بررسی و تعمیر پره‌های بخش داغ موتورهای توربوفن

پرویز نورپور[1]، سید محمد واعظی[2]

اگر چه در دید اول تعویض پره ثابت و متحرک منطقی‌ترین روش جهت تعمیرات اساسی موتورهای توربینی می‌باشد. ولی به علت قیمت بسیار بالای پره‌ها، بخش مهمی از هزینه تعمیرات موتورهای توربینی مربوط به تعویض پره‌ها می‌باشد. از سوی دیگر با توجه به پیشرفت‌های فنی صورت گرفته در زمینه تعمیر انواع پره‌ها و مسائل اقتصادی، تعمیر پره‌های تخریب شده به عنوان یک اولویت در هنگام تعمیر اساسی موتورهای توربینی مد نظر قرار می‌گیرد. تعمیر پره‌های متحرک بیشتر در زمینه پوشش‌دهی، جوشکاری، بهبود ساختاری مد نظر قرار می‌گیرد. پره‌های متحرک فشار بالا به علت شرایط عملیاتی در مقایسه با پره‌های متحرک فشار پایین، بیشتر در معرض تخریب و حتی تعویض قطعه قرار می‌گیرند . بدین علت تعمیرات این نوع از پره متحرک نیازمند دقت و استانداردهای سختگیرانه تری جهت تعمیرات می‌باشد. در زمینه پره‌های ثابت، با توجه به شرایط عملیاتی آن، تعمیر آنها بیشتر در زمینه پوشش‌دهی، رفع ترک و تعمیر ابعادی صورت می‌گیرد. در حال حاضر ترمیم ابعادی و پوشش‌دهی مهمترین چالش متخصصین در زمینه تعمیر این نوع از پره‌ها می‌باشد. در این مقاله سعی بر این است، علت تخریب پره‌های ثابت و متحرک به صورت آماری با توجه به طبقه آنها در موتورهای توربینی هوایی تشریح گردد و در نهایت روش‌های مرسوم برای تعمیر پره‌های تخریب شده تشریح گردد.

کلمات کلیدی: پره ثابت، پره متحرک، تعمیر پره، موتور توربینی

مقدمه:

پره‌های متحرک توربین هوایی در معرض تخریب ابعادی و متالورژیکی در طول دوره عملیاتی موتورهای توربینی می‌باشند. تغییرات ابعادی از سایش، شکاف[1] ، فرورفتگی[2] ، خوردگی داغ و برداشتن پوشش‌دهی[3] مجدد ناشی می‌شوند[۱]. تغییرات متالورژیکی ناشی از خستگی و خزش دمای بالا می‌باشد. برخی از تخریب ها وابسته به مکان، اندازه و نوع آن قابل تعمیر است. اگر چه فرایند تعمیراتی به ندرت منجر به برابری قطعه تعمیر شده با نمونه اولیه نو می‌گردد. ولی این موضوع بدین معنا نمی‌باشد که فرایند تعمیرات پره‌های توربین، غیر قابل اطمینان و تنها منجر به صرف هزینه می‌گردد. بعنوان مثال: ترمیم ابعادی پره‌های توربین با استفاده از فرایند جوشکاری انجام می‌گیرد. با وجود اینکه ناحیه جوشکاری دارای خواص یکسان با سایر نواحی ندارد، ولی از لحاظ عملیاتی، پره‌های تعمیر شده قابل استفاده در موتورهای توربینی می‌باشد.

فرایند تعمیرات و استانداردهای آن توسط شرکتهای سازنده موتورهای توربینی نظیر Pratt&Whitney، Rolls-Royce، General electric و... تهیه گردیده و توسط استفاده کنندگان و یا شرکتهای تعمیراتی موتورهای توربینی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مقاله برخی موضوعات مربوط به فناوری تعمیرات مورد استفاده در پره‌های ثابت و متحرک بخش داغ موتورهای توربوفن معرفی می‌گردد[۲-۵].

بررسی علل تخریب پره‌های ثابت و متحرک توربین موتورهای توربوفن

تقریبا در حدود ۱۲ درصد از پره‌های متحرک موتورهای توربوفن در طول فرایند تعمیرات اساسی به طوری تخریب می‌گردند که به صورت قطعات غیر قابل تعمیر در می‌آیند. به طور معمول نرخ پره‌های متحرک تخریب شده غیر قابل تعمیر[4] با توجه به ردیف توربین‌ها به صورت جدول ۱ می باشد.

جدول ۱- نرخ تخریب پره متحرک توربین موتور توربوفن در هر دوره تعمیر اساسی[5]

Rejection Rate	Stage
٪30	1
٪7	1
٪6	1
٪3	1

[1] Nick
[2] Dent
[3] Stripping

[4] Rejecting Rate
[5] Time Between Overhaul(TBO)

عمر مفید پره های متحرک ردیف اول توربین موتورهای هوایی نقش بسیار مهمی در تعیین زمان بازرسی دوره ای و تعمیر اساسی موتورهای جت دارد. به طور کلی چهار دلیل عمده الف- تغییرات ابعادی، ب- خوردگی داغ، ج- خزش و د- ترک باعث تخریب پره‌های متحرک توربین می گردد. در جدول ۲ درصد تخریب پره‌های متحرک در بخش‌های خنک‌کاری شده[۶] و بدنه[۷] آورده شده است.

جدول۲- دلایل عمده تخریب پره های متحرک توربین موتورهای جت هوایی

Cause	Solid	Air-Cooled
Cracks	37%	71%
Dimensional	32%	20%
Hot corrosion	13%	8%
Creep	18%	1%

یکی از روش‌های که برای رفع ترک مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش HIP [۸] می‌باشد. با استفاده از روش HIP می‌توان تعداد پره‌های که به دلیل ترک تخریب می‌گردند را کاهش داد[1].

از سوی دیگر، به علت شرایط خاص پره‌های ثابت و انواع موتورهای جت هوایی ، درصد قطعات غیر قابل تعمیر در هر دوره تعمیراتی را به صورت مشخص و دقیق نمی‌توان مشخص نمود. از دلایل اصلی آن می‌توان به قرار گیری پره‌های ثابت به صورت Segment می‌باشد. که در نتیجه، در برخی از موارد به علت تخریب یک عدد پره ثابت بایستی کل Segment تعویض گردد. ولی با استفاده از خنک‌کاری می‌توان نرخ تخریب پره‌های ثابت ر ا به طور قابل توجهی کاهش داد. تقریبا ۴۵٪ پره‌های ثابت بخش پرفشار توربین(HPT)[۹] در هنگام تعمیرات بایستی تعویض گردد. در نتیجه در هر دو دوره تعمیرات اساسی تقریبا به اندازه کل ردیف، پره ثابت جایگزین می‌گردد. دلایل تخریب پره‌های ثابت بخش پر فشار بسیار متنوع می‌باشد. ولی به صورت کلی در حدود ۷۵٪ از تخریب‌ها به علت تغییرات ابعادی و در حدود ۲۵٪ به علت ترک می‌باشد. تخمین نرخ تخریب پره‌های ثابت بخش کم فشار توربین(LPT)[۱۰] نیز به صورت دقیق امکان پذیر نمی‌باشد. ولی به صورت کلی، تغییرات ابعادی دلیل اصلی، جایگزینی این نوع از پره‌های ثابت می‌گردد.

تعمیرات پره‌ها با استفاده از روش پوشش دهی

تقریبا تمامی پره‌های ثابت و متحرک نوربین در بخش‌های پرفشار (HPT) و کم فشار (LPT) برای حفاظت با روش‌های مختلف نفوذی، روکشی و سرامیکی پوشش داده می‌شوند. به صورت کلی با استفاده از پوشش‌دهی می‌توان مشکل الف- خوردگی داغ[۱۱] نوع۱ و نوع۲ و ب- اکسیداسیون، ج-سایش و د- خستگی حرارتی پره‌های توربین موتورهای جت را کاهش داد. در ضمن با استفاده از پوشش‌های سرامیکی می‌توان، دمای پره‌های توربین را تا حدود ۲۰۰ درجه سانتیگراد کاهش داد.

روش‌های مختلفی برای پوشش‌دهی پره‌های توربین موتورهای هوایی وجود دارد. که شامل روشهای الف- پوشش‌دهی نفوذی[۱۲] ، ب- روکشی[۱۳] و ج- سرامیکی[۱۴] می باشد. که هر یک از پوشش‌های فوق با توجه به دمای توربین، نوع قطعه، شرایط عملیاتی قطعه ، هزینه پوشش‌دهی، قابلیت اجرای فنی و... مورد استفاده قرار می‌گیرد. از سوی دیگر باید توجه داشت، که شرکتهای معتبر سازنده موتورهای توربینی، با توجه به امکانات فنی و علمی و نوع موتورهای آنها بر روی فناوریهای مختلفی جهت افزایش عمر پره‌های توربین تمرکز نموده‌اند. به طور مثال شرکتی نظیر Pratt&Whitney بر روی پوشش‌دهی نسبت به سایر روش‌ها تمرکز نموده و عمدتا با استفاده از این روش عمر پره‌های توربین موتورهای ساخت خود را افزایش می‌دهد.

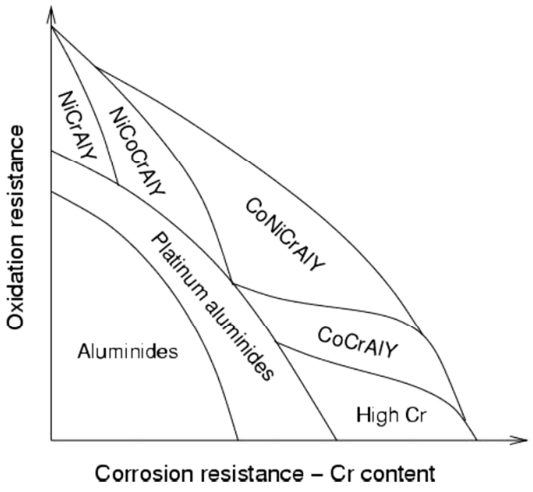
در روش پوشش‌دهی نفوذی، از ترکیبات آلومیناید و برخی عناصر نظیر سیلیسیم، کروم، پلاتین، پالادیم و .... استفاده می‌گردد، که با روش‌های نظیر دوغابی[۱۵]، شیمیایی[۱۶]، پودری[۱۷] پره‌های توربین پوشش داده می‌شوند. روش آلومینایزینگ در مخلوط پودر حاوی فعالساز دارای مزایایی از قبیل :ساده بودن فرآیند تولید و تجهیزات، گسترده بودن محدوده دمایی فرآیند آلومینایزینگ (500 تا 1200) ، تولید پوششهایی با ضخامت بسیار یکنواخت و همگن و هزینه تولید پایین می باشد [۶-۸] .

در روش روکشی از ترکیبات MCrAlX استفاده می‌شود. از ویژگی‌های مطلوب این پوششها میتوان به مقاومت به خوردگی و اکسیداسیون مطلوب در دمای بالا، ضریب انبساط حرارتی مشابه با سوپرآلیاژها و خواص مکانیکی قابل قبول اشاره نمود. در ترکیبات این پوشش M بیانگر یک یا هر دوی Ni, Co بوده و ی نیز بیانگر یک یا چند عنصر فعال است که معمولترین آن‌ها Y است. از آنجای که پوشش‌های MCrAlX حاوی Cr و Al هستند، مقاومت به خوردگی و اکسیداسیون بالایی دارند . عناصر فعال نیز در ترکیب این پوشش

---

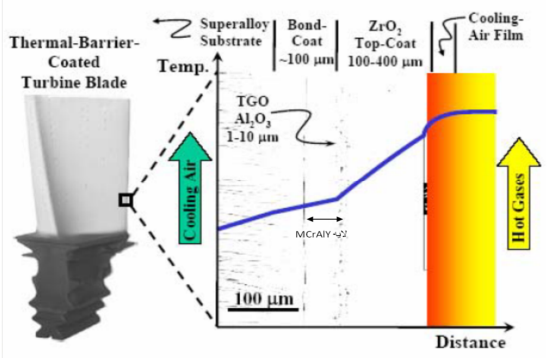
[۶] Air-Cooled
[۷] Solid
[۸] Hot Isostatic Pressing
[۹] High Pressure Turbine
[۱۰] Low Pressure Turbine
[۱۱] Hot corrosion
[۱۲] Diffusion Coating
[۱۳] Overlay
[۱۴] Thermal Barrier Coating(TBC)
[۱۵] Slurry
[۱۶] Physical Vapor Deposition
[۱۷] Pack Cementation

عمدتاً نقش بهبود چسبندگی و پایداری لایه اکسیدی حرارتی (TGO) را دارند[9-10]. در شکل ۲ وابستگی مقاومت به خوردگی داغ و اکسیداسیون دمای بالای پوششهای مختلفی MCrAlY به توجه به ترکیب درصد مختلف Ni و Co نشان داده شده و با پوشش‌های نفوذی مقایسه گردیده است.



شکل ۲- وابستگی مقاومت به خوردگی داغ و اکسیداسیون دمای بالای پوشش MCrAlY

تمایل دستیابی به دماهای بالاتر و افزایش دوام قطعات داغ توربینهای گازی، نیروی محرکه تحقیق و توسعه بوده که در دهه‌های اخیر رشد قابل ملاحظه‌ای یافته است .امروزه این پوششها به TBC در زمینه پوششهای طور گسترده در موتورهای هوایی، پیشرانهای دریایی و توربینهای گازی صنعتی مورد استفاده قرار می‌گیرند. پوشش‌های TBC، به واسطه ایجاد گرادیان دمایی حدود 150°C افزایش دمای کاری قطعات به این میزان را امکان پذیرمی‌سازد .این گرادیان دمایی، علاوه بر افزایش طول عمر، اطمینان عملکردی قطعات در دماهای پایین‌تر را نیز افزایش می‌دهد[11-12]. در شکل ۳ تاثیر پوشش‌های TBC بر روی گرادیان پره توربین‌موتور توربوفن نشان داده شده است.



شکل ۳- گرادیان دمایی ایجاد شده در پوشش های TBC

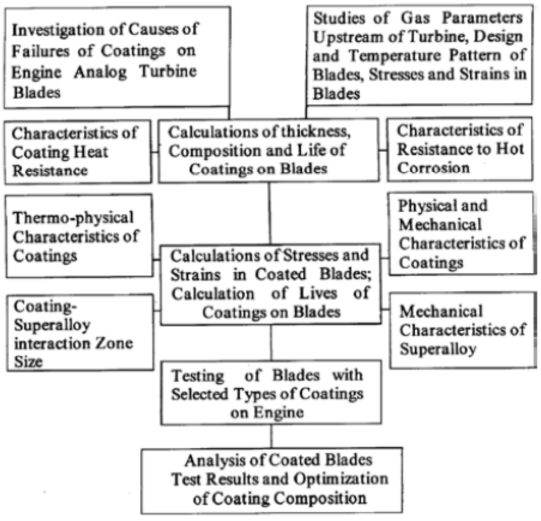
در نهایت، آنچه در شکل ۴ نشان داده شده است پارامترهای کلیدی هستند که باید در انتخاب پوشش ها برای پره‌های متحرک توربین در نظر گرفته شوند .وقتی انتخاب یک پوشش برای عمر بهینه مورد نظر است، نقاط شروعی که باید در نظر گرفته شوند، عبارتند از[13]:

الف- تجربه در اعمال پوششهای محافظ بر روی پرههای متحرک در حال کار در شرایط مشابه

ب- تجزیه و تحلیل دلایل تخریب پوشش بر روی پرههای متحرک پس از آزمایش های طولانی مدت یا کارکرد در شرایط سرویس

ج- تغییرات قابل استفاده در شرایط کاری پرههای متحرک با طراحی جدید (تغییر پارامترهای جریان گاز، مقادیر تنشهای حرارتی، شرایط کاری، و غیره).

د- نتایج تحقیقات در زمینه خواص فیزیکی – مکانیکی پوششها و تأثیر آنها بر خواص اصلی، سوپرآلیاژی که پره از آن ساخته شده است (مقاومت به خستگی حرارتی، دوام[18] و استحکام دمای بالا)



شکل ۴- طرح شماتیک انتخاب یک پوشش برای پره موتور توربوفن

انواع روش‌های تعمیراتی پره‌های توربین موتور توربوفن

تعمیر پره‌های توربین موتورهای توربوفن تا حدود زیادی به شکل[19] و کارکرد و نوع متریال پایه آنها وابستگی دارد. مشکلات مربوط به تغییرات ابعادی به وجود آمده در نوک[20] یا شرود[21] پره‌های توربین با

---

[18] endurance
[19] Configuration
[20] Tip

استفاده از فرایند جوشکاری رفع می‌گردد. تعمیرات مربوط به شرود همچنین شامل جایگزینی hardfacing و ترمیم knife-Edge Seal می باشد. از فرایندهای جوشکاری GTAW[۲۲]، لیزر، پلاسما و الکترونی[۲۳] جهت تعمیر پره‌های متحرک، استفاده می شود[۱۴-۱۵]. آلیاژهای پرکننده جوش[۲۴] که جهت جوشکاری انتخاب می‌شود، بایستی طوری انتخاب گردد که پس از جوشکاری کمترین میزان تنش با پره متحرک داشته باشد.

جهت رفع مشکل ترکهای ایجاد شده در پره‌های توربین، از روش لحیم‌کاری[۲۵] به صورت عمده استفاده می‌شود. بدین منظور، میبایستی ابتدا مقدار ترک ایجاد شده به دقت با استفاده از روش NDT[۲۶] مورد بررسی قرار گرفته، تا میزان و نوع ترک ایجاد شده مشخص گردد. ماده پرکننده‌ای[۲۷] که جهت لحیم‌کاری انتخاب می‌شود، به صورت کلی از نوع آلیاژ پایه پره و پودر دمای بالا[۲۸] با نسبت درصد ۵۰ به ۵۰ یا ۷۵ به ۵۰ تشکیل شده است. این نوع از پودرها دارای عناصر بورن[۲۹] و سیلیس به عنوان کاهنده سرعت ذوب شدگی عمل می‌نماید. بنابراین، مخلوط ماده اولیه پره و پودر فوق، دمای ذوب شدگی را در هنگام پروسه تعمیرات افزایش یافته تا در هنگام فرایند تعمیرات، پره توربین دچار تغییر ساختار نگردد.

جمع‌بندی

در انواع موتورهای توربو فن، پره‌های توربین یکی از عوامل موثر در تعیین زمان Overhaul این نوع از موتورها می‌باشد. با توجه به قیمت بسیار بالای این نوع از پره‌ها، فرایند تعمیراتی آنها بسیار مهم می‌باشد. مهمترین علل تخریب پره به علت تغییرات ابعادی، خستگی، خوردگی، اکسیداسیون و خزش در دمای بالا می‌باشد. در هنگام پروسه‌های تعمیراتی، پس از تعیین نوع و مقدار صدمات وارد شده، از انواع روش های پوشش‌دهی، جوشکاری، لحیم‌کاری و عملیات حرارتی جهت تعمیر و تمدید عمر پره‌ها استفاده می‌شود.

[21] Shroud
[22] Gas Tungsten Arc Welding
[23] Electron-Beam
[24] Weld Filler
[25] Brazing
[26] Non- Destructive Testing
[27] Braze Welding Filler
[28] High-temperature barze Alloy
[29] Boron

مراجع

1. J. Wortmann, "Improving Reliability and Lifetime of Rejuvenated Turbine Blades," Materials Science and Technology, 1 (1985), 644-650.
2. J. Riccitelli, private communication with authors, Turbine Components Corporation, Branford, CT.
3. P. J. Draghi, J. P. Arrigoni, "Turbine Vane Nozzle Reclassification,"U.S.Patent 4,726,101, (1988).
4. G.W.Goward, "Low-Temperature Hot Corrosion: a Review of Causes and Coatings Therefor," Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 108 (1986), 421-425.
5. R. S. Parzuchowski, "Gas Phase Deposition of Aluminum on Nickel Alloys," Thin Solid Films, 45 (1977), 349-355.
6. J. E. Restall, "Development of Coatings for the Protection of Gas Turbine Blades Against High Temperature Oxidation and Corrosion," ibid., 721-730.
7. K. Schneider and H. W. Griinling, "Mechanical Aspects of High Temperature Coatings," Thin Solid Films, 107 (1983), 395-416.
8. R. S. Parzuchowski, "Gas Phase Deposition of Aluminum on Nickel Alloys,"Thin Solid Films, 45 (1977), 349-355.
9. D.R.G. Achar1, R. Munoz-Arroyo, L. Singheiser, W.J. Quadakkers, Modelling of phase equilibria in MCrAlY coating systems, Surf.Coat.Technol, Vol 187(No. 2-3), 2004, p 272-283.
10. J. Toscano, R. Vassen, A. Gil, M. Subanovic, D. Naumenko, L. Singheiser, W.J. Quadakkers, Parameters affecting TGO growth and adherence on MCrAlY-bond coats for TBC's, Surface and Coatings Technology 201(No. 7), 2006, 3906-3910.
11. Tamarin and V.G. Sundyrin, Adhesive Strength and Life of TBC-EB Ceramic Layer, Proc. Intern. Symposium on High Temperature Corrosion Protection (Abstracts Booklet), SEFRACOR, Universite de Provence, EPRI, Les Embier, France, May 1996.
12. Das, D.K., Development of EB-PVD process for TBC deposition on gas Turbine Engine components, McGill University.
13. Y. Tamarin, Protective Coatings for Turbine Blades, ASM International, 2002.
14. E. Craig, "A Unique Mode of GMAW Transfer," Welding Journal, 66 (1987), 51-55.
15. N. Czech, W. Esser, and R. Wolters, "Hot Corrosion and Air Creep Rupture Properties of Superalloy Weldings and Brazings," (Final Report, Cost 50-111 Dig. 1983).