_R) \quad \text{رابطه (۱)}$$

که در این رابطه، LMP بیانگر پارامتر لارسون-میلر است که تابعی از تنش بوده و برای مواد مختلف متفاوت است. T دمای کاری قطعه بر حسب کلون، t_R زمان گسیختگی در قطعه بر حسب ساعت و C ثابتی است که بسته به جنس ماده از ۱۰ تا ۴۰ متغیر است و معمولاً برای فولادها و سوپرآلیاژها ۲۰ فرض می‌شود [7 و 8].

ارزیابی وضعیت اجزاء توربین‌های گازی در اکثر واحدهای نیروگاهی با هدف آگاهی از میزان تخریب حین سرویس و بهینه‌سازی تعمیرات اساسی آتی واحد صورت می‌گیرد. احتمال وقوع هر نوع شکست در اجزاء داغ توربین‌های گازی تحت تأثیر عواملی نظیر محیط سرویس، سوخت، پروفیل بهره‌برداری و سطح نگهداری می‌باشد. علاوه بر این، سایر عوامل شامل عیوب ذاتی ماده پراکندگی در خواص ماده و عیوب حین ساخت نیز می‌تواند تأثیر مخربی بر عمر باقی‌مانده اجزاء داشته باشد. وقوع شکست در توربین‌های گازی عواقب متعددی را در پی خواهد داشت که از آن جمله می‌توان به فاکتورهای ایمنی و بهداشت، هزینه‌های تعمیر و تعویض اجزاء آسیب دیده و هزینه‌های ناشی از عدم سرویس‌دهی واحد اشاره کرد که در بین موارد ذکر شده، هزینه‌های عدم سرویس‌دهی واحد چشمگیرتر بوده و بیشترین خسارت مالی را به نیروگاه تحمیل می‌کند.

از آنجایی که پره‌های متحرک توربین‌های گازی در شرایط تنشی و دمایی بحرانی قرار دارند و شرایط ذکر شده و بر هم کنش آنها با مکانیزم‌های خستگی و خوردگی باعث می‌شود که این قطعات در شرایط کاری پیچیده‌ای باشند، از این رو ارزیابی عمر باقی‌مانده پره‌های متحرک فرایند ساده‌ای نبوده و نیازمند دقت و صرف زمان و هزینه است تا بتوان ارزیابی‌های قابل اطمینانی را ارائه داد [1]. علاوه بر این، تغییر شرایط کاری توربین‌های گازی از قبیل تغییر نوع سوخت مصرفی و تغییر شرایط بار اعمالی در طول دوره‌های مختلف کاری نیز از جمله عواملی هستند که بر پیچیدگی تخمین عمر باقیمانده پره‌های متحرک می‌افزایند.

فرایند تخمین عمر به طور معمول از روش‌های ساده محاسباتی شروع شده و در نهایت به روش‌های دقیق مخرب ختم می‌شود. به طور کلی مراحل تخمین عمر تجهیزات نیروگاهی شامل یک فرایند سه مرحله‌ای به صورت زیر می‌باشد:

مرحله اول: روش‌های محاسباتی؛

مرحله دوم: روش‌های غیرمخرب؛

مرحله سوم: روش‌های مخرب.

هدف از پژوهش حاضر، تخمین عمر باقی‌مانده پره متحرک ردیف اول توربین گازی زیمنس V94.2 از جنس سوپرآلیاژ IN738LC با استفاده از پارامتر لارسون-میلر (روش محاسباتی) و نتایج آزمون‌های غیرمخرب بازرسی چشمی و مایع نافذ و مطالعات ریزساختاری و آزمون‌های خواص مکانیکی (روش‌های مخرب) به منظور کاهش هزینه‌های نگهداری و کاهش ریسک بهره‌برداری است.

۲- مواد و روش تحقیق

مشخصات فنی پره مورد ارزیابی در این پژوهش در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات فنی پره مورد ارزیابی در این پژوهش

جنس	موقعیت پره در توربین	تعداد	وزن	شرایط پوشش	کانال هوا	ساعت کارکرد	تعداد دفعات بازسازی
IN738LC	متحرک ردیف اول	پره در هر ست ۸۹ عدد	۳/۵ کیلوگرم	دارد (MCrAlY+TBC)	دارد خنک	۶۶۰۰۰	یک بار بازسازی در ۳۳۰۰۰ ساعت

توربین گازی کلاس E مدل زیمنس (V94.2 (SGT5-2000E یک توربین شناخته شده برای تأمین برق شهری ۵۰ هرتز محسوب می‌شود که می‌تواند در سیکل‌های ساده یا ترکیبی مورد استفاده قرار گیرد. این نوع توربین برای همه محدوده‌های بار مناسب است و انعطاف پذیری سوخت فوق‌العاده ای را ارائه می‌دهد. این توربین تک محور و دارای چهار ردیف پره ثابت و متحرک در قسمت داغ بوده و سیستم احتراق توربین مشتمل بر دو محفظه سیلونی شکل و دارای ظرفیت نامی ۱۶۲ مگاوات در شرایط ISO می‌باشد [9].

ذکر این نکته حائز اهمیت است که طبق دستورالعمل سازنده توربین، پره‌های متحرک ردیف اول و دوم پس از ۳۳۰۰۰ ساعت کارکرد معادل و پره‌های متحرک ردیف سوم و چهارم پس از ۹۹۰۰۰ ساعت کارکرد معادل می‌بایست جایگزین گردند و هیچگونه عملیات بازسازی برای آن‌ها پس از گذشت زمان‌های کارکرد معادل مذکور توصیه نشده است [9].

به منظور تخمین عمر باقی‌مانده پره متحرک ردیف اول از جنس IN738LC در توربین گازی کلاس E مدل زیمنس V94.2، ابتدا آزمون‌های غیرمخرب شامل بررسی‌های ظاهری (بازرسی چشمی) و در ادامه، بازرسی به روش مایع نافذ با استفاده از اسپری با برند MAGNAFLUX بر اساس استاندارد ASTM E1417 صورت گرفت.

میکرواچ نواحی مختلف پره مورد آزمایش نمونه‌های سوپرآلیاژ پایه نیکل اینکونل ۷۳۸ کم کربن به روش الکترواچ در محلول الکترولیتی با ترکیب ۱۲ میلی لیتر فسفریک اسید (H_3PO_4)، ۴۰ میلی لیتر نیتریک اسید (HNO_3) و ۴۸ میلی لیتر سولفوریک اسید (H_2SO_4) در ولتاژ ۵ ولت، دانسیته جریان ۰/۱۵ - ۰/۱۲ آمپر بر سانتی‌متر مربع و مدت زمان ۵ ثانیه انجام شد [10].

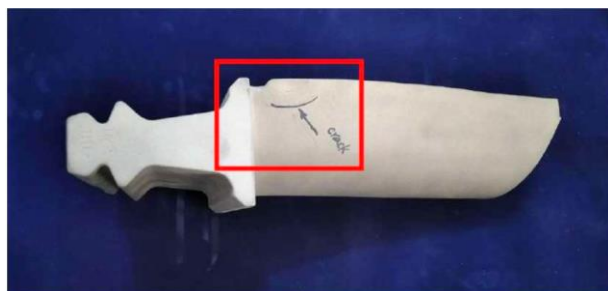
بررسی‌های ریز ساختاری به کمک میکروسکوپ الکترونی روبشی گسیل میدانی (MIRA3) مجهز به آنالیز طیف سنجی پراکندگی انرژی اشعه ایکس انجام شد.

آزمون‌های خواص مکانیکی شامل سختی سنجی بر اساس استاندارد ASTM E92 توسط دستگاه سختی سنج (SUH-200B)، کشش دمای محیط (بر اساس استاندارد ASTM E8) توسط دستگاه (KASON) با نرخ ۵ مگاپاسکال بر ثانیه، کشش دما بالا بر اساس استاندارد ASTM E21 توسط دستگاه (KASON) در دمای ۶۵۰ درجه سانتی‌گراد و با نرخ ۵ مگاپاسکال بر ثانیه، ضربه بر اساس استاندارد ASTM E23 و تنش گسیختگی بر اساس استاندارد ASTM E139 بر روی پره انجام شد.

۳- نتایج و بحث

۳-۱- بررسی‌های ظاهری

تصاویر ظاهری از پره متحرک ردیف اول دریافت شده جهت بررسی و تخمین عمر باقی‌مانده در شکل ۱ مشاهده می‌گردد. همان طور که ملاحظه می‌شود، آثار تخریب گسترده سطحی در اثر کارکرد قطعه در شرایط سرویس مشاهده نمی‌گردد. صرفاً در لبه فرار سمت مکش ایرفویل پره در نزدیکی پلتفرم، آثار دفرمگی و ترک‌خوردگی مشاهده می‌شود که می‌بایست در فرایند بازسازی مورد توجه قرار گیرد.



شکل ۱- تصاویر ظاهری از پره متحرک ردیف اول از جنس IN738LC در توربین گازی کلاس E مدل زمینس (V94.2 SGT5-2000E).

۳-۲- آزمون مایع نافذ

جهت بررسی عیوب سطحی آزمون مایع نافذ بر روی پره متحرک ردیف اول انجام شد که نتیجه آن در شکل ۲ مشاهده می‌گردد. ابتدا اسپری نفوذ روی نمونه افشان شد. پس از گذشت ۱۵ دقیقه مایع قرمز به‌وسیله اسپری تمیزکننده تمیز و پس از خشک شدن بلافاصله اسپری آشکارساز روی قطعه افشان گردید. نتایج حاصل حاکی از عدم وجود عیوب سطحی ناشی از ترک یا تخلخل در سرتاسر سطوح خارجی پره مورد آزمایش (به غیر از عیب اشاره شده در بازرسی چشمی) بود.



شکل ۲- نتایج آزمون مایع نافذ بر روی پره متحرک ردیف اول از جنس IN738LC در توربین گازی کلاس E مدل زمینس V94.2

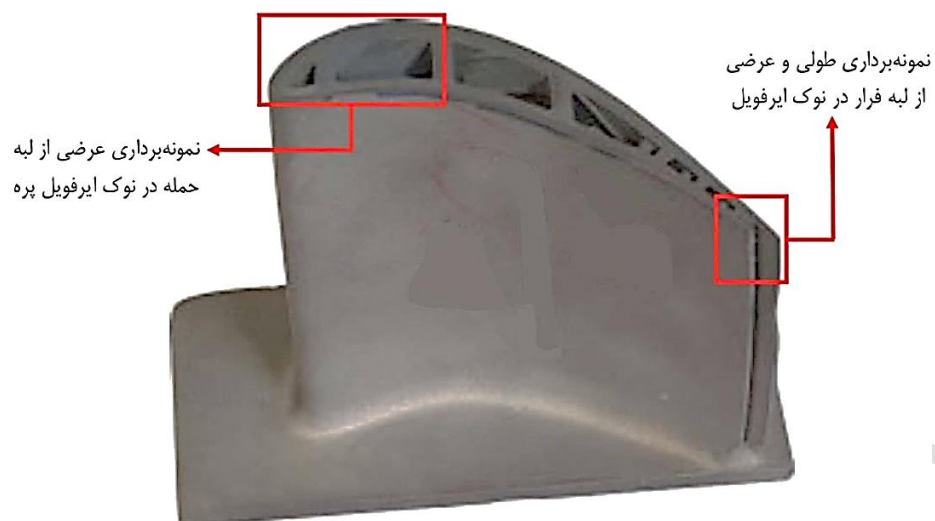
۳-۳- بررسی‌های ریزساختاری با میکروسکوپ الکترونی روبشی و آنالیز عنصری

شکل ۳ تصویر موقعیت نمونه برداری‌های انجام شده از ناحیه ایرفویل پره مورد آزمایش جهت مطالعات ریزساختاری را نشان می‌دهد. در شکل ۴ (الف، ب و ج) تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی گسیل میدانی از ناحیه ریشه پره و در شکل ۴ (د) در ناحیه لبه حمله نمونه

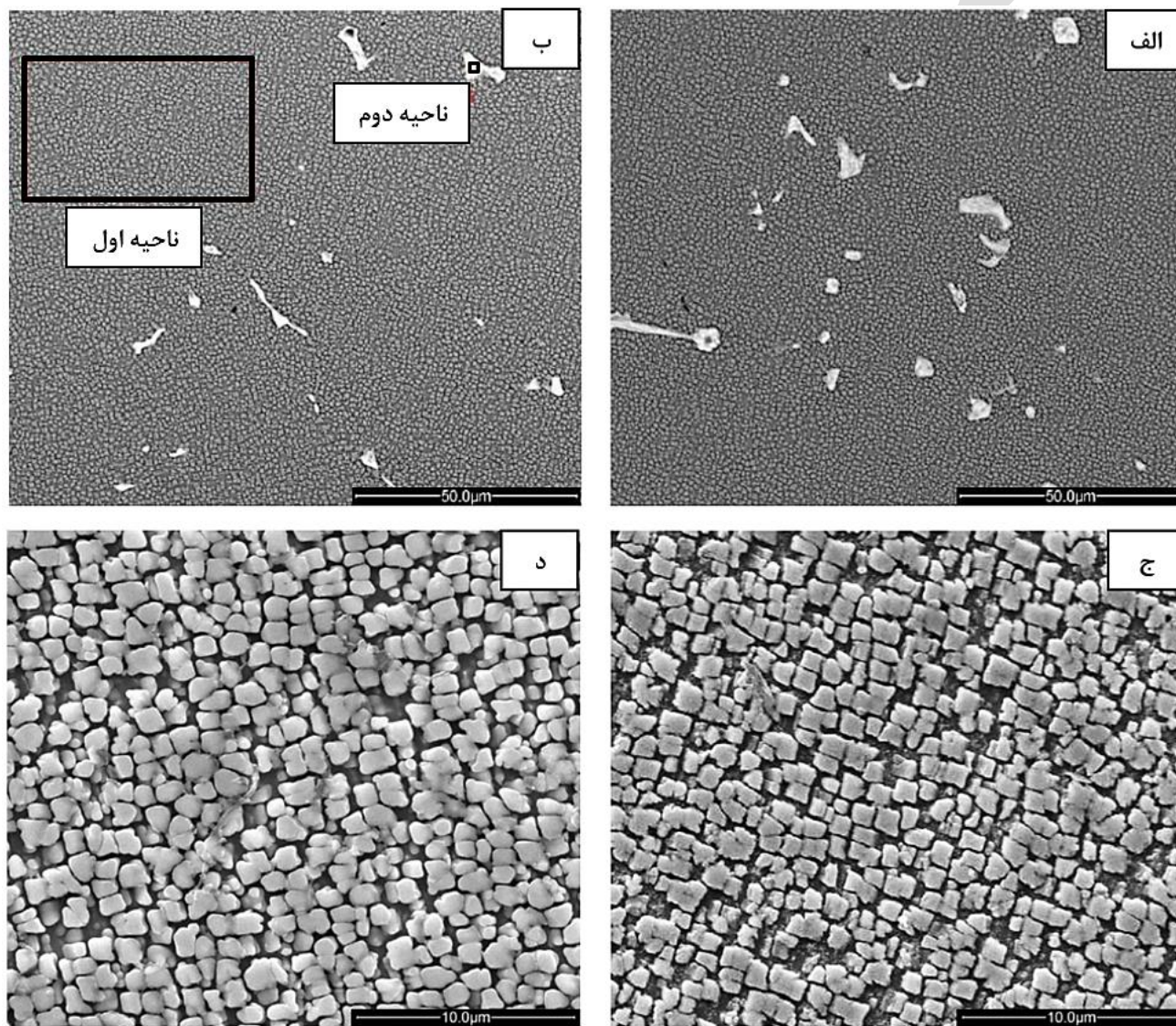
مورد آزمایش ارائه شده است. همچنین در شکل ۵ فاز های سوزنی TCP و ریزساختار در قسمت لبه فرار مشاهده می شود. نتایج آنالیز عنصری EDS از نواحی اول و دوم (شکل ۴-ب) نیز در شکل ۶ آورده شده است. همان طور که ملاحظه می گردد، ریزساختار ناحیه ریشه پره مورد آزمایش شامل دندریته های زمینه گاما (γ)، کسر حجمی قابل توجه از رسوبات استحکام بخش گاما پرایم (γ') اولیه تقریباً مکعبی شکل، رسوبات استحکام بخش گاما پرایم (γ') ثانویه ریز کروی شکل و کاربیدهای اولیه بلوکی شکل با ترکیب استوکیومتری MC است. هیچ گونه آثاری ناشی از تخریب گسترده ریزساختاری نظیر تغییر مورفولوژی رسوبات گاما پرایم اولیه، ایجاد شبکه به هم پیوسته کاربیدی در مرزخانه ها و همچنین تشکیل حفرات خزشی مرزخانه ای در ناحیه ریشه پره مورد آزمایش مشاهده نگردید. نتیجه آنالیز عنصری نیمه کمی ناحیه اول حکایت از مطابقت قابل قبول با ترکیب شیمیایی اسمی سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC دارد. کاربیدهای اولیه MC عمدتاً با مورفولوژی های منظم با قاعده و بلوکی شکل در نواحی بین دندریته مشاهده می گردند. نتایج آنالیز عنصری ناحیه دوم حاکی از آن است که کاربیدهای اولیه غنی از عناصر Ta، Ni و Nb هستند. مورفولوژی بلوکی شکل منظم و باقاعده کاربیدها نشان می دهد که این ذرات مشخصات اولیه خود را حفظ کرده اند و هیچ گونه تجزیه و یا استحاله فازی حین شرایط سرویس در آن ها رخ نداده است. این موضوع به دمای بسیار پایین ناحیه ریشه پره (کمتر از ۵۰۰ درجه سانتی گراد) حین کارکرد قطعه در شرایط سرویس نسبت داده می شود. با توجه به تصاویر میکروسکوپ الکترونی متوسط اندازه رسوبات گاما پرایم اولیه (با مورفولوژی مکعبی شکل) و ثانویه (ذرات ریز کروی) ناحیه ریشه پره مورد آزمایش به ترتیب ۷۰۰ و ۶۰ نانومتر اندازه گیری شد.

بررسی های ریزساختاری به کمک میکروسکوپ الکترونی بر روی نمونه عرضی برداشته شده از لبه حمله نوک ایرفویل پره (شکل ۴-د) نشان داد که ذرات گاما پرایم اولیه مورفولوژی مکعبی شکل با گوشه های نوک نیز خود را به واسطه کارکرد بلند مدت قطعه تحت دما و تنش کاری بالا از دست داده است. همچنین ریزساختار مشاهده شده از لبه فرار (شکل ۵-و) کروی شدن ذرات گاما پرایم اولیه و از دست دادن هندسه مکعبی خود نسبت به ریشه و لبه حمله را نشان می دهد.

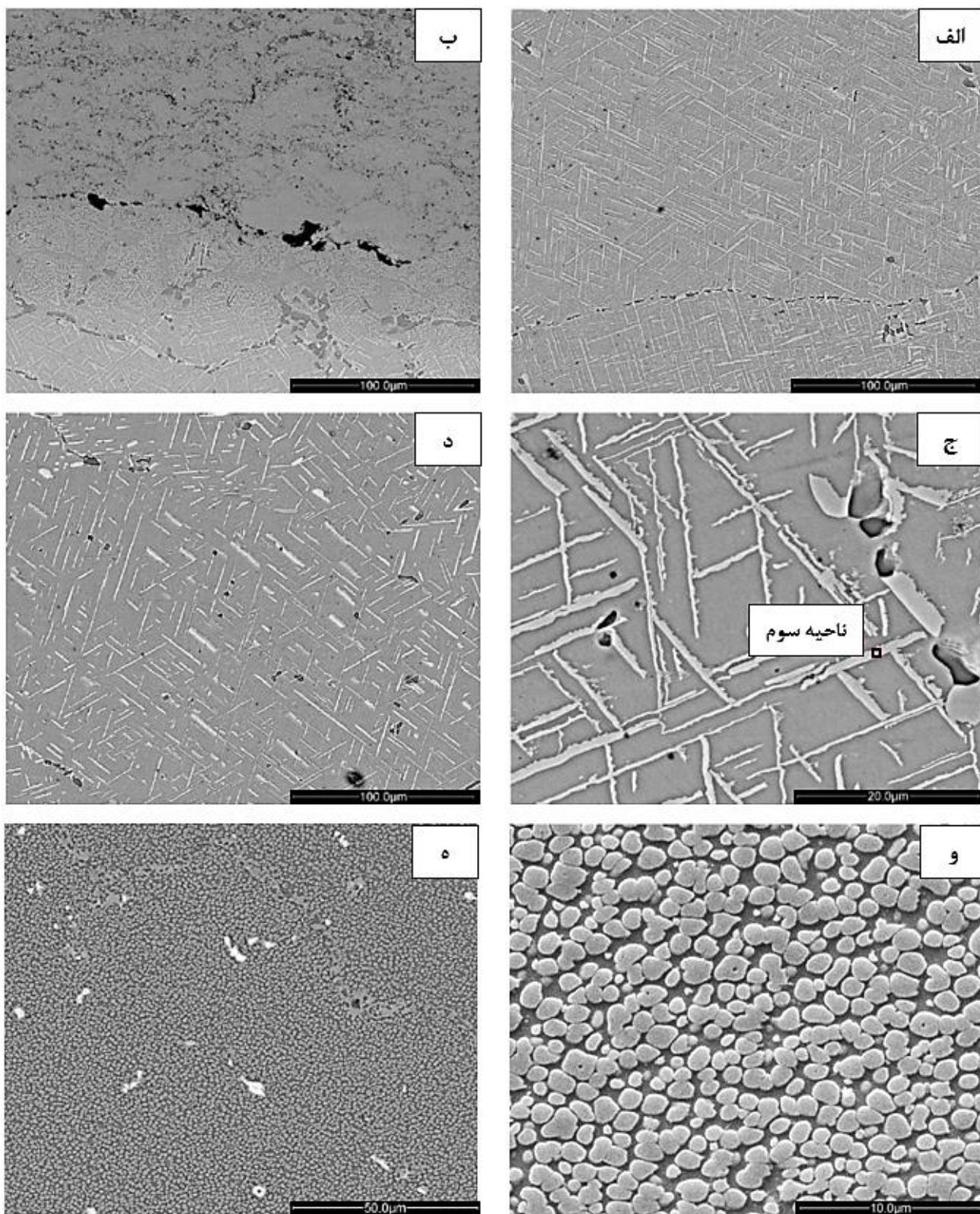
نکته اصلی در بررسی ریزساختاری نمونه طولی برداشته شده از لبه فرار در نوک ایرفویل پره (شکل ۵) تشکیل حجم قابل ملاحظه ای از فازهای سوزنی شکل TCP به همراه تعدادی حفره منفرد است. با توجه به نتایج آنالیز EDS در ناحیه سوم (شکل ۶-ج)، این فازها غنی از عنصر کروم هستند که می توانند به فاز مخرب سیگما (σ) نسبت داده شوند. با توجه به مقادیر محدود از عناصر دیرگذار Ta، W و Nb در ترکیب شیمیایی این فازهای مخرب می توان امیدوار بود که این فازها در طی فرایند جوان سازی پره به کمک عملیات حرارتی بدون ایجاد ذوب موضعی در قطعه به طور کامل انحلال یابند. در این مورد، انجام آنالیز حرارتی افتراقی در این ناحیه از قطعه می تواند به تعیین دقیق تر دمای انحلال کامل فازهای سوزنی شکل TCP و اختلاف این دما با دمای ذوب موضعی ماده (دمایی بسیار نزدیک به دمای سالیدوس ماده) کمک نماید. در صورت وجود اختلاف دمای مناسب میان دمای انحلال کامل فازهای سوزنی شکل TCP و دمای موضعی ماده می توان با اجرای دقیق یک سیکل عملیات حرارتی جوان سازی مناسب به احیای ریزساختاری این ناحیه از پره امیدوار بود که البته با وجود حفره های تشکیل شده در ریزساختار این موضوع می بایست در فرایند بازسازی پره مورد آزمایش پیش از بهره برداری مجدد به صورت ویژه مورد ارزیابی قرار گیرد. علاوه بر این، در نمونه طولی برداشته شده از لبه فرار در نوک ایرفویل پره آثار کاهش شدید کسر حجمی ذرات گاما پرایم ثانویه و تغییر مورفولوژی گسترده در ذرات گاما پرایم اولیه مکعبی به کروی نسبت به ساختار اولیه ماده در ریشه پره به چشم می خورد که می بایست در فرایند بازسازی پره مورد توجه قرار گیرد.



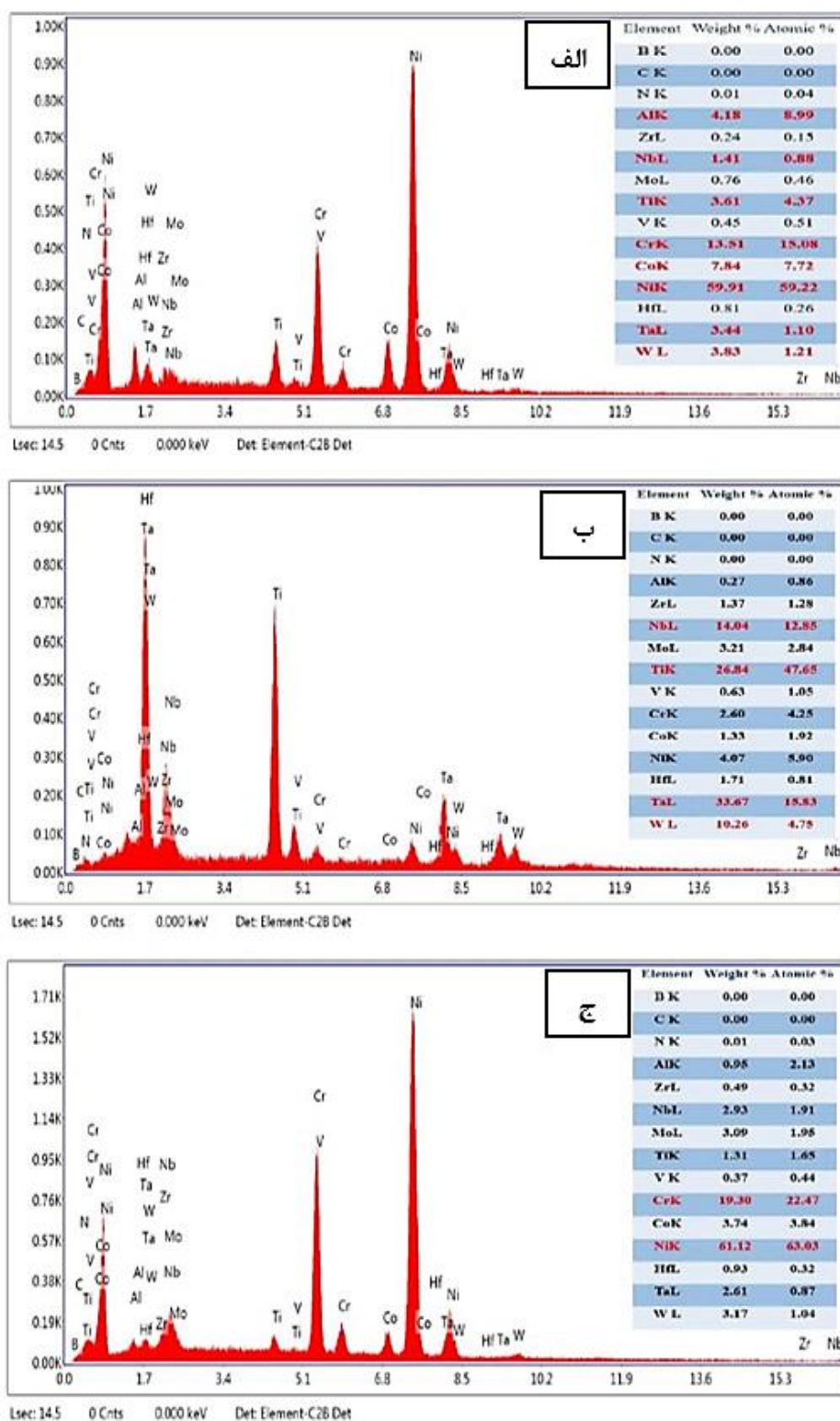
شکل ۳- تصویر از موقعیت نمونه برداری های انجام شده از ایرفویل پره مورد آزمایش جهت بررسی های ریزساختاری.



شکل ۴- (الف، ب، ج) تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی گسیل میدانی از ریزساختار ناحیه ریشه پره مورد آزمایش؛ (د) تصویر میکروسکوپ الکترونی از مشخصات رسوبات گاما پرایم اولیه و ثانویه در نمونه عرضی برداشته شده از لبه حمله در نوک ایرفویل پره مورد آزمایش.



شکل ۵- تصاویر میکروسکوپی الکترونی از مشخصات ریزساختاری نمونه طولی برداشته شده، الف، ب، ج، د) فازهای TCP؛ و، ه) ذرات گاما پرایم از لبه فرار در نوک ایرفویل پره مورد آزمایش.

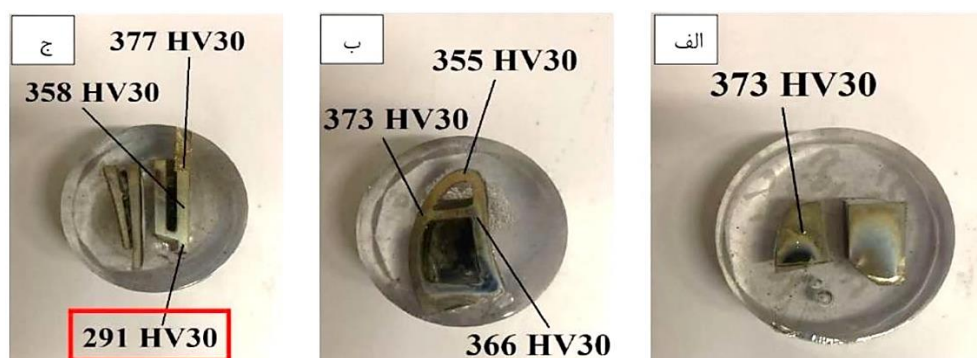


شکل ۶- آنالیز EDS از نواحی مشخص شده در شکل های ۴ و ۵ (الف اول، ب دوم، ج سوم)

۴-۳- سختی سنجی

شکل ۷، میانگین نتایج سختی سنجی نواحی مختلف پره مورد آزمایش را نشان می‌دهد. نتایج حاکی از آن است که سختی در نواحی ریشه و لبه حمله در نوک ایرفویل پره مطابقت کامل با محدوده سختی استاندارد سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC عملیات حرارتی شده (۳۵۴-۴۱۲ ویکرز) دارد [13]. اما میزان سختی در لبه فرار در نوک ایرفویل پره به میزان قابل توجهی (۲۹۱ ویکرز) کمتر از محدوده

سختی استاندارد است که مطابقت قابل قبولی با مشاهدات میکروسکوپی ارائه شده در بخش‌های قبل دارد. در این نمونه با فاصله از نوک پره میزان سختی در لبه فرار به محدوده مورد پذیرش استاندارد باز می‌گردد. بنابراین افت قابل ملاحظه عدد سختی در لبه فرار پره در نوک ایرفویل می‌بایست در فرایند بازسازی مورد توجه قرار گیرد.



شکل ۷- نتایج سختی‌سنجی نواحی مختلف پره مورد آزمایش (الف) ریشه، (ب) نمونه عرضی برداشته شده از لبه حمله در نوک ایرفویل پره و (ج) نمونه طولی برداشته شده از لبه فرار در نوک ایرفویل پره.

۳-۵- آزمون کشش دمای محیط

نتایج آزمون کشش دمای محیط دو نمونه آماده شده از پره مورد آزمایش یک نمونه از ناحیه ریشه و یک نمونه از قسمت میانی ایرفویل پره در سمت مکش در جدول ۲ ارائه شده است. حداقل خواص کششی دمای محیط مجاز به سرویس سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC اقتباس شده از اسپیک تولیدی یک سازنده توربین گازی نیز در جدول ۲ آورده شده است [13]. ذکر این نکته حائز اهمیت است که با توجه به هندسه پره مورد آزمایش، امکان نمونه برداری مخرب جهت انجام آزمون‌های مکانیکی صرفاً از قسمت یک سوم میانی ایرفویل پره در سمت مکش فراهم بود. با توجه به بالاتر بودن درصد ازدیاد طول، استحکام تسلیم و همچنین استحکام کششی حداکثر در ایرفویل و ریشه نسبت به حداقل خواص مجاز به سرویس در دمای محیط، در صورت انجام فرایند بازسازی مناسب و جوان‌سازی ساختاری، قطعات امکان استفاده و بهره‌برداری مجدد خواهند داشت.

جدول ۲- نتایج خواص کششی دمای محیط پره مورد آزمایش و مقایسه با معیار

Y (MPa)	UTS (MPa)	El. in 4D (%)	Temp. (°C)	
۶۴۱	۷۱۴	۷/۵	۲۵	نمونه ریشه پره
۷۳۴	۸۸۱	۹	۲۵	نمونه وسط ایرفویل پره در سمت مکش
۶۹۰	۷۹۰	۴	۲۵	حداقل خواص مجاز به سرویس

۳-۶- آزمون کشش دما بالا

نتایج آزمون کشش دما بالای دو نمونه آماده شده از پره مورد آزمایش (یک نمونه از ناحیه ریشه و یک نمونه از قسمت یک سوم میانی ایرفویل پره در سمت مکش) در جدول ۳ ارائه شده است. حداقل خواص کششی دمای بالا مجاز به سرویس سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC (اقتباس شده از اسپیک تولیدی یک سازنده توربین گازی) نیز در جدول ۳ آورده شده است [13]. پراکندگی نتایج خواص کششی دمای محیط و دمای بالا نواحی مختلف پره مورد آزمایش نسبت به حداقل خواص مجاز به سرویس حاکی از آن است که آزمون کشش نمی‌تواند معیار مناسبی جهت ارزیابی عمر باقی‌مانده پره مورد آزمایش باشد و صرفاً جهت مقایسه خواص گزارش شده است. با توجه به بالاتر بودن

درصد ازدیاد طول، استحکام تسلیم و همچنین استحکام کششی حداکثر در ایرفویل و ریشه نسبت به حداقل خواص مجاز به سرویس در دمای بالا، در صورت انجام فرایند بازسازی مناسب و جوان سازی ساختاری، قطعات امکان استفاده و بهره برداری مجدد خواهند داشت.

جدول ۳- نتایج خواص کششی دمای بالا پره مورد آزمایش و مقایسه با معیار

Y (MPa)	UTS (MPa)	El. in 4D (%)	Temp. (°C)	
۶۵۳	۷۲۹	۸/۲	۶۵۰	نمونه ریشه پره
۷۴۹	۸۸۵	۱۰	۶۵۰	نمونه وسط ایرفویل پره در سمت مکش
۵۸۶	۷۹۰	۵	۶۵۰	حداقل خواص مجاز به سرویس

۷-۳- آزمون ضربه

در جدول ۴ نتایج آزمون ضربه شاری دو نمونه آماده شده از پره مورد آزمایش (یک نمونه از ناحیه ریشه و یک نمونه از قسمت یک سوم میانی ایرفویل پره در سمت مکش) ارائه شده است. نتایج حاکی از آن است که مقاومت دو ناحیه مورد آزمایش از پره منظور در برابر رشد ترک تقریباً مشابه است و هیچگونه رفتار تردی در برابر شکست در ناحیه ایرفویل پره نسبت به ریشه آن مشاهده نمی گردد. ذکر این نکته حائز اهمیت است که به دلیل هندسه پره مورد آزمایش، امکان ساخت نمونه استاندارد آزمون ضربه شاری مطابق با استاندارد ASTM E23 از ناحیه ایرفویل پره مورد آزمایش وجود نداشت.

جدول ۴- نتایج آزمون ضربه شاری دمای محیط در نواحی مختلف از پره مورد آزمایش

Notch Type	Dimension (mm)	Impact Energy (J)	Temp. (°C)	
V	۵×۵×۵۵	۵	۲۵	نمونه ریشه پره
V	۵×۵×۵۵	۵	۲۵	نمونه وسط ایرفویل پره در سمت مکش

۸-۳- آزمون تنش گسیختگی

در جدول ۵ نتایج آزمون تنش گسیختگی دو نمونه آماده شده از پره مورد آزمایش، یک نمونه از ناحیه ریشه و یک نمونه از قسمت یک سوم میانی ایرفویل پره در سمت مکش ارائه شده است. حداقل خواص تنش گسیختگی مجاز به سرویس سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC اکتباس شده از اسپک تولیدی یک سازنده توربین گازی نیز در جدول ۵ آورده شده است. با توجه به رابطه لارسون- میلر (رابطه ۱) که مجدداً در ذیل آورده شده است، در دمای ۹۲۰ درجه سانتی گراد (۱۱۹۳ کلوین) و تنش ۲۲۰ مگاپاسکال، زمان منجر به شکست استاندارد نمونه از جنس سوپرآلیاژ پایه نیکل اینکونل ۷۳۸ کم کربن (IN738LC) ۶۲/۱ ساعت محاسبه شد. نتایج حاکی از افت محسوس در خواص تنش گسیختگی دو ناحیه از پره مورد آزمایش نسبت به حداقل خواص مجاز به سرویس و خواص استاندارد سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC است.

$$LMP = T(C + \text{Log} t_R)$$

$$LMP = 1193 \times (20 + \text{Log} t_R) = 26000 \rightarrow t_R = 62.1$$

با توجه به رابطه کسر عمر باقی‌مانده خزشی رابطه (۲) مقدار عمر باقی‌مانده خزشی ناحیه ایرفویل پره به صورت ذیل محاسبه شد:

$$\frac{t_r}{t_{r \min}} + \frac{t_{\exp} - t_{\text{rem}}}{t_{\exp}} = 1 \quad \text{رابطه (۲)}$$

که در این رابطه، $t_{r \min}$ حداقل خواص تنش گسیختگی مجاز به سرویس در دمای ۹۲۰ درجه سانتی‌گراد و تنش ۲۲۰ مگاپاسکال (ساعت)، t_r زمان منجر به شکست نمونه برداشته شده از ناحیه ایرفویل پره طی آزمون تنش گسیختگی انجام شده در دمای ۹۲۰ درجه سانتی‌گراد و تنش ۲۲۰ مگاپاسکال (ساعت)، $t_{\exp}$ زمان تحت سرویس پره (ساعت) و t_{rem} عمر باقی‌مانده خزشی (ساعت) است. با جایگذاری مقادیر مربوط به پارامترهای رابطه، عمر باقی‌مانده خزشی ناحیه ایرفویل پره مورد آزمایش به صورت ذیل محاسبه شد.

$$\frac{t_r}{t_{r \min}} + \frac{t_{\exp} - t_{\text{rem}}}{t_{\exp}} = 1$$

$$\frac{10.5}{55} + \frac{66000 - t_{\text{rem}}}{66000} = 1$$

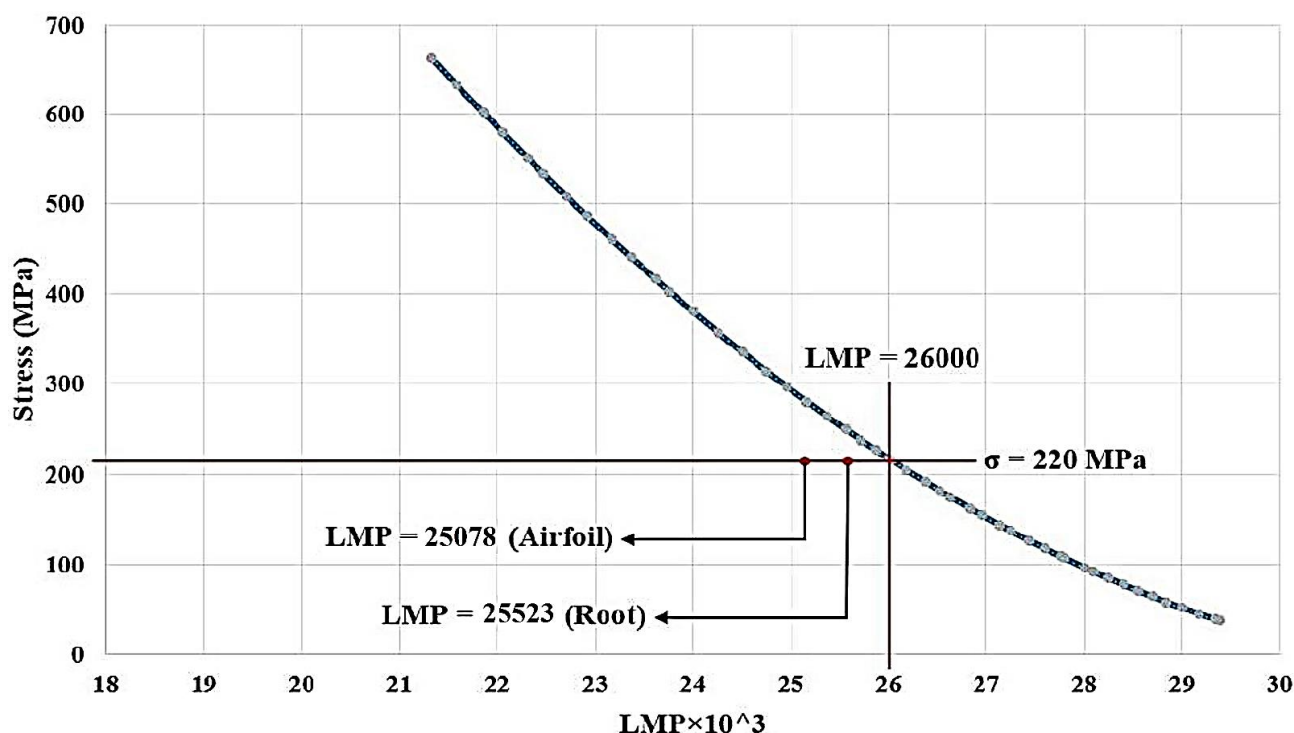
$$t_{\text{rem}} = 12540$$

با در نظر گرفتن ضریب اطمینان ۲۰ درصدی [11,12] به واسطه اثر سایر مکانیزم‌های تخریب نظیر خستگی حرارتی- مکانیکی و همچنین خوردگی داغ، عمر باقی‌مانده ناحیه ایرفویل پره حدوداً ۱۰۰۳۲ ساعت پیش بینی می‌گردد. این میزان عمر باقی‌مانده محاسبه شده اختلاف قابل ملاحظه‌ای نسبت به بازه زمانی تعمیرات اساسی آتی پره (حدوداً ۳۳۰۰۰ ساعت دارد. بنابراین، استفاده بیشتر از پره مورد آزمایش تا تعمیرات اساسی آتی (به میزان ۳۳۰۰۰ ساعت آینده تا زمان کارکرد تحت سرویس ۹۹۰۰۰ ساعت) بدون انجام دقیق فرایند بازسازی و جوان‌سازی ریزساختاری و احیای خواص مکانیکی توصیه نمی‌گردد.

شکل ۸، تأثیر تغییر میزان تنش اعمالی را بر زمان شکست نمونه و متعاقباً بر پارامتر لارسون- میلر در دمای ۹۲۰ درجه سانتی‌گراد نشان می‌دهد. با توجه به اینکه آزمون تنش گسیختگی برای ریشه و ایرفویل پره مورد آزمایش تنها در یک تنش (۲۲۰ مگاپاسکال) انجام گرفت، تنها دو داده گزارش و با منحنی استاندارد سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC مقایسه شد [13].

جدول ۵- نتایج خواص تنش گسیختگی نواحی مختلف از پره مورد آزمایش و مقایسه با معیار

Stress (MPa)	Time to Rupture (Hours)	Larson-Miller Parameter	Temp. (°C)	
۲۲۰	۲۴/۸	۲۵۵۲۳	۹۲۰	نمونه ریشه پره
۲۲۰	۱۰/۵	۲۵۰۷۸	۹۲۰	نمونه وسط ایرفویل پره در سمت مکش
۲۲۰	۵۵	۲۵۹۳۶	۹۲۰	حداقل خواص مجاز به سرویس
۲۲۰	۶۲/۱	۲۶۰۰۰	۹۲۰	خواص استاندارد IN738LC



شکل ۸- نمودار تنش گسیختگی استاندارد سوپرآلیاژ پایه نیکل IN738LC و خواص تنش گسیختگی دو نمونه آماده شده از پره مورد آزمایش.

۴- نتیجه گیری

با توجه به تغییرات گسترده ریزساختاری ناحیه ایرفویل پره خصوصاً ناحیه لبه فرار نوک ایرفویل پره و همچنین کاهش قابل ملاحظه عدد سختی در این ناحیه از پره می توان اظهار داشت که استفاده مجدد از پره مورد آزمایش در شرایط سرویس تا قبل از اجرای دقیق فرایند بازسازی و جوان سازی ریز ساختاری به کمک عملیات حرارتی مجاز نمی باشد. همچنین می توان اظهار داشت که در صورت بهره برداری مناسب از پره منظور و مطابق دستورالعمل های سازنده توربین، پره مذکور می تواند پس از اجرای فرایند بازسازی با حفظ تمامی موارد محافظه کارانه تا حداکثر ۱۰۰۳۲ ساعت مورد استفاده قرار گیرد. بنابراین، توصیه می گردد تمامی پرها با شرایط مشابه با پره مورد آزمایش تحت عملیات بازسازی و جوان سازی ریزساختاری قرار گیرند. پس از احیای ریزساختار و خواص مکانیکی در ناحیه ایرفویل پره خصوصاً لبه فرار نوک ایرفویل پره مورد نظر، استفاده از پره مذکور با حفظ تمامی موارد محافظه کارانه تا حداکثر ۱۰۰۳۲ ساعت بلامانع است.

۵- واژه نامه

Topologically Close Packed (TCP)	فاز TCP
Overhaul	تعمیرات اساسی
Ostwald ripening	رشد استوالد
Rafting	پدیده الواری شدن
Field Emission Scanning Electron Microscope (FESEM)	میکروسکوپ الکترونی روبشی گسیل میدانی
Energy Dispersive X-ray Spectroscopy (EDS)	طیف سنجی پراکندگی انرژی اشعه ایکس
Trailing	لبه فرار
Leading edge	edge
	لبه حمله
Differential Thermal Analysis (DTA)	آنالیز حرارتی افتراقی

تقدیر و تشکر

با تشکر و قدردانی از پژوهشگاه نیرو بابت انجام آزمون‌های خواص مکانیکی.

مراجع

- [1] T.J. Carter, "Common Failures in Gas Turbine Blades", *Journal of Engineering Failure Analysis*, vol. 12, no. 2, pp. 237–247, 2005. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2004.07.004>
- [2] ASM Metals Handbook, vol. 1, pp. 1478-1571, ASM International, USA, 2005. <https://doi.org/10.31399/asm.hb.v01.9781627081610>
- [3] T.M. Pollock, "Nickel-based Superalloys for Advanced Turbine Engines: Chemistry, Microstructure, and Properties", *Journal of Propulsion and Power*, vol. 22, no. 2, pp. 361-374, 2006. <https://doi.org/10.2514/1.18239>
- [4] S.A. Sajjadi, *Nickel-Based Superalloys*, Ferdowsi University of Mashhad Press, 2013.
- [5] M. Kamaraj, "Rafting in Single Crystal Nickel-base Superalloys—An Overview", *Sadhana*, vol. 28, pp. 115–128, 2003. <https://doi.org/10.1007/BF02717129>
- [6] M.O. Dedekind, "Implementation of Creep-fatigue Model into Finite Element Code to Assess Cooled Turbine Blade", *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, vol. 59, pp. 13-19, 1994. [https://doi.org/10.1016/0308-0161\(94\)90137-6](https://doi.org/10.1016/0308-0161(94)90137-6)
- [7] G. Marahleh, A.R.I. Kheder, H.F. Hamad, "Creep Life Prediction of Service exposed Turbine Blades", *Materials Science and Engineering A*, vol. 433, pp. 305–309, 2006. <https://doi.org/10.1016/j.msea.2006.06.066>
- [8] S.A. Sajjadi, S. Nategh, I.L. Roderick, "Guthrie Study of Microstructure and Mechanical Properties of High Performance Ni-base Superalloy GTD-111", *Materials Science and Engineering A*, vol. 325, pp. 484–489, 2002. [https://doi.org/10.1016/S0921-5093\(01\)01709-9](https://doi.org/10.1016/S0921-5093(01)01709-9)
- [9] Siemens V94.2 Gas Turbine Repair Guidelines, Epri, 2007. <https://www.epri.com/research/products/1014276>
- [10] L. O. Osoba, H. Amuda, "Tracking heat-affected zone cracking susceptibility in standard and modified heat treated IN 738 superalloy welds", *High Performance and Optimum Design of Structures and Materials*, vol. 137, pp. 37-47, 2014. DOI: 10.2495/HPSM140041
- [11] BPVC Section III-Rules for Construction of Nuclear Facility Components-Division 1-Subsection NH-Class 1 Components in Elevated Temperature Service. BPVC.III.1.NH – 2015.
- [12] ECCC (European Creep Collaborative Committee). Recommendations for Creep Data and its Assessment, vol. 1–5. Maney Publishing / Woodhead Publishing, 2003–2005.
- [13] NTPC Ltd. (2023). Technical specification of turbine blades/vanes for V94.2 Siemens design gas turbines – Stage-1 blades. Government e-Marketplace (GeM), India.