

تحلیل اثر افزایش دمای توربین گازی بر عمر قطعات مسیر داغ مطالعه موردی: توربین گازی مدل H25

بهنام ستاک^{۱*}، رضا فلاحي^۲، شهاب رحمانی^۳ مصیب عباسی^۴.

۱- تکنسین تعمیرات مکانیک نیروگاه Behnam.setak1369@gmail.com

۲- مدیر تعمیرات مکانیک نیروگاه Rezafalahi134@gmail.com

۳- تکنسین تعمیرات مکانیک نیروگاه Shahabrahmani937@gmail.com

۴- تکنسین تعمیرات مکانیک نیروگاه Mosaiebabasi1371@gmail.com

خلاصه

افزایش دمای عملیاتی در توربین‌های گازی می‌تواند منجر به تخریب سریع‌تر قطعات مسیر داغ و کاهش عمر مفید آن‌ها شود. در این مقاله، اثر افزایش دمای گازهای خروجی ناشی از تغییرات در سیستم کنترلی توربین مدل H25 بررسی شده است. برای تحلیل نرخ تخریب، از مدل‌های آرنیوس و Larson-Miller استفاده گردید و داده‌های عددی با استفاده از کدنویسی در محیط Python محاسبه و اعتبارسنجی شدند. نتایج نشان می‌دهد که افزایش دمای سیال ورودی به ردیف اول توربین از 1060°C به 1100°C منجر به افزایش قابل توجه نرخ تخریب می‌شود، به طوری که نرخ تخریب قطعات وارد ناحیه بحرانی می‌گردد. این تحلیل می‌تواند مبنای تصمیم‌گیری در بهره‌برداری ایمن و بهینه از توربین‌های گازی باشد.

کلمات کلیدی: توربین گازی، دمای اگزاست، تخریب حرارتی، آرنیوس، Larson-Miller، H25.

۱. مقدمه

توربین‌های گازی از اجزای حیاتی در نیروگاه‌ها و پالایشگاه‌ها محسوب می‌شوند که تحت شرایط عملیاتی متغیر قرار دارند [2]. تغییرات در سیستم‌های کنترلی، به‌ویژه در بخش بلوک کنترلی سوخت، می‌تواند منجر به افزایش بار توربین و در نتیجه افزایش دمای گازهای خروجی شود. این افزایش دما، به‌ویژه در شرایطی که قطعات مسیر داغ دچار آسیب‌های قبلی هستند، می‌تواند اثرات مخربی بر عمر قطعات داشته باشد [2][1]. هدف این مقاله، تحلیل دقیق اثر افزایش دمای سیال ورودی به ردیف اول توربین مدل H25 بر نرخ تخریب قطعات مسیر داغ با استفاده از مدل‌های عددی آرنیوس و Larson-Miller و اعتبارسنجی نتایج با داده‌های تجربی است.

۲. روش تحقیق

در این مطالعه، ابتدا تغییرات عملیاتی توربین شامل افزایش دبی سوخت، دمای اگزاست و دمای استیج اول بررسی شد. سپس با استفاده از روابط ترمودینامیکی و مدل‌های تخریب حرارتی، نرخ تخریب قطعات تحلیل گردید.

۲، ۱ رابطه آرنیوس [۳]:

$$K = A \cdot e^{Q/(RT)}$$

که در آن:

- K نرخ تخریب
- T دمای مطلق برحسب کلوین
- A ضریب پیش‌نمایی (معمولاً عددی ثابت است که در این مقاله ۱ فرض شد)
- Q انرژی فعال‌سازی (در این مقاله از مقدار 250 KJ/mol استفاده می‌کنیم، که این مقدار نماینده ی انرژی فعال‌سازی ترکیبی برای خزش و تخریب حرارتی در آلیاژ پره‌های ردیف اول نظیر Rene80 و Inconel 738 که به وسیله پوشش سطحی و خنک‌کاری پره محافظت می‌شوند می‌باشد [۳])
- R ثابت جهانی گازها (8.314 J/mol.K)

2.2 رابطه Larson-Miller [۴] [۶]:

$$P = T \cdot (C + \log_{10}(t))$$

که در آن:

- P پارامتر تخریب
- T دمای مطلق برحسب کلوین
- t زمان تا تخریب (ساعت کارکرد توربین)
- C ثابت آلیاژ است (۲۰ تا ۲۵ برای سوپر آلیاژهای پره ردیف اول توربین در این مقاله ۲۳ در نظر گرفته شده است)

۳. داده برداری تجربی دما و محاسبه نرخ تخریب در ردیف اول توربین

۳.۱. تحلیل تجربی دمای ردیف اول توربین بر اساس دمای اگزاست

در توربین‌های H25 ساخت هیتاچی در شرایط استاندارد، دمای گاز ورودی به استیج اول توربین معمولاً در بازه ۱۰۵۰ تا ۱۰۷۰ درجه سانتی‌گراد قرار دارد [۹]، در حالی که دمای اگزاست در همین شرایط بین ۵۳۰ تا ۵۵۵ درجه سانتی‌گراد است. این اختلاف دما ناشی از فرآیند احتراق و طراحی سیستم خنک‌کاری توربین بوده و نسبت بین این دو مقدار تابعی از شرایط عملیاتی و تنظیمات کنترلی توربین است. اگر بخواهیم یک نسبت تقریبی بگیریم:

$$\frac{\text{First stage turbine temperatur}}{\text{Exhaust temprator}} \approx \frac{1060}{550} \approx 1.92$$

دمای استیج اول توربین تقریباً ۲ برابر دمای اگزاست است، اما این نسبت تحت شرایط عملیاتی تغییر می‌کند و نمی‌توان آن را به صورت یک ضریب ثابت در نظر گرفت. لذا با توجه به اینکه امکان اندازه گیری دقیق دمای ردیف اول توربین بدلیل عدم وجود سنسور اندازه گیری دما در این ناحیه وجود ندارد، می‌توان با داده های بدست آمده از ترموکوپل های اگزاست و معادله فوق، دمای سیال توربین در ردیف اول را محاسبه نمود همچنین میزان افزایش دما در اثر اعمال تغییرات در سیستم‌های کنترلی مانند ترانسمیتر فشار خروجی کمپرسور را بدست آورد.

۳.۲. دلایل تعیین دمای سیال داغ ردیف اول توربین به جای دمای سیال در سطح پره جهت انجام محاسبات نرخ تخریب پره

در توربین های گازی، پره های ردیف اول در معرض گازهای داغ با دمایی بیش از 1000°C قرار دارند با این حال، به واسطه ی خنک کاری فعال و پوشش های حرارتی سطح پره ها دمای سطح پره معمولاً تا 150°C پایین تر از دمای سیال باقی می ماند. این اختلاف دما نقش مهمی در کاهش نرخ تخریب موضعی دارد، اما در مدل سازی کلان عمر قطعات، همچنان دمای سیال ورودی به ردیف اول توربین به عنوان مرجع اصلی در معادلات آرنیوس و Larson-Miller به جای دمای سیال در سطح پره استفاده می شود. دلایل این انتخاب عبارت اند:

۳،۲،۱ با توجه به هدف این مقاله که تحلیل نرخ تخریب بلند مدت قطعات مسیر داغ توربین در بازه های زمانی بالا نظیر (۳۰۰۰۰ ساعت کارکرد معادل توربین) است و کلیه محاسبات نرخ تخریب این مقاله بر اساس عمر طولانی مدت قطعات مسیر داغ توربین در شرایط دمایی سیال توربین سنجیده شده است، استفاده از دمای سیال ورودی به عنوان معیار اصلی در مدل سازی کاملاً منطقی و منطبق با استانداردهای صنعتی می باشد.

۳،۲،۲ دمای سطح پره متغیر و وابسته به هندسه، خنک کاری، و پوشش است و در مدل سازی کلی قابل تعمیم نیست. از این پارامتر عمده‌تاً جهت بررسی ترک های سطحی، اکسیداسیون یا تخریب پوشش استفاده می شود و برای تحلیل کلان عمر قطعه در ساعت کارکرد بالا، دمای سیال ورودی توربین مناسب تر است.

۳،۲،۳ مدل های آرنیوس و Larson-Miller بر پایه دمای مطلق طراحی شده اند و فرض می کنند ماده در معرض دمای یکنواخت قرار دارد.

۳،۲،۴ استانداردهای طراحی توربین معمولاً دمای گاز داغ را به عنوان مرجع تخریب معرفی می کنند.

۳.۳. محاسبه نرخ تخریب تجربی

جدول ۱- محاسبه نرخ تخریب تجربی بر اساس معادلات آرنیوس و Larson-Miller

نرخ تخریب Larson-Miller	نرخ تخریب آرنیوس	نرخ تخریب تجربی	دمای متوسط ردیف اول توربین (°C)
~0.72	~0.68	0.7	965
~1.28	~1.15	1.2	990
~1.82	~1.75	1.8	1015
~3.05	~2.95	3.0	1045
~4.00	~3.75	3.8	1060
~5.25	~5.10	5.0	1075
~8.40	~8.25	8.0	1105

در این پژوهش، محاسبات نرخ تخریب حرارتی و عمر خزشی قطعات مسیر داغ توربین بر اساس مدل‌های آرنیوس و Larson-Miller انجام شده است. برای اعتبارسنجی نتایج عددی، از کدنویسی در محیط Python استفاده گردید. با توجه به ماهیت عددی و بسته‌ی این مدل‌ها، خروجی‌های Python با محاسبات دستی کاملاً تطابق داشتند. با این حال، برای توسعه آتی مدل‌سازی و ارتقای دقت صنعتی، استفاده از نرم‌افزارهای تخصصی مانند GASTURB و GSP پیشنهاد می‌گردد. نرم‌افزار GASTURB با قابلیت تحلیل سیکل کامل توربین گاز، دمای مؤثر اجزاء و خروجی‌های گرافیکی با کیفیت چاپ، گزینه‌ای مناسب برای مدل‌سازی steady-state و بهینه‌سازی عملکرد حرارتی است. در مقابل، نرم‌افزار GSP با توانایی شبیه‌سازی گذرا، تحلیل دینامیک عملکرد، و اتصال به MATLAB، برای بررسی رفتار عملیاتی توربین در شرایط مانور و کنترل بسیار کاربردی می‌باشد.

4. تطبیق نمودار متالورژیکی با رفتار تخریبی توربین

نمودار مقاومت حرارتی آلیاژ بر اساس درصد کربن نشان می‌دهد که از دمای حدود 980 °C به بعد، مقاومت به صورت نمایی افت می‌کند [7]. این رفتار کاملاً با نرخ تخریب قطعات مسیر داغ توربین در دماهای بالا تطبیق دارد.

جدول 2- تحلیل عملکرد متالورژیکی و رفتار تخریبی توربین مطابق داده‌های تجربی با افزایش دمای ردیف

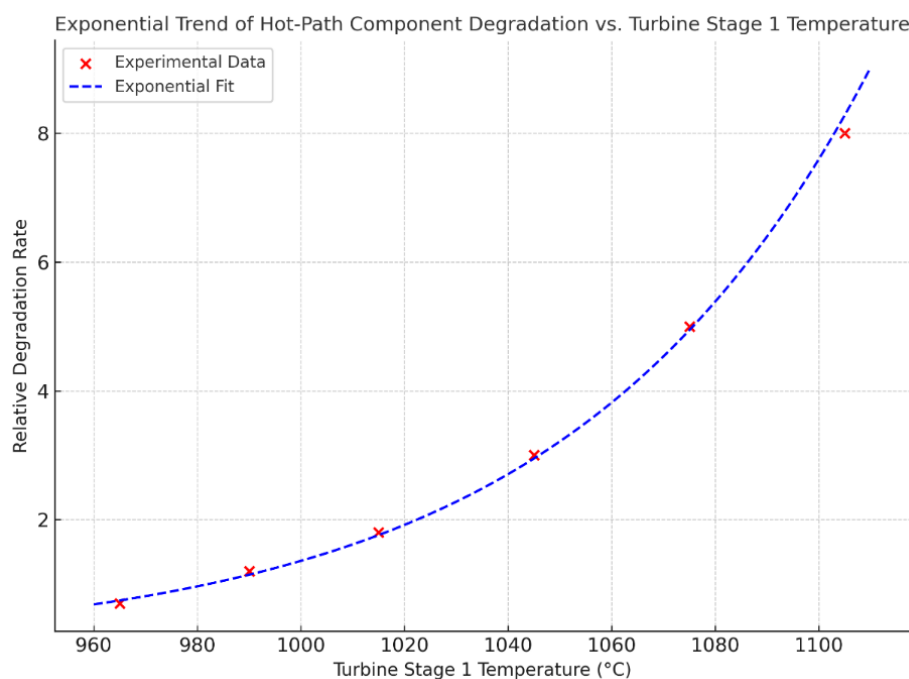
اول توربین

وضعیت بهره‌برداری از توربین H25 در شرایط استاندارد شهرستان اسلام آباد غرب	رفتار تخریبی قطعات مسیر داغ توربین	نرخ نسبی تخریب	خروجی توان تقریبی (MW)	دمای استیج اول توربین (°C)
زیر حداکثر توان توربین	پایدار	0.5 – 0.9	21.5 – 22.5	950-980
زیر حداکثر توان توربین	شروع نمایی	0.9 – 1.4	22.5 – 23.0	980-1000
نزدیک به حداکثر توان توربین	تخریب با شیب ملایم	1.4 – 2.2	23.0 – 23.5	1000-1030

1020-1060	23.5 – 23.8	۲.۲ – ۳.۸	تخریب با شیب متوسط	حداکثر توان توربین
1060-1۰۹۰	23.8 – 24.2	۳.۸ – ۶.۵	تخریب با شیب تند	بیشتر از حداکثر توان طراحی توربین با اعمال تغییرات در سیستم‌های کنترلی
۱۰۹۰-۱۱۲۰	۲۴.۲ – ۲۴.۵	۶.۵ – ۱۰.۰	ناحیه بحرانی	بیشتر از حداکثر توان طراحی توربین با اعمال تغییرات در سیستم‌های کنترلی

5. نمودار تخریب قطعات بر اساس دما

نمودار زیر نرخ تخریب قطعات مسیر داغ توربین را بر اساس افزایش دمای عملیاتی نشان می‌دهد. شیب نمودار با افزایش دمای ردیف به صورت نمایی افزایش می‌یابد، که نشان می‌دهند ایجاد تغییرات جزئی در دمای عملیاتی طراحی شده برای توربین با اعمال تغییرات در سیستم‌های کنترلی موجب افزایش شیب تخریب قطعات مسیر داغ توربین بصورت نمایی می‌گردد.



شکل 1 – نمودار نرخ تخریب قطعات مسیر داغ توربین بر اساس افزایش دمای ردیف اول توربین

6. بررسی تاثیر تغییرات در سیستم کنترلی توربین مدل H25 جهت افزایش مگاوات

هر واحد گازی معمولاً یک Control Block یا بلوک کنترلی دارد که توانایی واقعی توربین و کمپرسور رو بر اساس شرایط عملیاتی و محدودیت‌های تجهیزات مشخص می‌کند [9]. وقتی واحد قصد دارد بار حداکثر بگیرد، بلوک کنترلی محدودیت‌های واقعی توربین و کمپرسور را لحاظ می‌کند، سپس فلو گاز یا سوخت طبق ظرفیت واقعی توربین و کمپرسور تنظیم می‌شود و دمای اگزاست، فشار و سرعت توربین در محدوده امن باقی می‌ماند. بدون بلوک کنترلی، احتمال Overload یا آسیب به قطعات داغ افزایش می‌یابد.

اگر بلوک کنترلی واحد با اعمال تغییر در اعداد خروجی ترانسمیتر فشار فریب داده شود ولو گاز ورودی واحد بیشتر از حد طراحی باز شده و دبی گاز به سمت نازل‌های سوخت افزایش می‌یابد که با افزایش کوتاه‌مدت مگاوات، افزایش دمای اگزاست و همچنین دمای سیال ورودی توربین همراه خواهد شد با این حال باعث فرسایش قطعات مسیر داغ توربین نیز می‌شود [2].

در ادامه این مقاله با مطالعه موردی توربین گازی مدل H25 تاثیر تغییرات در سیستم کنترلی توربین جهت افزایش مگاوات بر عمر قطعات مسیر داغ بررسی شده است.
شرح تغییرات اعمال شده:

- 6.1 کاهش سیگنال ترانسمیتر خروجی کمپرسور حدود ۱۱ به ۹.۵ بار
 - ۶/۲ کاهش فشار گزارش شده باعث می‌شود گاورنر مقدار توان قابل بارگیری (Maximum Load) را کمتر بخواند
 - ۶/۳ گاورنر به GCV (Gas Control Valve) دستور می‌دهد برای جبران این کاهش بیشتر باز شود
 - ۶/۴ افزایش دبی سوخت گاز از ۵۰۰۰ به حدود ۵۳۰۰ کیلوگرم بر ثانیه
 - ۶/۵ افزایش دمای اگزاست از ۵۵۵ به حدود ۵۷۰ درجه سانتی گراد
 - ۶/۶ افزایش دمای سیال ردیف اول توربین از دمای ۱۰۶۰ به بازه دمایی ۱۰۹۰-۱۱۰۰ درجه سانتی گراد
- بنابر این مطابق با جدول شماره ۲ و شکل شماره ۲ این مقاله، با افزایش حدود ۱۵ درجه سانتی گراد دمای اگزاست دمای سیال ردیف اول توربین حدود ۳۰ درجه سانتی گراد افزایش یافته و رفتار تخریبی قطعات مسیر داغ توربین از ناحیه تخریب با شیب متوسط در حداکثر توان توربین وارد ناحیه تخریب با شیب تند در بیشتر از حداکثر توان طراحی توربین با اعمال تغییرات در سیستم‌های کنترلی وارد می‌شود و نرخ تخریب بشدت افزایش یافته است.
- در ادامه به بررسی تاثیر این افزایش دما بر روی برخی قطعات مسیر داغ توربین از جمله پره متحرک ردیف ۱، پره متحرک ردیف ۲، پره ثابت ردیف اول و لاینر محفظه احتراق می‌پردازیم:

جدول ۳- بررسی تاثیر افزایش دمای سیال ورودی به توربین H25 بر روی قطعات مسیر داغ

دمای سیال مسیر داغ اطراف قطعه پس از اعمال	حداکثر دمای کاری طولانی مدت آلیاژ با	حداکثر دمای کاری طولانی مدت آلیاژ (°C)	آلیاژ	قطعه
--	---	--	-------	------

			اعمال پوشش و خنک کاری (°C)	تغییرات در سیستم کنترلی توربین (°C)
پره متحرک ردیف ۱	Rene 80	~950	~1100–1150	~1100
پره متحرک ردیف ۲	Inconel 738LC	~700	~850–900	~835
پره ثابت ردیف ۱	FSX-414	~850–900	~1000–1100	~1100
لایبر محفظه احتراق	Hastelloy X	~700–760	~850	~770–780

۷. نتیجه‌گیری

افزایش دمای توربین ناشی از تغییرات در سیستم کنترل، به‌ویژه در شرایطی که قطعات دچار آسیب قبلی هستند، می‌تواند منجر به تخریب سریع‌تر، کاهش عمر قطعات، و افزایش چشمگیر هزینه‌های تعمیرات شود. مدل‌سازی عددی با قانون آرنیوس و Larson-Miller اعتبار علمی تحلیل را تقویت کرده و می‌تواند مبنای تصمیم‌گیری عملیاتی در نیروگاه‌ها باشد. همچنین پیشنهاد می‌شود در مطالعات آینده از نرم‌افزارهای صنعتی مانند GASTURB و GSP برای مدل‌سازی دقیق‌تر رفتار حرارتی و گذرا استفاده گردد.

۱۲. مراجع

1. Boyce, M.P. Gas Turbine Engineering Handbook. 4th Edition, Elsevier, 2011.
2. Schlichting, H., & Winter, K. Turbomachinery Design and Theory. Springer, 2015.
3. NASA Materials Database. Material Properties of Rene 80, Inconel 738, FSX-414, Hastelloy X,” <https://materials.nasa.gov>
4. Larson, F.R., & Miller, J. A Time–Temperature Relationship for Rupture and Creep Stresses. Transactions of ASME, 1952.
5. Wikipedia Contributors. Larson–Miller Relation. Wikipedia,” <https://en.wikipedia.org/wiki/Larson–Millerrelation>
6. Sun, Z., Jiang, X., Zheng, W., et al. Creep Rupture Life Prediction Methodology Based on Optimized Larson–Miller Model. Journal of Materials Science, Vol. 59, 2024, pp. 11633–11643,” <https://link.springer.com/article/10.1007/s10853-024-09863-3>
7. Doner, M., & Heckler, J.A. Identification of Mechanisms Responsible for Degradation in Thin-Wall Stress-Rupture Properties. Superalloys 1988, TMS,” <https://www.tms.org/Superalloys/10.7449/1988/Superalloys1988653662.pdf>
8. Siemens Energy. Turbine Maintenance Guidelines. Internal Technical Manual, 2020.



9. H25 Power Systems. Performance Test Document for Turbines . Technical Library, 2009.
10. Ansys Knowledge Base. Modeling Creep Behavior Using Larson-Miller Parameters,” <https://innovationspace.ansys.com>.