

## ارزیابی تأثیر مدل‌های محاسبه زمان شکست در تخمین عمر خزشی محفظه احتراق موتور V94.2

سیده فاطمه موسوی<sup>۱</sup>، مهدی بقایی<sup>۲\*</sup>، غزاله احمدی<sup>۳</sup>، رضا گلستانی<sup>۴</sup>، سینا ثانی<sup>۵</sup>، محمدعلی سرودی<sup>۶</sup>،  
هیوا خالدی<sup>۷</sup>

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، واحد ارتقاء، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، f.moosavi@turbotec-co.com

۲- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، واحد ارتقاء، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، m.baghaei@turbotec-co.com

۳- دکتری، فیزیک، واحد ارتقاء، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، gh.mollaahmadi@turbotec-co.com

۴- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، واحد مهندسی، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، r.golestani@turbotec-co.com

۵- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، واحد مهندسی، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، s.sani@turbotec-co.com

۶- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، مدیر دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، m.soroudi@turbotec-co.com

۷- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، مدیر عامل، شرکت توربوتک، تهران، h.khaledi@turbotec-co.com

\* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۱/۳۱، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۱/۰۳/۰۱، پذیرش: ۱۴۰۱/۰۳/۰۴)

**چکیده:** توربین گاز V94.2 از پرکاربردترین توربین‌های مورد استفاده در بخش تولید برق کشور است. در این پژوهش پس از معرفی مختصر و بیان پیشینه پژوهشی در زمینه بررسی آسیب و تخمین عمر در این توربین گاز به تحلیل جامع آبروترمال و ترمومکانیکال در ابعاد و شرایط کاری واقعی محفظه احتراق پرداخته شده است. با توجه به اینکه خزش از پدیده‌های تعیین‌کننده در عمر این محفظه احتراق است، در ادامه به بررسی فرایند تخمین عمر خزشی پرداخته شده است. یکی از مراحل مهم در تخمین عمر خزش، پیش‌بینی زمان شکست قطعه به ازای تنش و دمای هر نقطه از قطعه است. لذا در این پژوهش، ابتدا با شبیه‌سازی جریان سیال در نرم‌افزار فلوئنت شکل شعله، میدان سرعت و فشار و توزیع دما در نقاط مختلف محفظه احتراق استخراج و صحت‌گذاری شده است. با استفاده از نتایج شبیه‌سازی و پس از تحلیل تنش با در نظرگیری اثر خزش در محفظه احتراق به بررسی دو روش پرکاربرد پارامتر لارسون-میلر و شربی-دورن برای محاسبه زمان شکست خزشی پرداخته شده است. آسیب خزشی پس از ۴۰ هزار ساعت کارکرد محفظه احتراق در بار کامل با دو روش مذکور محاسبه شده است. از نواحی بحرانی آسیب خزشی تشخیص داده شده، گره‌های بحرانی محدودکننده عمر محفظه احتراق با هر دو روش مذکور استخراج شد. نتایج نشان می‌دهد انتخاب روش پیش‌بینی زمان شکست نقش مهمی در تشخیص ناحیه بحرانی آسیب، تغییرات آسیب و تخمین عمر خزشی دارد. به‌طوری که تفاوت در آسیب تشخیص داده شده از دو روش می‌تواند تا سه برابر تغییر کند.

**کلیدواژگان:** محفظه احتراق توربین گاز V94.2، شبیه‌سازی عددی جریان احتراقی، تخمین عمر خزشی، پارامتر زمان-دما

### مقدمه

توربین گاز V94.2، یکی از توربین‌های گازی با قابلیت کارکرد در شرایط غیرمطلوب محیطی محسوب می‌شود که در نیروگاه‌های حرارتی برای به حرکت درآوردن ژنراتورها، استفاده می‌شود. شکل سیلویی محفظه احتراق این سری از توربین‌های

گازی زیمنس، آن‌ها را نسبت به مابقی محصولات این کمپانی منحصربه‌فرد کرده است. قابلیت دسترسی، اطمینان بالا از عملکرد و همچنین هزینه کم در مقابل توان تولیدی زیاد، از مهم‌ترین ویژگی‌های اقتصادی این نوع توربین گاز است [۱]. این موتور که هم به صورت سیکل ساده و هم به صورت سیکل ترکیبی استفاده می‌شود، یکی از پرکاربردترین توربین‌های گاز مورد استفاده در بخش تولید برق کشور است. از این رو افزایش دانش تعمیر و نگهداری، تحلیل عملکرد موتور، بومی کردن سیستم مدرن بهره‌برداری، افزایش توان و تخمین عمر در این توربین‌های گازی پرکاربرد، امری ضروری تلقی می‌شود. این توربین رده بالای زیمنس، تک‌محوره، دارای دو محفظه احتراق عمودی به صورت U-شکل در اطراف موتور بوده و شامل مجموعاً ۱۶ برنر<sup>۱</sup> و دارای دو مود احتراقی دیفیوژن<sup>۲</sup> و پیش آمیخته<sup>۳</sup> است. این آرایش غیرمحوری و جدای محفظه احتراق از کل موتور، به منظور حداقل سازی افت فشار جریان گذرنده از توربین در نظر گرفته شده است [۱]. نمایی کلی از محفظه احتراق در اطراف موتور به همراه بخش‌های اصلی آن در شکل ۱، قابل مشاهده است. هر محفظه احتراق از سه بخش اصلی فلیم تیوب<sup>۴</sup>، میکسینگ چمبر<sup>۵</sup> و اینترکیسینگ<sup>۶</sup> تشکیل شده است و بخش اعظم آن‌ها از جنس آلیاژ IN 617 است.

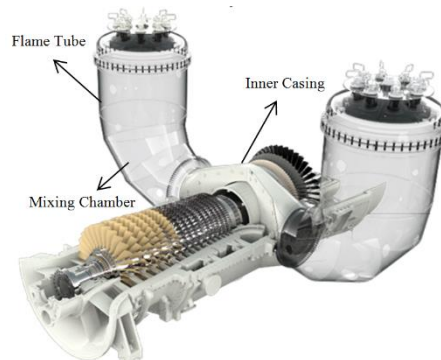


Figure 1- V94.2 Gas Turbine

شکل ۱- توربین گاز V94.2

بسیاری از قطعات توربین گاز بالأخص محفظه احتراق در شرایط دما بالا کار می‌کنند. عملکرد بخش‌های داغ موتور از جمله محفظه احتراق در دمای بالا، می‌تواند منجر به فعال شدن پدیده‌های آسیب‌رسان به قطعات شود. خزش، خستگی، سایش [۲]، اکسیداسیون و خوردگی از مهم‌ترین پدیده‌های مخرب محفظه احتراق می‌باشند. در زمینه بررسی آسیب خزشی و تخمین عمر خزشی توربین گاز V94.2 پژوهش‌های محدودی انجام شده است. در ادامه به بررسی و معرفی مختصر این پژوهش‌ها که اکثر این تحقیقات بر روی پره‌های توربین انجام شده است، پرداخته شده است.

هپ ورث<sup>۷</sup> و همکاران [۳] به ارزیابی عمر پره‌های متحرک<sup>۸</sup> و ثابت<sup>۹</sup> توربین گاز پرداختند. آن‌ها در این پژوهش یک روند کلی برای تخمین عمر جامع توربین گاز با در نظرگیری اثر پدیده‌های آسیب‌رسان خزش، خستگی و اکسیداسیون ارائه کردند و تحلیل دمایی و تنش را برای پره متحرک و ثابت طبقه اول توربین موتورهای بزرگ سیکل ترکیبی نیروگاهی انجام دادند. جنس پره‌ها در تحلیل آن‌ها سوپر آلیاژ IN 738 بوده است. در این مطالعه، با تحلیل تنش حاصل از تأثیر مکانیزم‌های مختلف، نتایج آسیب را محاسبه و آن را با ترک‌های ایجاد شده در پره‌های کارکرده مربوط به موتور V94.2 مقایسه کردند. رفسنجانی و

1. Burner
2. Diffusion
3. Premixed
4. Flame Tube
5. Mixing Chamber
6. Inner Casing
7. Hepworth
8. Blade
9. Vane

همکاران [۴] به ارزیابی ریسک خرابی در لاینر دیفیوزر و کیسینگ خروجی موتور توربین گاز V94.2 با روش FEMA<sup>۱</sup> پرداختند. آن‌ها در پژوهش خود، احتمال خرابی در اتصالات جوش لاینر و کیسینگ خروجی را محاسبه کردند. در نهایت بر اساس داده‌های موجود از ۱۱۰ موتور کارکرده V94.2، احتمال خرابی در اتصالات جوش را ارزیابی کردند. در پژوهش هربرت<sup>۲</sup> و همکاران [۵]، راهکارهایی جهت افزایش عمر بخش داغ موتور توربین گاز V94.2 ارائه شده است. در این پژوهش نمونه‌های پره‌های کار کرده موتور V94.2 بررسی شده است. بر اساس آسیب‌هایی که در نمونه‌ها به شکل ترک، شکستگی و تغییر شکل و همچنین تغییرات ریز ساختاری مشاهده شده، تخمینی از میزان آسیب وارده بر موتور ارائه شده است. اکسیداسیون، خزشی و خستگی مکانیزم‌های خرابی هستند که در این پژوهش بررسی شدند. در این پژوهش تأثیر پارامترهای شرایط عملکردی موتور و دمای ورودی توربین بررسی شد. نتایج این پژوهش نشان داد که با یک شرایط عملکرد بهینه، موتور توربین گاز V94.2 می‌تواند بیش از ۱۰۰ هزار ساعت عمر کند. مهدی‌زاده و همکاران [۶] به تحلیل خرابی‌های قطعه اینرکیسینگ موتور توربین گاز V94.2 پرداختند. با بررسی قطعه اینرکیسینگ کارکرده موتور V94.2 و بررسی‌های ریزساختاری، میزان خرابی وارده بر این قطعه محاسبه شد. حفیظ و همکاران [۷] شبیه‌سازی عددی جریان داغ در میکسینگ چمبر و سنترال کیسینگ هر دو سیلوی محفظه احتراق موتور V94.2 را انجام دادند. نتایج نشان‌دهنده شکل‌گیری دو منطقه بازچرخش جریان در بالا و پایین خروجی سنترال کیسینگ است. این پدیده ناشی از چرخش جریان هنگام برخورد دو جریان با جهت مخالف از دو سیلو به یک محفظه مرکزی است که وظیفه محوری کردن جریان برای ورود به توربین را به‌عهده دارد. محمدی‌مهر و همکاران [۸] نیز مطالعاتی برای شبیه‌سازی جریان داغ و محاسبه توزیع دمای پنل‌های سرامیکی محفظه احتراق V94.2 در شرایط عملکردی واقعی به جهت استفاده در محاسبات تخمین عمر انجام دادند.

با توجه به پژوهش‌هایی که در زمینه ارزیابی عمر و تحلیل خرابی‌های موتور توربین گاز V94.2 انجام شده است، پژوهش جامعی در راستای شبیه‌سازی جریان، تحلیل تنش و تخمین عمر خزشی بر روی محفظه احتراق این موتور صورت نگرفته است. پژوهش‌های انجام شده عموماً به شناسایی مکانیزم‌های خرابی و بررسی آسیب در بخش‌هایی مانند پره توربین پرداخته است. پژوهش‌ها به‌گونه‌ای انجام نشده است که میزان آسیب‌های وارده را به‌صورت عددی و دقیق گزارش کند. پژوهش حاضر شامل یک تحلیل کامل از جریان و سازه تمام بخش‌های اصلی محفظه احتراق است که در نهایت میزان آسیب خزشی را جهت تخمین عمر محاسبه می‌کند. در این پژوهش، ابتدا با شبیه‌سازی عددی جریان آشفته و واکنشی، میدان سرعت، فشار و دما در محفظه احتراق محاسبه می‌شود. حل دقیق این معادلات، نیازمند انتخاب مدل‌های مناسب آشفته‌گی و احتراقی و همین‌طور شبکه‌بندی دقیق محفظه احتراق با در نظر گرفتن تأثیر لایه مرزی است که در نهایت به هزینه محاسباتی قابل‌توجهی منجر می‌شود. پس از شبیه‌سازی جریان آشفته و واکنشی، از توزیع دمای به‌دست آمده برای بررسی آسیب خزش محفظه احتراق V94.2 استفاده می‌شود.

در علم مواد، خزش، تمایل یک ماده جامد به حرکت آرام و پیوسته برای تغییر شکل پایا و دائمی، تحت تأثیر تنش‌های مکانیکی در دمای بالا تعریف شده است. لذا این پدیده را می‌توان تابعی از تنش، دما، خواص ماده و زمان دانست. فرایند تخمین عمر خزشی در سه مرحله انجام می‌شود. ابتدا رابطه تنش و کرنش خزشی بر اساس روابط بنیادی خزش<sup>۳</sup> محاسبه می‌شود. در قدم دوم، زمان شکست به کمک روابط تخمین زمان شکست خزشی پیش‌بینی می‌شود. در نهایت آسیب خزشی با مدل تجمعی آسیب محاسبه می‌شود و تخمین عمر بر اساس میزان آسیب ناحیه بحرانی قطعه محاسبه می‌شود. زمان شکست خزشی با انجام تست خزش تعیین می‌شود. با توجه به اینکه تست‌های خزشی از لحاظ محدودیت زمان و هزینه معمولاً به صورت کوتاه مدت انجام می‌شوند؛ یافتن رابطه‌ای برای تعیین زمان شکست بلندمدت بر اساس داده‌های تجربی کوتاه‌مدت

1. Failure modes and effect analysis  
2. Herbert  
3. Creep Constitutive Equation

بسیار حائز اهمیت است. در دهه‌های گذشته راه‌حل‌های متعددی برای پیش‌بینی زمان شکست ماده با استفاده از داده‌های تست خزشی کوتاه‌مدت ارائه شده است. پارامترهای زمان-دما<sup>۱</sup> [۹]، روش منکمنت-گرنٹ<sup>۲</sup> [۱۰]، روش ویلشایر<sup>۳</sup> [۱۱] از جمله این راه‌حل‌ها می‌باشند. در پارامترهای زمان-دما با یک مدل ساده ریاضی متشکل از دما و زمان به پیش‌بینی زمان شکست برای شرایط بلندمدت، از برون‌یابی داده‌های تست خزشی کوتاه‌مدت در یک تنش مشخص پرداخته می‌شود [۹]. روش‌های لارسون-میلر<sup>۴</sup> [۱۲]، شربی-دورن<sup>۵</sup> [۱۳]، منسون-هفرد<sup>۶</sup> [۱۴] و منسون-براون<sup>۷</sup> [۱۵] از معروف‌ترین روش‌هایی می‌باشند که مبتنی بر مفهوم پارامترهای زمان-دما تعریف شده‌اند. تفاوت این روش‌ها در نوع رابطه‌ای است که بین دما و زمان شکست برقرار می‌کنند. در روش پارامتر لارسون-میلر فرض بر این است که لگاریتم زمان رابطه‌ی معکوس با دما دارد. رابطه منسون-هفرد یک رابطه متناسب بین لگاریتم زمان با دما برقرار می‌کند و در پارامتر شربی-دورن، لگاریتم زمان با مقدار دما در یک مقدار ثابت رابطه معکوس دارد. با توجه به نگرش متفاوتی که این روش‌ها برای برقراری ارتباط بین زمان و دما دارند، اعمال این پارامترها بر یک دسته از داده‌های خزشی مشخص می‌تواند منجر به تفاوت قابل توجهی در مقدار برون‌یابی‌های زمان شکست شود [۱۶]. لذا انتخاب روش مناسب از بین مدل‌های موجود برای پیش‌بینی زمان شکست دارای اهمیت بالایی در روند تخمین عمر خزشی است. در روش‌های مربوط به پیش‌بینی زمان شکست خزشی در گزارش‌های صنعتی تخمین عمر توربین گاز پارامترهای لارسون-میلر و شربی-دورن کاربرد وسیعی دارند. در این پژوهش پس از انجام تحلیل آیروترمال و استخراج توزیع دمای فلز به تحلیل تنش با در نظرگیری اثر خزش پرداخته می‌شود. سپس تأثیر دو مدل لارسون-میلر و شربی-دورن در پیش‌بینی زمان شکست بررسی می‌شود. در نهایت با مقایسه نتایج آسیب تجمعی حاصل از این دو مدل پس از ۴۰۰۰۰ ساعت کارکرد موتور در شرایط بار کامل، نتیجه تخمین عمر خزشی محفظه احتراق V94.2 ارائه می‌شود.

## شبیه‌سازی جریان

شبیه‌سازی عددی میدان جریان درون محفظه احتراق را باید یکی از فعالیت‌های کلیدی در پروسه تحلیل محاسباتی سیستم احتراق به شمار آورد. خروجی‌های میدان جریان داخل محفظه به صورت مستقیم یا غیرمستقیم، برای ارزیابی عملکرد، قابلیت کارکرد، عمر و آلاینده‌های ناشی از احتراق مورد استفاده قرار می‌گیرد. به بیان دیگر، کلیه تحلیل‌های فوق به نحوی نیازمند ورودی‌های شبیه‌سازی عددی میدان جریان هستند، داده‌هایی که شامل تحلیل آیرودینامیک جریان و افت فشار محفظه، تخمین دمای دیواره و تحلیل عملکرد سیستم حرارتی محفظه و تخمین توزیع دمای خروجی محفظه (پترن فکتور<sup>۸</sup>) می‌شوند. استفاده از نتایج به دست آمده از تحلیل جریان به خصوص می‌تواند در ارزیابی سازه، مواد و پوشش مورد استفاده در محفظه و تخمین عمر سیستم احتراق و در نهایت ارزیابی راه‌کارهای ارتقا و بهینه‌سازی طراحی برنر و محفظه احتراق نقش بسیار مهمی ایفا کند.

با توجه به ابعاد چندین متری محفظه احتراق موتور V94.2 و در نتیجه بزرگی میدان حل عددی سیال، نیاز به شبکه‌بندی ریز برای حل جریان آشفته و واکنشی و هم‌زمان محدودیت زمان و امکانات محاسبات عددی، امکان شبیه‌سازی کامل و یکپارچه جریان در این محفظه احتراق وجود ندارد. در نتیجه فرایند شبیه‌سازی جریان سیال به دو بخش حل جریان سرد و حل جریان گرم تقسیم شده است. در این فرایند، نتایج حاصل از حل جریان سرد، به عنوان شرایط مرزی شبیه‌سازی جریان گرم استفاده می‌شود. چنانچه در شکل ۲ مشاهده می‌شود، هوای سرد خروجی از کمپرسور، با عبور از فضای بین فلیم

1. Time- Temperature Parameter
2. Monkman- Grant
3. Wilshire
4. Larson- Miller
5. Sherby- Dorn
6. Manson- Haferd
7. Manson- Brown
8. Pattern factor

تیوب و جداره خارجی و بعد از گذر از برنرها و اختلاط با سوخت وارد فلیم تیوب می‌شود و مشتعل می‌شود. گازهای داغ پس از عبور مجدد از میکسینگ چمبر (فضای داخلی) و اینر کیسینگ وارد توربین می‌شود و پره‌های آن را به چرخش وامی‌دارد. یکی از مراحل مهم مقدماتی در انجام هر شبیه‌سازی، تولید شبکه و گسسته‌سازی هندسی میدان حل است. پس از تولید هندسه و انجام ساده‌سازی‌های لازم بر روی آن، شبکه‌بندی در نرم‌افزار انسیس مشینگ<sup>۱</sup> انجام می‌شود. با توجه به پیچیدگی هندسی محفظه احتراق از روش شبکه‌بندی غیرساختار یافته<sup>۲</sup> استفاده می‌شود. به طوری که در این مدل، اولین المان این لایه مرزی در نزدیکی دیواره ۰/۰۱ میلی‌متر، تعداد لایه‌ها ۱۴ عدد و نرخ رشد<sup>۳</sup> ۱/۲ است. شبکه محاسباتی حاضر از حدود ۸۳ میلیون المان تشکیل شده و پس از بررسی و مقایسه تأثیر سائز المان‌های محاسباتی بر روی نتایج انتخاب شده است [۱۷، ۱۸].

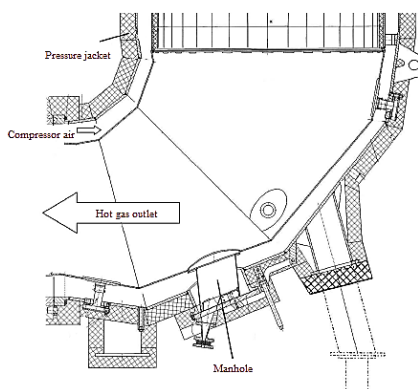


Figure 2- Schematic view of the mixing chamber and the gas paths

شکل ۲- نمایی شماتیک از میکسینگ چمبر و مسیر عبور گازها

برای به دست آوردن توزیع پارامترهایی چون سرعت و فشار جریان، معادلات جریان آشفته بر روی دامنه حل و با توجه به شرایط مرزی حل می‌شود. به طور هم‌زمان، با حل معادلات احتراق و انتقال حرارت تشعشع نتایج حل جریان واکنشی (احتراق) و توزیع دما در جریان به دست می‌آید. هر دو سری از معادلات یاد شده، شامل فرضیات و مدل‌سازی‌های ریاضی برای تخمین و ساده‌سازی محاسبات مربوط به پدیده‌های پیچیده‌ای چون آشفته‌گی جریان و احتراق است. بنابراین انتخاب مدل‌های مناسب آشفته‌گی و احتراقی از اهمیت بالایی برخوردار است.

در پژوهش حاضر، برای انتخاب مدل آشفته‌گی و احتراقی مناسب برای حل جریان احتراقی در محفظه احتراق V94.2 پارامترهای مهم و قابل ارزیابی شکل شعله، پترن فکتور و دمای دیواره در نظر گرفته شده است. با بررسی موارد مذکور در حل‌های حاصل شده و در نظر گرفتن محفظه‌های احتراق مشابه (جریان در برنرهای هیبریدی [۱۹-۲۳])، مدل آشفته‌گی Standard-k-Epsilon به همراه Enhanced wall treatment جهت اصلاح رفتار سیال در نزدیکی دیواره و مدل احتراقی FR/ED برای شبیه‌سازی جریان انتخاب شده‌اند. مدل Standard-k-Epsilon در شبیه‌سازی جریان‌های سطحی برشی و جریان‌های چرخشی، توانایی بیشتری نسبت به دیگر مدل‌ها دارد که این مدل در معادله (۱) و (۲) ارائه شده است. با وجود دقت بالاتر روش LES<sup>۵</sup> به دلیل نیاز به شبکه ریز و حجم بالای محاسبات، این رویکرد در کاربردهای صنعتی کمتر مورد توجه قرار گرفته است [۲۴، ۲۵].

1. Ansys Meshing
2. Unstructured
3. First Layer Thickness
4. Growth rate
5. Large Eddy Simulation

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\partial k}{\partial x_j} \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2)$$

در معادلات (۱) و (۲)،  $k$  انرژی جنبشی اغتشاش،  $\varepsilon$  نرخ استهلاک اغتشاش،  $G_k$  تولید انرژی جنبشی اغتشاش،  $\mu_t$  لزجت اغتشاش و  $\sigma$  عدد پراختل است. همچنین در معادله (۲)،  $C_{1\varepsilon}$  و  $C_{2\varepsilon}$  دو ثابت معادله هستند که با مقادیر پیش فرض نرم افزار فلونت<sup>۱</sup> با توجه به اطلاعات مرجع [۲۶] مقداردهی شده اند.

ضرایب A و B (مربوط به نرخ اختلاط) در مدل احتراقی FR/ED به ترتیب ۴ و ۰/۵ می باشند. مکانیزم به کار رفته نیز یک مکانیزم شیمیایی دو گام و سوخت مورد استفاده نیز متان خالص است. از آنجا که جریان سیال احتراقی است، دمای بالایی دارد و در نتیجه انتقال حرارت تشعشعی قابل توجه خواهد بود. برای شبیه سازی انتقال حرارت تشعشعی از مدل جهات گسسته<sup>۲</sup> استفاده شده که در شبیه سازی های سه بعدی عملکرد بهتری دارد. گسسته سازی معادلات با مرتبه دو انجام شده و فشار و سرعت با الگوریتم SIMPLE<sup>۳</sup> با یکدیگر مرتبط شده اند. برای محاسبه ظرفیت حرارتی، گرانی و ضریب هدایت مخلوط از قانون مخلوط گازها بهره گرفته شده و ظرفیت حرارتی، گرانی و ضریب هدایت اجزاء ( $N_2$ ,  $O_2$  و غیره) با چند جمله ای تابع دما تعریف شده است. چگالی مخلوط نیز به صورت گاز ایده آل غیر قابل تراکم در نظر گرفته شده است [۲۷]. شکل ۳ توزیع سرعت و دمای بی بعد شده و همین طور شکل شعله را در قسمت فلیم تیوب محفظه احتراق نشان می دهد. صحت سنجی شبیه سازی حاضر به طور کامل در مرجع [۲۷] ارائه شده است.

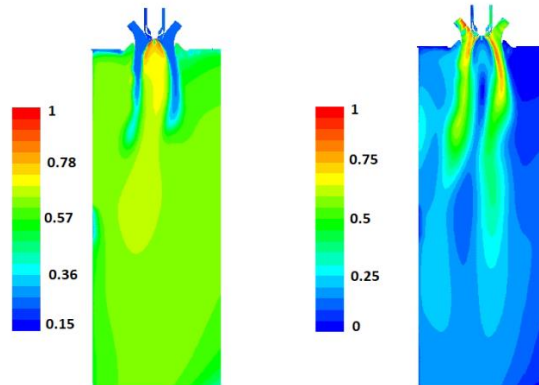


Figure 3- Normalized Velocity (right) and temperature (left) contours in the flame tube

شکل ۳- توزیع سرعت (راست) و دمای (چپ) بی بعد در فلیم تیوب

سرانجام، توزیع دمای بی بعد حاصل از شبیه سازی جریان سیال در محفظه احتراق و با شرایط فوق الذکر، در شکل ۴ ارائه شده است. به علاوه، در شکل ۵، توزیع دمای بی بعد جریان در سطوح مقطع A, B, C, D, E در طول محفظه احتراق دیده می شود. این نتایج، حاصل از شبیه سازی جریان در شرایط محیطی ایزو و بار کامل است.

1. Fluent
2. Discrete Ordinate
3. Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations
4. Viscosity

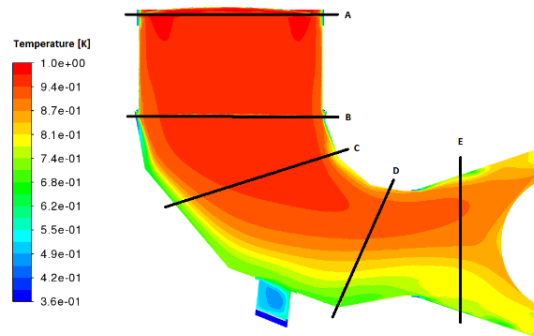


Figure 4- Normalized Temperature distribution in the vertical middle plane of the combustion chamber

شکل ۴- توزیع دما بی بعد در صفحه عمودی میانی محفظه احتراق

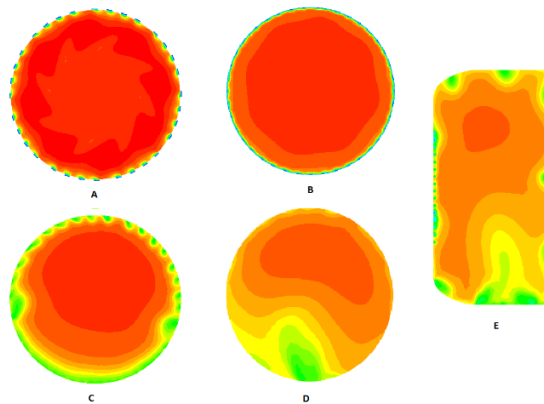


Figure 5- Normalized Temperature distribution in the cross section of the combustion chamber

شکل ۵- توزیع دما بی بعد در سطوح مقطع محفظه احتراق

## حل اجزاء محدود

تحلیل اجزاء محدود در نرم افزار انسیس<sup>۱</sup> انجام می شود. برای ایجاد مدل اجزاء محدود مسئله، ابتدا مدل های هندسی قطعات اصلی فلیم تیوب، میکسینگ چمبر و اینترکیسینگ شبکه بندی شده و سپس شرایط مرزی مکانیکی روی آن ها اعمال می شود. شبکه بندی مدل ها توسط المان مکعبی<sup>۲</sup> و از مرتبه دوم<sup>۳</sup> صورت گرفته است. تعداد المان های فلیم تیوب، میکسینگ چمبر و اینترکیسینگ به ترتیب برابر ۱۵۲، ۴۷۰ و ۱۸۵ هزار المان است. با استفاده از نتایج حل CFD<sup>۴</sup>، میدان دمایی به عنوان بار وارد شده برای فلز محفظه احتراق به دست آمده است. در شکل ۶، شکل ۷ و شکل ۸ به ترتیب توزیع دمای بی بعد قطعات فلیم تیوب، میکسینگ چمبر و اینترکیسینگ محفظه احتراق نشان داده شده است. مقادیر دمایی هر قطعه نسبت به دمای بیشینه آن بی بعد شده است.

1. Ansys  
2. Hex  
3. Quadratic  
4. Computational Fluid Dynamics

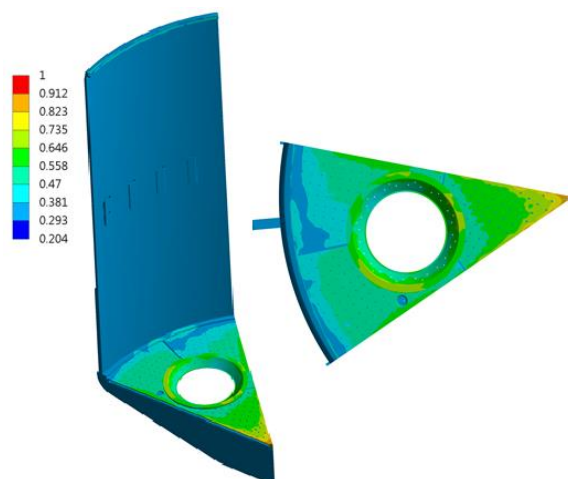


Figure 6- Normalized Temperature distribution of the flame tube

شکل ۶- توزیع دمای بی بعد در فلیم تیوب

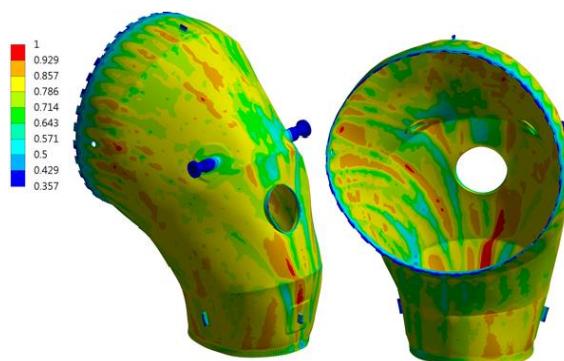


Figure 7- Normalized Temperature distribution of the mixing chamber

شکل ۷- توزیع دمای بی بعد در میکسینگ چمبر

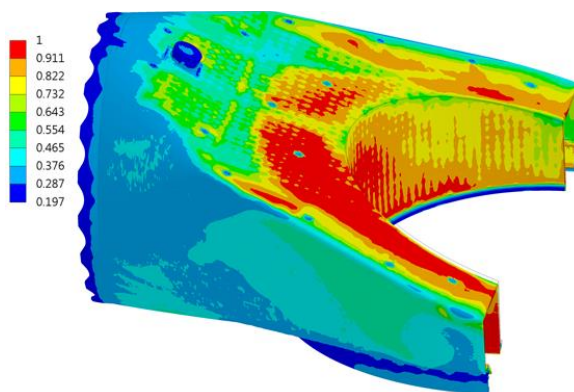


Figure 8- Normalized Temperature distribution of the inner casing

شکل ۸- توزیع دمای بی بعد در اینر کیسینگ

### تحلیل تنش بر مبنای روابط بنیادی خزش

رفتار خزشی یک نمونه نسبت به زمان شامل سه مرحله است. در مرحله اول نرخ کرنش خزشی با گذشت زمان کاهش می یابد. مرحله دوم دارای نرخ کرنش خزشی ثابت است و بیشترین زمان را به خود اختصاص می دهد. در مرحله سوم نیز آسیبها و



تغییرات جدی در ساختار ماده رخ می‌دهد و در نهایت شکست اتفاق می‌افتد. لذا در بیشتر موارد منحنی ناحیه دوم (پایا) مورد استفاده قرار می‌گیرد. رابطه نورتون<sup>۱</sup> نیز برای پیش‌بینی نرخ کرنش خزشی مرحله دوم مطابق با رابطه (۳) توسعه پیدا کرده است [۲۸].

$$\dot{\epsilon} = C_1 \sigma^{C_2} e^{-\frac{Q_c}{RT}} \quad (3)$$

تحلیل تنش با در نظر گرفتن معادله ساختاری خزشی برای یک بازه زمانی مشخص انجام می‌شود. در این پژوهش، تغییر شکل غیرالاستیک خزشی مواد که وابسته به زمان نیز است، با مدل نورتون توصیف شده است. با تعیین خواص فیزیکی، مکانیکی و خزشی نورتون مواد به‌کاررفته در محفظه احتراق، تحلیل خزشی برای مدت زمان ۴۰ هزار ساعت کارکرد موتور در بار کامل انجام شده است. با بررسی نتایج تحلیل تنش و توزیع دمای روی دیواره در قطعات محفظه احتراق که در اینجا به‌دلیل رعایت خلاصه بودن مقاله به آن‌ها اشاره نشده است، مشاهده شد، قطعه اینرکیسینگ یکی از بخش‌های بحرانی محفظه احتراق است. لذا در این پژوهش نتایج تحلیل تنش و آسیب خزشی این قطعه ارائه می‌شود. تنش بی‌بعد با در نظرگیری اثر خزش در قطعه اینرکیسینگ بعد از ۴۰ هزار ساعت کارکرد در شکل ۹ مشاهده می‌شود. تغییرات تنش به‌واسطه پدیده خزش و آزادسازی تنش است. مقادیر تنش نسبت به مقدار بیشینه بی‌بعد شده‌اند. همچنین نتایج کرنش خزشی مطابق با شکل ۱۰ به‌دست آمده است.

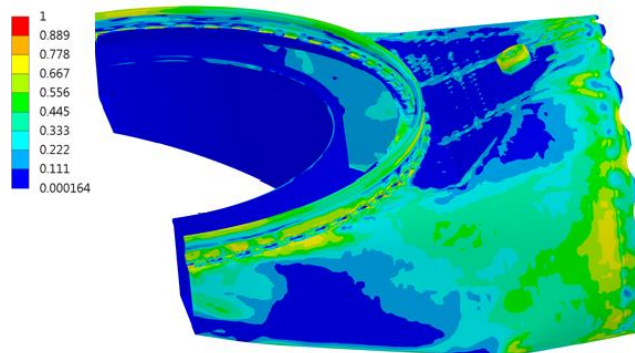


Figure 9- Normalized stress of the inner casing after 40000 hours operation

شکل ۹- تنش بی‌بعد در اینرکیسینگ پس از ۴۰۰۰۰ ساعت کارکرد

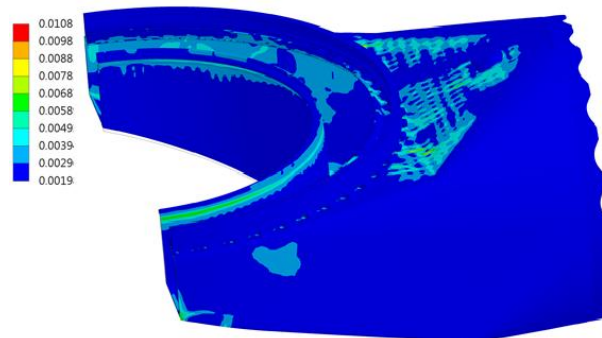


Figure 10- Creep Strain of the inner casing after 40000 hours operation

شکل ۱۰- کرنش خزشی در اینرکیسینگ پس از ۴۰۰۰۰ ساعت کارکرد

## پیش‌بینی زمان شکست

پس از تحلیل تنش با استفاده از روابط بنیادی خزش، پیش‌بینی زمان شکست با استفاده از روش‌های زمان-دما انجام می‌شود. پارامترهای زمان-دما برای برقراری رابطه بین دما و زمان شکست با سطح‌های مختلف تنش به وجود آمدند. صورت کلی این پارامترها را می‌توان به صورتی که در رابطه (۴) آمده است، بیان کرد.

$$P(T, t) = G(\sigma) \quad (4)$$

طبق رابطه (۴)، پارامتر  $P(T, t)$  یک رابطه تحلیلی شامل دما ( $T$ ) و زمان شکست ( $t$ ) است که به ازای هر ترکیبی از این دو متغیر در یک سطح تنش، مقدار ثابتی از پارامتر مربوطه که منجر به شکست می‌شود را تخمین می‌زند. برای بیان ارتباط این پارامتر با تنش تابع  $G(\sigma)$  تابع تعریف می‌شود و ارتباط پارامتر را با سطح‌های مختلف تنش برقرار می‌کند. پارامتر لارسون-میلر به صورت رابطه (۵) تعریف شده است [۱۲]:

$$LMP = T(C + \log t) \quad (5)$$

در رابطه (۵)،  $C$  ثابت ماده و  $T$  دمای مطلق با یکای کلین است.  $t$  نیز بیانگر زمان است و با یکای ساعت در رابطه‌ی مذکور گزارش می‌شود. نکته‌ی حائز اهمیت این است که مقدار  $C$  در تحلیل کل داده‌های تجربی یک مقدار یکتا فرض می‌شود. لذا مقدار آن در میزان دقیق بودن برون‌یابی زمان شکست در بلندمدت تأثیر دارد. به همین دلیل با تحلیل رگرسیون داده‌ها می‌توان بهینه‌ترین مقدار  $C$  را به دست آورد. با ترکیب رابطه (۴) و رابطه (۵)، پارامتر لارسون-میلر به صورت تابعی از تنش قابل استخراج است. با برازش منحنی بر داده‌های تجربی تنش، دما و زمان شکست  $(\sigma, T, t_R)$  می‌توان پارامتر لارسون-میلر را برحسب چندجمله‌ای از لگاریتم تنش به دست آورد [۱۶]. لذا رابطه کلی پارامتر لارسون-میلر متشکل از سه متغیر تنش، دما و زمان را می‌توان به صورت رابطه (۶) ارائه کرد. در رابطه (۶) تنش برحسب مگاپاسکال است. ضرایب ثابت  $a_0$  و  $a_1$  نیز با برازش منحنی پارامتر لارسون-میلر برحسب لگاریتم تنش بر روی داده‌های تست خزشی به دست می‌آید.

$$LMP = a_0 + a_1 \log(\sigma) \quad (6)$$

دومین پارامتر زمان-دما مدنظر در این پژوهش، پارامتر شربی-دورن است. رابطه شربی-دورن به صورت رابطه (۷) است [۱۱]:

$$OSD = \log t - \frac{Q}{2.3RT} \quad (7)$$

در رابطه (۷)،  $R$  ثابت جهانی گاز و  $Q$  انرژی فعال‌سازی خزش است. همان‌طور که قبل‌تر به اهمیت مقدار ثابت  $C$  رابطه لارسون-میلر در تعیین زمان شکست اشاره شد، مقدار انرژی فعال‌سازی نیز در رابطه شربی-دورن دارای همان سطح از اهمیت است. لذا مطابق با روند محاسبه مقدار بهینه  $C$  در رابطه لارسون-میلر، می‌توان مقدار بهینه انرژی فعال‌سازی خزشی برای ماده را در رابطه شربی-دورن به دست آورد. همان‌طور که اشاره شد بخش‌های بحرانی قطعات مختلف محفظه احتراق توربین گاز V94.2 از آلیاژ IN 617 ساخته شده است. لذا برای تخمین عمر خزشی محفظه احتراق لازم است با استفاده از داده‌های تجربی، خواص خزشی آلیاژ IN 617 محاسبه شود. در این پژوهش از داده‌های تست شکست خزشی IN 617 در دماهای ۶۵۰، ۷۶۰، ۸۱۵، ۸۷۰ و ۱۰۹۵ درجه سانتی‌گراد استفاده شده است [۲۹].

همان‌طور که اشاره شد، با استفاده از داده‌های تجربی تنش، دما و زمان شکست برای ماده IN 617 و رسم نمودار می‌توان رابطه بین داده‌های پارامتر زمان-دما و تنش را برای این ماده به دست آورد. داده‌های پارامتر لارسون-میلر برحسب تنش در دماهای مختلف مطابق با رابطه (۶) به دست آمده و در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

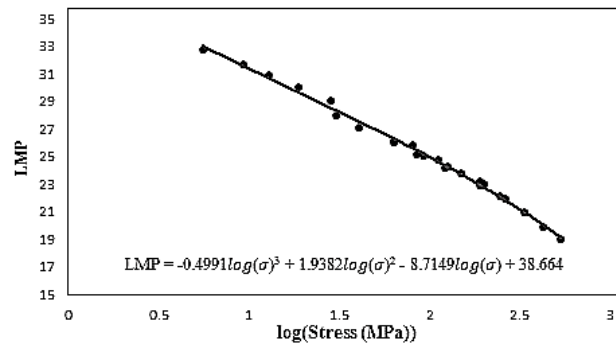


Figure 11- LMP versus stress curve for IN 617

شکل ۱۱- منحنی LMP بر حسب تنش برای آلیاژ IN 617

با انجام تحلیل رگرسیون خطی روی نتایج لارسون میسر و مقادیر تنش متناسب با آن، مقدار بهینه‌ی ثابت ماده در لارسون- میسر به صورت  $C = 19.3$  به دست می‌آید. با برازش منحنی بر داده‌های نمودار شکل ۱۱، تابع پارامتر لارسون- میسر بر حسب تنش به دست آمده است. با جاگذاری تابع لارسون- میسر بر حسب تنش در رابطه (۸) می‌توان زمان شکست را محاسبه کرد.

$$t_R = 10^{\frac{LMP}{T} - C} \quad (۸)$$

محاسبه ثوابت روش شربی- دورن نیز مطابق با روند روش لارسون- میسر است. در شکل ۱۲، داده‌های پارامتر شربی- دورن بر حسب تنش در دماهای مختلف ارائه شده است. با برازش منحنی بر داده‌ها، تابع پارامتر شربی- دورن بر حسب تنش استخراج شده است.

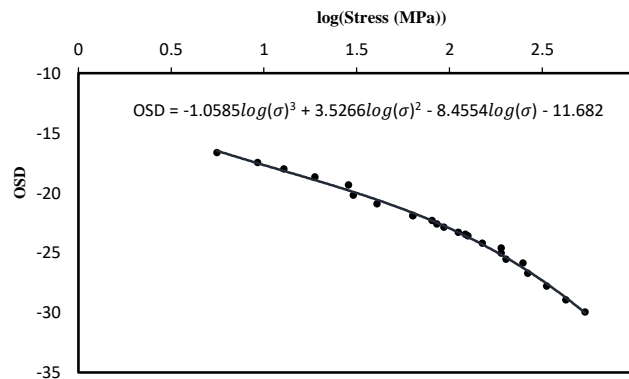


Figure 12- OSD versus stress curve for IN 617

شکل ۱۲- منحنی OSD بر حسب تنش برای آلیاژ IN 617

مقدار بهینه  $\frac{Q}{2.3R}$  با انجام رگرسیون خطی روی نتایج برابر با ۲۸۲۰۰ محاسبه شده است. با استفاده از تابع پارامتر شربی- دورن در شکل ۱۲، زمان شکست به صورت رابطه (۹) محاسبه می‌شود.

$$t_R = 10^{OSD + \frac{Q}{2.3RT}} \quad (۹)$$

## بحث بر روی نتایج

تخمین عمر خزشی با تعیین میزان آسیب خزشی قطعات با استفاده از نتایج تحلیل تنش، انجام می‌شود. محاسبه مقدار آسیب خزشی در قالب کد<sup>۱</sup> APDL انسیس پیاده‌سازی شده است. به‌طور معمول برای تعیین آسیب خزشی قطعه تحت بارگذاری ترمومکانیکال<sup>۲</sup> از قانون رابینسون<sup>۳</sup> استفاده می‌شود. در روش رابینسون، نسبت زمان بارگذاری قطعه به زمان شکست آن تحت همان بارگذاری محاسبه می‌شود. مطابق با رابطه (۱۰)، مجموع این نسبت‌های زمانی در تمام گام‌های بارگذاری، مقدار آسیب نهایی قطعه را نتیجه می‌دهد. لازم به ذکر است زمان شکست ( $t_R$ ) با استفاده از رابطه (۸) و رابطه (۹) با توجه به تنش مؤثر قطعه ( $\sigma_i$ ) و دما ( $T_i$ ) تعیین می‌شود.

$$D = \sum_i \frac{t_i(T_i, \sigma_i)}{t_{R_i}(T_i, \sigma_i)} \quad (10)$$

طبق رابطه رابینسون، هنگامی که مجموع خرابی در یک نقطه به مقدار یک برسد، شکست اتفاق می‌افتد [۳۰]. در این پژوهش، مجموع آسیب خزشی با دو روش پارامتر لارسون-میلر و پارامتر شربی-دورن محاسبه می‌شود. با نتایج آسیب‌های محاسبه شده به ازای روش‌های لارسون-میلر و شربی-دورن می‌توان به مقایسه اثر به‌کارگیری روش‌های مختلف محاسبه زمان شکست خزشی در تخمین عمر خزش پرداخت. نتایج آسیب خزشی سه قطعه فلیم تیوب، اینرکسیسینگ و میکسیسینگ چمبر محفظه احتراق موتور V94.2 تا ۴۰۰۰۰ هزار ساعت با هر دو روش مذکور برای پنج نقطه اول ناحیه‌های بحرانی، ارائه شده است. مطابق با شکل ۱۳ و شکل ۱۴، بیشینه مقدار آسیب خزشی قطعه فلیم تیوب پس از ۴۰۰۰۰ ساعت کارکرد محفظه احتراق با روش‌های لارسون-میلر و شربی-دورن به ترتیب برابر با ۲۲/۵ درصد و ۸/۷ درصد محاسبه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نقاط بحرانی آسیب خزشی با دو روش یکسان تشخیص داده شده است. ناحیه بحرانی آسیب خزشی با هر دو روش بخش هیت شیلد<sup>۴</sup> فلیم تیوب پیش‌بینی شده است. در قطعه فلیم تیوب، میزان آسیب پیش‌بینی شده از روش لارسون-میلر بیشتر از دو برابر پیش‌بینی روش شربی-دورن است.

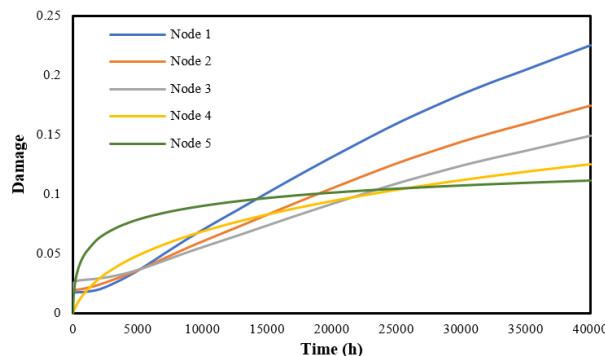


Figure 13- Flame tube's creep damage critical node curve with LMP method

شکل ۱۳- نمودار آسیب خزشی با روش لارسون-میلر برای گره‌های بحرانی فلیم تیوب

1. Ansys Parametric Design Language
2. Thermomechanical
3. Robinson Rule
4. Heat shield

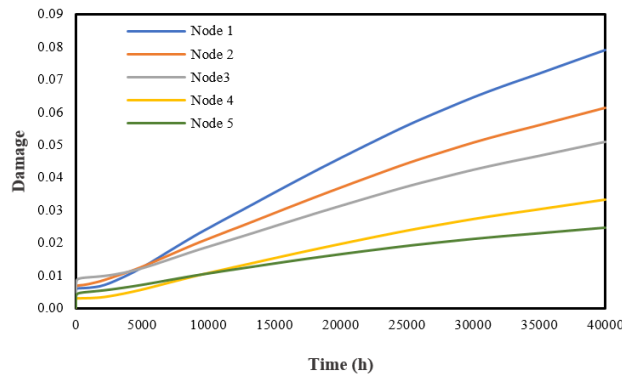


Figure 14- Flame tube's creep damage critical node curve with OSD method

شکل ۱۴- نمودار آسیب خزشی با روش شربی- دورن برای گره‌های بحرانی فلیم تیوب

نتایج مجموع آسیب خزشی بیشینه در قطعه اینرکیسینگ پس از ۴۰۰۰۰ ساعت با روش‌های لارسون- میلر و شربی- دورن به ترتیب ۹۱ درصد و ۸۴ درصد است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقدار آسیب پیش‌بینی شده از روش لارسون- میلر بیشتر از پیش‌بینی روش شربی- دورن است. با بررسی موقعیت المان‌های بحرانی آسیب در هندسه قطعه مشاهده می‌شود که ناحیه بحرانی آسیب با هر دو روش یکسان تشخیص داده شده است. با این وجود، ترتیب نقاط بحرانی آسیب در دو روش متفاوت است. تفاوت در تشخیص نقاط بحرانی بر اساس شماره گره‌ها در شکل ۱۵ و شکل ۱۶ قابل مشاهده است.

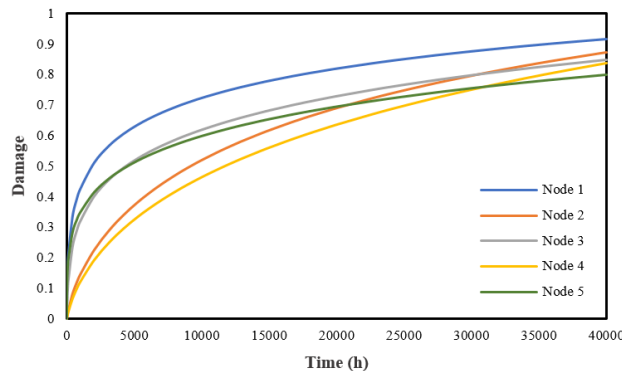


Figure 15- Inner Casing's creep damage critical nodes curve with LMP method

شکل ۱۵- نمودار آسیب خزشی با روش لارسون- میلر برای گره‌های بحرانی اینر کیسینگ

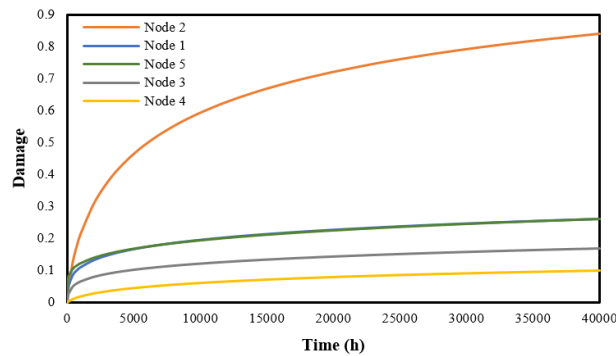


Figure 16- Inner Casing's creep damage critical nodes curve with OSD method

شکل ۱۶- نمودار آسیب خزشی با روش شربی- دورن برای گره‌های بحرانی اینر کیسینگ

با توجه به شکل ۱۵ و شکل ۱۶، مقادیر آسیب محاسبه شده برای نقاط بحرانی قطعه اینرکیسینگ با روش شربی-دورن کمتر از روش لارسون-میلر است. در شکل ۱۷ و شکل ۱۸، آسیب خزشی قطعه میکسینگ چمبر پس از ۴۰۰۰۰ ساعت کارکرد محفظه احتراق مشاهده می‌شود. مقدار بیشترین آسیب با روش لارسون-میلر و شربی-دورن به ترتیب برابر با ۲۵ درصد و ۷.۶ درصد محاسبه شده است. آسیب پیش‌بینی شده از روش لارسون-میلر بیش از سه برابر روش شربی-دورن است. پنج نقطه بیشینه آسیب خزشی که با این دو روش تشخیص داده شده‌اند، متفاوت است. ناحیه بحرانی آسیب خزشی با دو روش مذکور در ناحیه‌های متفاوتی از قطعه پیش‌بینی شده است.

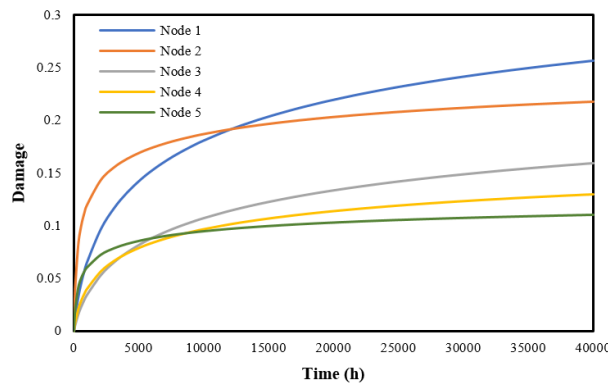


Figure 17- Mixing chamber's creep damage critical nodes curve with LMP method  
 شکل ۱۷- نمودار آسیب خزشی با روش لارسون-میلر برای گره‌های بحرانی میکسینگ چمبر

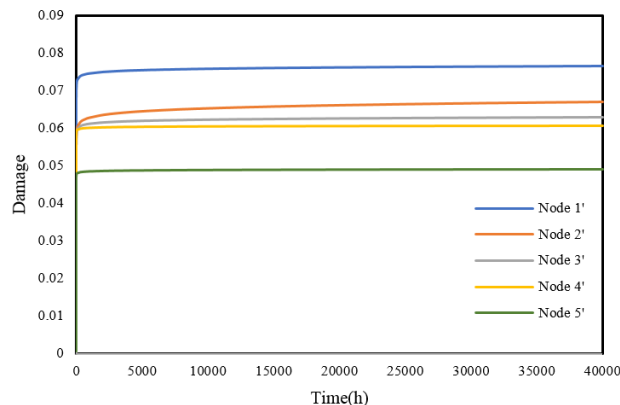


Figure 18- Mixing chamber's creep damage critical nodes curve with OSD method  
 شکل ۱۸- نمودار آسیب خزشی با روش شربی-دورن برای گره‌های بحرانی میکسینگ چمبر

با بررسی نمودار رفتار آسیب خزشی برحسب زمان برای سه قطعه اصلی محفظه احتراق موتور V94.2 به کمک نمودارهای شکل ۱۳ تا شکل ۱۸، ناحیه بحرانی آسیب خزشی تشخیص داده شد. با توجه به رفتار آسیب خزشی در بخش‌های مختلف محفظه احتراق، اینرکیسینگ به‌عنوان بحرانی‌ترین قطعه از منظر آسیب خزش تشخیص داده می‌شود. با تعیین نقاط بیشینه آسیب خزشی در ناحیه بحرانی، عمر خزشی محفظه احتراق این موتور تخمین زده شد. برای صحت‌سنجی عمر خزشی پیش‌بینی شده، نتایج با اطلاعات ذکر شده در منوال شرکت سازنده موتور مورد مقایسه قرار گرفت و نتایج تخمین زده شده قابل قبول می‌باشند. همان‌طور که در شکل ۱۳ تا شکل ۱۸ مشاهده می‌شود، مقدار آسیب خزشی با استفاده از روش‌های مختلف پیش‌بینی زمان شکست تغییر می‌کند. در این پژوهش، میزان آسیب خزشی پیش‌بینی شده از روش لارسون-میلر نسبت به روش شربی-دورن بیشتر بوده است. تفاوت در مقدار آسیب خزشی محاسبه شده با روش‌های مختلف وابسته به

عوامل مختلفی از جمله جنس قطعات، شرایط عملکردی موتور و دمای فلز است و لزوماً یک نتیجه‌گیری کلی نیست. همچنین مشاهده شد روش انتخابی برای پیش‌بینی زمان شکست خزشی می‌تواند ناحیه بحرانی آسیب را روی قطعه متفاوت تشخیص دهد. در فرایند تخمین عمر خزشی پارامترهای مختلفی مؤثر است. مقدار آسیب خزشی پیش‌بینی شده، تغییرات آسیب برحسب زمان و ناحیه بحرانی تشخیص داده شده پارامترهایی هستند که در تخمین عمر خزشی مورد بررسی قرار می‌گیرند. با توجه به تغییر شاخصه‌های مذکور با تغییر روش پیش‌بینی زمان شکست، می‌توان به اهمیت انتخاب روش پیش‌بینی زمان شکست در تخمین عمر خزشی پی برد؛ بنابراین جهت انتخاب روش مناسب، ناحیه بحرانی تشخیص داده شده باید متناسب با توزیع دما، تنش و کرنش خزشی آن ناحیه باشد تا بتوان تشخیص آن به عنوان بحرانی‌ترین ناحیه محفظه احتراق را قطعی دانست. تناسب توزیع پارامترهای مذکور در ناحیه بحرانی آسیب با توجه به رابطه این پارامترها با مکانیزم خرابی خزش تعیین می‌شود. با مشخص شدن ناحیه بحرانی آسیب، گره‌های بحرانی از نظر میزان آسیب و تغییرات آن بر حسب زمان مورد بررسی قرار می‌گیرند تا در نهایت بتوان عمر قطعه را تخمین زد.

### نتیجه‌گیری

در این پژوهش، تحلیل جامع آیروترمال و ترمومکانیکال محفظه احتراق موتور V94.2 در ابعاد و شرایط کاری واقعی انجام شده است. در مرحله اول، شبیه‌سازی و تحلیل آیروترمال جریان سیال آشفته و محترق در نرم‌افزار فلوئنت ارائه شده است. برای افزایش دقت و صحت نتایج، اندازه المان‌های شبکه محاسباتی و مدل‌های مناسب عددی برای پیش‌بینی آشفتنی جریان و احتراق با در نظر گرفتن امکانات محاسباتی موجود، نوع جریان و شعله و مکانیسم احتراق انتخاب شده‌اند. حاصل شبیه‌سازی جریان سیال، تخمین مقدار و توزیع دما و سرعت و نواحی بازگردش جریان و تأثیر جریان‌های خنک‌کاری است. چنین تحلیل سیالاتی جامعی از شبیه‌سازی جریان سیال برای به‌دست آوردن دمای دیواره فلز که ورودی تحلیل‌های سازه محفظه احتراق ضروری است. سپس تحلیل تنش محفظه احتراق، با در نظر گرفتن رابطه بنیادی خزشی، رابطه نورتون، به ازای ۴۰۰۰۰ ساعت از کارکرد موتور در بار کامل انجام شد. سپس آسیب خزشی با استفاده از پارامترهای لارسون-میلر و شربی-دورن، برای شرایط دما و تنش در هر نقطه از محفظه احتراق محاسبه شد. ناحیه بحرانی آسیب از نتایج هر دو روش محاسبه زمان شکست با در نظرگیری شرایط دما، تنش و کرنش خزشی تعیین شد. با بررسی این نواحی، گره‌های بیشینه آسیب هر قطعه، به ازای نتایج هر دو روش انتخاب شد. تخمین عمر خزشی بر اساس رفتار آسیب گره بحرانی بر حسب زمان انجام شد. نتایج نشانگر آن بود که روش انتخابی برای پیش‌بینی زمان شکست در تعیین مجموع آسیب قطعه تأثیر دارد. در این پژوهش، آسیب‌های پیش‌بینی شده از روش لارسون-میلر بیشتر از روش شربی-دورن بوده است. به‌طوری که میزان آسیب در قطعه میکسینگ چمبر و فلیم تیوب از روش لارسون-میلر به ترتیب بیشتر از سه و دو برابر روش شربی-دورن بوده است.

همان‌طور که در بخش نتایج آسیب خزشی مشاهده شد با تغییر روش پیش‌بینی زمان شکست نه تنها عمر تخمینی خزش تفاوت جدی پیدا می‌کند بلکه محل ناحیه بحرانی آسیب تشخیص داده شده نیز تغییر می‌کند. لذا وابستگی عمر خزشی تخمینی و تشخیص ناحیه بحرانی آسیب به روش پیش‌بینی زمان شکست قابل چشم‌پوشی نیست. می‌توان نتیجه گرفت اتکاء به یک روش مشخص برای تخمین عمر خزشی موتور قابل استناد نیست؛ پیشنهاد می‌شود در قدم اول با روش‌های مختلف قابل اطمینان پیش‌بینی زمان شکست به محاسبه میزان آسیب وارده به بخش‌های مختلف موتور پرداخته شود. سپس ناحیه بحرانی آسیب خزشی تشخیص داده شده منتج از هر روش را باید با وضعیت پارامترهای مختلف مؤثر در مکانیزم خرابی در آن ناحیه از قطعه بررسی کرد. این پارامترها در مکانیزم خزش شامل توزیع دما، تنش و کرنش خزشی است. با توجه به نوع وابستگی آسیب خزشی به پارامترهای مذکور، باید بین ناحیه آسیب تشخیص داده شده و توزیع آن پارامتر در آن ناحیه تناسبی مشاهده شود. در نتیجه روند بالا می‌توان به ارزیابی صحت ناحیه آسیب خزشی تشخیص داده شده به وسیله هر کدام

از روش‌ها پرداخت و روش‌های مختلف را براساس میزان منطقی بودن ناحیه آسیب بحرانی تشخیص داده شده‌ی آن‌ها، اولویت‌بندی کرد.

در قدم دوم می‌توان به بررسی صحت مقدار آسیب تخمینی از هر روش پیش‌بینی زمان شکست پرداخت. میزان آسیب پیش‌بینی شده و تغییرات آسیب بحرانی برحسب زمان، متغیرهایی هستند که باید برای هر کدام از روش‌های پیش‌بینی زمان شکست بررسی کرد. با بررسی متغیرهای مذکور می‌توان عمر خزش تخمین زده شده هر روش را استخراج کرد. سپس باید به ارزیابی نتایج عمر خزشی متناسب با هر روش پیش‌بینی زمان شکست با توجه به شرایط واقعی کارکرد موتور پرداخت. مدارک تعمیراتی موتور، مشاهدات میدانی و بازدیدهای چشمی از موتورهای کارکرده می‌توانند گزینه‌های قابل استناد برای صحت‌سنجی نتایج ناحیه بحرانی آسیب باشند. به این ترتیب می‌توان به روش مناسب پیش‌بینی زمان شکست برای محفظه احتراق توربین گاز دست پیدا کرد.

## منابع

1. SIEMENS AG, "The SGT-2000E series— designed for reliable, robust, and flexible power generation", 2011.
2. Baghaee, M., Golestani, R., Mousavi, F., Soroudi, M., Alizadeh, M., "Experimental investigation of wear damage in the combustion chamber of V94.2 gas turbine". 2021, 29<sup>th</sup> Annual International Conference of the Iranian society of Mechanical engineers. Tehran, Iran. (In Persian)
3. Hepworth, John K., John D. Wilson, James M. Allen, George H. Quentin, and George Touchton. "Life assessment of gas turbine blades and vanes." 1997, In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 78712, p. V004T14A060. American Society of Mechanical Engineers.
4. Rafsanjani, H. Mirzaei, and A. Rezaei Nasab. "Risk assessment of failure modes of gas diffuser liner of V94. 2 siemens gas turbine by FMEA method." In *Journal of Physics: Cobnference Series*, 364, no. 1, p. 012137. IOP Publishing, 2012.
5. Bohrenkämper, Gerhard, Herbert Bals, Ursel Wrede, and René Umlauf. "Hot-gas-path life extension options for the V94. 2 gas turbines." In *Turbo expo: power for land, sea, and air*, 78569, p. V003T02A003. American Society of Mechanical Engineers, 2000.
6. Mehdizadeh, Mohsen, Masumeh Rayatpour, and Zahra Lalegani. "Failure Analysis of a V94. 2 Gas Turbine Inner Casing." *Journal of Failure Analysis and Prevention* 21, no. 5 (2021): 1752-1763.90
7. Hassan, H.M., Javed, A., Khoja, A.H., Ali, A., Sajid, M.B. "Numerical investigation of non-uniform flow in twin-silo combustors and impact on axial turbine stage performance." In *Power and Energy*, 235, issue 7 (2021), 1-13.
8. Namayandeh, M.J., Mohammadimehr, M., Mehrabi, M. "Temperature distribution of ceramic panels of a V94.2 gas turbine combustor under realistic operation condition." In *Advances in Material Research*, 8, No. 2 (2019), p. 117-135.
9. Heimerl GJ. "Time-temperature parameters and an application to rupture and creep of aluminum alloys". 1954 Jun 1.
10. Sundararajan G. "The monkman-grant relationship". *Materials Science and Engineering: A*. 1989 Jun 1; 112:205-14.
11. Wilshire B, Scharning PJ, Hurst R. "A new approach to creep data assessment". *Materials Science and Engineering: A*. 2009 Jun 15; 510:3-6.
12. Larson, F.R., "A time-temperature relationship for rupture and creep stresses", 1952, *Trans. ASME*, 74, pp.765-775.
13. Orr RL, Sherby OD, Dorn JE. "Correlations of rupture data for metals at elevated temperatures". *Institute of Engineering Research*, Univ. of Calif., Berkeley; 1953 Jul 1.
14. Manson SS, Haferd AM. "A linear time-temperature relation for extrapolation of creep and stress-rupture data". *Lewis Flight Propulsion Lab.*, NACA; 1953 Mar 1.
15. Manson SS, Brown WF. "Time-temperature-stress relations for the correlation and extrapolation of stress-rupture data." in *proceedings-American society for testing and materials* 1953 Jan 1 ( 53, pp. 693-719). 100 barr harbor dr, w conshohocken, PA 19428-2959: amer soc testing materials.
16. Swaminathan VP, Lowden P. "Gas turbine blade life assessment and repair guide". *Electric Power Research Inst.*, Palo Alto, CA (USA); Southwest Research Inst., San Antonio, TX (USA); Liburdi Engineering Ltd., Hamilton, ON (Canada); 1989 Nov 1.
17. Sani, S., Mohammadi, M., Baghaee, M., Soroudi, M.A., Alizadeh, M., "Numerical Investigation of the Effect of Thermal Barrier Coating on Heat Transfer and Wall Temperature in V94.2 Gas Turbine Combustor", *Ninth Fuel and Combustion Conference of Iran*, FCCI-2022-0089, Feb. 8 - 10, 2022.



18. Mohammadi, M., Baghaee, M., Sani, S., Soroudi, M.A., Khaledi, H., "Effects of New Cooling Hole Arrays and Thermal Barrier Coating on the Insert Ring of V94.2 Gas Turbine Combustor", *Ninth Fuel and Combustion Conference of Iran*, FCCI-2022-0089, Feb. 8 - 10, 2022.
19. Panne, Tobias, Widenhorn, Axel and Aigner, Manfred. "Comparison of combustion models and reaction mechanisms for flux combustion". Proceedings of *ASME Turbo Expo 2009*. Orlando, Florida, USA.
20. Lörstad, Daniel, Ljung, Anders and Abou-Taouk, Abdallah. "Investigation of SIEMENS SGT-800 industrial gas turbine combustor". Proceedings of *ASME Turbo Expo 2016*. Seoul, South Korea.
21. Gauthier, Dr. Pierre Q. "Comparison of temperature fields and emissions predictions using both and FGM combustion model, with detailed chemistry, and a simple eddy dissipation combustion model with simple global chemistry". Proceedings of *ASME Turbo Expo 2017*. Charlotte, NC, USA.
22. Yadav, Rakesh, De, Ashoke and Jain, Sandeep. "A hybrid flamelet generated manifold model for modeling partially premixed turbulent combustion flames". Proceedings of *ASME Turbo Expo 2017*. Charlotte, NC, USA.
23. Pohl, Stephanie, Frank, Gabriele and Pfitzner, Michael. "Heat transfer in reacting cooling films, part I: Influence and validation of combustion modelling in CFD simulations". Proceedings of *ASME Turbo Expo 2014*. Düsseldorf, Germany.
24. Yang, Suo, et al. "Comparison of Flamelet/Progress-Variable and Finite-Rate Chemistry LES Models in a Preconditioning Scheme". *AIAA*, 2017, Grapevine, Texas.
25. Ahmadi, G., Peinke, J., Kassem, H., Stoevesandt, B., Heinz, S. *Wall bounded turbulent flows up to high Reynolds numbers: LES resolution assessment*. In *AIAA Sci-Tech 2019*. San Diego, California, USA.
26. Pope, S.B. "Turbulent Flows". *Cambridge University Press*. 2000.
27. Sani, S., Ahadi, A., Safari, N., Mohammadi, M., Soroudi, M. A., Alizadeh M., "Numerical simulation of reacting flow in V94.2 engine combustion chamber and investigation of the effect of turbulent combustion mode on flame stability", *Ninth Fuel and Combustion Conference of Iran*, FCCI-2022-0092, Feb. 8 - 10, 2022. (In Persian)
28. Norton, F.H. "The creep of steel at high temperatures", 1929 (No. 35). *McGraw-Hill Book Company*, Incorporated.
29. Special Metals Corporation. *INCONEL ALLOY 617*, Publication Number SMC-029, 2005 Mar 05.
30. Robinson, E.L., "Effect of temperature variation on the creep strength of steels", 1938, *Trans. ASME*, 60, pp.253-259.

## English Abstract

# Effect of Time Rupture Prediction Model on Creep Life Estimation of V94.2 Engine Combustor

Seyyede Fateme Mousavi<sup>1</sup>, Mahdi Baghaee<sup>2\*</sup>, Ghazaleh Ahmadi<sup>3</sup>, Reza Golestani<sup>4</sup>, Sina Sani<sup>5</sup>  
MohammadAli Soroudi<sup>6</sup>, Hiwa Khaledi<sup>7</sup>

1- Department of Combustion Chamber, Turbotec co., Tehran, Iran, f.moosavi@turbotec-co.com

2- Department of Combustion Chamber, Turbotec co., Tehran, Iran, m.baghaei@turbotec-co.com

3- Department of Combustion Chamber, Turbotec co., Tehran, Iran, gh.mollaahmadi@turbotec-co.com

4- Department of Combustion Chamber, Turbotec co., Tehran, Iran, r.golestani@turbotec-co.com

5- Department of Combustion Chamber, Turbotec co., Tehran, Iran, s.sani@turbotec-co.com

6- Department of Combustion Chamber, Turbotec co., Tehran, Iran, m.soroudi@turbotec-co.com

7- Turbotec co., Tehran, Iran, h.khaledi@turbotec-co.com

\*Corresponding author

(Received: 2022/04/20, Received in revised form: 2022/05/22, Accepted: 2022/05/25)

V94.2 gas turbine is one of the most widely used gas turbines for power generation in Iran. In this study, a brief literature review of damage analysis and life estimation of V94.2 combustors is presented accompanied with aerothermal and thermomechanical analyses in the real operation conditions. Since creep failure is one of the limiting factors in the lifetime of combustion chambers, creep life prediction is investigated in this paper. Creep time rupture prediction is one of the most important steps of the creep life calculation. Therefore, first, aerothermal and structural analyses are performed considering the effect of the creep failure on the combustion chamber. Next, creep time rupture is calculated using two well-known methods: Larson-Miller and Sherby-Dorn parameters. These parameters for IN617 are extracted as a function of stress based on creep experimental data. The accumulated creep damages of 40000 hours of full-load operation in the combustion chamber are reported for both above methods. Critical nodes limiting the component life are diagnosed from the detected critical creep damage region. According to the results, the creep rupture time prediction technique plays a vital role in the specification of critical creep damage region, temporal damage variation, and consequently, creep life estimation. Compression shows that the calculated damage from one technique can be three times greater than the results from the other technique.

**Keywords:** Creep life assessment, Combustion chamber, V94.2 gas turbine, Time-temperature parameter.