



تحلیل عددی و تجربی جدایش پوشش‌های سد حرارتی تحت بارگذاری خستگی حرارتی

سهیل نخودچی^{1*}، حسین ابراهیمی²

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
2- کارشناسی‌ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
* تهران، صندوق پستی 1999-1395، snakhodchi@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 07 آذر 1394
پذیرش: 26 بهمن 1394
ارائه در سایت: 24 اسفند 1394
کلید واژگان:

چکیده

پوشش‌های سد حرارتی به عنوان محافظ حرارتی در قطعاتی که در شرایط کاری دمای بالا کار می‌کنند، استفاده می‌شوند. این پوشش‌ها عموماً شامل سه لایه که به ترتیب پوشش فوقانی سرامیکی، لایه‌ی اکسید رشدکننده و لایه‌ی پوشش پیوندی نامیده می‌شوند، می‌باشند. با توجه به فرآیند ساخت و ساختار ویژه پوشش‌های سد حرارتی، مکانیزم و اماندگی این پوشش‌ها متأثر از بارگذاری‌های روی قطعه پوشش داده‌شده می‌باشد. در این مقاله جدایش این پوشش‌ها تحت بارگذاری تناوبی حرارتی به روش عددی و تجربی بررسی شده‌است. نمونه‌ای از اینکونل 617 که به روش پاشش هوا-پلاسما پوشش‌دهی شده با استفاده از یک دستگاه تست با قابلیت اعمال بار خمشی چهارنقطه‌ای، تحت بارگذاری تناوبی حرارتی با دمای بیشینه‌ی سیکل 1170 °C به همراه بار خمشی مکانیکی ثابت 7500 Nmm قرار گرفته‌است. آزمایش انجام‌شده تا ریزش پوشش‌ها ادامه داشته که در حین انجام آزمایش‌ها دمای روی سطوح نمونه اندازه‌گیری شده‌است. مدلسازی اجزا محدود با نرم‌افزار آباکوس برای شبیه‌سازی شرایط بارگذاری حرارتی و مکانیکی آزمایش انجام‌شده و از مدل ناحیه‌ی چسبنده برای مدلسازی جدایش پوشش فوقانی و اماندگی پوشش استفاده شده‌است. در انتها با انجام سعی و خطا در مقادیر خواص چسبنده، نتایج اجزا محدود بر نتایج آزمایش منطبق شده و خواص چسبندگی بین‌سطحی برای این پوشش‌ها بر این اساس تخمین زده شد.

پوشش‌های سدحرارتی
مکانیزم‌های تخریب
آزمایش بارگذاری تناوبی حرارتی - مکانیکی
مدل ناحیه‌ی چسبنده

Numerical and Experimental Analysis of Thermal Barrier Coatings Delamination under Cyclic Thermal Loading

Soheil Nakhodchi*, Hossein Ebrahimi

Department of Mechanical Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.
* P.O.B. 1999-1395, Tehran, Iran, snakhodchi@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 28 November 2015
Accepted 15 February 2016
Available Online 14 March 2016

Keywords:

Thermal Barrier Coating
Failure Mechanisms
Thermomechanical Cyclic Experiment
Cohesive Zone Model

ABSTRACT

Thermal Barrier Coatings (TBC) are used as thermal protective for components operating at high temperature. These coatings normally have three layers of: ceramic top coat, thermally grown oxide and the bond coat layer. Due to the manufacturing process and the special structure of a TBC system, failure mechanisms of these coatings are affected by both thermal and mechanical loads introduced to the coated part. In this paper delaminations of TBC layers subjected to the cyclic thermal loads have been numerically and experimentally studied. A rectangular specimen made of Inconel 617 coated by air plasma spray (APS) method was loaded in a specific design test setup with capability of simultaneously applying a constant four point bending load and thermal cyclic loadings. The thermal cycles were carried out until the coating was spalled out. The temperature of the specimen surfaces was measured and recorded during the test. Finite elements modeling was also performed using ABAQUS to simulate the the experiment. A cohesive zone model was used to simulate the top coat delamination. Finally, using a trial and error approach on the cohesive properties, finite elements results have been adapted on the experimental results and interfacial cohesive properties have been estimated.

1- مقدمه

سد حرارتی از طریق افزایش یک لایه با رسانایی حرارتی کم، میزان نرخ حرارت منتقل‌شده به قطعات را پایین می‌آورد [1]. عمر قطعات پوشش داده‌شده متأثر از عمر پوشش‌ها بوده و در نتیجه افزایش دانش در خصوص چگونگی و اماندگی این پوشش‌ها تأثیر قابل توجهی در افزایش دانش طراحی و طول عمر قطعات خواهد داشت.

اولین کاربردهای پوشش‌های سد حرارتی را می‌توان مربوط به اوایل دهه 50 میلادی دانست که از این پوشش‌ها در محافظت از قطعات ساخته‌شده از

یکی از روش‌های متداول در جلوگیری از و اماندگی زود هنگام قطعاتی مانند اجزای داخلی توربین‌های گازی که در معرض حرارت بالا قرار دارند، استفاده از پوشش‌های سد حرارتی¹ است. این پوشش‌ها ابتدا برای محافظت از قطعات تحت حرارت بالا در نازل موشک‌ها و سپس برای محافظت از پره‌های توربین گاز در مسیر گازهای داغ و افزایش عمر آن‌ها بکار برده شده‌است. پوشش‌های

¹ Thermal Barrier Coatings (TBCs)

در این مقاله جدایش در یک پوشش سد حرارتی که تحت بارگذاری تناوبی حرارتی به همراه بار خمشی ثابت قرار دارند، به صورت عددی و آزمایشگاهی بررسی شده است. تست آزمایشگاهی نمونه‌های پوشش داده شده در دستگاه تستی که به همین منظور ساخته شده انجام می‌شود به نحوی که نمونه تحت بار خمشی ثابت و معلوم حاصل از خمش چهار نقطه‌ای، قرار گرفته و همزمان سیکل‌های حرارتی نمونه را بین دمای بیشینه 1170°C و دمای کمینه 20°C قرار می‌دهد. سپس با استفاده از شرایط مرزی دمایی و مکانیکی استخراج شده از آزمایش‌های انجام شده، یک مدل اجزا محدود توسعه داده شده است. در مدل اجزا محدود، جزئیات در حد امکان لحاظ شده است تا بتوان جدایش پوشش فوقانی از سایر لایه‌ها را مدلسازی نمود. علاوه بر آن به کمک نتایج بدست آمده از آزمایش و مدلسازی، خواص چسبندگی پوشش تقریب زده شده است.

2- آزمون تجربی

نمونه‌ی مورد استفاده در آزمایش از جنس سوپرآلیاژ پایه نیکل اینکونل 617، با ابعاد تقریبی طول 100 mm، عرض 10 mm و ضخامت 6.2 mm می‌باشد (شکل 1). فرایند پوشش دهی به روش پاشش "هوا-پلازما" انجام شده است. که در این فرایند از پودر Ni22Cr10Al1Y برای پوشش پیوندی و از پودر $\text{ZrO}_2\text{-8wt\%Y}_2\text{O}_3$ در پوشش فوقانی استفاده شده است. در شکل 2 تصویر گرفته شده با میکروسکوپ الکترونی از سطح مقطع قطعه‌ی پوشش داده مورد آزمایش در این پژوهش، نشان داده شده که ضخامت‌های اندازه‌گیری شده هر یک از لایه‌ها را نشان می‌دهد. شکل 3 به صورت شماتیک انجام فرآیند پاشش هوا-پلازما را نمایش می‌دهد.

آزمایش‌ها در واقع به نحوی طراحی شده‌اند که مشابه شرایط کاری قطعات صنعتی باشد و با استفاده از یک دستگاه خستگی حرارتی، که توان

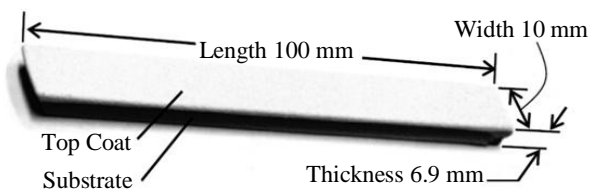


Fig. 1 Illustrate coating and substrate in specimen with dimensions

شکل 1 نمایش پوشش و زیرلایه‌ی اصلی در نمونه با ابعاد مشخص شده

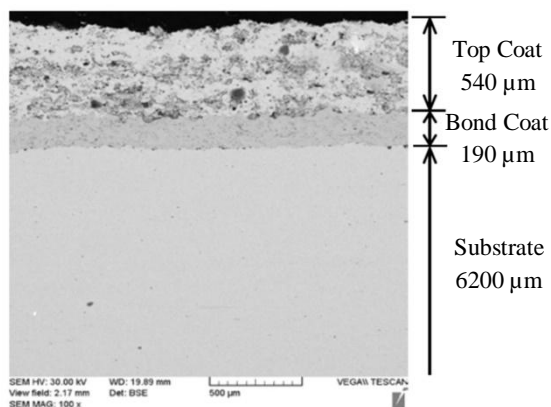


Fig. 2 Microstructure and thickness of TBC layers before tests

شکل 2 ریزساختار و ضخامت لایه‌های پوشش سد حرارتی قبل از انجام آزمایش‌ها

جنس سوپرآلیاژ، استفاده شد و باعث افزایش عمر سوپرآلیاژها گردید. پس از آن در سال 1960 از پوشش‌های پاشش شده با شعله¹ در کاربرد موشکی استفاده شد تا از اماندگی ناپهنگام محفظه احتراق جلوگیری شود. علاوه بر این در اواخر همان دهه، از این پوشش‌ها برای محافظت از قطعات تحت حرارت بالا در نازل موشک‌ها استفاده شد. شروع استفاده از این پوشش‌ها در کاربردهای کم خطر هوایی در اوایل دهه‌ی 70 میلادی به وقوع پیوست و توسعه‌ی پوشش‌های سد حرارتی نوین برای کاربرد در موتور هواپیماها و بر روی پره‌ی توربین‌های گاز هوایی و زمینی انجام شد. این فرایندها به مرور منجر به استفاده‌ی تجاری از این پوشش‌ها در محفظه‌های احتراق نیز شد. همزمان تحقیقات بر روی مواد مختلف برای پوشش‌های پاشش شده‌ی حرارتی ادامه یافت و از موادی چون اکسید آلومینیوم و زیرکونیا پایدار شده با ایتریا در این پوشش‌ها استفاده شد [1].

پوشش‌های سد حرارتی به منظور تامین سه کاربرد مهم عایق نمودن حرارتی، محافظت از زیرلایه‌ی اصلی در برابر اکسایش و داشتن خواص مکانیکی مناسب باید دارای لایه‌هایی از جنس متفاوت بوده تا این ویژگی‌ها تامین گردد. این پوشش شامل لایه‌های پوشش فوقانی² و پوشش پیوندی³ است که بر روی زیرلایه‌ی اصلی⁴ یا همان قطعه‌ی مورد پوشش قرار گرفته‌اند. همچنین بر اثر حرارت اعمالی بالا بر این پوشش‌ها به مدت بسیار طولانی مدت، لایه اکسید آلومینیوم به ضخامت تقریبی $0.5\ \mu\text{m}$ بین پوشش فوقانی و پیوندی ایجاد می‌شود.

پوشش فوقانی سرامیکی بوده و دارای ضخامت تقریبی بین $100\ \mu\text{m}$ تا $500\ \mu\text{m}$ می‌باشد که معمولاً از جنس $\text{ZrO}_2\text{-8wt\%Y}_2\text{O}_3$ بوده و با استفاده از روش پاشش هوا-پلازما⁵ [2] و یا با روش رسوب فیزیکی بخار با پرتو الکترونی⁶ [3] ایجاد می‌گردد. این لایه مانند عایق حرارتی عمل کرده و دمای زیرلایه‌ی اصلی را کاهش می‌دهد.

لایه پوشش پیوندی از جنس MCrAlY یا $(\text{Pt},\text{Ni})\text{Al}$ با ضخامت تقریبی بین $100\ \mu\text{m}$ تا $200\ \mu\text{m}$ بوده و فرمول متداول آن را می‌توان به صورت MCrAlY نشان داد، که در آن M مخفف نیکل یا کبالت و یا ترکیبی از هر دو است. فرآیند تولید این پوشش شامل فرایندهای رسوب فیزیکی بخار با پرتو الکترونی، پاشش خلا پلاسما⁷ یا پاشش کم فشار پلاسما⁸ و اکسی سوخت سرعت بالا⁹ است [4]. این پوشش پیوندی در بالای زیرلایه‌ی اصلی ایجاد می‌شود تا یک پیوند شیمیایی بهتر بین پوشش فوقانی و زیرلایه‌ی اصلی ایجاد کند.

بزرگترین ضعف سیستم‌های پوشش سد حرارتی، سطح مشترک پوشش پیوندی و پوشش فوقانی است [5-8]. این ناحیه به دلیل اختلاف ضریب انبساط حرارتی پوشش پیوندی و پوشش فوقانی تحت تنش بالا قرار می‌گیرد، لذا آسیب‌های مشاهده شده در پوشش‌ها عموماً از این ناحیه آغاز می‌شود.

پژوهش‌های زیادی در خصوص بررسی جدایش پوشش‌های سد حرارتی انجام شده است که در اغلب این پژوهش‌ها نمونه‌ی کوچک آزمایشگاهی بررسی شده و نتایج به مقیاس‌های بزرگتر تعمیم می‌یابد. لیکن منابع بسیار محدودی در خصوص تعیین خواص چسبندگی لایه وجود دارد [9-11].

¹ Flame Sprayed Coatings

² Top Coat (TC)

³ Bond Coat (BC)

⁴ Substrate

⁵ Air Plasma Spraying (APS)

⁶ Electron Beam Physical Vapour Deposition (EB-PVD)

⁷ Vacuum Plasma Spray (VPS)

⁸ Low-Pressure Plasma Spray (LPPS)

⁹ High Velocity Oxy-Fuel (HVOF)

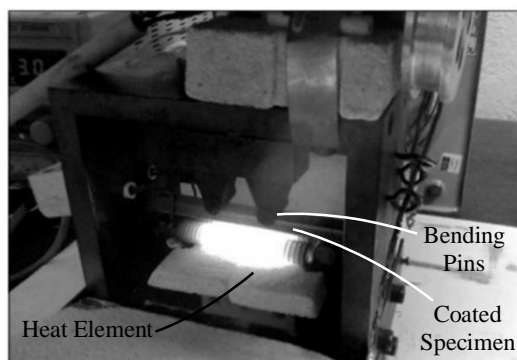


Fig. 4 Thermo-mechanical test setup

شکل 4 دستگاه آزمایش حرارتی - مکانیکی

اصلی در دمای محیط براساس خواص ارائه شده در جداول 4 و 5 استفاده شده است. علت ارائه‌ی این شکل، نشان دادن میزان تنش طولی در نمونه و لایه‌های پوشش بر اثر بارگذاری خمش چهارنقطه‌ای می‌باشد.

1-2- اندازه‌گیری‌های دما

چنانچه که در شکل 7 نشان داده شده است، هفت نقطه‌ی A, B, C, D, E, F و G روی سطح پوشش با اندیس c و روی سطح بیرونی زیرلایه‌ی اصلی با اندیس s در نظر گرفته می‌شود به طوری که فاصله‌ی بین هر دو نقطه‌ی مجاور روی یک سطح 15 mm باشد. اولین نقطه از هر دو سمت لبه‌ی نمونه، تقریباً در محل تکیه‌گاه‌ها واقع است و از لبه‌ی نمونه تقریباً 5 mm فاصله خواهد داشت. در آزمایش‌های انجام شده پس از گذشت 360 ثانیه از روشن شدن المنت‌ها و بسته شدن درب کوره، تغییرات دما تقریباً ناچیز شده و توزیع دمای ثابت شده و بیشینه‌ی نقاط، اندازه‌گیری شده که به صورت منحنی شکل 8 رسم شده است. همان‌طور که در شکل 8 مشاهده می‌شود، در راستای طول نمونه یک گرادیان حرارتی ایجاد شده است که وسط نمونه دارای بیشترین درجه حرارت و بیشترین گرادیان حرارتی در طول نمونه در دو انتهای نمونه بوده و به عنوان مثال در محدوده‌ی A تا B_c و F_c تا G_c می‌باشد.

دمای گذرای نقاط D_c و D_s که بیشترین دما را روی نمونه تجربه می‌کنند برای یک سیکل حرارتی، اندازه‌گیری و در منحنی شکل 9 رسم شده است. با اندازه‌گیری دمای سایر نقاط موجود در شکل 7 در طی سیکل حرارتی، منحنی‌هایی شبیه شکل 9 بدست آمده است که دمای بیشینه‌ی این منحنی‌ها در نقاط روی سطح پوشش و سطح بیرونی زیرلایه‌ی اصلی، در منحنی شکل 8 نشان داده شده است. شکل 9 دمای گذرا در نقاط روبروی المنت و پشت نمونه را در نقاط وسط نمونه نشان می‌دهد که حداکثر دمای تجربه شده توسط نمونه می‌باشند. این نقاط همان‌طور که توضیح داده شده توسط ترموکوپلهای نصب شده روی نمونه اندازه‌گیری شده است.

2-2- نتایج آزمایش بارگذاری تناوبی حرارتی

یکی از روش‌های تشخیص جدایش پوشش‌ها، معیار تخریب بر اساس بازرسی چشمی سطح پوشش است به گونه‌ای که اگر طول ترک‌های سطحی و یا ریزش پوشش از یک حد بحرانی تعریف شده بیشتر شود، تخریب نمونه گزارش می‌شود. در اکثر پژوهش‌های صورت گرفته این حد بحرانی 10-20% در نظر گرفته شده است [13]. به عبارت دیگر اگر 10 تا 20 درصد کل سطح پوشش تحت بارگذاری مشخص از زیرلایه جدا شده و یا ریزش کند، تخریب گزارش داده می‌شود [13]. در این پژوهش نیز از این معیار تخریب برای تشخیص تخریب ناشی از آزمایش، استفاده شده است.

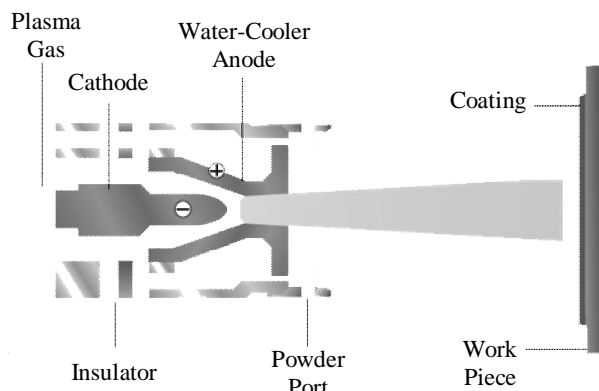


Fig. 3 Schematic figure of air plasma spraying process

شکل 3 شماتیک فرآیند پاشش هوا-پلازما

اعمال بار خمشی مکانیکی چهارنقطه‌ای را به‌طور همزمان دارد [12]، انجام شده است. این دستگاه از یک محفظه، فن و یک مدار کنترل تشکیل شده و محفظه دستگاه که نمونه در آن قرار می‌گیرد، هم نقش کوره و هم نقش محیط خنک‌کننده را دارد. محفظه دارای ابعاد داخلی $80 \times 120 \times 120$ mm و دیواره‌هایی به ضخامت 15 mm می‌باشد.

دستگاه تست برای حرارت دادن نمونه‌ها از المنت‌های حرارتی و برای سرد کردن نمونه از یک فن با دور موتور 2800 rpm استفاده می‌نماید. هنگام حرارت‌دهی، درب‌های دستگاه بسته، محفظه نسبتاً ایزوله شده و المنت‌ها به صورت خودکار روشن شده و شروع به گرم شدن می‌کنند. با افزایش درجه‌ی حرارت المنت‌ها، دمای نمونه نیز افزایش پیدا می‌کند. در هنگام سرد کردن نمونه، المنت‌های حرارتی خاموش شده، دو درب محفظه باز می‌گردد و نمونه به وسیله فن تعبیه شده جلوی محفظه، توسط هوا خنک‌کاری می‌شود.

میزان زمان حرارت‌دهی، زمان سرد کردن، باز و بسته شدن درب‌ها و خاموش و روشن شدن المنت و فن به وسیله مدار کنترل دستگاه قابل تنظیم است. جهت اندازه‌گیری دما در حین آزمایش، از چند ترموکوپل نوع K با قابلیت اندازه‌گیری دما در بازه‌ی 0°C تا 1370°C و یک ماژول دریافت داده که مخصوص دریافت داده‌های انواع ترموکوپل است، استفاده شده است.

ابتدا نمونه همان‌طور که در شکل 4 نشان داده شده، به نحوی که سطح پوشش داده شده آن روی پین‌های دستگاه و مقابل المنت حرارتی باشد، قرار داده شده و به وسیله المنت، حرارت داده می‌شود. به منظور متشابه ساختن با شرایط کاری قطعه در محیط واقعی، در آزمایش‌های انجام شده هنگام آزمایش تناوبی حرارتی، بارگذاری خمشی ثابت 500 N نیز همان‌گونه که در ادامه توضیح داده خواهد شد، بر نمونه‌ها اعمال گردیده است. هندسه‌ی بارگذاری مکانیکی خمشی چهارنقطه‌ای که در آزمایش‌ها اعمال می‌شود، در شکل 5 نشان داده شده است. فاصله هر دو تکیه‌گاه مجاور 30 mm می‌باشد. با نیروی اعمالی 500 N بر دو تکیه‌گاه وسط، طبق شکل 5 (ب)، ممان خمشی ثابت $M_B = 7500$ Nmm بین دو تکیه‌گاه وسط، بر قطعه اعمال می‌شود.

با توجه به ابعاد تقریبی سطح مقطع نمونه $(10 \times 6.9$ mm) و ضخامت لایه‌ها که در شکل 2 نشان داده شده است، ممان خمشی ثابت در ناحیه‌ی بین دو تکیه‌گاه وسط، تنشی در راستای طول قطعه یا محور x ایجاد می‌کند که توزیع آن بین دو تکیه‌گاه وسط در راستای ضخامت قطعه با توجه به خمش در تیرهای مرکب، به صورت شکل 6 محاسبه و ترسیم شده است. برای رسم این منحنی از خواص مدول الاستیسیته‌ی لایه‌های پوشش و زیرلایه‌ی

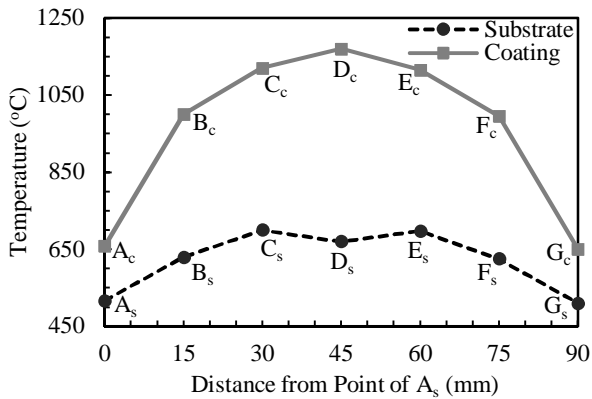


Fig. 8 Maximum temperature in points on the coating and outer surface of substrate along the length of specimen

شکل 8 دمای بیشینه نقاط روی پوشش و سطح بیرونی زیرلایه در طول قطعه

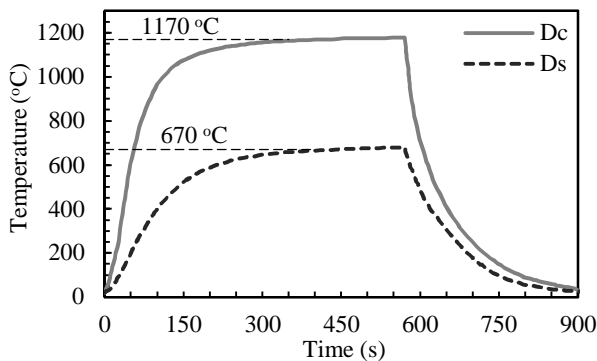


Fig. 9 Temperature changes during a thermal cycle at points of D_c and D_s

شکل 9 تغییرات دما در یک سیکل حرارتی در نقاط D_s و D_c

تیره شده‌است. در حین آزمایش‌ها مشاهده گردید که هرچه زمان حرارت‌دهی افزایش پیدا کند، میزان این تیرگی افزایش می‌یابد. آثار تیرگی نزدیک به دو سر نمونه، مربوط به محل قرارگیری نمونه در دستگاه روی تکیه‌گاه‌هاست. با توجه به اینکه تغییر شکل نمونه‌ها بعد از انجام آزمایش پیش‌بینی می‌شد، نمونه‌ها قبل از آغاز آزمایش‌ها و همچنین پس از انجام آزمایش‌های حرارتی، به طور دقیق اندازه‌گیری ابعادی شدند. اندازه‌گیری‌ها مشخص نمود که نمونه پس از انجام آزمایش بارگذاری تناوبی حرارتی، دچار تغییر شکل دائمی شده‌است. بنابراین این تغییر شکل با استفاده از سایه‌نگار¹ با بزرگنمایی 20 برابر و دقت تا 0.01 mm اندازه‌گیری شد. انحنای را با روش‌های تماسی و غیرتماسی می‌توان اندازه‌گیری کرد. در عمل انحنای تا 0.1 m^{-1} (شعاع 10 m) را راحت می‌توان اندازه‌گیری کرد، اما مقادیر پایین‌تر نیاز به دقت و ابزارآلات بالاتری دارند.

نتایج اندازه‌گیری‌ها نشان داد که قبل از آغاز آزمایش، نمونه‌ها صاف و با دقت 0.01 mm بدون انحنای می‌باشند. پس از انجام آزمایش، اندازه‌گیری‌ها نشان داد که قوس ایجاد شده در نمونه از رابطه‌ی (1) پیروی می‌کند که در این رابطه، γ نشان‌دهنده‌ی خیز تیر است. این رابطه از برازش یک منحنی درجه 6 بر تغییر شکل بوجود آمده در نمونه آزمایشگاهی با ضریب همبستگی $R = 0.997$ بدست آمده‌است. البته باید توجه داشت که با توجه به اینکه تغییر شکل در انتهای آزمایش اندازه‌گیری شده نمی‌توان اطمینان حاصل

¹ Shadow Projection Profilometry

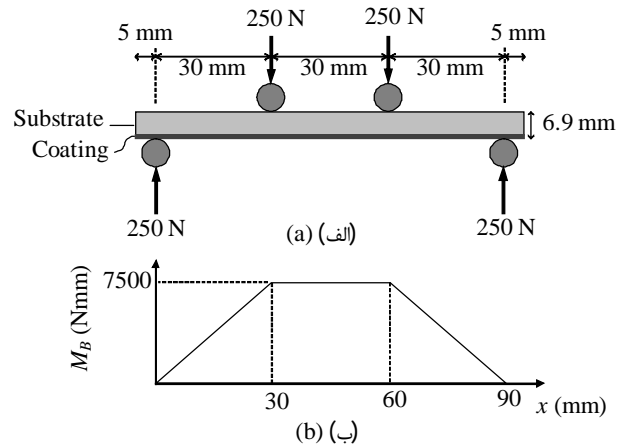


Fig. 5 (a) Geometry of 4-point mechanical bending load, (b) Bending moment of applied load along the length of specimen

شکل 5 (الف) هندسه‌ی بارگذاری مکانیکی خمشی چهارنقطه‌ای، (ب) منحنی ممان خمشی در طول قطعه برای بار اعمالی

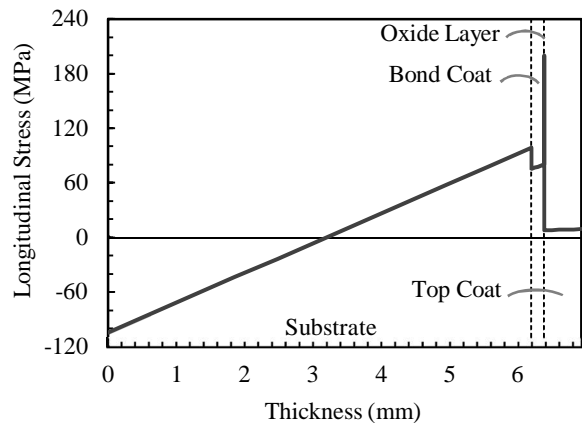


Fig. 6 Curve of longitudinal stress between two bending pins along thickness due to load of 500 N

شکل 6 منحنی تنش طولی بین دو تکیه‌گاه وسط در راستای ضخامت با بار 500 N

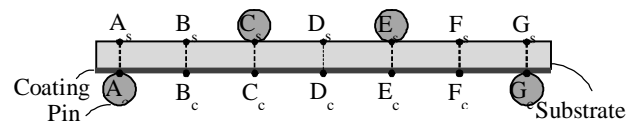


Fig. 7 Points of temperature measurement on the specimen by considering placing on the pins

شکل 7 نقاط اندازه‌گیری دما روی نمونه با توجه به قرارگیری روی تکیه‌گاه‌ها

طبق توضیحات بیان شده در بخش‌های قبل، آزمایش بارگذاری تناوبی حرارتی به همراه بار خمشی ثابت بر روی نمونه‌های پوشش‌داده شده انجام شد. پوشش در نمونه‌های مورد آزمایش تحت بار خمشی 7500 Nmm و پس از 64 سیکل حرارتی (مطابق نمودار شکل 9) دچار جدایش گردید. در شکل 10 نمونه در انتهای آزمایش نشان داده شده‌است.

همان‌طور که در شکل 10 مشاهده می‌شود، بخش‌هایی از پوشش فوقانی از لبه‌های نمونه دچار ریزش شده که براساس معیار تخریب و جدایش، نمونه وامانده محسوب می‌شود. علاوه بر این همان‌طور که مشخص است به علت حرارت اعمالی، بخش‌هایی از پوشش فوقانی سرامیکی بر اثر اکسایش موضعی

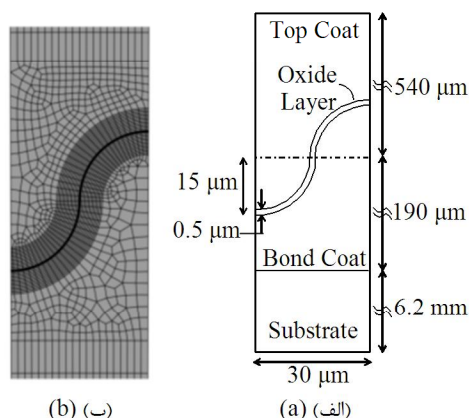


Fig. 11 (a) Schematic figure of different layer with dimensions, (b) Section of created model and mesh in ABAQUS

شکل 11 (الف) شکل نمادین لایه‌های مختلف و ابعاد مربوطه، (ب) بخشی از مدل و شبکه‌بندی ایجاد شده در آباکوس

ترتیب در جدول 1 تا جدول 5 ارائه شده است.

در مدل اجزا محدود خواص بیان شده برای چهار لایه‌ی نام برده شده در مازول خواص نرم افزار آباکوس بر روی هندسه یا بخش تعیین شده برای هر لایه مطابق شکل 11، اعمال می‌شود و بدین وسیله هر کدام از این بخش‌ها، مدل آن لایه از ماده خواهند بود.

3-2- بارگذاری و شرایط مرزی

دمای جسم و لایه‌های پوشش در شروع تحلیل مطابق شرایط آزمایش و برابر با دمای محیط (20 °C) بوده و به مرزهای بیرونی مدل اجازه‌ی انبساط و جابجایی آزادانه در راستای سه‌محور داده می‌شود. برای ایجاد بارگذاری حرارتی سیکلی، شرایط مرزی حرارتی براساس اندازه‌گیری حرارتی انجام شده در آزمایش که در شکل 9 نشان داده شده است، برای دیواره‌های بالا و پایین مدل اعمال شده است.

سپس تک سیکل نشان داده شده در شکل 9، مطابق شکل 12 در مدل اجزا محدود تکرار شده تا مدلسازی تناوبی حرارتی تکمیل گردد. مطابق شکل 12، بازه زمانی⁴ هر سیکل و در هر سیکل حرارتی t_s مدت فرآیند گرمایش از دمای اولیه‌ی محیط T_L تا دمای بالای سیکل T_H ، $t_f - t_s$ مدت فرآیند سکون حرارتی در دمای بالای سیکل T_H و $T - t_f$ مدت فرآیند سرمایش از دمای بالای سیکل T_H تا دمای اولیه‌ی محیط T_L است. البته باید توجه داشت که با توجه به اینکه از مدل سلول واحد استفاده شده است، از گرادپان دمایی در راستای طول نمونه صرف نظر شده است.

برای در نظر گرفتن بار مکانیکی خمشی اعمال شده در آزمایش مانند شکل 5 (الف)، نقطه‌ی مرجعی روی تار خنثی خمشی مدل اجزا محدود در نرم‌افزار آباکوس بر دیواره‌های جانبی قرار داده و با قید کوپل این نقطه‌ی مرجع به گره‌های روی دیواره‌ی مرتبط می‌شود. سپس ممان خمشی بر این نقطه‌ی مرجع اعمال می‌شود. لذا با توجه به کوپل بودن، در واقع بر تمام نقاط دیواره‌ی مدل ممان اعمال می‌گردد.

3-3- مدل ناحیه‌ی چسبنده و تعیین خواص آن به روش ترکیبی⁵

مدل‌های آسیب¹ متداول را می‌توان به دو دسته کلی مدل‌های بر پایه‌ی فرآیندهای میکرومکانیکی² آسیب و مدل‌های پدیده‌شناختی³ تقسیم کرد

نمود که مکانیزم خزش و یا پلاستیسته در دمای بالا فعال بوده است.

$$y = -4 \times 10^{-11}x^6 + 8 \times 10^{-11}x^5 + 2 \times 10^{-7}x^4 - 8 \times 10^{-7}x^3 - 7 \times 10^{-4}x^2 + 0.0017x + 0.793 \quad (1)$$

3- مدلسازی اجزا محدود

حل اجزا محدود از نوع کوپل حرارت-جابجایی¹ در حالت گذرا² انجام شده که مدلسازی و تحلیل آن توسط نرم‌افزار تجاری آباکوس انجام شده است. از آنجایی که در هر سیکل دما از 20 °C تا 1170 °C تغییر می‌کند و همچنین مدت هر سیکل 910 s است، در بخش تحلیل نرم‌افزار آباکوس پارامترهای پیشینه‌ی گام زمانی و حداکثر تغییرات مجاز دما در هر گام زمانی را برابر عدد 10 که نسبت به اعداد بیان شده بسیار کوچک محسوب می‌شود، قرار داده (Max $\Delta t = 10$ s و Max $\Delta T = 10$ °C) تا حل دقیق‌تری انجام شود. در این بخش از نرم‌افزار خروجی‌های مدنظر چون تنش، کرنش، دماهای گره‌ها، انرژی داخلی سیستم، معیار واماندگی مدل چسبنده در سطح مشترک لایه‌ی اکسید و پوشش پیوندی و... برای هر گام زمانی تعیین می‌شوند.

3-1- هندسه و خواص مواد

هندسه‌ی مدل شامل نصف سلول واحد از ماده و پوشش می‌باشد و مطابق شکل 11 (الف) از قسمت‌های زیرلایه‌ی اصلی، پوشش پیوندی، لایه‌ی اکسید و پوشش فوقانی تشکیل شده و ضخامت لایه‌ها مطابق ابعاد نمونه‌ی مورد آزمایش در نظر گرفته شده است. اتصال پوشش پیوندی به لایه‌ی اکسید از طریق مدلسازی ناحیه‌ای با خواص چسبنده صورت گرفته است که این ناحیه مشترک اتصال لایه‌ها با توجه به ریزساختار موجود در این ناحیه عمدتاً به صورت موجی نیم‌دایره‌ای یا سینوسی تقریب زده می‌شود [14، 15]. در نمونه‌های تست شده در این پژوهش نیز ناحیه سطح مشترک به صورت موجی نیم‌دایره‌ای در نظر گرفته شده‌اند.

شکل 11 (ب) مدل ایجاد شده در نرم‌افزار به همراه شکل نمادین لایه‌های مختلف و ابعاد آن‌ها را نشان می‌دهد. از آنجایی که این مدل تناوبی و دارای تقارن سیکلی³ است، می‌توان برای این تحلیل تنها نیم‌دامنه از حالت موجی لایه‌ی اکسید را مدل کرد. در شبکه‌بندی مدل از المان مربعی با 8 گره و در حالت کرنش صفحه‌ای به همراه معادلات کوپل جابجایی مرتبه دو و معادلات حرارت خطی استفاده شده است (CPE8).

شبکه‌بندی باید به نحوی باشد که ابعاد شبکه‌ها بر مقدار نتایج تأثیری نداشته باشد بنابراین با شبکه‌بندی‌های متفاوت نتایج بررسی شده و شبکه‌ای انتخاب شود که نتایج مستقل از آن باشد. شکل 10 (ب)، شبکه‌ی نهایی است که پس از بررسی‌های استقلال از شبکه بدست آمده است. خواص مکانیکی و حرارتی تابع دما برای زیرلایه‌ی اصلی، پوشش پیوندی، لایه‌ی اکسید آلومینیوم و پوشش فوقانی که برای مدل اجزا محدود در نظر گرفته شده، به



Fig. 10 Tested specimen after 64th cycle

شکل 10 نمونه‌ی مورد آزمایش بعد از سیکل 64 ام

¹ Coupled Temperature-Displacement

² Transient

³ Cyclic Symmetry

⁴ Time period

⁵ Hybrid Method

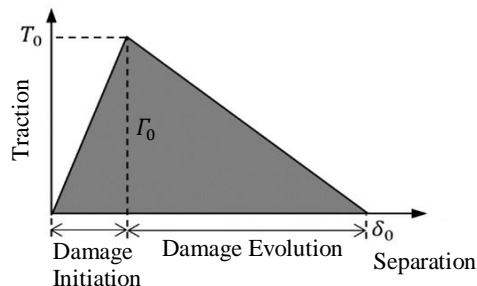


Fig. 13 Traction-separation curve in general form

شکل 13 منحنی تنش-جدایی در حالت کلی

$$\left(\frac{t_n}{T_{0n}}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{T_{0s}}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

در مرحله‌ی تکامل آسیب، انرژی چسبندگی برای دو مود شکست باید

جدول 1 ظرفیت حرارتی ویژه، رسانش و چگالی پوشش پیوندی (NiCoCrAlY) [17]

Table. 1 Specific heat capacity, conductance and density of bond coat (NiCoCrAlY) [17]					
چگالی ρ (kg/m ³)	دما T (°C)	رسانش k (W/mK)	دما T (°C)	ظرفیت حرارتی ویژه C_p (J/kgK)	دما T (°C)
6189	24.9	4.3042	28.1	542.9	21.3
5664	300.3	5.9646	299.5	659.2	251.7
5844	500.3	6.9534	500.4	712.1	499.6
6423	710.9	9.7197	700.5	738.5	698.6
6479	900.5	10.6836	899.9	757.5	901.1
6521	1100.9	13.1745	1100.0	746.9	1000.8
6590	1200.3	16.1223	1200.7	772.0	1198.8

جدول 2 ظرفیت حرارتی ویژه، رسانش و چگالی پوشش فوقانی (ZrO₂-8wt% Y₂O₃ (YSZ)) [18]

Table. 2 Specific heat capacity, conductance and density of top coat (ZrO ₂ -8wt% Y ₂ O ₃ (YSZ)) [18]				
چگالی ρ (kg/m ³)	رسانش k (W/mK)	ظرفیت حرارتی ویژه C_p (J/kgK)	دما T (°C)	چگالی ρ (kg/m ³)
4820	1.4998	455.60	25.00	4820
4820	1.4998	516.14	126.85	4820
4820	1.4998	568.08	326.85	4820
4820	1.4998	595.67	526.85	4820
4820	1.4998	616.77	726.85	4820
4820	1.4998	635.44	926.85	4820
4820	1.4998	652.48	1126.85	4820
4820	1.4998	655.73	1156.85	4820
4820	1.4998	719.84	1176.85	4820

جدول 3 ظرفیت حرارتی ویژه، رسانش و چگالی لایه‌ی اکسید (α-Al₂O₃) [19]

Table. 3 Specific heat capacity, conductance and density of oxide layer (α-Al ₂ O ₃) [19]				
چگالی ρ (kg/m ³)	رسانش k (W/mK)	ظرفیت حرارتی ویژه C_p (J/kgK)	دما T (°C)	چگالی ρ (kg/m ³)
3984	33.00	755	20	3984
3943	11.40	1165	500	3943
3891	7.22	1255	1000	3891
3863	6.67	1285	1200	3863

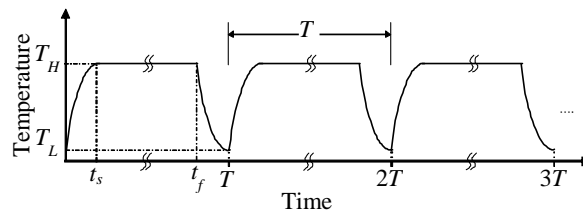


Fig. 12 Schematic figure of applied thermal cycles on the top and bottom walls of model

شکل 12 شکل‌واره‌ی سیکل‌های حرارتی اعمالی برای دیواره‌های بالا و پایین مدل

[16]. دسته‌ی اول برای فلزات نرم و براساس پلاستیسیته‌ی متخلخل، شروع، رشد و بهم‌آمیختگی حفره‌هاست. این نوع مدل‌ها برای مواد ترد، تنها یک احتمال واماندگی را بدست می‌دهد. دسته‌ی دوم که مدل‌های پدیده‌شناختی هستند، وابسته به واماندگی خاصی نبوده اما قوانین تکامل آن‌ها می‌تواند تنها برای دسته‌ی خاصی از مواد کاربرد داشته باشند. مدل ناحیه‌ی چسبیده، یکی از مدل‌های آسیب پدیده‌شناختی است که قانون تنش-جدایی را برای توصیف جدایش در مواد بدون توجه به جزئیات فیزیکی آسیب در مواد واقعی، بکار می‌برد. این مدل را می‌توان برای مواد نرم، ترد یا به عبارت دیگر محدوده‌ی وسیعی از مواد که شامل فلزات، پلیمرها، سرامیک‌ها، بتون، کامپوزیت‌ها، مواد تقویت‌شده با فیبر، سنگ و ... می‌شود، استفاده نمود [16]. رفتار ناحیه‌ی چسبیده با قانون تنش - جدایی⁵ که ارتباط دهنده‌ی تنش با جدایش دو لبه‌ی ترک است، مدل می‌شود. شکل 13 نشان‌دهنده‌ی منحنی تنش-جدایی مورد استفاده برای جدایش بین لایه‌های پوشش‌های سد حرارتی در حالت کلی است. یک المان چسبیده زمانی وامانده می‌شود که این قانون برای آن المان ارضا شود، به عبارت دیگر جدایش دو لبه‌ی المان به حد بحرانی δ_0 که تنش در آن جدایش صفر است، برسد. تنش بیشینه‌ی منحنی تنش-جدایی، استحکام چسبندگی T_0 و یکی از خواص مواد است. در بسیاری از مواقع از انرژی چسبندگی Γ_0 بجای جدایش بحرانی، به عنوان پارامتر دوم قانون تنش-جدایی استفاده‌شده که به صورت زیر تعریف شده و نشان‌دهنده‌ی مساحت زیر منحنی تنش جدایی است.

$$\Gamma_0 = \int_0^{\delta_0} T(\delta) d\delta \quad (2)$$

خواص قانون تنش-جدایی برای موده‌های سه‌گانه‌ی شکست برقرار می‌باشد. در این پژوهش با توجه به دوبعدی بودن مدل و شرایط فیزیکی حاکم بر مسئله، تنها دو مود اول شکست مورد نیاز است. منحنی تنش-جدایی دارای دو مرحله‌ی شروع آسیب⁶ و تکامل آسیب⁷ است.

در شروع آسیب، استحکام چسبندگی برای دو مود شکست تعیین شده و با یکی از چهار معیار تنش بیشینه⁸، تنش درجه‌ی دوم⁹، جدایی بیشینه¹⁰ و جدایی درجه‌ی دوم¹¹ روابط بین منحنی دو مود شکست برای واماندگی برقرار می‌شود. در این پژوهش طبق رابطه‌ی (3) از معیار تنش درجه‌ی دوم استفاده شده که در آن t و T_0 به ترتیب تنش و استحکام چسبندگی بوده و اندیس‌های n و s به ترتیب نشان‌دهنده‌ی مود اول و مود دوم جدایش می‌باشد.

¹ Damage
² Micromechanical Processes
³ Phenomenological
⁴ Evolution Law
⁵ Traction-Separation Law (TSL)
⁶ Damage Initiation
⁷ Damage Evolution
⁸ Maximum Stress (MAXS)
⁹ Quadratic Stress (QUADS)
¹⁰ Maximum Separation (MAXU)
¹¹ Quadratic Separation (QUADU)

جدول 4 مدول الاستیسیته، ضریب پواسون و ضریب انبساط حرارتی لایه‌های پوشش [11]

Table 4 Module of elasticity, Poisson's ratio and thermal expansion coefficient of coating layers [11]

پوشش فوقانی (ZrO ₂ -8wt% Y ₂ O ₃ (YSZ))			لایه‌ی اکسید (α-Al ₂ O ₃)			پوشش پیوندی (NiCoCrAlY)			دمای T (°C)
ضریب انبساط α (1/°C)	ضریب پواسون ν	مدول یانگ E (MPa)	ضریب انبساط α (1/°C)	ضریب پواسون ν	مدول یانگ E (MPa)	ضریب انبساط α (1/°C)	ضریب پواسون ν	مدول یانگ E (MPa)	
9.6800×10 ⁻⁶	0.2	17500.0	5.0794×10 ⁻⁶	0.27	380365	1.2358×10 ⁻⁵	0.3189	151857	20
9.6748×10 ⁻⁶	0.2	16340.9	5.9040×10 ⁻⁶	0.27	369060	1.3041×10 ⁻⁵	0.3271	150746	220
9.7058×10 ⁻⁶	0.2	15181.8	6.7285×10 ⁻⁶	0.27	361225	1.3912×10 ⁻⁵	0.3343	145253	420
9.8098×10 ⁻⁶	0.2	14022.7	7.5531×10 ⁻⁶	0.27	351876	1.4970×10 ⁻⁵	0.3409	132337	620
1.0024×10 ⁻⁵	0.2	12863.6	8.3776×10 ⁻⁶	0.27	336032	1.6217×10 ⁻⁵	0.3466	108921	820
1.0384×10 ⁻⁵	0.2	11704.5	9.2022×10 ⁻⁶	0.27	308708	1.7652×10 ⁻⁵	0.3515	71890	1020

جدول 5 خواص مکانیکی و حرارتی زیرلایه‌ی اصلی اینکونل 617 [20]

Table 5 Mechanical and thermal properties of substrate Inconel 617 [20]

چگالی ρ (kg/m ³)	رسانش حرارتی k (W/mK)	ظرفیت حرارتی ویژه C _p (J/kgK)	ضریب انبساط α (1/°C)	ضریب پواسون ν	مدول یانگ E (MPa)	دمای T (°C)
8360	13.5	420	-	0.30	211000	25
8360	14.7	440	1.16×10 ⁻⁵	0.30	206000	100
8360	17.7	490	1.31×10 ⁻⁵	0.30	194000	300
8360	20.9	536	1.39×10 ⁻⁵	0.30	181000	500
8360	23.9	586	1.48×10 ⁻⁵	0.30	166000	700
8360	27.1	636	1.58×10 ⁻⁵	0.30	149000	900
8360	28.7	662	1.63×10 ⁻⁵	0.31	139000	1000
8360	-	-	-	0.32	129000	1100

را برای T_s و T_n که از روش ترکیبی بدست آمده‌است، نشان می‌دهد. از آنجایی معیار بررسی شروع جدایش بود، ایجاد تغییر در انرژی چسبندگی دو مود که کنترل‌کننده‌ی تکامل آسیب است، تأثیری نخواهد داشت. این خواص تخمینی در مازول برهم‌کنش موجود در در نرم‌افزار آباکوس به صورت خواص تماس بین‌سطحی چسبنده، بین سطح زیرین لایه‌ی اکسید و سطح بالایی پوشش پیوندی برای مدل‌سازی جدایش ناشی از بارگذاری‌های حرارتی و خمشی اعمال می‌شوند.

4-1- بررسی تأثیر بارگذاری مکانیکی

به کمک مدل اجزا محدود توسعه داده‌شده در این پژوهش، تأثیر بارگذاری مکانیکی خمشی بر بارگذاری حرارتی پوشش‌ها بررسی خواهد شد. به طور خلاصه می‌توان گفت دو حالت مدل‌سازی با شرایط بارگذاری متفاوت به شرح

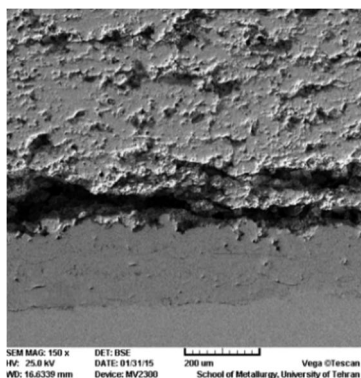


Fig. 14 Picture provided by the Scanning Electron Microscope from layers interface, without oxide layer formation

شکل 14 تصویر میکروسکوپ الکترونی از سطح مقطع مشترک لایه‌ها و عدم تشکیل لایه اکسید

تعیین شده و با یکی از دو معیار قانون توانی¹ و معیار بنزگا-کنانه² روابط بین منحنی انرژی چسبندگی دو مود شکست برای واماندگی برقرار شود. در این پژوهش طبق رابطه‌ی (4) از معیار قانون توانی استفاده شده‌است که در آن G و Γ_0 به ترتیب انرژی کرنشی و انرژی چسبندگی بوده و اندیس‌های n و s به ترتیب نشان‌دهنده‌ی مود اول و مود دوم جدایش می‌باشد.

$$\left(\frac{G_n}{\Gamma_{0n}}\right)^2 + \left(\frac{G_s}{\Gamma_{0s}}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

برای تخمین خواص ناحیه چسبنده از روش ترکیبی استفاده‌ی همزمان از نتایج تجربی و نتایج حل عددی استفاده می‌شود. بررسی ریزساختار و سطح مقطع مشترک بین پوشش و فلز پایه نشان می‌دهد که در شرایط این آزمایش زمان کافی برای رشد لایه اکسید وجود ندارد و لذا عامل اصلی تخریب تغییر شکل نمونه می‌باشد. شکل 14 ریزساختار سطح مشترک را نشان می‌دهد که نشان دهنده عدم تشکیل لایه اکسید می‌باشد. توضیحات جامع‌تر در [12] ارائه شده‌است. بنابراین در حل اجزای محدود، جایجایی بدست‌آمده از آزمایش به صورت شرایط مرزی به نمونه‌ها وارد شده و خواص چسبندگی با سعی و خطا طوری بدست‌آمده‌اند که تعداد سیکل تا جدایش برابر با تعداد سیکل تا جدایش نمونه‌ی آزمایش شده گردد.

4- بحث و بررسی

همان‌طور که در بخش 3-3 بیان شد، بر اساس استفاده همزمان از نتایج تجربی و عددی خواص ناحیه‌ی چسبنده تخمین زده می‌شوند. به عبارت دیگر نتایج حاصل از میزان خمش نمونه که در آزمایش بدست آمد به عنوان شرایط مرزی در مدل‌سازی اعمال شد. در واقع شبیه‌سازی جدایش و خواص ناحیه چسبنده براساس آزمایش، کالیبره شده است. جدول 6 خلاصه‌ی نتایج

¹ Power Law

² Benzeggagh-Kenane (BK)

جدول 6 نتایج تخمین خواص ناحیه‌ی چسبنده

Table. 6 Results of estimation of cohesive zone properties

T_n (MPa)	T_s (MPa)
56.5	28.25

زیر در نظر گرفته شده‌است.

1- بارگذاری حرارتی سیکلی به همراه بارگذاری مکانیکی خمشی ثابت

2- بارگذاری حرارتی سیکلی بدون بارگذاری مکانیکی

در مدل حالت اول که شرایط بارگذاری آن شبیه آزمایش انجام شده بود، پس از طی 64 سیکل حرارتی، کل سطح پوشش فوقانی از لایه‌های دیگر پوشش جدا شده و پوشش دچار جدایش می‌شود. در شکل 15 کانتور تنش S_{22} (تنش در راستای عمودی) مدل اول پس از سیکل حرارتی 20ام، 35ام، 50ام و 64ام نشان داده شده‌است. این رفتار مشاهده شده در نتیجه مدلسازی تا حدود خوبی بر رفتار مشاهده شده در آزمایش منطبق است، زیرا که پوشش فوقانی در نمونه در انتهای سیکل 64ام دچار جدایش شده‌است. در کانتورهای شکل 15 برای بهتر مشخص شدن ترک و جدایش، تغییرشکل‌ها با ضریب 20 برابر نشان داده شده‌اند.

در مدل دوم که در واقع همان مدل اول با حذف بار خمشی است، در انتهای سیکل 64ام در قله‌ی مرز مشترک، ترک ایجاد شده ولی کل پوشش فوقانی از پوشش پیوندی جدا نشده‌است. شکل 16 کانتور تنش S_{22} در این مدل را پس از 64 سیکل 910 ثانیه‌ای نشان می‌دهد که در آن برای بهتر مشخص شدن ترک ایجاد شده در قله مرز مشترک، تغییرشکل‌ها با ضریب 20

برابر نشان داده شده‌اند.

در شکل 17 برای بهتر مشخص شدن بازشدگی ترک ایجاد شده در قله مرز مشترک، کانتور تنش در نواحی نزدیک به ترک با بزرگنمایی بیشتر و ضریب تغییرشکل 50 برابر نشان داده شده‌است. با مقایسه‌ی مدل اول و دوم می‌توان نتیجه گرفت که بارگذاری مکانیکی می‌تواند تاثیر بسیار بیشتری نسبت به بارگذاری سیکلی حرارتی داشته‌باشد.

شایان ذکر است که در شکل 15 تا شکل 17، هدف اصلی نمایش ایجاد جدایش بر اثر بارگذاری‌ها و نحوه‌ی شروع و گسترش این جدایش بین پوشش فوقانی و پوشش پیوندی است که در دو مدل بیان شده به علت تفاوت در بارگذاری‌ها روند شروع و گسترش جدایش متفاوت بوده‌است.

5- نتیجه‌گیری

در این پژوهش اثر بار خمشی مکانیکی ثابت 7500 Nmm بر جدایش پوشش سد حرارتی روی نمونه‌ای از جنس اینکونل 617 که تحت بار حرارتی سیکلی بین دمای بیشینه 1170°C و دمای کمینه 20°C قرار دارد، آزمایش شد که نمونه تحت این بارگذاری پس از 64 سیکل دچار جدایش شد. با اندازه‌گیری دمای نقاط مختلف روی سطح پوشش و زیرلایه‌ی اصلی در طی یک سیکل حرارتی، شرایط بارگذاری حرارتی بدست آمده و در مدلسازی اجزا محدود نصف سلول واحد از وسط نمونه مورد استفاده قرار گرفت. برای مدلسازی جدایش بین لایه‌های پوشش از مدل ناحیه چسبنده استفاده شد و خواص مربوط به این مدل، از انطباق بین نتایج حاصل از

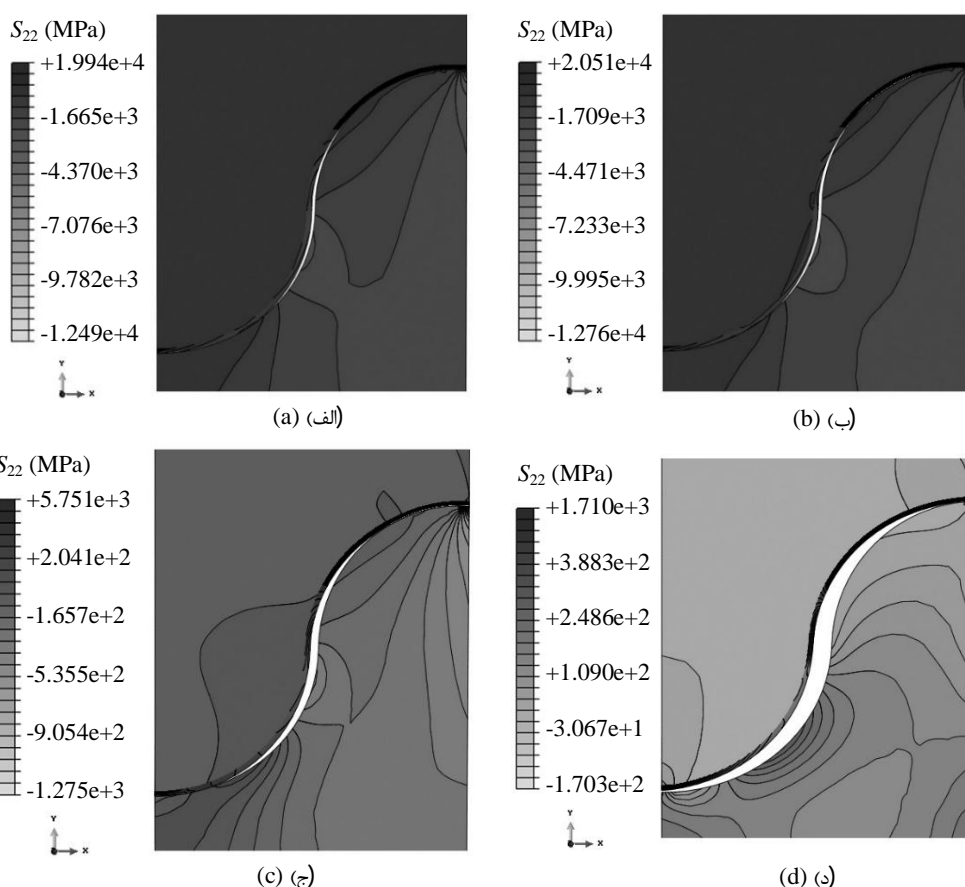


Fig. 15 Contour of S_{22} Stress in first model at: (a) 20th cycle, (b) 35th cycle, (c) 50th cycle, (d) 64th cycle

شکل 15 کانتور تنش S_{22} در مدل اول در: (الف) سیکل 20ام، (ب) سیکل 35ام، (ج) سیکل 50ام، (د) سیکل 64ام

در اختیار گذاشتن نمونه‌های آزمایشگاهی کمال تشکر و قدردانی را دارند.

7- فهرست علائم

C_p	ظرفیت حرارتی ویژه (J/kgK)
CPE8T	شبکه مربعی با 8 گره، در حالت کرنش صفحه‌ای با معادلات کوپل جابجایی مرتبه دو و حرارت خطی
E	مدول یانگ (MPa)
G	انرژی کرنشی
k	رسانش (W/mK)
S_{22}	تنش در راستای محور عمودی (MPa)
t	تنش (در روابط مدل ناحیه چسبنده)
t_s	مدت فرآیند گرمایش
$t_f - t_s$	مدت فرآیند سکون حرارتی
T	استحکام چسبندگی (در روابط مدل ناحیه چسبنده)
T	بازه‌ی زمانی هر سیکل
T	دما (°C یا K)
T_H	دمای بالای سیکل (°C یا K)
T_L	دمای پایین سیکل (°C یا K)

علائم یونانی

α	ضریب انبساط (1/°C)
Γ_0	انرژی چسبندگی
δ	جدایش
δ_0	جدایش بحرانی
Δt	تغییرات مجاز زمان در هر گام زمانی (s)
ΔT	تغییرات مجاز دما در هر گام زمانی (K)
$\kappa_{\text{experiment}}$	انحنای بدست‌آمده از آزمایش (mm^{-1})
κ_{model}	انحنای بدست‌آمده از مدلسازی (mm^{-1})
ρ	چگالی (kg/m^3)
ν	ضریب پواسون

زیر نویس‌ها

c	پوشش
n	مود اول
s	زیر لایه‌ی اصلی
s	مود دوم

8- مراجع

- [1] R. A. Miller, *History of Thermal Barrier Coatings for Gas Turbine Engines - Emphasizing NASA's Role From 1942 to 1990*, NASA/TM—215459-2009, Cleveland, Ohio, 2009.
- [2] Herman H, Berndt CC. Plasma spray processing of TBCs. National Aeronautics and Space Administration, Cleveland, United States, Lewis Research Center; 1995.
- [3] C. Leyens, U. Schulz, M. Bartsch, M. Peters, R&D status and needs for improved EB-PVD thermal barrier coating performance, in *Materials Research Society Symposium Proceedings*, Vol. 645, pp. M10-1, Cambridge University Press. 2000.
- [4] J. Stringer, Coatings in the electricity supply industry: past, present and opportunities for the future, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 108-109, pp. 1-9, 1998.
- [5] D.J. Kim, I.H. Shin, J.M. Koo, C.S. Seok, et al., Failure mechanisms of coin-type plasma-sprayed thermal barrier coatings with thermal fatigue, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 205, pp. S451-S458, 2010.
- [6] Z. Lu, S.W. Myoung, Y.G. Jung, G. Balakrishnan, et al., Thermal fatigue behavior of air-plasma sprayed thermal barrier coating with bond coat species in cyclic thermal exposure, *Materials*, Vol. 6, No. 8, pp. 3387-3403, 2013.

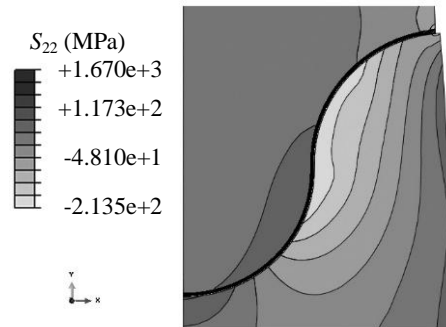


Fig. 16 Contour of S_{22} Stress in second model after 64 cycles

شکل 16 کانتور تنش S_{22} در مدل دوم پس از 64 سیکل

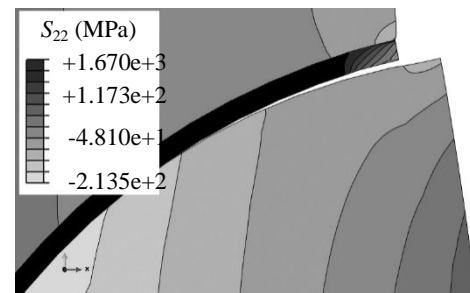


Fig. 17 Contour of S_{22} Stress in second model after 64 cycles, near the region of delamination

شکل 17 کانتور تنش S_{22} در مدل دوم پس از 64 سیکل در اطراف جدایش

آزمایش و مدلسازی، که به آن روش ترکیبی گفته می‌شود، به دست آمد، تا بتوان با استفاده از خواص تخمینی رفتار مدلسازی را به رفتار مشاهده‌شده در آزمایش نزدیک نمود. در انتها مدلسازی شرایط بارگذاری تناوبی حرارتی بدون بارگذاری خمشی و با بارگذاری خمشی انجام شد و این نتیجه حاصل شد که علت اصلی واماندگی در پوشش‌های سد حرارتی، اعمال بار خمشی ثابت بر روی نمونه‌ی پوشش‌داده‌شده است. می‌توان موارد زیر را به عنوان نتایج این پژوهش برشمرد:

- پوشش در نمونه‌ی مورد آزمایش تحت بار خمشی 7500 Nmm و سیکل‌های حرارتی نشان‌داده‌شده در شکل 9 پس از طی 64 سیکل دچار جدایش گردید.
- نمونه تحت شرایط آزمایش دچار تغییرشکل دائمی می‌شود که این تغییرشکل و انحنای ایجاد شده عامل اصلی آن بارگذاری خمشی است، تاثیر تخریبی بیشتری بر روی پوشش نسبت به بارگذاری تناوبی حرارتی داشته و عامل اصلی جدایش است.
- در مدل اجزا محدود اول پوشش فوقانی و لایه‌ی اکسید به طور کلی از پوشش پیوندی جدا شده‌است. در حالی که در مدل دوم که بارگذاری خمشی حذف شده است جدایش نسبتاً کوچکی تنها در قله سطح مشترک لایه‌ی اکسید و پوشش پیوندی ایجاد شده‌است. این نتیجه، تاکید دیگری بر این است که وجود بارگذاری خمشی مشخص شده در این پژوهش عامل اصلی تخریب است.
- با کاهش بارگذاری مکانیکی بر روی قطعات پوشش داده شده در شرایط کاری، می‌توان عمر پوشش این قطعات را به طور موثری افزایش داد.

6- تشکر و قدردانی

نویسندگان این مقاله از شرکت مهندسی و ساخت توربین مپنا (توگا) به دلیل

- Turbine Performance, NITECH*, pp. 237-261, 2013.
- [14] A.G. Evan, D.R. Mumm, J.W. Hutchinson, G.H. Meier, et al., Mechanisms controlling the durability of thermal barrier coatings, *Progress in Material Science*, Vol. 46, No.5, pp. 505-553, 2001.
- [15] K. Sfar, J. Aktaa, D. Munz, Numerical investigation of residual stress fields and crack behavior in TBC systems, *Materials Science and Engineering*, Vol. 333, No. 1, pp. 351-360, 2002.
- [16] K.H. Schwalbe, I. Scheider, A. Cornec, *Guidelines for Applying Cohesive Models to the Damage Behaviour of Engineering Materials and Structures*, New York, Springer Science & Business Media, 2012.
- [17] K.A. Khor, Y.W. Gu, Thermal properties of plasma-sprayed functionally graded thermal barrier coatings, *Thin Solid Films*, Vol. 372, No. 1, pp. 104-113, 2000.
- [18] U. Hermosilla, *Mechanical modeling of thermal barrier coatings at high temperatures*, PhD thesis, University of Nottingham, 2008.
- [19] M. Munro, Evaluated material properties for a sintered α -Al₂O₃, *Journal of the American Ceramic Society*, Vol. 80, No. 8, pp. 1919-1928, 1997.
- [20] *Special Metals Corporation Catalog, Inconel 617*, Accessed 05 Mar 2005; <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20617.pdf>.
- [7] K. Slámečka, L. Čelko, P. Skalka, J. Pokluda, et al., Bending fatigue failure of atmospheric-plasma-sprayed CoNiCrAlY+ YSZ thermal barrier coatings, *International Journal of Fatigue*, Vol. 70, pp. 186-195, 2015.
- [8] Moridi, M. Azadi, G.H. Farrahi. Thermo-mechanical stress analysis of thermal barrier coating system considering thickness and roughness effects, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 243, pp. 91-99, 2014
- [9] W. Zhu, L. Yang, L.W. Guo, Y.C. Zhou, et al., Determination of interfacial adhesion energies of thermal barrier coatings by compression test combined with a cohesive zone finite element model., *International Journal of Plasticity*, Vol. 64, pp. 76-87, 2015.
- [10] P. Bednarz, *Finite element simulation of stress evolution in thermal barrier coating systems*, PhD Thesis, Fakultät für Maschinenwesen, 2006.
- [11] M. Białas, Finite element analysis of stress distribution in thermal barrier coatings, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 202, No. 24, pp. 6002-6010, 2008.
- [12] H. Ebrahimi, *A Failure Investigation in Thermal Barrier Coatings (TBCs)*, M. Sc. Thesis, Faculty of Mechanical Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, 2015, (In Persian فارسی).
- [13] A.C. Karaoglanli, K. Ogawa, Thermal Shock and Cycling Behavior of Thermal Barrier Coatings (TBCs) Used in Gas Turbines, in *Progress in Gas*