



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 8, No. 4, pp. 1-12, 2024

<https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.4.1>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

The Effect of Thermal Barrier Coating on the Thermal Performance of a Gas Turbine Blade

Ali Hajizadeh , Mir Yoseph Hashemi* , and Ali Ziaie Asl

Department of Mechanical Engineering, Azarbaijan Shahid Madani University, Tabriz, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 17 April 2023

Revised 10 August 2023

Accepted 23 September 2023

Available Online 30 October 2023

Keywords:

Thermal barrier coating

Gas turbine

Roughness

Numerical simulations

Cooling

ABSTRACT

Due to the very high importance of gas turbines in electricity production and its increasing development in the electricity industry, one of the essential methods to increase the efficiency of gas turbine blades is to add thermal barrier coating to their outer surface. These coatings improve the cooling of gas turbine blades, but they also have disadvantages, such as the roughness of their surface causing the separation of the hot fluid flow around the turbine blades. The rough surfaces of thermal barrier coatings should be used optimally and purposefully. In this research, using the commercial software of Fluent, this type of coating has been investigated and analyzed to find the most optimal possible mode for its use. The influence of surface parameters such as roughness, thickness, and material of thermal barrier coatings have been investigated. The most optimal state for the mentioned parameters is 0.1 mm, 0.38 mm, and $2/7$ W/m.K, respectively.

* Corresponding Author's E-mail: m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Hajizadeh, M. Y. Hashemi, and A. Ziaie Asl, "The Effect of Thermal Barrier Coating on the Thermal Performance of a Gas Turbine Blade," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 4, pp. 1-12, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.4.1>.

COPYRIGHTS



Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





اثر پوشش محافظ گرمایی بر روی عملکرد حرارتی پره توربین گازی

علی حاجی‌زاده^۱، میریوسف هاشمی^{۲*}، و علی ضیائی اصل^۱

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید مدنی آذربایجان، تبریز، ایران

۲- دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید مدنی آذربایجان، تبریز، ایران

۳- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید مدنی آذربایجان، تبریز، ایران

چکیده

باتوجه به اهمیت بسیار بالای توربین گازی در تولید برق و همچنین توسعه روزافزون آن، از جمله مهم‌ترین روش‌ها برای افزایش کارایی پره‌های توربین گازی، افزودن پوشش محافظ گرمایی به سطح خارجی آن‌هاست. این پوشش‌ها با اینکه باعث بهبود خنک‌کاری پره توربین گازی می‌شوند، ولی معایبی نیز دارند که از جمله معایب آن‌ها زبر نمودن سطح پره‌ها است که ناخواسته منجر به جدایش‌های جریان سیال داغ اطراف توربین گازی می‌شوند، لذا سطوح زبر پوشش‌های محافظ گرمایی می‌بایست به‌طور بهینه و هدف‌دار مورد استفاده قرار گیرند. در این تحقیق، با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت به بررسی و تحلیل این نوع پوشش‌ها، برای یافتن مناسب‌ترین حالت ممکن جهت استفاده از آن پرداخته شده‌است. تأثیر پارامترهای زبری سطح، ضخامت و جنس پوشش‌های محافظ گرمایی مورد بررسی قرار گرفته و بهینه‌ترین حالت برای پارامترهای مذکور، به ترتیب ۰/۱ م م، ۰/۳۸ م م و ۲/۷ وات بر متر در کلون به‌دست آمده‌است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۸ فروردین ۱۴۰۲

بازنگری ۱۹ مرداد ۱۴۰۲

پذیرش ۱ مهر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۸ آبان ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

پوشش محافظ گرمایی

توربین گازی

زبری

شبیه‌سازی عددی

خنک‌کاری

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Hajizadeh, M. Y. Hashemi, and A. Ziaie Asl, "The Effect of Thermal Barrier Coating on the Thermal Performance of a Gas Turbine Blade," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 4, pp. 1-12, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.4.1>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱ مقدمه

تولید الکتريسيته، صنعت پایه و زیربنای بسیاری از صنایع می‌باشد و گسترش صنایع هر کشور وابسته به نرخ افزایش قدرت تولیدی الکتريسيته آن است. امروزه به دلیل پیشرفت سریع و کارآمد صنایع، صنعت برق نیز بایستی به سرعت گسترش پیدا کند که برای تحقق این امر، نصب نیروگاه‌های جدید در کوتاه‌ترین زمان ممکن و بالاترین راندمان ضروری می‌باشد. برای این مهم، توربین گاز بهترین انتخاب است. به دلیل توسعه کسب‌وکارهای کوچک در کشورهای صنعتی و نیمه‌صنعتی، تقاضا برای نیروگاه‌های کوچک‌تر، باکیفیت‌تر و قابل اطمینان‌تر، افزایش یافته که در این میان نقش و قابلیت رقابت بین انواع چرخه‌های ساده توربین گاز افزایش یافته است [۱]. زبری موجود در تجهیزات مربوط به اجزا نیروگاه‌های گازی خصوصاً در پره‌های توربین اجتناب‌ناپذیر است و می‌تواند اثرات مثبت و منفی بر الگوی جریان اطراف پره و عملکرد توربین بگذارد. زبری هر سطح میزانی برای مشخص نمودن وضعیت سطوح است و با میزان تغییرات عمودی سطح نسبت به سطح صاف واقعی، مشخص می‌شود. در صورتی که این تغییرات زیاد باشد، سطح زبر و در صورت کم بودن، صاف است. زبری نقش مهمی در مشخص نمودن اثر متقابل اشیا با هم داشته و با درک آن، بسیاری از رفتارهای اجزا مکانیکی و حتی الکترومکانیکی قابل پیش‌بینی می‌شود. در اکثر تجهیزات مکانیکی و هوافضا از فیلترهایی جهت جلوگیری از ورود گردوغبار استفاده می‌شود، اما با مرور زمان گردو خاک به همراه برخی عوامل دیگر منجر به ایجاد زبری می‌شود. پره‌های توربین‌های گازی همواره در مقابل گازهای بسیار داغ محفظه احتراق قرار دارند و به مرور زمان دچار فرسایش و تشکیل زبری روی سطوح می‌گردند [۲،۳]، به خصوص وقتی که گازهای داغ دارای ناخالصی‌های زیادی باشد موقع سوختن آن و در طول زمان منجر به ایجاد زبری در سطح پره می‌شود. حضور زبری باعث تغییر در اکثر پارامترهای آیرودینامیکی و انتقال حرارتی، مانند ضریب فشار، تولید آنتروپی بیشتر و افزایش تغییر شکل پروفیل پره می‌شود و کارایی مکانیزم پره را کاهش می‌دهد [۴،۵].

تأثیر همین عوامل بر روی استاتور و روتور موجود در توربین‌ها که باتوجه به برخی ناخالصی‌های سوخت به وجود می‌آیند، اهمیت دوچندان پیدا می‌کند. علاوه بر ایجاد زبری که با مرور زمان تشکیل می‌شوند برخی روکش‌های محافظ در برابر گرما و سایش نیز دارای سطوح زبر هستند. از این رو وجود زبری بر روی سطوح پره‌های توربین امری اجتناب‌ناپذیر بوده و به‌طور قابل ملاحظه‌ای در عملکرد

آن‌ها تأثیرگذار است. استفاده از روکش‌های نانو تا حدی در رفع مشکلات ناشی از زبری سطح مفید بوده است. پوشش‌های محافظ گرمایی (TBC) به‌طور وسیعی در توربین‌های گازی مدرن موجود در موتورهای تولید توان و صنایع دریایی و هوایی مورد استفاده قرار می‌گیرد. این پوشش‌ها برای کاهش دمای سطح فلز در محفظه احتراق و همچنین پره توربین، کاربرد دارند. استفاده از پوشش‌های محافظ گرمایی منجر به افزایش راندمان موتور می‌شود. همچنین استفاده از TBC ها می‌تواند به افزایش درجه حرارت گاز یا کاهش جریان هوای خنک‌کننده منجر شود. پس می‌توان با افزایش طول عمر تیغه‌های توربین و کاهش دمای فلز، عملکرد موتور را افزایش داد. TBC یک سیستم ماده دوطرفه است که شامل یک لایه ورقه سرامیکی عایق و یک لایه اتصال‌دهنده بین لایه‌ای است. این مواد که به منظور حفاظت از اجزای توربین گاز از محیط‌های حرارتی شدید طراحی شده‌است، بهبود بهره‌وری و درعین حال کاهش انتشار ناخواسته گازهای مخرب را در پی دارد. دمای ورودی توربین‌ها با استفاده از TBC ها، می‌تواند از ۱۵۰۰ K بیشتر باشد و درجه حرارت آن‌ها حتی به بیش از ۲۰۰۰ K نیز برسد. TBC ها در ابتدا با موفقیت در بخش موتور توربین گاز تحقیقاتی در اواسط دهه ۱۹۷۰ مورد آزمایش قرار گرفت [۶]. بهبود عملکرد TBC ها یک هدف کلیدی برای توسعه بیشتر برنامه‌های توربین گاز است. یک هدف کلیدی برای چنین برنامه‌هایی این است که به حداکثر رساندن افت دما در پوشش بالا، به‌طوری که اجازه می‌دهد درجه حرارت ورودی توربین بالاتر و در نتیجه، کارایی موتور بالاتر باشد. این امر مستلزم این است که هدایت حرارتی پوشش سرامیکی باید حداقل باشد و همچنین در طول مدت قرارگرفتن در معرض شرایط سرویس از بین نرود. علاوه بر این، عمر طولانی‌تر TBC ها در مقایسه باحالت معمولی، تقاضای زیادی در صنعت دارد. در مورد توربین‌های گازی بر پایه زمین، عمر حدود ۴۰۰۰۰ ساعت موردنظر است. از این رو تلاش‌های تحقیقاتی قابل توجهی در این زمینه‌ها صورت می‌گیرد، زیرا TBC ها جزء جدایی‌ناپذیر بیشتر توربین‌های گازی شده‌اند و عامل مهمی در کارایی موتور و دوام هستند [۷،۸].

فرانک و همکاران به بررسی تجربی تأثیر زبری بر روی عملکرد آیرودینامیکی پره توربین پرداختند. محدوده‌ی رینولدز آن‌ها بین ۶۰۰۰۰ تا ۱۲۰۰۰۰ بود و چهار اندازه زبری متفاوت را در آزمایشگاه بررسی کرده و به این نتیجه رسیدند که در عدد رینولدز ۱۲۰۰۰۰، بیشترین افت فشار رخ می‌دهد [۹]. در این عدد رینولدز، ارتفاع زبری بیشترین مقدار خود را داشت. بای و همکاران نیز به

نیز بر اساس آشفستگی بیشتر جریان سیال در سطوح زبر دارای فررفتگی نیمکره‌ای است که منجر به بالا رفتن ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی می‌گردد. روی و همکاران به بررسی سرمایه‌های داخلی توربین گاز با استفاده از دی‌اکسید کربن فوق بحرانی و اثر زبری سطح و نسبت ابعاد کانال پرداختند [۱۸]. نتایج شبیه‌سازی آن‌ها نشان داد که افزایش زبری سطح می‌تواند تأثیر مطلوب قابل توجهی بر عدد ناسلت و افزایش عملکرد حرارتی کلی داشته باشد. محمود و همکاران تأثیر جنس مواد TBC به کار گرفته شده در توربین‌های گازی بر ساختار سازه‌ای آن را مورد مطالعه قرار دادند [۱۹]. نتایج آن‌ها نشان داد که افزودن نانوذرات تقویت شده باعث افزایش محتوای آلومینیوم، تثبیت لایه محافظ و جلوگیری از انتشار نفوذی عناصر بین بستر توربین گازی و پوشش می‌شود که منجر به بهبود کیفیت ماده TBC می‌شود و زبری سطح بسیار کمتری نیز دارد.

باتوجه به برخی رسوب‌گذاری‌ها که با مرور زمان منجر به ایجاد زبری در سطح پره توربین می‌شود، مطالعه تأثیر زبری بر روی این سطوح ضروری می‌باشد و لذا در مطالعه حاضر نیز به این موضوع پرداخته شده‌است و از جمله اهداف این تحقیق بررسی اثرات ناشی از محافظ گرمایی در توزیع دمای پره بوده و همچنین با افزایش ضخامت زبری، تغییرات دمای پره بررسی شده و حداقل ضخامت موردنیاز برای محافظ حرارتی جهت تأثیر مثبت بر روی توزیع دمای پره مورد بررسی قرار گرفته‌است.

۲ معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان سیال بر روی پره توربین گازی شامل معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی به صورت زیر می‌باشند [۲۰، ۲۱]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) &= 0 \\ \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left(2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (1) \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E + p)] &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[K \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij}) \right] \end{aligned}$$

برای شبیه‌سازی جریان متلاطم پیرامون پره معادلات پیوستگی، مومنتوم، انرژی و معادله حالت به همراه معادلات مربوط به مدل‌های آشفستگی مختلف با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت حل شده‌اند. مجموعه معادلات بقای جرم، بقای مومنتوم و انرژی برای جریان آشفته که اصطلاحاً به آن‌ها معادلات متوسط‌گیری

بررسی عددی تأثیر زبری سطح پره توربین بر روی عملکرد آیرودینامیکی آن پرداختند [۱۰]. نتایج آن‌ها نشان داد که با اضافه شدن زبری پره پروفیل سرعت ضخیم‌تر می‌شود. طالبی و طوسی نیز از جمله پژوهشگرانی بودند که به بررسی تأثیر زبری سطح تیغه کمپرسور بر عملکرد میکروتوربین پرداختند. آن‌ها توانستند نشان دهند که توان خالص و دمای ورودی محفظه احتراق و دمای خروجی توربین بیشترین حساسیت را نسبت به افزایش زبری دارد [۱۱]. مولینر و همکاران به بررسی تجربی جریان متأثر از زبری سطح پره توربین پرداختند. آن‌ها در کار خودشان نشان دادند که با افزایش زبری سطح جریان جدا شده در پشت پره قویتر می‌شود [۱۲]. زیدان و همکاران به جمع‌بندی کلی در رابطه نقش زبری سطح در عملکرد آیرودینامیکی و تبدیل انرژی در توربین پرداختند [۱۳]. آن‌ها پی بردند که در حالت کلی افزایش زبری رابطه مستقیمی با کاهش راندمان دارد. لی و همکاران به بررسی عددی و دو بُعدی پره توربین صاف و زبر با استفاده از مدل توربولانسی SST $k-\omega$ پرداختند [۱۴]. آن‌ها موفق به معرفی ارتفاع زبری بحرانی شدند و نشان دادند که اگر زبری پره از 0.5 میلی‌متر کمتر شود ضریب برآ سریعاً افزایش می‌یابد در حالی که اگر ارتفاع زبری بیشتر از 0.7 میلی‌متر باشد این ضریب به‌طور آهسته کاهش می‌یابد. وو و پیوملی تأثیر زبری در جدایش لایه مرزی توربولانس بر روی صفحه صاف را بررسی کردند [۱۵]. مدل توربولانسی آن‌ها LES^۱ بود. آن‌ها نشان دادند که برای سطح زبر خطوط جریان جدا شده زودتر رخ می‌دهد و ناحیه جدا شده برای این نوع سطح بزرگتر می‌باشد و با صاف‌تر شدن سطح این ناحیه کوچک‌تر می‌شود. یانگ و همکاران به بررسی تأثیر زبری پوشش محافظ گرمایی در کاهش راندمان عملکرد پره توربین گازی پرداختند [۱۶]. برای کاهش زبری سطح TBC، مطالعه آن‌ها یک روش ترکیبی مسیر صیقلی را پیشنهاد کرد که تلفیقی از مهندسی معکوس و فن‌آوری شبیه‌سازی عددی بروش المان محدود بود. نتایج آن‌ها نشان داد که راه‌حل فنی ارائه‌شده می‌تواند زبری سطح پوشش محافظ گرمایی را از زبری بالای 8 میکرومتر به حدود زبری 0.5 میکرومتر کاهش دهد، که منجر به بهبود عملکرد TBC تیغه‌های توربین موتور می‌گردد. نورین و همکاران با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی میزان افزایش انتقال حرارت در میکرووجت‌های برخوردی به هنگام خنک‌کاری پره توربین گازی با سطح زبر را مورد مطالعه قرار دادند [۱۷]. نتایج آن‌ها نشان داد که خنک‌کاری بروش میکرووجت برای پره توربین گازی دارای فرورفتگی نیمکره‌ای، 5 تا 10 درصد کارایی بیشتری نسبت به سطوح صاف پره دارد، دلیل آن

1. Large Eddy Simulation

۳.۱ مدل سازی هندسی

مدل هندسی پره مورد نظر از نمونه‌های ارائه شده توسط آزمایشگاه مرکز تحقیقات هوافضای آلمان انتخاب شده است که دارای چهار عدد سوراخ خنک کاری گذرنده از داخل پره می‌باشد. در شکل ۱ هندسه‌ای کلی از پره به همراه سوراخ‌ها نشان داده شده است. مدل زیر از سه ناحیه، شامل جریان اصلی گذرنده از میان پره‌ها، قسمت جان پره (فلز) و ناحیه عبور سیال خنک کننده (چهار سوراخ خنک کاری) تشکیل شده است. برای ایجاد هندسه توربین از نرم افزار Design Modeler موجود در نرم افزار انسیس استفاده شده است که هندسه ترسیم شده، سوراخ‌های خنک کاری و میدان جریان گازهای داغ در شکل ۱ نشان داده شده است. شرایط مرزی برای بالا و پایین میدان جریان اطراف پره به صورت پرودیک بوده تا نتیجه حل عددی به مدل واقعی دیسک پره نزدیک تر باشد. با توجه به اینکه پره توربین انتخاب شده مربوط به ردیف اول توربین و از نوع استاتور می‌باشد؛ لذا قسمت جلو و عقب میدان نشان داده شده در شکل دیوار با شرط عدم لغزش و آدیاباتیکی لحاظ شده است. بر اساس اعداد رینولدز در مجراهای خنک کاری، جریان داخلی مغشوش در نظر گرفته شده است چرا که اعداد رینولدز جریان‌های داخلی بیشتر از ۴۰۰۰ می‌باشند. جریان خنک کاری قبل ورود به جان پره یک جریان داخلی بوده و تا رسیدن به جان پره مسیری را طی کرده و جریان در ورود به سوراخ خنک کاری جریان یکنواخت نمی‌باشد؛ لذا در قسمت ورودی جریان خنک کاری در تمام دریچه‌ها دبی جریان ورودی تعریف شده است. برای جریان اطراف پره نیز در قسمت ورودی از فشار کل و دمای کل و در خروجی آن نیز از شرط مرزی فشار خروجی استفاده شده است.



شکل ۱- هندسه ترسیم شده در نرم افزار انسیس

رینولدز^۱ گفته می‌شود، معادلات حاکم بر جریان بوده و با حل عددی آن‌ها به مدل سازی جریان آشفته پرداخته می‌شود.

۳.۲ مدل توربولانسی ۴ معادله‌ای گذرای SST

این مدل توربولانسی در برخی مواقع با عنوان گاما آر تا^۲ شناخته می‌شود. دلیل این نام گذاری این می‌باشد که این مدل توربولانسی با حل هم‌زمان گاما^۳، آر تا^۴ و هم چنین دو معادله مربوط به کی امگا SST به تخمین پارامترها می‌پردازد. با توجه به اینکه این مدل هم داخل و هم خارج لایه مرزی را بادقت خوبی حل می‌کند و از مزایای هر دو مدل $k-\omega$ و $k-\epsilon$ برخوردار است، انتخاب گردیده است و معادلات مربوط به آن به صورت زیر معرفی می‌گردند [۲۲]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \hat{P}_k - \hat{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} [(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j}]$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \hat{P}_\omega - \hat{D}_\omega + \frac{\partial}{\partial x_j} [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j}] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_\omega}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \gamma)}{\partial x_j} = \hat{P}_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} [(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f}) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j}]$$

$$\frac{\partial(\rho Re_{\theta})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j Re_{\theta})}{\partial x_j} = \hat{P}_{\theta} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\sigma_{\theta} (\mu + \mu_t) \frac{\partial Re_{\theta}}{\partial x_j}]$$

۳ تنظیمات حل عددی

معادلات حاکم با روش حجم محدود تقریب زده شده‌اند. روش مرتبه دوم بالادستی برای گسسته سازی ترم‌های جابه‌جایی و روش اختلاف مرکزی برای گسسته سازی ترم‌های پخش به کار برده شده است. همچنین الگوریتم کوپل برای کوپلینگ فشار و سرعت اعمال گردیده است. برای شبکه بندی میدان حل نیز از شبکه مرکب با لحاظ لایه مرزی مناسب در نزدیک دیواره‌های پره استفاده شده است. گرچه در روش فوق از تابع دیواره استفاده نمی‌شود و جهت دست یافتن به جواب‌های دقیق تر باید شبکه لایه مرزی به اندازه‌ای انتخاب شود که $y^+ < 1$ باشد. با توجه به تراکم پذیر بودن جریان و تغییرات قابل توجه دما در مسیر جریان از رابطه ساترلند برای محاسبه لزج استفاده شده است. برای رابطه بین فشار و چگالی از معادله حالت گاز کامل استفاده شده است.

۳.۳ مشخصات فیزیکی

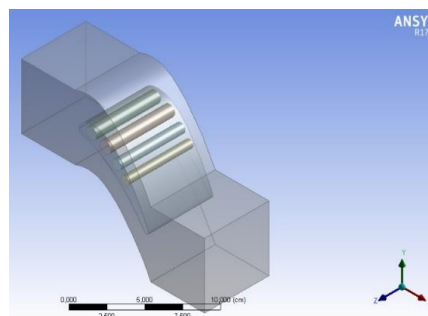
در این پژوهش جنس پره استیل ضدزنگ و برای پوشش محافظ گرما (TBC)، زیرکونیوم دی‌اکسید لحاظ شده است [۲۳]. سیال مورد استفاده در این پژوهش هوا می‌باشد که به عنوان خنک‌کننده نیز مورد استفاده قرار گرفته است. مشخصات فیزیکی مواد مورد استفاده در جدول (۱) آمده است. اندازه وتر پره توربین (C) ۰/۰۸۳۴ متر و طول پره ۰/۰۶ متر می‌باشد.

جدول ۱- خواص فیزیکی مورد استفاده در پژوهش

نام مواد	چگالی (kg/m ³)	گرمای ویژه (j/kg.k)	ضریب هدایت حرارتی (W/m.k)
استیل	۷۹۰۰	۵۸۵/۲	۱۹
دی‌اکسید زیرکونیوم	۵۶۸۰	۵۴۰	۲/۷
هوا در دمای K ۱۲۰۰	۰/۲۹۴۷	۱۱۷۹	۰/۰۷۸۲

۴.۳ مطالعه استقلال نتایج از شبکه و اعتبارسنجی آن

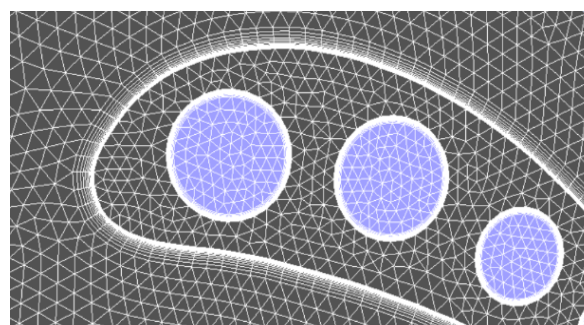
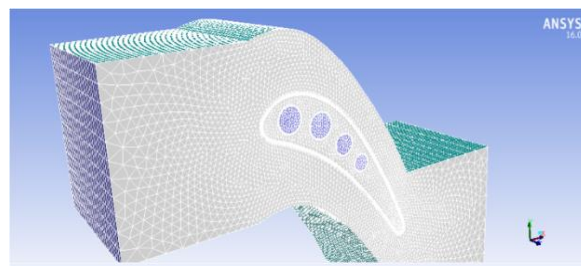
در این قسمت برای دستیابی به صحت حل مسئله مقایسه نتایج با کارهای قبلی صورت گرفته است. به این منظور جهت صحت سنجی نتایج حاصل از حل عددی از طرح انجام گرفته در مرکز آزمایشی Aerospace (DLR) آلمان استفاده شده است [۲۴]. باتوجه به داده‌های آزمایشی اعلام شده، مورد انتخاب شده نمونه خوبی برای اعتبارسنجی است. جریان ورودی اصلی، محصولات احتراق C₁₄H₃₀ می‌باشد که خواص نزدیک به هوا دارد و می‌توان در مدل‌سازی به جای آن از هوا در دما و فشار ورودی توربین استفاده کرد. جریان ورودی اصلی با دمای کل 794.5 K و فشار کل ورودی 0.15376 MP و فشار استاتیکی خروجی 0.10217 MP در نظر گرفته شده است و سیال خنک‌کننده گذرنده از مجاری خنک‌کاری، هوا می‌باشد. ضریب نسبت حرارتی مخصوص هوا در دمای ورودی برابر ۱/۳۵۴ در نظر گرفته شده و شرایط مرزی سوراخ‌های خنک‌کاری در جدول ۲ آمده است:



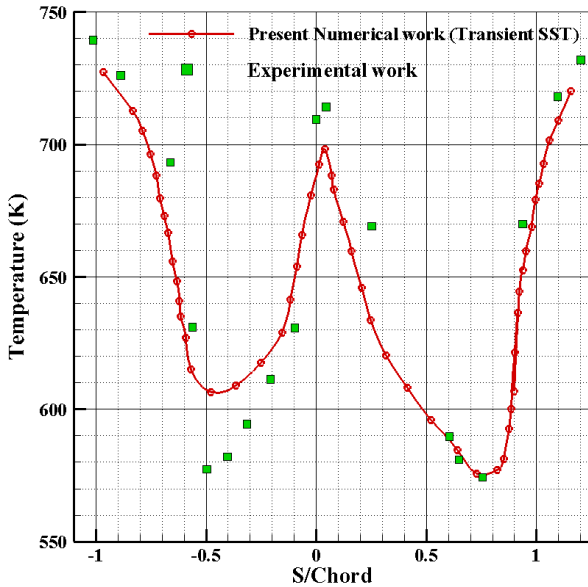
ادامه شکل ۱- هندسه ترسیم شده در نرم افزار انسیس

۲.۳ شبکه‌بندی میدان حل

برای مدل‌سازی عددی توربین موردنظر از روش اویلری استفاده شده است. در بررسی حاضر تماس به وجود آمده بین جداره پره و هوای داغ عبوری به صورت اتوماتیک در طول تحلیل توسط نرم‌افزار محاسبه می‌شود. در مش‌بندی لایه‌مرزی از مش سه‌بعدی شش‌وجهی و برای تعریف فضاهای دیگر از مش چهاروجهی (هرمی) استفاده شده است. باتوجه به اینکه هدف این تحقیق حل جریان لزج آشفته می‌باشد، بنابراین ضروری است که لایه‌مرزی در داخل سوراخ‌ها و نیز در فضای بین سطح تماس هوای داغ و سطح رویی پره توربین ایجاد شود تا با ریزش شدن شبکه در این نقاط باتوجه به گرادیان‌های بالا، دقت محاسبات افزایش یابد. نمای نزدیک از شبکه مربوط به لایه‌مرزی و شبکه بقیه نواحی در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲- شبکه‌بندی غیرسازمان یافته برای پره توربین گازی



شکل ۴- مقایسه نتایج کار فعلی و کار تجربی مرجع [۲۴].

۴ نتایج

در ادامه مدل‌سازی عددی جریان برای حالت بدون پوشش محافظ حرارتی و با پوشش حرارتی در جنس، ضخامت و زبری‌های مختلف انجام شده و نتایج به‌دست‌آمده مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته‌اند.

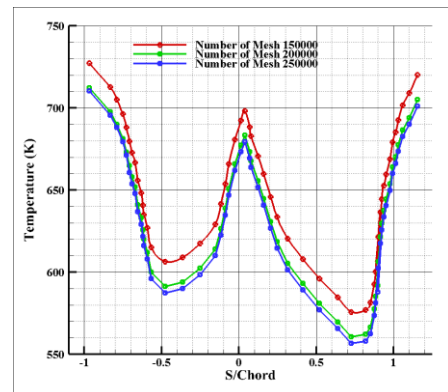
۴.۱ توزیع دما در حالت بدون پوشش محافظ حرارتی

با بررسی توزیع دمای نشان‌داده‌شده در شکل‌های ۵ و ۶ برای حالت بدون پوشش محافظ حرارتی، می‌توان دریافت که این توزیع دما تحت تأثیر سوراخ‌های خنک کار تغییر می‌کند. با توجه به اینکه لبه حمله پره توربین در معرض شدیدتر جریان گاز داغ عبوری قرار دارد و سوراخ‌های خنک کار نیز تقریباً از لبه حمله فاصله دارند، مقدار دمای سطح پره برای نقطه سکون نسبت به دیگر نواحی بالا است و در قسمت‌های میانی سطح پره، دمای میانگین به‌طور قابل‌ملاحظه‌ای کاهش یافته‌است. هر چند در لبه‌های فرار پره‌های توربین گاز به دلیل عدم وجود سوراخ‌های خنک‌کاری دمای سطح بیشتر است. هرچه درجه حرارت گاز ورودی به توربین بیشتر شود راندمان توربین گازی افزایش می‌یابد؛ لذا توسعه و بهینه‌سازی مداوم مواد مورد استفاده در ساخت قطعات مسیر گاز داغ در این توربین‌ها یک هدف مهم تلقی می‌شود. در ادامه به بررسی توزیع دمای پره توربین گاز همراه با محافظ حرارتی پرداخته می‌شود. نتایج به‌دست‌آمده نشان‌دهنده این موضوع می‌باشد که با افزودن پوشش‌های محافظ گرمایی تا حدود ۱۵ درصد باعث کاهش دمای پره توربین می‌شود.

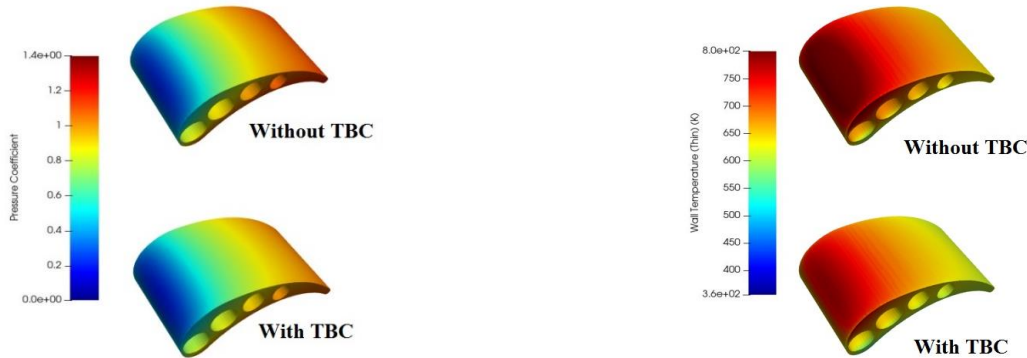
جدول ۲- شرایط مرزی سوراخ‌های خنک‌کاری [۲۴]

شماره سوراخ	دمای میانگین (کلوین)	عدد رینولدز $\times 10^4$	دبی عبوری (کیلوگرم بر ثانیه)
۱	۳۴۳/۱	۱/۵۸	۰/۰۰۲۶۲
۲	۳۴۵/۴	۱/۵۴	۰/۰۰۲۵۴
۳	۳۴۳/۸	۱/۸۳	۰/۰۰۲۵۱
۴	۳۴۱/۱	۲/۱۰	۰/۰۰۲۴۵

جهت صحت‌سنجی نتایج به‌دست‌آمده از حل عددی باید ذکر کرد که در این پژوهش شبیه‌سازی جریان بر روی پره با استفاده از شبکه‌بندی غیر سازمان‌یافته صورت پذیرفته و می‌بایست از مستقل بودن نتایج از تعداد شبکه‌ها نیز اطمینان حاصل کرد. به همین منظور ابتدا یک شبکه‌بندی نسبتاً درشت (مش ۱۵۰۰۰۰) را انتخاب کرده و سپس تعداد مش‌ها را در حدود ۱/۵ الی ۲ برابر کرده و سپس به مطالعه توزیع دما بر روی پره توربین پرداخته شده‌است. با توجه به نتایج گزارش شده در شکل ۳ می‌توان دریافت که از مش‌بندی ۲۰۰۰۰۰ به بعد تغییر محسوسی در توزیع دمای سطح پره توربین دیده نمی‌شود؛ لذا این شبکه‌بندی برای نتایج این پژوهش مناسب و بهینه می‌باشد. در شکل ۴ نتایج به‌دست‌آمده از شبکه منتخب با نتایج تجربی موجود در مراجع معتبر مقایسه شده‌است که نشان از نزدیکی قابل قبول نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی می‌باشد [۲۵، ۲۴]. در نواحی $S/Chord$ با مقادیر مابین $-0/5$ و $-0/25$ اختلاف مابین نتایج کار فعلی و کار تجربی نسبتاً زیاد می‌باشد که می‌تواند ناشی از خطا کالیبراسیون در کار تجربی و یا استفاده از روش‌های گسسته‌سازی مکانی بالادست معادلات در کار عددی باشند. از مقایسه بین نمودار توزیع دما به‌دست‌آمده از روش عددی در ناحیه مذکور می‌توان دریافت که نحوه رفتار مطابق با کار تجربی می‌باشد، این در حالی است که در سایر نواحی، اختلاف خطا بسیار ناچیز و کاملاً منطبق بر یکدیگر می‌باشند.



شکل ۳- بررسی استقلال نتایج از شبکه

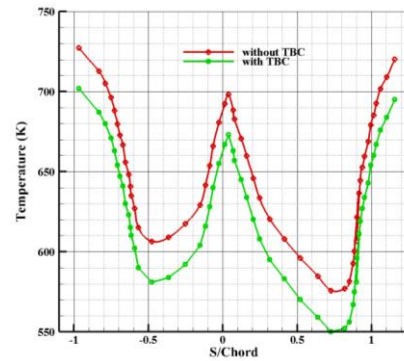


شکل ۵- کانتور توزیع دما بر روی پره بدون و همراه با پوشش محافظ حرارتی

شکل ۷- کانتور توزیع فشار بر روی پره بدون و همراه با پوشش محافظ حرارتی

۲.۴ بررسی تأثیر جنس پوشش محافظ

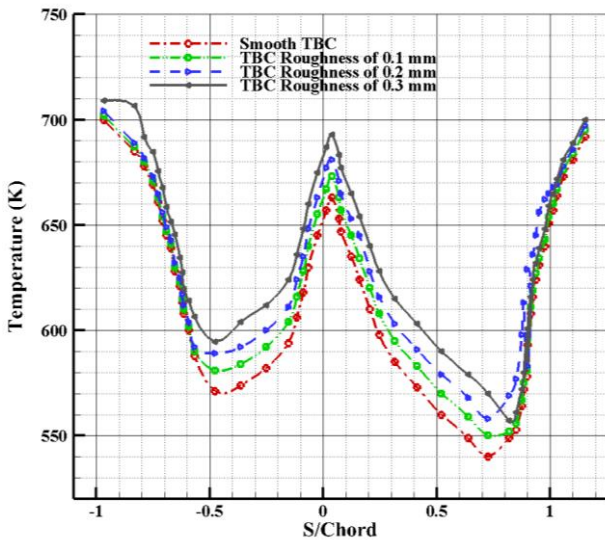
مسلماً پوشش‌های محافظ حرارتی، می‌بایست از نظر چگالی کم و دارای ضریب هدایت حرارتی نسبتاً پایینی باشند. دلیل کم بودن چگالی این می‌باشد که وزن پره توربین و یا سایر تجهیزاتی که قصد کاهش و کنترل دمای آن وجود دارد، چندان دستخوش تغییر نشود و پایین بودن ضریب هدایت حرارتی^۲ نیز به‌خاطر افزایش مقاومت حرارتی در برابر گازهای داغ عبوری از روی پره توربین گاز می‌باشد. در ضمن عمدتاً از مواد سرامیکی برای این کار استفاده می‌شود که یکی از دلایل آن، این است که سرامیک‌ها در برابر خوردگی مواد شیمیایی و غیره بسیار مقاوم‌تر از سایر مواد مشابه می‌باشند. در پره‌های توربین گاز، هدف از اعمال پوشش محافظ حرارتی، بالابردن مقاومت حرارتی می‌باشد تا انتقال حرارت کمتر از گازهای داغ عبوری به سطح پره برسد. پس هرچه قدر ضریب هدایت حرارتی (k) کمتر باشد، مقاومت حرارتی نیز بیشتر می‌باشد و دمای سطح پره توربین نیز نسبت به پره بدون محافظ پوشش حرارتی کمتر می‌باشد [۱۹]. نتایج به‌دست‌آمده نشان‌دهنده این موضوع می‌باشد که دمای سطح پره توربین گاز با پوشش حرارتی که ضریب هدایت کمتری دارد، کمتر می‌باشد. شکل ۸ تغییرات دما بر حسب انواع مواد TBC را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که کاهش ضریب انتقال حرارتی برای پوشش محافظ موجب کاهش نسبی دما در نواحی میانی پره می‌شود و این کاهش نسبی در حدود ۱/۸ درصد گزارش‌گیری شده است در حالی که در سایر قسمت‌ها تغییر چندانی در توزیع دما مشاهده نمی‌شود.



شکل ۶- مقایسه بین توزیع دما در حالت پوشش و بدون پوشش

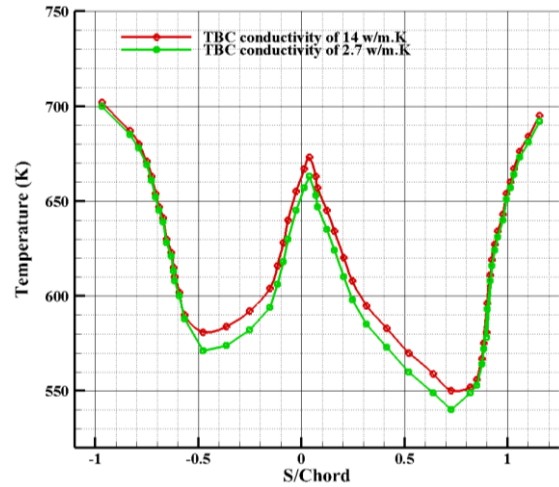
همان‌گونه که در شکل ۷ ملاحظه می‌شود در سطح مکش^۱ تیغه‌ی پره از ابتدای شروع لبه حمله تا انتهای پره، مقدار ضریب فشار با شیب کمتری به صورت تقریباً خطی کاهش می‌یابد و در حالیکه، مقدار آن با شیب بیشتری در سطح فشاری کاهش و در ادامه نوسانات کوچک دارد و در نقطه سکون مقدار آن در حدود یک می‌باشد. از مقایسه بین دو حالت وجود و عدم وجود پوشش محافظ حرارتی، می‌توان دریافت که کانتور توزیع ضریب فشار دچار تغییرات آنچنانی نمی‌شود ولی در حالت افزودن پوشش زبر، توزیع فشار اندکی (در حدود ۰/۵ درصد) دچار کاهش می‌شود. این کاهش فشار از طرفی باعث افت عملکردهای هیدرودینامیکی مانند ضریب پسا و برای تیغه می‌شود، ولی با توجه هدف اصلی افزودن پوشش که تقلیل دما است، این افت‌های اندک در قیاس با بهبود خنک‌کاری، قابل اغماض هستند.

کاری توربین، زبری سطح پره‌ها افزایش می‌یابد. در جریان آرام زبری سطوح تأثیر چندان زیادی بر روی پروفیل‌های سرعت نزدیک دیواره‌ها ندارند. درحالی‌که در جریان‌های آشفته مقادیر جزئی زبری سطوح نیز حتی سبب افزایش تنش‌های برشی سطوح و جدایش لایه داخلی لزوج دیواره‌ها شده و به دنبال آن موجب افزایش شدید اصطکاک دیواره‌ها و تغییرات قابل‌ملاحظه در ممنتوم و انتقال حرارت می‌شوند. بعد از پرداختن به تأثیر ضریب هدایت و ضخامت پوشش محافظ حرارتی بر روی مقدار انتقال حرارت ورودی از طریق گازهای داغ به سطح پره توربین، در این بخش به بررسی تأثیر ارتفاع زبری پوشش‌های محافظ حرارتی بر روی دمای سطح پره پرداخته می‌شود. وجود زبری فقط وابسته به حضور پوشش‌های محافظ گرمایی نیست، بلکه برای این کار در ابتدا پوشش صاف (زبری برابر صفر) و سپس پوشش با زبری‌های ۰/۱، ۰/۲ و ۰/۳ میلی‌متر در نظر گرفته شده و بعد به مطالعه توزیع دمای سطح پره توربین پرداخته شده‌است. بادقت در شکل ۱۰ ملاحظه می‌شود که افزایش ارتفاع زبری‌های روی سطح منجر به افزایش قابل‌توجه توزیع دما در روی پره می‌شود و لذا می‌توان نتیجه گرفت که در صورت استفاده از پوشش حرارتی باید دقت شود که اندازه زبری‌های تحمیلی به سطح به‌خاطر وجود پوشش محافظ حرارتی منجر به افزایش دمای سطح نسبت به حالت بدون TBC نشود.



شکل ۱۰- تغییرات دمای پره توربین بر حسب انواع زبری‌های مواد TBC

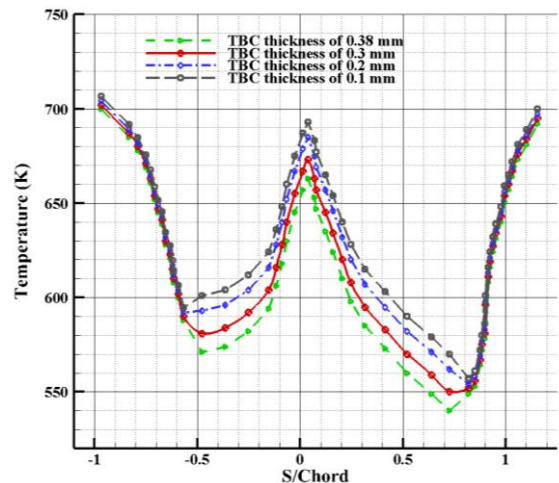
در شکل ۱۱ تغییرات خطوط جریان در اطراف ناحیه فرار تیغه توربین گازی برای انواع زبری‌های TBC با حالت بدون TBC مورد مقایسه قرار گرفته‌است. در نواحی سکون تیغه، تغییرات آنچنانی در خطوط جریان مشاهده نگردید ولی برای لبه فرار، خطوط جریان در



شکل ۸- تغییرات دمای پره توربین بر حسب انواع جنس مواد TBC

۳.۴ تأثیر ضخامت پوشش بر روی دمای پره توربین

با افزایش ضخامت پوشش محافظ حرارتی، مقاومت حرارتی رسانشی افزایش، ولی مقاومت جابه‌جایی ثابت باقی می‌ماند و درکل مقاومت حرارتی مجموعه افزایش می‌یابد و نرخ انتقال حرارت کاهش می‌یابد که برای کار فعلی مطلوب است. ولی می‌بایست یک ضخامت بهینه برای این کار پیدا کرد که بعد از آن انتقال حرارت تغییر چندانی نمی‌کند. همان‌گونه که در شکل ۹ ملاحظه می‌شود در این پژوهش با انتخاب ضخامت‌های مختلف، حل عددی جریان صورت گرفت و ملاحظه شد که بعد از ضخامت ۰/۳۸ میلی‌متر برای پوشش محافظ گرمایی، توزیع دما تغییر چندانی نمی‌کند.



شکل ۹- تغییرات دمای پره توربین بر حسب انواع ضخامت مواد TBC

۴.۴ تأثیر زبری بر روی دمای پره توربین

به‌طورکلی باگذشت زمان و بهره‌برداری و کارکرد توربین و ورود ذرات معلق در هوا مانند ذرات شن و خاک و... بسته به نوع شرایط

ناویراستوکس، انرژی و پیوستگی در حالت پایا توسط نرم‌افزار فلونت انجام و این نتیجه حاصل شد که با افزایش زبری پوشش محافظ، دمای پره افزایش می‌یابد. برای بررسی تأثیر جنس پوشش محافظ گرمایی، از ضریب هدایت حرارتی و همچنین ضخامت آن استفاده شده‌است. نتایج به‌دست‌آمده نشان‌دهنده این موضوع می‌باشد که با افزایش ضریب هدایت حرارتی، دمای پره افزایش می‌یابد که چندان مناسب نمی‌باشد. همچنین با افزایش ضخامت پوشش محافظ گرمایی، دمای سطح پره توربین گاز کاهش می‌یابد ولی این کاهش دما از یک مقدار مشخص ضخامت به بعد دچار تغییر نمی‌شود. با بررسی نتایج به‌دست‌آمده می‌توان دریافت که با افزودن پوشش محافظ توزیع ضریب فشار در روی پره تغییری آن‌چنانی ایجاد نمی‌کند. بررسی تأثیر پارامترهای زبری سطح، ضخامت و جنس پوشش‌های محافظ گرمایی نشان داد که بهینه‌ترین حالت برای پارامترهای مذکور، به ترتیب ۰/۱ م، ۰/۳۸ م و ۲/۷ وات بر متر در کلون به‌دست آمده‌است.

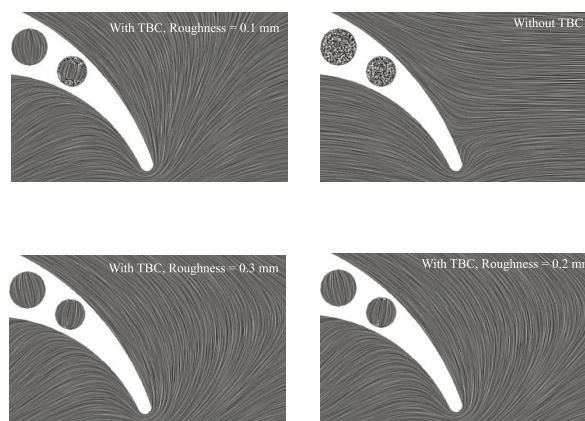
تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

- [1] S. W. Hwang, D. H. Kim, J. K. Min, and J. H. Jeong, "CFD analysis of fin tube heat exchanger with a pair of delta winglet vortex generators," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 26, no. 9, pp. 2949-2958, 2012, <https://doi.org/10.1007/s12206-012-0702-2>.
- [2] M. Yataghene and J. Legrand, "A 3D-CFD model thermal analysis within a scraped surface heat exchanger," *Computers and Fluids*, vol. 71, no. 9, pp. 380-399, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2012.10.026>.
- [3] S. Aradag, U. Olgun, F. Aktürk, and B. Başbüyük, "CFD analysis of cooling of electronic equipment as an undergraduate design project," *Computer Applications in Engineering Education*, vol. 20, no. 1, pp. 103-113, 2012, <https://doi.org/10.1002/cae.20378>.
- [4] Y. Q. Liu, P. X. Jiang, Y. B. Xiong, and Y. P. Wang, "Experimental and numerical investigation of transpiration cooling for sintered porous flat plates," *Applied Thermal Engineering*, vol. 50, no. 1, pp. 997-1007, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2012.08.028>.
- [5] I. F. Zidane, K. M. Saqr, G. Swadener, X. Ma, and

حالت افزودن TBC با زبری‌های گوناگون دست‌خوش تغییرات می‌گردد. در لبه فرار برای حالت بدون زبری جریان سیال دچار برگشت و چسبندگی مجدد به دیواره می‌گردد که منجر به تشکیل ریزگردابه‌ی کوچک می‌شود ولی برای حالت‌های زبر، این چسبندگی مجدد با جریان ناحیه فشار تیغه ادغام شده و گردابه‌ای به آن صورت تشکیل نمی‌شود. خطوط جریان با افزایش زبری مواد TBC، از دیواره فاصله پیدا می‌کنند و به‌عبارت دیگر از یکدیگر کسب‌کننده می‌گردند که ناشی از تغییرات زیرلایه لزج در اطراف دیواره می‌باشد. هرچه خطوط جریان با فواصل بیشتری نسبت به یکدیگر بر روی دیواره به حرکت درآیند، به همان اندازه گرمای بیشتری را از روی سطح گرم منتقل می‌کنند که می‌تواند منجر به خنک‌کاری کمتر آن سطح گردد و به‌همین دلایل هم می‌توان دلیل سیالاتی افزایش دما با افزودن سطوح زبر را توجیه نمود.



شکل ۱۱- تغییرات الگوی جریان در ناحیه فرار پره توربین بر حسب انواع زبری‌های مواد TBC

۵ نتیجه‌گیری

دمای بالای به وجود آمده بر روی سطح پره توربین از طریق عبور گازهای بسیار داغ گذرنده از روی آن به‌مرورزمان باعث ایجاد خسارات جبران‌ناپذیری در ادوات صنعتی می‌شود. بر فرض مثال گرادیان دمایی بالای تشکیل شده بر روی پره، خود باعث می‌شود تا بدنه پره توربین در طول چند سال دچار خزش و یا خستگی شود که کاهش راندمان را به دنبال دارد. می‌بایست از توربین‌های گازی که هزینه‌های بسیار سنگینی برای آن‌ها توسط برخی شرکت‌ها پرداخت می‌شود، حداکثر استفاده‌ی زمانی و راندمانی را داشت. در این مقاله با در نظر گرفتن یک پره توربین، به‌منظور بهبود رفتار دمایی سطح پره، اثرات افزودن پوشش محافظ حرارتی، ضخامت و ضریب هدایت حرارتی آن به همراه ارتفاع زبری پوشش با حل معادلات

- [15] W. Wu and U. Piomelli, "Effects of surface roughness on a separating turbulent boundary layer," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 841, pp. 552-580, 2018, <https://doi.org/10.1017/jfm.2018.101>
- [16] F. Yang *et al.*, "A robotic polishing trajectory planning method combining reverse engineering and finite element mesh technology for aero-engine turbine blade TBCs," *Journal of Thermal Spray Technology*, vol. 31, no. 7, pp. 2050-2067, 2022, <https://doi.org/10.1007/s11666-022-01434-9>.
- [17] F. N. Nourin and R. S. Amano, "Heat transfer augmentation with multiple jet impingement cooling on dimpled surface for gas turbine blades," *Journal of Energy Resources Technology*, vol. 145, no. 2, 2023, Art. no. 022101, <https://doi.org/10.1115/1.4054465>.
- [18] A. Roy, M. Searle, S. Ramesh, and D. Straub, "Investigation of gas turbine internal cooling using supercritical Co₂-effect of surface roughness and channel aspect ratio," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 144, no. 11, 2022, Art. no. 111019, <https://doi.org/10.1115/1.4055497>.
- [19] Z. Mehmood, A. Sarosh, and O. A. A. Awan, "Recent Advancements in Thermal Barrier Coatings (TBC) for High-Temperature Gas Turbines," 2023. [Online]. Available: https://easychair.org/publications/preprint_download/r8dC
- [20] P. Gosselin, A. DeChamplain, S. Kalla, and D. Kretschmer, "Three-dimensional CFD analysis of a gas turbine combustor," in *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, NV, U.S.A., 2000, Paper 3466, <https://doi.org/10.2514/6.2000-3466>.
- [21] D. Borello, D. Anielli, F. Rispoli, A. Salvagni, and P. Venturini, "Unsteady CFD analysis of erosion mechanism in the coolant channels of a rotating gas turbine blade," in *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. Volume 5A: Heat Transfer. Montreal, Quebec, Canada, 2015, Paper V05AT11A028 ASME*, pp. 15-19, 2015, <https://doi.org/10.1115/GT2015-43266>.
- [22] M. Kaewbumrung, W. Tangsopa, and J. Thongsri, "Investigation of the trailing edge modification effect on compressor blade aerodynamics using SST k- ω turbulence model," *Aerospace*, vol. 6, no. 4, 2019, Art. no. 48, <https://doi.org/10.3390/aerospace6040048>.
- [23] T. Akatsu, T. Kato, Y. Shinoda, and F. Wakai, "Thermal barrier coating made of porous zirconium oxide on a nickel-based single crystal superalloy formed by plasma electrolytic oxidation," *Surface and Coatings Technology*, vol. 223, pp. 47-51, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2013.02.026>.
- [24] M. Elfert, "The research on a film cooling on a surface of a hot gas blade," German Aerospace Center (DLR), Cologne, Germany, Rep. Bericht IB325-
- M. F. Shehadeh, "On the role of surface roughness in the aerodynamic performance and energy conversion of horizontal wind turbine blades: A review," *International Journal of Energy Research*, vol. 40, no. 15, pp. 2054-2077, 2016, <https://doi.org/10.1002/er.3580>.
- [6] M. Valdes, M. D. Duran, and A. Rovira, "Thermoeconomic optimization of combined cycle gas turbine plants using genetic algorithms," *Applied Thermal Engineering*, vol. 23, no. 17, pp. 2169-2182, 2003, [https://doi.org/10.1016/S1359-4311\(03\)00203-5](https://doi.org/10.1016/S1359-4311(03)00203-5).
- [7] N. P. Padture, M. Gell, and E. H. Jordan, "Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications," *Science*, vol. 296, no. 5566, pp. 280-284, 2002, <https://doi.org/10.1126/science.1068609>.
- [8] D. R. Clarke, M. Oechsner, and N. P. Padture, "Thermal-barrier coatings for more efficient gas-turbine engines," *MRS Bulletin*, vol. 37, no. 10, pp. 891-898, 2012, <https://doi.org/10.1557/mrs.2012.232>.
- [9] F. Hummel, M. Lotzerich, P. Cardamone, and L. Fottner, "Surface roughness effects on turbine blade aerodynamics," *Journal of Turbomachinery*, vol. 127, no. 3, pp. 453-461, 2005, <https://doi.org/10.1115/1.1860377>.
- [10] T. Bai, J. Liu, W. Zhang, and Z. Zou, "Effect of surface roughness on the aerodynamic performance of turbine blade cascade," *Propulsion and Power Research*, vol. 3, no. 2, pp. 82-89, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2014.05.001>.
- [11] S. S. Talebi and A. Mesgarpoor Tousi, "Investigation of Compressor Blade Roughness Increment Effect on Micro Turbine Performance," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 49, no. 3, pp. 471-484, 2017, <https://doi.org/10.22060/mej.2016.746>
- [12] K. Mulleners, P. Gilge, and S. Hohenstein, "Impact of surface roughness on the turbulent wake flow of a turbine blade," *Journal of Aerodynamics*, vol. 2014, no. 1, 2014, Art. no. 458757, <https://doi.org/10.1155/2014/458757>.
- [13] I. F. Zidane, K. M. Saqr, G. Swadener, X. Ma, and M. F. Shehadeh, "On the role of surface roughness in the aerodynamic performance and energy conversion of horizontal wind turbine blades: A review," *International Journal of Energy Research*, vol. 40, no. 15, pp. 2055-2077, 2016, <https://doi.org/10.1002/er.3580>.
- [14] D. Li, R. Li, C. Yang, and X. Wang, "Effects of surface roughness on aerodynamic performance of a wind turbine airfoil," in *Asia-Pacific Power and Energy Engineering Conference*, Chengdu, China, IEEE, 2010, Paper 5448702, <https://doi.org/10.1109/APPEEC.2010.5448702>.

953-962, 2013,
<https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2012.10.048>.

19-86,1986, (in German) .

[25] W. Wroblewski, "Numerical evaluation of the blade cooling for the supercritical steam turbine," *Applied Thermal Engineering*, vol. 51, no. 1-4, pp.