

Experimental Investigation of the Influence of Blockage in Cooling Jet Hole on the Film Cooling Effectiveness in Gas Turbine Blades

Masoud Faraji¹, Mahdi Ramezanizadeh^{*2}, Youness poladrang³

¹ Researcher, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, I.R. Iran. Email Address: masoodfarajipd66@gmail.com

² *Associate Professor, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, I.R. Iran. CorrespondenceEmail Address: ramezanizadeh@ssau.ac.ir

³ Researcher, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, I.R. Iran. Email Address: poladrang@gmail.com

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research Paper

Received: 10 December 2025

Received in revised form: 21 January 2026

Accepted: 05 February 2026

Available online: 20 February 2026

Keywords:

Film Cooling Effectiveness

Blockage of the Jet Hole

Experimental Test

Infrared Thermography

Wind Tunnel

ABSTRACT

The blockage of the cooling jet hole is one of the problems that arises in the film cooling of gas turbines. It reduces the film cooling effectiveness and creates hot spots. In this research, by following the pattern of blockages created in the used turbine blades of G17-79 engines and after constructing its nearly cylindrical hole model, the required tests were conducted using a wind tunnel to investigate the effects of blockage. The desired tests were performed at four blowing ratios of 0.4, 0.5, 0.7, and 0.8 at the free stream Reynolds number of 10000, based on the jet hole diameter(Rejet). Thermal data acquisition was performed using infrared camera and the obtained results show that the cooling effectiveness decreases, in comparison to the holes which have no blockages. This reduction, is due to higher interaction of the jet flow with the cross flow which is due to increase of jet velocity at the jet exit. Also, by increasing the blowing ratio, the film cooling effectiveness decreases. However, at the blow ratio of 0.4, the highest effectiveness all over the investigate domain was observed.

Cite this article: Faraji M , Ramezanizadeh M , Poladrang Y., “Experimental Investigation of the Influence of Blockage in Cooling Jet Hole on the Film Cooling Effectiveness in Gas Turbine Blades, 2026; Vol(14): 37-50

[DOR: 20.1001.1.23223278.1404.14.2.4.9](https://doi.org/10.1001.1.23223278.1404.14.2.4.9)



© Author(s) retain the copyright and full publishing rights

Publisher: Imam Hossein University

Introduction

Improving the thermal efficiency of gas turbines, achieved by increasing the inlet temperature and using film cooling methods and thermal barrier coatings, leads to a reduction in pollutant emissions. The structure of the flow field, especially kidney vortices, has a significant impact on the film cooling efficiency. Reducing these vortices through novel hole designs (antivortex, auxiliary, and pea-shaped) improves the thermal performance[1-21] . However, hole blockage reduces the cooling effectiveness by disrupting the flow structure and enhancing unwanted vortices, and its exact mechanism under blockage conditions requires further research[22-25].

In the present study, a jet hole with a circular cross-section and a cylindrical channel is considered as the base geometry and the second geometry is considered based on the field studies conducted on existing used blades, with 15% blockage compared to the base case. In this way, the film cooling effectiveness of the blockage cylindrical hole is compared with the base geometry. Film cooling effectiveness measurements are carried out for blowing ratios of 0.4, 0.5, 0.7 and 0.8.

Methodology

The film cooling experiments were carried out in a wind tunnel test section at a speed of 27 m/s and a Reynolds number of 10,000. Due to the thermal limitations of the tunnel, the compressed air was injected onto the test plate through cooling holes at a 30° angle after passing through a 2 kW tubular heater. The main stream and jet temperatures were measured by PT100 sensors and the plate surface temperature was measured by an infrared camera. In Fig. 1, a view of the test plate used to investigate a row of seven jets injected into a cross flow using a constriction in a cylindrical channel is shown. In addition, the details of the simple cylindrical geometry are given in [29].

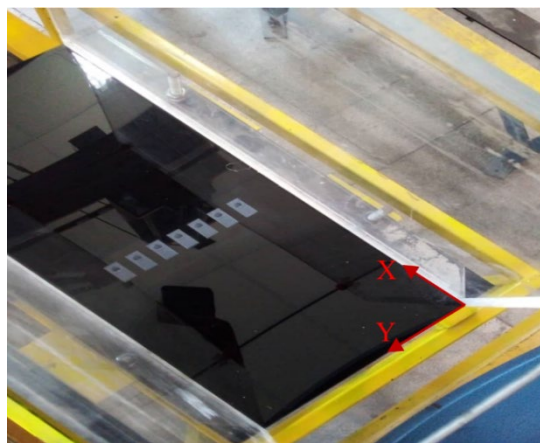


Figure 1. Laboratory model overview.

Result and Discussion

To verify the experimental data, the results of the film cooling experiments on different days were compared. The main dimensionless groups were kept constant in all experiments and a temperature difference of 20.3°C was set between the jet stream and the main stream. The inlet air temperature was increased by an electric heater and, as can be seen in Figure 2, in all experiments, a slight difference was observed between the laterally averaged film cooling efficiency at the same blowing ratio, which shows a similar trend on different days.

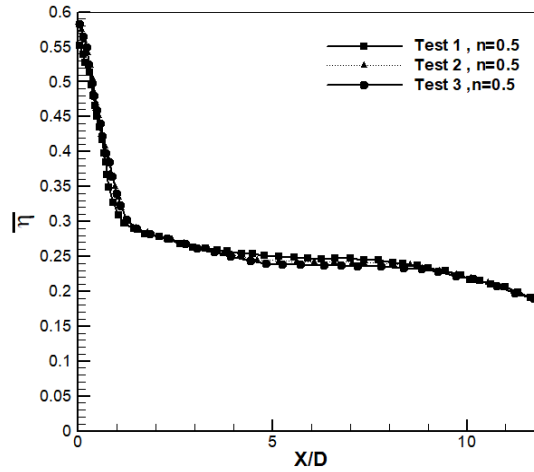


Figure 2. The laterally averaged film cooling effectiveness of blocked cylindrical holes at a blowing ratio of 0.5.

Figure 3 shows the compares the blocked and simple simple at a blow ratio of 0.4, that the simple holes have the lowest cooling efficiency and it decrease sharply at the flow upstream, while the blocked holes have the highest efficiency at this blowing ratio. As the blowing ratio increases, the efficiency increases in the simple holes up to 0.7, but in the blocked holes, the efficiency decreases with increasing blow ratio.

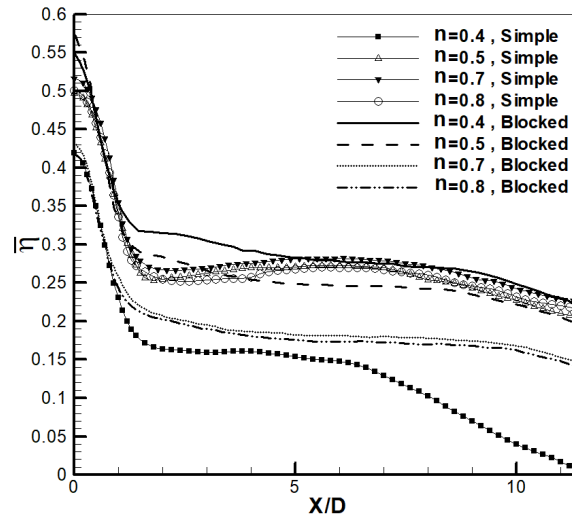


Figure 2. Comparison of the the laterally averaged film cooling efficiency of a blocked and unblocked cylindrical hole.

Figure 4 shows that at most of the blow ratios (except 0.4), simple holes have higher average total area cooling efficiency than blocked holes. At the blowing ratio of 0.4, blocked holes are more efficient, but this trend reverses as the blow ratio increases. The highest efficiency is achieved for simple holes at the blowing ratio of 0.7 and for blocked holes at blow ratio of 0.4. The largest difference in efficiency between the two cases is observed at blow ratio of 0.4 and the smallest at blow ratio of 0.5.

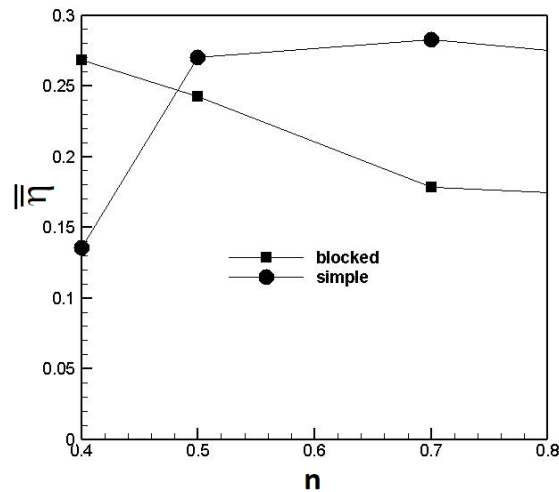


Figure 2. Area averaged cooling effectiveness at different blowing ratios.

Conclusions

This study experimentally investigated the effect blockage of simple cylindrical hole on the of film cooling effectiveness using infrared thermography. Experiments were conducted on a flat plate at four blowing ratios (0.4, 0.5, 0.7, 0.8) and the results were compared with the unblockaged case. The main results obtained are:

- The results of infrared measurements clearly show that blockage in the jet cooling holes reduces the film cooling effectiveness.
- In blockaged holes, the film cooling effectiveness decreases with increasing the blowing ratio.
- At low blowing ratios, the effectiveness in blockaged holes increases compared to unblockaged holes. However, with increasing blowing ratios, the effectiveness decreases.

بررسی تجربی اثرات گرفتگی روزنه جت خنک کننده بر خنک کاری لایه‌ای توربین‌های گازی

مسعود فرجی^۱، مهدی رضانی‌زاده^{۲*} ID، یونس پولاد رنگ^۳

^۱ کارشناس ارشد دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران. رایانامه: masoodfarajipd66@gmail.com

^۲ دانشیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران. ramezanizadeh@ssau.ac.ir

^۳ کارشناس ارشد، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران. رایانامه: poladrang@gmail.com

چکیده

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۴/۰۹/۱۹
بازنگری: ۱۴۰۴/۱۱/۰۱
پذیرش: ۱۴۰۴/۱۱/۱۶
ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۱۲/۰۱

یکی از مشکلاتی که در زمینه‌ی خنک کاری لایه‌ای پره‌های توربین‌های گازی مطرح می‌شود، انسداد روزنه جت خنک کننده است که این امر نقشی منفی روی اثربخشی خنک کاری لایه‌ای ایفا می‌کند. در این تحقیق، از گرفتگی‌های ایجاد شده در پره‌های کارکرده و مستعمل توربین موتور جی ۱۷-۷۹ الگو گرفته شده و پس از ساخت مدل روزنه تقریباً استوانه‌ای مذکور، آزمایش‌های موردنیاز با استفاده از تونل باد جهت بررسی اثرات گرفتگی انجام شده است. آزمایش‌های موردنظر در چهار نسبت دمزش ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ و عدد رینولدز جریان اصلی بر اساس قطر معادل جت (Re_{jet}) ۱۰۰۰۰ انجام شده است. داده‌برداری‌های حرارتی به وسیله دوربین مادون قرمز انجام شده و نتایج حاصل، کاهش میزان اثربخشی خنک کاری لایه‌ای نسبت به حالتی که روزنه جت دارای گرفتگی نباشد را نشان می‌دهد. این کاهش، به علت تداخل بیش تر جریان جت با جریان عرضی است که ناشی از افزایش سرعت جت در دهانه خروجی است. همچنین، با افزایش نسبت دمزش، میزان اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد. با این وجود، در نسبت دمزش ۰/۴، بیش ترین میزان اثربخشی در کل ناحیه مورد مطالعه مشاهده شده است.

کلیدواژه‌ها:

پره توربین‌های گازی
اثربخشی خنک کاری لایه‌ای
گرفتگی روزنه
اثربخشی
دمانگاری مادون قرمز
تونل باد

استناد: فرجی، مسعود، رضانی‌زاده، مهدی، پولاد رنگ، یونس. بررسی تجربی اثرات گرفتگی روزنه جت خنک کننده بر

خنک کاری لایه‌ای توربین‌های گازی (۱۴۰۴)؛ ۱۴ (۲): ۵۰-۳۷. [DOR: 20.1001.1.23223278.1404.14.2.4.9](https://doi.org/10.1001.1.23223278.1404.14.2.4.9)

© نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جام امام حسین(ع).



فهرست علائم و اختصارات

D	قطر روزه جت، mm
DR	نسبت چگالی
$n = \rho_{jet} V_{jet} / \rho_{\infty} V_{\infty}$	نسبت دممش
Re	عدد رینولدز
T	دما، °C
V	سرعت جریان، m/s
	علائم یونانی
ρ	چگالی، kg/m ³
η	اثربخشی خنک کاری لایه‌ای
	زیر نویس
∞	جریان اصلی
jet	جت
aw	دیوار آدیاباتیک
	بالا نویس
	متوسط گیری شده جانبی

۱- مقدمه

انتشار گازهای حاصل از احتراق و مصرف سوخت موتورهای توربین گازی زمانی کاهش می‌یابد که عملکرد آن‌ها (بازده حرارتی) بهبود یابد. با افزایش دمای ورودی توربین، راندمان حرارتی توربین‌های گازی افزایش می‌یابد. برای دستیابی به این موفقیت، توربین‌های گازی نیاز به خنک کاری و محافظت از سطوح در برابر گازهای داغ دارند تا از ذوب شدن یا آسیب آنها جلوگیری شود [۶-۱]؛ لذا، برای ممانعت از ذوب شدن اجزای داغ توربین، اتخاذ روش‌های خنک کاری کارآمد، به‌ویژه خنک کاری لایه‌ای، حیاتی است. این روش شامل تزریق جت‌های خنک‌کننده از روزه‌های سطحی جهت ایجاد یک لایه محافظ است. افزون بر این، پوشش‌های سدکننده حرارت برای تقویت کارایی خنک کاری و افزایش ظرفیت حرارتی اجزا به کار می‌روند [۷ و ۸].

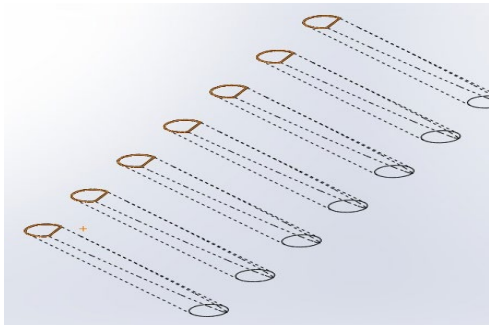
تاکنون، تحقیقات گسترده‌ای در مورد عوامل مختلفی که بر خنک کاری لایه‌ای تأثیر می‌گذارند، انجام شده است. بر اساس نتایج حاصل از تحقیقات مذکور، مشخص شده است که ساختار میدان جریان به طور قابل توجهی بر راندمان خنک کاری لایه‌ای تأثیر می‌گذارد. شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده برای روزه‌های دایره‌ای در جهت جریان، حضور گردابه‌های کلیوی در پایین دست خروجی جت را نشان می‌دهد. علاوه بر این، مشاهده شده که کاهش قدرت جفت گردابه‌های متقارن، منجر به بهبود قابل توجهی در راندمان خنک کاری لایه‌ای می‌گردد [۹-۱۳].

معمولاً از روش‌های مختلفی برای کاهش تأثیر گردابه‌های کلیوی استفاده می‌شود که شامل تغییرات در شکل ورودی، زاویه تزریق، سطح تزریق و عوامل خارجی مانند نسبت دممش و شدت آشفتگی است. این تنظیمات، باهدف تغییر ساختار گردابه کلیوی برای تأثیرگذاری بر راندمان خنک کاری انجام می‌شود [۱۸-۱۴]. گردابه‌های کلیوی، به طور قابل توجهی بر راندمان خنک کاری پایین دست تأثیر می‌گذارد و منجر به اتخاذ روش‌های مختلف برای کاهش اثرات آن‌ها می‌شود. روزه‌ای ضد گردابه توسط هایدمن و اکاد [۱۹] طراحی شد که به طور مؤثری گردابه‌های مضر مرتبط با روزه‌های استاندارد را خنثی می‌کرد و آن‌ها را نزدیک سطح نگه می‌داشت. ژانگ و ژو [۲۰] ترکیب جدیدی از روزه‌های کمکی را پیشنهاد دادند که با روزه‌های اصلی روی صفحه صاف درهم تنیده شده‌اند تا اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را افزایش دهند. نتایج عددی ایشان نشان داد که گردابه‌های در مقیاس بزرگ ناشی از روزه‌های کمکی، توسعه پایین دستی گردابه‌های خلاف هم گرد کلیوی روزه اصلی را سرکوب می‌کنند. عملکرد حرارتی روزه نوین جت نخودی به طور تجربی توسط فولاد رنگ و رضانی‌زاده [۵] با استفاده از دمانگاری مادون قرمز در تونل باد مادون صوت بررسی شد و با هندسه سنتی جت‌های استوانه‌ای مقایسه گردید. مشخص گردید که شکل خاص هندسه نخودی، متوسط ارتفاع جهش عمودی جریان در دهانه خروجی را در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده کاهش می‌دهد. علاوه بر این، در نسبت دممش‌های بالاتر، این تفاوت عملکردی کاملاً مشهود است و هندسه نخودی شکل، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را در محدوده ۶۲ تا ۲۵۰ درصد نسبت به هندسه استوانه‌ای افزایش می‌دهد. پاندا و همکارانش [۲۱] دو روش استاندارد خنک کاری همرفتی شامل برخورد جت و خنک کاری لایه‌ای را مقایسه کردند و عامل‌های مختلف انتقال حرارت را برای هر دو مورد ارزیابی نمودند. آن‌ها نشان دادند که خنک کاری لایه‌ای، در مقایسه با خنک کاری برخوردی جت، شار حرارتی و اعداد ناسلت بهتری را نشان می‌دهد.

کارایی بالای خنک کاری لایه‌ای منجر به رواج گسترده استفاده از آن می‌گردد، اما کاربردهای عملی آن چالش‌هایی نظیر ایجاد گرفتگی در فرایند ساخت روزه و پوشش سد حرارتی را به همراه دارد. آزمایش‌هایی توسط جوانوویچ و همکارانش [۲۲] با استفاده از روش سرعت‌سنجی تصویر ذرات و ترموگرافی با استفاده از کریستال مایع، بر روی روزه‌های بدون گرفتگی و همچنین روزه‌های همراه با گرفتگی در سه نسبت سرعت انجام شد. در حالت بدون گرفتگی، میدان جریان پایدار و گردابه‌های ساعت‌گرد در پایین دست مشاهده شدند. باین وجود، در شرایط گرفتگی، سرعت جریان جت افزایش یافته و گردابه‌های بزرگ و

۲- دستگاه آزمایش و روش اندازه‌گیری

همان‌طور که در شکل‌های (۱) و (۲) نشان داده شده است، هندسه کانال موردنظر در این تحقیق هندسه روزنه استوانه‌ای شکل است که مساحت دهانه خروجی آن شامل ۱۵ درصد گرفتگی نسبت به سطح مقطع دایره‌ای است و این مقدار گرفتگی در طول کانال به شکل مخروطی کاهش می‌یابد به‌طوری که در قسمت ورودی کانال، گرفتگی‌ای مشاهده نمی‌شود.



شکل (۱): نمایی شماتیک از هندسه کانال جت استوانه‌ای دارای گرفتگی.

به علت وجود زوایای گوناگون و شکل نامنظم در طول کانال و مساحت کم روزنه کانال، ساخت مدل آزمایشگاهی با استفاده از دستگاه کنترل عددی توسط رایانه (سی‌ان‌سی)^۱ مقدور نبوده، بنابراین در ساخت مدل آزمایشگاهی از دستگاه چاپگر سه‌بعدی استفاده شده است. بدین صورت که ۷ عدد مکعب‌مستطیل به ابعاد $35 \times 10 \times 15$ میلی‌متر مکعب در نظر گرفته شده است و هندسه کانال استوانه‌ای دارای گرفتگی، همانند شکل (۳) در آن طراحی و با استفاده از مواد پلی‌کربنات، توسط چاپگر سه‌بعدی چاپ شد. شکل ۳ قطعات مکعب‌مستطیلی چاپ شده توسط چاپگر سه‌بعدی را نمایش می‌دهد. قطعات چاپ شده، روی صفحه‌ای تخت با ضخامت ۱۵ میلی‌متر از جنس پلگسی گلاس جانمایی شدند. نحوه جانمایی بدین صورت بوده است که با استفاده از دستگاه برش لیزری حفره‌هایی به‌اندازه مکعب‌مستطیل‌های اشاره‌شده در مختصات مشخص همانند شکل ۴ روی صفحه پلگس گلاس ایجاد شد و سپس، مکعب‌مستطیل‌های چاپ‌شده در محل حفره‌های ایجادشده روی صفحه قرار گرفتند.

شکل گرفتگی درون کانال، به‌صورت برشی از یک مخروط است که قاعده آن در قسمت خروجی روزنه جت با وتری به طول $4/68$ به سمت لبه حمله، و راس مخروط در دهانه ورودی روزنه چسبیده به لبه کناری استوانه قرار دارد. از این‌رو مساحت ورودی روزنه برابر روزنه کامل یا همان مقدار $25/85$ و مساحت خروجی آن با احتساب گرفتگی $21/97$ است.

اضافی شکل می‌گیرند که این امر جریان عرضی به سمت سطح سرد را تشدید کرده و اثربخشی خنک‌کاری را کاهش می‌دهد. اثرات عیب‌ونقص جانبی مجرای تزریق (گرفتگی) با کاربرد در خنک‌کاری لایه‌ای توربین گازی، به‌طور عددی توسط جبران [۲۳] بررسی شد. این پژوهش به‌صورت عددی، اثر گرفتگی هلالی در روزنه تزریق را با استفاده از کد سی. اف. ایکس و مدل آشفتگی کا - اپسیلون بررسی می‌کند. نتایج نشان می‌دهد افزایش نسبت‌دمش، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را در حضور گرفتگی کاهش می‌دهد و گرفتگی 50% نزدیک خروجی روزنه، محافظت حرارتی را به‌شدت تضعیف می‌سازد.

در شبیه‌سازی عددی انجام شده توسط رزاق و جبران [۱]، از آب مایع در دمای اتاق استفاده شد. مشاهده گردید که تحت نسبت‌دمش‌های مختلف، زاویه شیب روزنه به‌طور قابل‌توجهی بر راندمان خنک‌کاری لایه‌ای تأثیرگذار است. با این‌حال، اثر قراردادن روزنه یا سازوکار تشکیل گردابه در این تحقیق مورد بررسی قرار نگرفت.

تحقیقات تجربی توسط هوانگ و همکارانش [۲۴] با به‌کارگیری عناصر تخصصی هرمی‌شکل برای شبیه‌سازی گرفتگی‌های داخلی روزنه‌ها انجام شد. نتایج مطالعه نشان داد که گرفتگی روزنه به‌طور قابل‌توجهی بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای و ضریب تخلیه تأثیر می‌گذارد. باوجود تمرکز بر گرفتگی‌های هرمی‌شکل، تأثیر ساختارهای گردابه‌ای بر خنک‌کاری لایه‌ای مورد تجزیه‌وتحلیل قرار نگرفت.

دو نسبت انسداد مشابه با اشکال مختلف گرفتگی شامل نیم‌کره‌ای و چهاروجهی توسط تیان و همکاران [۲۵] مورد بررسی و تجزیه‌وتحلیل قرار گرفت. نتایج نشان داد که راندمان خنک‌کاری لایه‌ای جانبی در ساختار انسداد نیم‌کره‌ای، پایین‌تر از ساختار چهاروجهی است.

بر اساس مرور ادبیات، گردابه‌های کلیوی بر ساختارهای میدان جریان پایین‌دست و کیفیت خنک‌کاری لایه‌ای تأثیر به‌سزایی اعمال می‌نمایند که مشابهت ساختاری با اثر گرفتگی روزنه‌ها دارد. با این‌حال، تحقیقات محدودی در مورد چگونگی تولید و تکامل این گردابه‌ها انجام شده است.

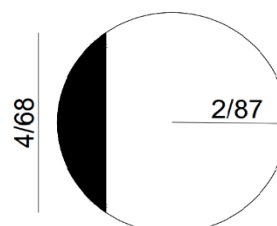
در تحقیق حاضر، روزنه جت با سطح مقطع دایره‌ای و کانال استوانه‌ای به‌عنوان هندسه پایه و هندسه دوم بر اساس مطالعات میدانی انجام‌شده روی پره‌های مستعمل موجود، با 15% درصد گرفتگی نسبت به حالت پایه در نظر گرفته شده است. به این ترتیب، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روزنه استوانه‌ای دارای گرفتگی با هندسه پایه مقایسه شده است. اندازه‌گیری‌های اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای نسبت‌دمش‌های $0/4$ ، $0/5$ ، $0/7$ و $0/8$ انجام شده است.

^۱ CNC (Computer Numerical Control)

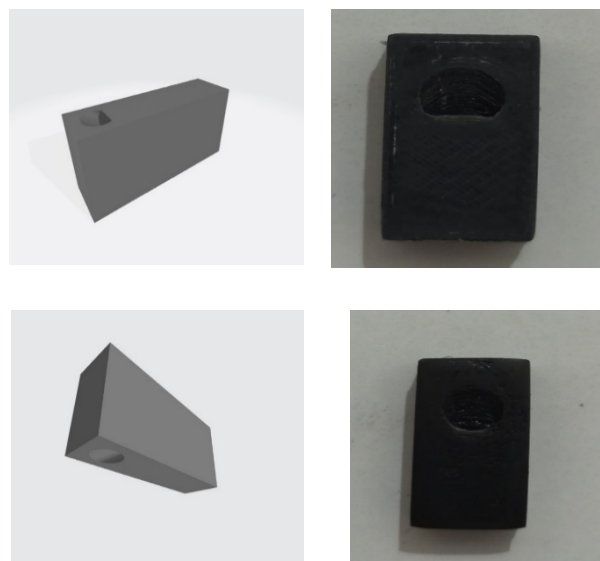
گرفته شده از کمپرسور باد توسط شیر کنترل جریان تنظیم می شود. هوای خنک با عبور از شیر کنترل جریان، به اریفیس می رسد و میزان دبی هوا توسط اریفیس اندازه گیری می شود؛ لذا، می توان با تنظیم شیر کنترل جریان، به دبی مورد نظر هوای عبوری رسید. جهت گرم کردن هوای گرفته شده از کمپرسور، گرم کن لوله ای ۲ کیلوواتی به همراه کنترل کننده دیجیتال دما در مدار پنوماتیکی بعد از اریفیس، قرار داده شده است؛ لذا، با عبور هوا از گرم کن لوله ای، هوا گرم خواهد شد. قبل از ورود به محفظه جت ها که به طور مستقیم زیر صفحه خنک کاری متصل است، هوای گرم از شیر اطمینان عبور می کند تا به مدار پنوماتیکی آسیبی نرسد. برای اندازه گیری دمای جت، حسگر هوای پی. تی ۱۰۰، در ورودی کانال روزنه، به زیر صفحه خنک کاری لایه ای چسبانده شده است. هوای گرم پس از عبور از شیر اطمینان توسط شیلنگی نسوز (با مقاومت حرارتی بالا) به محفظه جت ها می رسد. با عبور جریان هوا از میان تیغه های حایل داخل محفظه جت ها، جریان پایدارتر می شود. سپس، از طریق کانال روزنه های صفحه آزمایش، با زاویه ۳۰ درجه روی سطح صفحه تزریق می شود و با جریان اصلی تداخل پیدا می کند. در تمام آزمایش ها، از دماسنج پی. تی ۱۰۰ برای اندازه گیری دمای جریان اصلی ورودی استفاده شده است. نمایش خروجی دماسنج توسط نمایشگر دیجیتال ترموستات اندازه گیری می شود. برای اندازه گیری دمای جریان اصلی، دماسنج را به بدنه داخلی تونل باد تثبیت کرده و پس از رسیدن به شرایط پایا، دما از روی نمایشگر قرائت می شود.

روش اندازه گیری پایای در نظر گرفته شده در این تحقیق، دمانگاری مادون قرمز است. در این آزمایش، از دوربین فلیر سی ۲ برای اندازه گیری دمای سطح استفاده شده است. دوربین مادون قرمز مذکور، دارای محدوده کاری ۱۰ تا ۱۵۰ درجه سانتی گراد و دقت ۲٪ است. آزمایش با تنظیم جریان هوای اصلی روی سرعت ورودی ۲۷ متر بر ثانیه، معادل با عدد رینولدز تقریباً ۱۰۰۰۰ بر اساس قطر روزنه خنک کاری، شروع می شود.

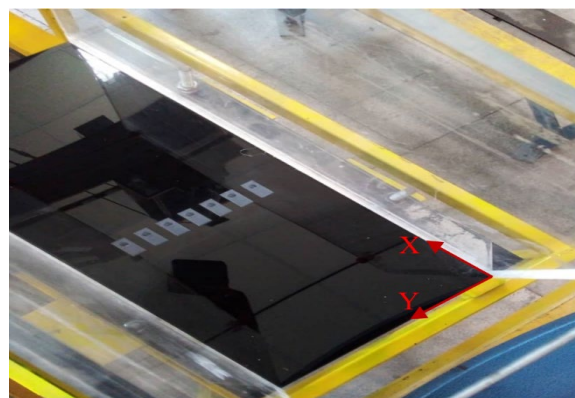
سطح صفحه آزمون با تزریق هوای داغ از میان کانال روزنه های خنک کاری لایه ای، گرم می شود. به دلیل محدودیت در تنظیمات تونل باد و مشکل گرم کردن هوای آن، هوای خنک گرفته شده از کمپرسور توسط گرم کن لوله ای با توان متغیر، داغ می شود. در حالی که جریان اصلی حرارت نمی بیند و در دمای ثابتی در نظر گرفته می شود. به عبارت دیگر، جریان تونل باد به عنوان جریان اصلی روی صفحه عبور می کند و جریان گرفته شده از کمپرسور روی سطح تزریق می شود. این هوای تزریق شده، وظیفه ایجاد پوشش مناسب روی سطح را بر عهده دارد که به علت وجود اختلاف دما بین جریان اصلی و جریان تزریقی از روزنه های جت، امکان عکس برداری



شکل (۲): هندسه دهانه خروجی روزنه دارای گرفتگی.



شکل (۳): نمای شماتیک و واقعی از قطعات چاپ شده توسط چاپگر سه بعدی.



شکل (۴): نمای کلی از مدل آزمایشگاهی.

در این پژوهش، کلیه آزمایش ها توسط تونل باد مکنده مدار بسته سرعت پایین دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری انجام شده است. کانال آزمون، استوانه ای به قطر ۵۰ سانتی متر و طول ۸۰ سانتی متر است. بیشترین مقدار سرعت در اتاق آزمون ۵۰ متر بر ثانیه است. شدت اغتشاشات جریان اصلی تقریباً ۰/۵ درصد است. تمام آزمایش ها در تحقیق حاضر، در سرعت جریان اصلی ۲۷ متر بر ثانیه انجام شده است.

هوای خنک از کمپرسور باد تأمین می شود و سپس توسط شیلنگ فشارقوی وارد مدار طراحی شده می شود. میزان دبی هوای

۳- عدم قطعیت

عدم قطعیت نتایج، بر اساس روش شرح داده شده توسط موفات [۲۷] مطالعه شده است. دمای جریان اصلی T_{∞} و درجه حرارت جت T_j ، در مقطع آزمون و محفظه‌ی جت‌ها با استفاده از حسگر دمای پی‌تی ۱۰۰ اندازه‌گیری شده است. خطای بایاس مربوط به حساسه دمای پی‌تی ۱۰۰، ± 0.2 درجه‌ی سانتی‌گراد است. عدم قطعیت تکرارپذیری برای حسگرهای دمای جت و جریان اصلی، با قرائت هر ۱۰ ثانیه یک‌بار، تعیین شده است. انحراف معیار آن داده‌ها، در طول حالت پایای فرض شده برای مقطع آزمون، به‌عنوان عدم قطعیت تکرارپذیری در نظر گرفته شده است. عدم قطعیت تکرارپذیری برای دمای جریان اصلی ± 0.2 درجه‌ی سانتی‌گراد به دست آمد، درحالی‌که عدم قطعیت تکرارپذیری در اندازه‌گیری دمای جت خنک‌کننده ± 0.3 درجه‌ی سانتی‌گراد است.

خطای بایاس برای داده‌های مادون‌قرمز، ریشه‌ی دوم مجموع مربعات از بایاس پی‌تی، تی ۱۰۰ (± 0.20 درجه سانتی‌گراد) و متوسط اختلاف بین داده‌های مادون‌قرمز کالیبره شده و اندازه‌گیری پی‌تی، تی ۱۰۰ (± 0.11 درجه سانتی‌گراد) است. در این روش، خطای بایاس برای اندازه‌گیری‌های دمای سطح آزمون، ± 0.23 درجه سانتی‌گراد بود. خطای تکرارپذیری برای اندازه‌گیری مادون‌قرمز دمای سطح با در نظر گرفتن انحراف معیار نقاط مشابه در ۱۰ تصویر گرفته‌شده در حالت پایا در همان محل به‌دست‌آمده است. از این روش، خطای تکرارپذیری برای اندازه‌گیری مادون‌قرمز دمای سطح ± 0.23 درجه سانتی‌گراد به‌دست‌آمده است که عدم قطعیت کلی برای اندازه‌گیری مادون‌قرمز دمای سطح ± 0.32 درجه سانتی‌گراد به دست می‌آید. افت فشار در داخل لوله اریفیس با استفاده از دو مبدل فشار اندازه‌گیری شد که عدم قطعیت کل آن $\pm 1/01$ پاسکال است. سرعت ورودی با استفاده از جریان‌سنج سیم داغ اندازه‌گیری شد. برای انجام اندازه‌گیری‌ها از فشارسنج تک‌کاناله استفاده شده است. فشارسنج دارای خطای بایاس ± 0.625 پاسکال است [۲۸]. پس از انجام آزمایش‌ها، خطای تکرارپذیری ± 0.18 پاسکال نیز به دست آمد؛ بنابراین عدم قطعیت کل 0.22 پاسکال است.

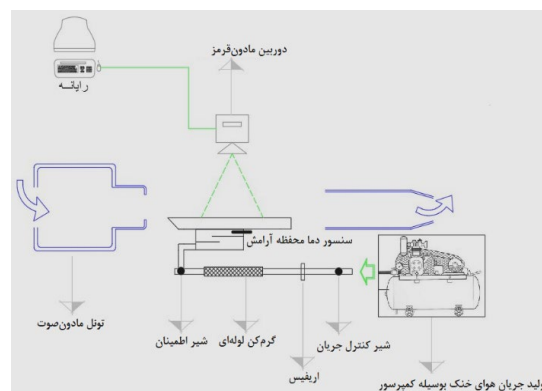
عدم قطعیت بایاس، تکرارپذیری و کلی همه دماهای اندازه‌گیری‌شده که برای محاسبه η_{meas} مورد استفاده قرار گرفته‌اند، در جدول ۱ خلاصه شده است. عدم قطعیت کلی در فاصله‌ی طولی $0 < X/D < 15$ برای مقدار $\eta_{meas} = 0.9$ ، برابر ± 0.0181 است، درحالی‌که برای مقدار کم‌تر $\eta_{meas} = 0.2$ ، عدم قطعیت کلی محاسبه‌شده ± 0.0194 است. لازم به ذکر است که بافاصله گرفتن از خروجی جت‌ها، اثربخشی کاهش می‌یابد و در عمل، باید از ردیف جت‌های دیگری برای محافظت سطح استفاده شود.

مادون‌قرمز و بررسی چگونگی پوشش خنک‌کاری میسر می‌گردد؛ لذا، باتوجه‌به اینکه جریان زیاد تونل قابل گرم کردن نیست، در این طرح جریان تزریقی گرم شده است که در تحقیقات برخی از محققین از جمله النادی و همکارانش [۲۶] نیز بکار رفته است.

دمای سطح آزمون که صفحه‌ای تخت از جنس پلکسی‌گلاس است، توسط دوربین مادون‌قرمز، اندازه‌گیری می‌شود. از مخلوط جت داغ و جریان اصلی سرد، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روی سطح صفحه را می‌توان توسط رابطه زیر محاسبه کرد:

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_{\infty}}{T_{jet} - T_{\infty}} \quad (1)$$

که در آن، η اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای، T_{∞} دمای جریان اصلی، T_{aw} دمای دیوار آدیاباتیک و T_{jet} دمای جت خنک‌کننده است. اجزای اصلی استفاده شده و تجهیزات به‌کاررفته برای دستگاه آزمایش مادون‌قرمز در شکل (۵) نشان داده شده است. آزمایش‌های مادون‌قرمز در حالت پایا برای چهار نسبت‌دمش انجام شده است. بدین منظور، دوربین در فاصله مشخصی از صفحه آزمایش قرار گرفته و از صفحه مذکور عکس می‌گیرد. سپس، با استفاده از نرم‌افزار دوربین، عکس موردنظر را به رایانه انتقال داده و به تجزیه و تحلیل آن پرداخته شده است. دما و در نتیجه اثربخشی خنک‌کاری در هر پیکسل، از توزیع دقیق دمای سطح حاصل از نرم‌افزار دوربین مادون‌قرمز، محاسبه می‌شود.



شکل (۵): دستگاه‌ها و تجهیزات به‌کاررفته در آزمایش.

جدول (۱): مقادیر عدم قطعیت کمیت‌های اندازه‌گیری شده برای محاسبه اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای [۲۹].

عدم قطعیت کلی	عدم قطعیت تکرارپذیری	عدم قطعیت بایاس	مقدار اندازه‌گیری شده
$\pm 0.28^{\circ}\text{C}$	$\pm 0.20^{\circ}\text{C}$	$\pm 0.2^{\circ}\text{C}$	T_{∞}
$\pm 0.32^{\circ}\text{C}$	$\pm 0.23^{\circ}\text{C}$	$\pm 0.23^{\circ}\text{C}$	T_{aw}
$\pm 0.20^{\circ}\text{C}$	$\pm 0.03^{\circ}\text{C}$	$\pm 0.20^{\circ}\text{C}$	T_{jet}

۴- نتایج و بحث

در این تحقیق، جریان اصلی که همان جریان تونل باد است، جریان هوای خنک است. اما جریان گرفته‌شده از کمپرسور، توسط گرم‌کن لوله‌ای داغ می‌شود. روال استاندارد خنک‌کاری لایه‌ای مستلزم گرم‌سازی جریان اصلی تونل باد برای دستیابی به دمایی بالاتر از دمای جت‌ها است که این امر به دلیل هزینه‌های سنگین و خطر آسیب به تونل، محدودیت ایجاد می‌کند. به همین منظور، روشی که توسط برخی محققین به کار گرفته شده و در این تحقیق نیز مبنا قرار گرفته است، گرم‌سازی جریان جت‌ها همراه با حفظ دمای تونل در حد دمای محیط است. از آنجاکه عامل مورد ارزیابی، یعنی اثربخشی خنک‌کاری، صرفاً تابعی از تبادل حرارت بین جریان‌های جت و جریان اصلی (با استفاده از دمای آدیاباتیک سطح) است، این تنظیم دمایی (حفظ اختلاف دمای بین جت و جریان تونل) منجر به نتایج معتبر محاسباتی خواهد شد.

در تحقیقات تجربی خنک‌کاری لایه‌ای، بنا بر شرایط و مقدرات، گاهی دمای جریان اصلی و یا دمای جت بالا برده می‌شود. یعنی اگر بالا بردن دمای جریان اصلی مقدور نباشد، مرسوم است که دمای جت افزایش داده شود و باعث خطا در بررسی انتقال حرارت روی سطح نخواهد شد؛ تنها در نسبت چگالی تغییر بسیار اندکی رخ خواهد داد؛ بنابراین، چون در تحقیق حاضر، به دلیل آنکه گرم کردن دمای اصلی (تونل باد) مقدور نبود؛ لذا جت خروجی، گرم شده و جریان اصلی همان دمای محیط آزمایشگاه در نظر گرفته شده است. این روش توسط النادی و همکارانش [۲۶] مورد استفاده قرار گرفته است.

همچنین، در صورت جابه‌جایی دماهای جت و جریان اصلی، رابطه ۱ تغییری نمی‌کند. زیرا که صورت و مخرج رابطه مذکور در (۱-) ضرب شده که نتیجه نهایی همان رابطه اولیه است

$$\left((-1) \div (-1) = +1 \right)$$

لازم به ذکر است که در بعضی مقالات رابطه به صورت

نوشته می‌شود که هیچ تفاوتی با رابطه ۱ موجود مقاله حاضر ندارد.

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_{jet}}$$

آزمایش‌های این پژوهش در چهار نسبت دمشی مختلف برای دو هندسه متفاوت مقطع جت و کانال آن که در مجموع ۸ آزمایش می‌شود، انجام شده است. تمام آزمایش‌ها در شدت آشفستگی ۵٪ صورت گرفته شده است. در این بخش، ابتدا تکرارپذیری نتایج آزمایش این تحقیق ارائه شده است. سپس نتایج مربوط به هندسه روزنه دارای گرفتگی در راستای محوری و متوسط جانبی ارائه شده و مورد بحث قرار گرفته است. در ادامه نتایج تحقیق حاضر با نتایج حاصل از تحقیقات تجربی پولاد رنگ [۲۹] مقایسه شد. لازم به ذکر است آزمایش‌های موردنظر در چهار نسبت دمشی ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ انجام شده است.

حال برای کسب اطمینان از داده‌های تجربی، نتایج مربوط به اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی در خصوص اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای طی چندین روز با یکدیگر مقایسه شده‌اند. گروه‌های بی بعد مهم در فیزیک مسئله در تمامی آزمایش‌ها یکسان در نظر گرفته شده است. باتوجه به این که این آزمایش‌ها در روزها و ساعات مختلف انجام شده است، دمای هوای محیط در آن‌ها متغیر است. اما در تمامی آزمایش‌ها دمای هوای محیط توسط گرمکن الکتریکی به میزان ۲۰/۳ درجه سلسیوس افزایش یافته و پس از آن درون روزنه‌های خنک‌کاری تزریق شده است.

باتوجه به شکل (۶) اختلاف کمی بین نمودارهای اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری در نسبت‌دمش‌های یکسان که طی چند روز آزمایش صورت پذیرفته است مشاهده می‌شود. همچنین باتوجه به شکل ۷ اختلاف کمی بین نمودارهای اثربخشی خنک‌کاری متوسط جانبی در نسبت‌دمش‌های یکسان طی چند آزمایش که در روزهای مختلف صورت پذیرفته است مشاهده می‌شود.

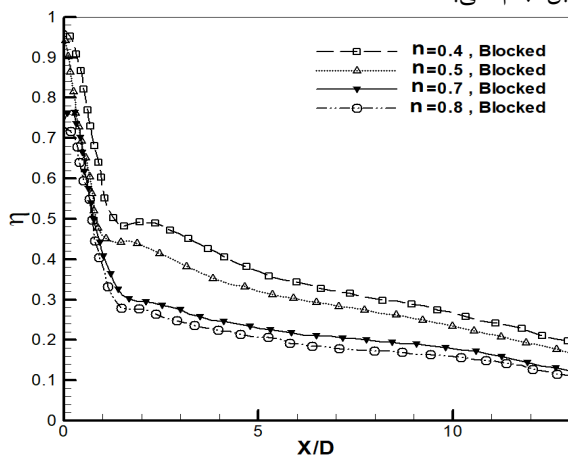
اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری طی چند آزمایش آورده شده است. باتوجه به شکل، روند نمودارها با یکدیگر در تمامی این آزمایش‌ها تقریباً یکسان است. به علاوه، اختلاف کمی بین نمودارهای اثربخشی خنک‌کاری متوسط‌گیری شده جانبی طی چند آزمایش در روزهای مختلف آورده شده است. در این آزمایش‌ها نیز روزهای مختلف نمودارها روند مشابهی دارند.

جدول (۲): شرایط جریان‌های اصلی و جت خنک‌کاری در آزمایش‌های مختلف (دما بر حسب درجه سانتی‌گراد است).

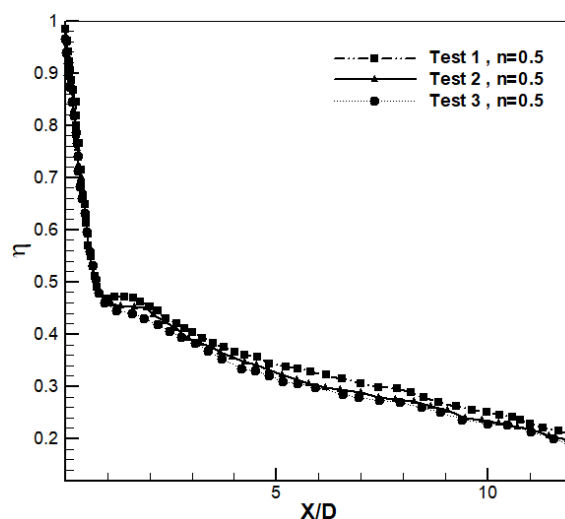
نسبت‌دمش	آزمایش اول	آزمایش دوم	آزمایش سوم
$n=0.4$	$T_{jet}=48$ $T_{\infty}=27.7$	$T_{jet}=51.1$ $T_{\infty}=30.8$	$T_{jet}=48.8$ $T_{\infty}=28.5$
$n=0.5$	$T_{jet}=48.2$ $T_{\infty}=27.9$	$T_{jet}=51.2$ $T_{\infty}=30.9$	$T_{jet}=48.9$ $T_{\infty}=28.6$
$n=0.7$	$T_{jet}=48.6$ $T_{\infty}=28.3$	$T_{jet}=51.4$ $T_{\infty}=31.1$	$T_{jet}=49.1$ $T_{\infty}=28.8$
$n=0.8$	$T_{jet}=48.8$ $T_{\infty}=28.5$	$T_{jet}=51.7$ $T_{\infty}=31.4$	$T_{jet}=49.4$ $T_{\infty}=29.1$

این امر چسبیده باقی ماندن هوای خنک خروجی از روزنه‌ها به علت اندازه حرکت پایین در این نسبت‌دمش است. در ادامه‌ی مسیر پایین‌دست جریان در بازه $0 < X/D < 1$ میزان اثربخشی خنک‌کاری به طور ناگهانی دچار افت زیادی می‌شود؛ ولی بعد از آن اثربخشی با شیب ملایم‌تری کاهش می‌یابد. همچنین در نسبت‌دمش ۰/۸، کم‌ترین میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری مشاهده می‌شود. زیرا با افزایش سرعت جت، میزان اختلاط جت با جریان عرضی افزایش می‌یابد و باعث جدایش جت از سطح می‌شود.

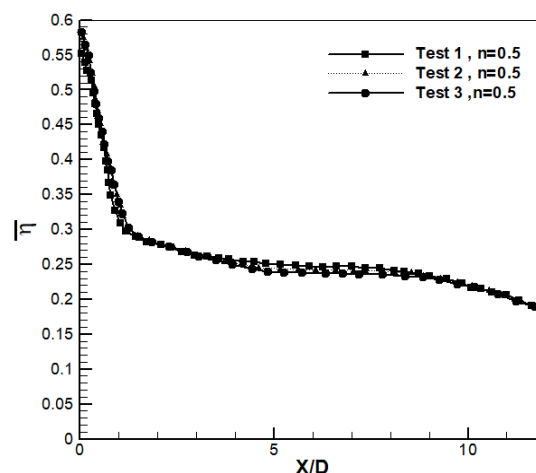
روش استفاده از آزمایش‌های ایستا برای بررسی سازوکارهای انتقال حرارت و اعتبارسنجی مدل‌های خنک‌کاری لایه‌ای، یک رویه تثبیت‌شده و رایج در ادبیات علمی این حوزه است. همان‌گونه که در تعداد متعددی از تحقیقات منتشر شده در مجلات معتبر بین‌المللی (مانند [۳۰-۳۲]، [۲۰]) مشاهده می‌شود، آزمایش‌های ثابت به‌عنوان گام نخست ضروری برای درک عمیق و کنترل‌شده فیزیک حاکم بر انتقال حرارت و بهینه‌سازی عامل‌های بدون بُعد (مانند نسبت تکانه و نسبت دما) استفاده می‌شوند؛ بنابراین، آزمایش انجام‌شده روی مدل ایستا، باهدف اعتبارسنجی دقیق فیزیک پایه خنک‌کاری لایه‌ای متمرکز است؛ لذا این آزمایش، امکان ارزیابی عامل‌های حیاتی بدون بُعد (مانند نسبت تکانه، نسبت دما و اثربخشی) را به طور مستقل و کنترل‌شده فراهم می‌نماید که این امر، برای طراحی اولیه سامانه خنک‌کاری ضروری است. البته، لازم به ذکر است که در شرایط واقعی دوار، اثرات نیروی گریز از مرکز (که معمولاً پوشش لایه‌ای را بهبود می‌بخشد) و نیروی کوریولیس (که می‌تواند لایه را مختل کند) وارد عمل می‌شوند که در مدل ثابت لحاظ نشده‌اند. این تحقیق، گام اول و اعتبارسنجی زیرسامانه‌ها در محیطی کنترل‌شده است. از طرف دیگر، اعمال اثرات چرخش پره و عکس‌برداری دقیق و هم‌زمان حرارتی، با تجهیزات موجود قابل انجام نمی‌باشد.



شکل (۸): نمودار اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری روزنه استوانه‌ای دارای گرفتگی.



شکل (۶): اثربخشی خنک‌کاری محوری روزنه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی، در نسبت‌دمش ۰/۵.

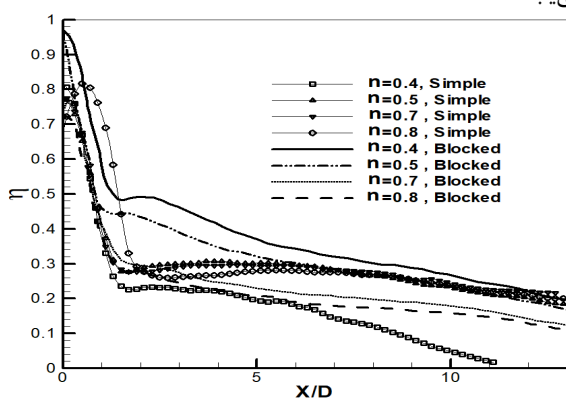


شکل (۷): اثربخشی خنک‌کاری متوسط‌گیری شده جانبی روزنه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی، در نسبت‌دمش ۰/۵.

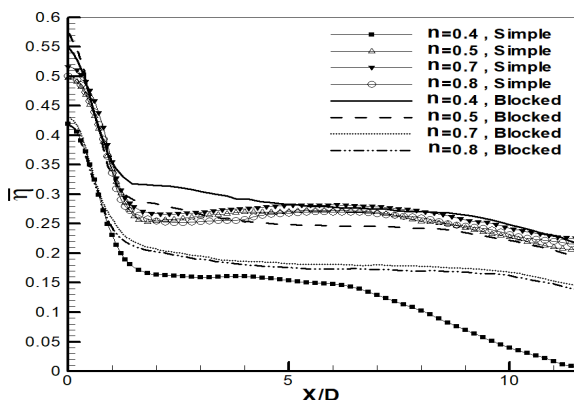
۴-۱- اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری و متوسط‌گیری شده جانبی روزنه استوانه‌ای دارای گرفتگی

نمودارهای مربوط به اثربخشی خنک‌کاری محوری برای روزنه استوانه‌ای دارای گرفتگی در چهار نسبت‌دمش ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ مطابق شکل (۸) ارائه شده است. طبق نمودار با افزایش نسبت‌دمش اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در طول صفحه کاهش پیدا می‌کند. با افزایش نسبت‌دمش، با توجه به وجود گرفتگی و کاهش سطح مقطع، سرعت جت هنگام خروج از روزنه افزایش می‌یابد و باعث بیشتر شدن میزان اختلاط جریان جت و جریان عرضی می‌گردد. در نتیجه موجب کاهش اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روی سطح می‌شود. نسبت‌دمش ۰/۴، بیشترین اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری را در این حالت نشان می‌دهد. علت

مقایسه با سایر نسبت‌دمش‌ها به دست می‌آید. طبق نمودارها، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در سه نسبت‌دمش ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ تقریباً روند مشابهی دارد. از مقایسه کلی نمودارها مشاهده می‌شود مقدار نسبت‌دمش بهینه برابر با ۰/۷ است، زیرا که در فاصله $0 < X/D < 12$ بیش‌ترین مقدار اثربخشی روی سطح در این نسبت‌دمش حاصل می‌شود. با توجه به شکل‌های ۱۰ و ۱۱، از مقایسه نتایج روزه‌های دارای گرفتگی با روزه‌های فاقد گرفتگی، می‌توان نتیجه گرفت در نسبت‌دمش ۰/۴ برای حالتی که روزه‌ها فاقد گرفتگی هستند؛ کم‌ترین میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای به دست می‌آید؛ به‌طوری که در پایین‌دست جریان، اثربخشی به شدت کاهش می‌یابد و به سمت صفر میل می‌کند. اما برای حالتی که روزه‌ها دارای گرفتگی هستند، بیش‌ترین میزان اثربخشی در نسبت‌دمش ۰/۴ حاصل می‌گردد. همچنین در حالتی که روزه‌ها فاقد گرفتگی هستند، با افزایش نسبت‌دمش، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای افزایش می‌یابد؛ به‌طوری که نسبت‌دمش بهینه برابر با ۰/۷ است. اما در حالتی که روزه‌ها دارای گرفتگی هستند، برخلاف حالت قبل، با افزایش نسبت‌دمش میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای به طور محسوسی کاهش می‌یابد.

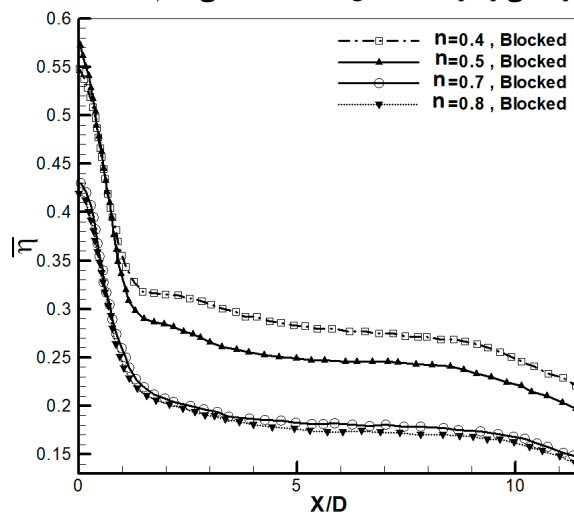


شکل (۱۰): مقایسه‌ی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری روزه استوانه‌ای دارای گرفتگی و بدون گرفتگی.



شکل (۱۱): مقایسه‌ی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط جانبی روزه استوانه‌ای دارای گرفتگی و بدون گرفتگی.

در این قسمت، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط جانبی، روزه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که در شکل (۹) مشاهده می‌شود، در نسبت‌دمش ۰/۴، بیش‌ترین اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را مشاهده می‌کنیم. علت این امر می‌تواند پخش مؤثر هوای خنک‌کننده روی سطح به علت اندازه حرکت کم جت خروجی در این ناحیه باشد. در واقع اندازه حرکت پایین جت خروجی در این نسبت‌دمش باعث چسبیده ماندن مقدار بیش‌تری از دبی هوای خنک‌کننده روی سطح می‌شود و از اختلاط آن با جریان اصلی تا حدودی جلوگیری می‌کند. طبق نمودار با افزایش نسبت‌دمش اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در طول صفحه کاهش پیدا می‌کند و کم‌ترین میزان اثربخشی را در نسبت‌دمش ۰/۸ مشاهده می‌کنیم.



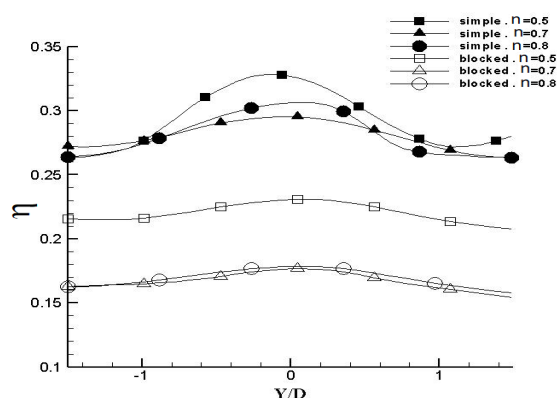
شکل (۹): نمودار اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط جانبی روزه استوانه‌ای دارای گرفتگی.

۴-۲- مقایسه اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روزه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی و بدون گرفتگی

در شکل‌های (۱۰) و (۱۱)، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری و متوسط‌گیری شده جانبی روزه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی و بدون گرفتگی حاضر با روزه‌های استوانه‌ای بدون گرفتگی تحقیق پولاد رنگ [۲۹] مقایسه شده است. شرایط انجام آزمایش‌های خنک‌کاری توسط روزه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی همانند شرایط کاری آزمایش مذکور بوده و گروه‌های بی‌بعد مهم در فیزیک مسئله خنک‌کاری یکسان در نظر گرفته شده است.

در تحقیقات پولاد رنگ [۲۹] اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری و متوسط‌گیری شده جانبی مربوط به جت‌های دارای هندسه استوانه‌ای بدون گرفتگی در چهار نسبت‌دمش ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷، ۰/۸ مورد بررسی قرار گرفت و مشخص شد در نسبت‌دمش ۰/۴، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای به‌شدت کاهش می‌یابد. همچنین، در فاصله $X/D \geq 1$ ، کم‌ترین اثربخشی در

۰/۸، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای جانبی روزنه استوانه‌ای بدون گرفتگی در مقایسه با روزنه استوانه‌ای دارای گرفتگی، بالاتر است. به عبارت دیگر، سیال خنک‌کننده در روزنه استوانه‌ای بدون گرفتگی در مقایسه با روزنه استوانه‌ای دارای گرفتگی در جهت جانبی بیش‌تر پخش می‌شود؛ لذا خنک‌کاری بهتری را روی سطح ایجاد می‌کند. افزایش اندازه حرکت عمودی جت، به علت کاهش سطح مقطع در روزنه‌های دارای گرفتگی، میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را در جهت‌های محوری و جانبی کاهش می‌دهد. در روزنه‌های دارای گرفتگی، در مجموع کاهش اثربخشی خنک‌کاری مشاهده می‌شود. اما طبق نمودار، پخش یکنواخت‌تری از هوای خنک روی سطح ایجاد می‌شود، به‌طوری که اثربخشی در مرکز روزنه در مقایسه با اطراف روزنه تغییر کمی دارد. این مسئله، در مورد روزنه فاقد گرفتگی مشاهده نمی‌شود و میزان اثربخشی خنک‌کاری در مرکز روزنه در مقایسه با طرفین، از مقدار بیشتری برخوردار است.



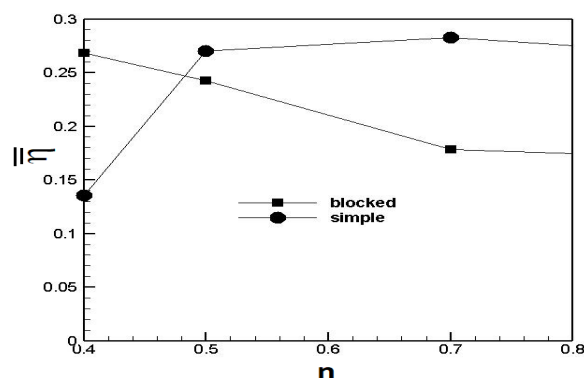
شکل (۱۳): مقایسه توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روزنه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی و بدون گرفتگی در جهت جانبی ($X/D = 5$)

۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، اثرات گرفتگی روزنه استوانه‌ای ساده بر میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در ردیفی از روزنه‌های جت تزریق شده روی صفحه تخت به‌صورت تجربی با استفاده از روش دمانگاری مادون‌قرمز مورد مطالعه قرار گرفته است. آزمایش‌های انتقال حرارت حالت پایا در عدد رینولدز جریان اصلی ۱۰۰۰۰ روی صفحه آزمون برای روزنه استوانه‌ای ساده دارای گرفتگی انجام شد و نتایج این آزمایش‌ها با نتایج خنک‌کاری روزنه‌های استوانه‌ای ساده پولاد رنگ [۲۹] مقایسه شده است. زاویه تزریق جت‌ها نسبت به سطح، ۳۰ درجه و اندازه‌گیری‌ها در سرعت جریان اصلی ۲۷ متر بر ثانیه و در چهار نسبت‌دمش ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ انجام شده است. اهم نتایج به‌دست‌آمده عبارت است از:

۴-۳- مقایسه اثر نسبت‌دمش بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده کل ناحیه

در شکل (۱۲)، اثر نسبت‌دمش بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده کل ناحیه، برای روزنه استوانه‌ای بدون گرفتگی و دارای گرفتگی، تحت نسبت‌دمش‌های ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ نشان داده شده است. باتوجه به این شکل، غیر از نسبت‌دمش ۰/۴، در سایر نسبت‌دمش‌ها میزان اثربخشی خنک‌کاری متوسط‌گیری شده کل ناحیه، برای حالت استوانه‌ای بدون گرفتگی در مقایسه با روزنه دارای گرفتگی، بالاتر است. روند تغییرات اثربخشی خنک‌کاری متوسط‌گیری شده کل ناحیه، برای نسبت‌دمش ۰/۴ در مقایسه با نسبت‌دمش‌های بالاتر با یکدیگر متفاوت است؛ به‌طوری که در نسبت‌دمش ۰/۴ اثربخشی روزنه‌های دارای گرفتگی بیش‌تر از روزنه‌های بدون گرفتگی است. ولی در نسبت‌دمش‌های بالاتر از ۰/۴، اثربخشی روزنه‌های دارای گرفتگی کم‌تر از روزنه‌های بدون گرفتگی است. بیش‌ترین اثربخشی متوسط‌گیری شده کل ناحیه برای حالت استوانه‌ای بدون گرفتگی در نسبت‌دمش ۰/۷ و برای حالت دارای گرفتگی در نسبت‌دمش ۰/۴ به‌دست آمده است. همچنین بیش‌ترین اختلاف در مقدار اثربخشی خنک‌کاری، در نسبت‌دمش ۰/۴ و کم‌ترین اختلاف آن در نسبت‌دمش ۰/۵ مشاهده می‌شود.



شکل (۱۲): اثر نسبت‌دمش بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده کل ناحیه، برای روزنه استوانه‌ای دارای گرفتگی و بدون گرفتگی.

۴-۴- مقایسه توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روزنه‌های استوانه‌ای دارای گرفتگی و بدون گرفتگی در جهت جانبی $X/D = 5$

برای تعدیل دمای سطح پره و جلوگیری از ایجاد نقاط داغ، پخش هوای خنک‌کننده روی سطح در جهت جانبی بسیار حائز اهمیت است. شکل (۱۳)، مقایسه توزیع اثربخشی خنک‌کاری جانبی در موقعیت پایین‌دست $X/D = 5$ را نشان می‌دهد. در شکل مذکور، می‌توان مشاهده نمود که در سه نسبت‌دمش ۰/۵، ۰/۷ و

Cooling, Using LES Approach and Considering Density Ratio Effects. *Mechanics Aerospace Journal*. 2007; 3(1): 91–103.

[15] Funazaki K I, Kawabata H, Takahashi D, Okita Y. Experimental and Numerical Studies on Leading Edge Film Cooling Performance: Effects of Hole Exit Shape and Freestream Turbulence. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2012; 4:1223–1233. DOI 10.1115/GT2012-68217.

[16] Wu H, Cheng H, Li Y, Rong C, Ding S. Effects of Side Hole Position and Blowing Ratio on Sister Hole Film Cooling Performance in a Flat Plate. *Applied Thermal Engineering*. 2016; 93:718–730. DOI 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.118.

[17] Chang J, Du Y, Zheng S, Duan X, Liu Y. Performance Analysis of Different Influencing Factors on Film Cooling and the Internal Relations with Vortex Structures. *AIP Adv*. 2019; 9(7). DOI 10.1063/1.5110726.

[18] Zhang J, Zhang S, Wang C, Tan X. Recent Advances in Film Cooling Enhancement: A Review. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2020; 33(4):1119–1136. DOI 10.1016/j.cja.2019.12.023.

[19] Heidmann J D, Ekkad S. A Novel Antivortex Turbine Film-Cooling Hole Concept. *Journal of Turbomachinery*. 2008; 130: 031020-1/9. DOI 10.1115/1.2777194.

[20] Zhang W, Zhu H R. Film Cooling Performance of the Staggered Arrangement of Auxiliary Holes and Main Holes on a Flat Plate. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2021; 14(3): 741–752. DOI 10.47176/jafm.14.03.31933.

[21] Panda R K, Pujari A K, Gudla B. A Comparative Study of Film Cooling with Combined Impingement and Film Cooling. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2023; 16(7):1386–1401. DOI 10.47176/jafm.16.07.1669.

[22] Jovanović M B, de Lange H C, Steenhoven A A. Influence of Hole Imperfection on Jet Cross Flow Interaction. *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2006; 27(1): 42–53.

[23] Jubran B A. Numerical Investigation of the Influence of a Hole Imperfection on Film Cooling Effectiveness. *Int. J. Numer. Methods Heat Fluid Flow*. 2009; 21: 46–60.

[24] Huang K, Zhang J, Tan X, Shan Y. Experimental Study on Film Cooling Performance of Imperfect Holes. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2018; 31(6): 1215–1221. DOI 10.1016/j.cja.2018.04.001.

[25] Tian K, Wang J, Liu C, Yang L, Sundén B. Effect of Blockage Configuration on Film Cooling with and without Mist Injection. *Energy*. 2018; 153: 661–670. DOI 10.1016/j.energy.2018.04.050.

[26] Elnady T, Hassan I, Kadem L, Lucas T. Cooling Effectiveness of Shaped Film Holes for Leading Edge. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2013; 44: 649–661. DOI 10.1016/j.expthermflusci.2012.09.005.

[27] Moffat R J. Describing the Uncertainties in Experimental Results. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 1988; 1(1):3–17.

[28] Ramezanizadeh M, Pouladrang Y. Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness Applying a Novel Integrated Compound Jets Design for the Jet Holes,” *Modares Mechanical Engineering*. 2018; 18(3): 302–310. (in Persian)

[29] Pouladrang Y. Experimental Study of the Effects of Jet hole Geometry on the Film Cooling Effectiveness in Gas Turbines. *Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology*. 2017. (in Persian)

[30] Huang K, Cheng X, Yang X, Lei J, Ji W T, Tao W Q. Experimental and Numerical Investigation on the Film-Cooling a Gas Turbine Vane Pressure Side with Various Internal Rib Angles. *Applied Thermal Engineering*. 2024. DOI 10.1016/j.applthermaleng.2023.122100.

[31] Zhang C, Wang J, Liu X, Song L, Li J, Feng Z. Experimental and Numerical Study on the Flat-Plate Film Cooling Enhancement Using the Vortex Generator Downstream for the Fan-Shaped Hole Configuration. *Journal of Turbomachinery*. 2020; 142(3): 13.

[32] Rallabandi A P, Grizzle J, Han J. “Effect of Upstream Step on Flat Plate Film-Cooling Effectiveness Using PSP. *Journal of ASME Turbomachinery*. 2011; 133(4): 041024–1/8. DOI 10.1115/1.4002422.

• نتایج اندازه‌گیری‌های مادون قرمز به‌وضوح نشان می‌دهد که گرفتگی در روزنه‌های جت خنک‌کننده باعث کاهش میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای می‌گردد.

• در روزنه‌های دارای گرفتگی، با افزایش نسبت‌دمش، میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد.

• در نسبت‌دمش‌های پایین، میزان اثربخشی در روزنه‌هایی که دارای گرفتگی هستند، در مقایسه با روزنه‌های بدون گرفتگی، افزایش می‌یابد. اما با افزایش نسبت‌دمش، اثربخشی مذکور کاهش می‌یابد.

۶- مراجع

[1] Rezzag T, Jubran B A. A numerical study on the effect of hole inclination angle with imperfection on film cooling effectiveness. *Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. 2019. DOI: 10.1115/GT2019-90490.

[2] Jazirian H, Taiebi-Rahni M, Adamian A. Application of an Algebraic Anisotropic Turbulence Model in Numerical Solution of Triple Jet Film Cooling. *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*. 2017; 6(2):27–44. (in Persian)

[3] Hosseini Baghdad Abadi S M, Zirak S, Zargar Abadi M R. Numerical Study of the Effect of Rotation on the Film Cooling Effectiveness of a Turbine Blade with Square Pulsating Cooling Flow. *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*. 2018; 8(1): 113–130. (in Persian)

[4] Moeini A H, Rajabi Zargar Abadi M. Numerical Analysis of Film-Cooling over the Rotating Turbine Blade Using Laterally-Diffused Hole. *Aerospace Mechanics Journal*. 2017; 14(3):41–54. (in Persian)

[5] Pouladrang Y, Ramezanizadeh M. Experimental Investigation of the Effect of a Novel Pea Jet Hole on Thermal Behavior of Jets Injected into a Crossflow. *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*. 2021; 7(2): 33–45. (In Persian)

[6] Taiebi-Rahni M, Ramezanizadeh M, Keimasi M R. Three-Dimensional Turbulent Incompressible Film Cooling Simulation, Using LES and RANS Approaches. *Aerospace Mechanics Journal*. 2006; 1(3):11–20. (in Persian)

[7] Liang S, Dong RL, Xu WW, Wei YQ. Numerical Analysis of Film Cooling Flow Dynamics and Thermodynamics for Perfect and Imperfect Cooling Holes. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2024; 17(6): 1322–1338. DOI:10.47176/jafm.17.6.2251.

[8] Taiebi-Rahni M, Ramezanizadeh M, Ganji D D, Darvan A, Ghasemi E, Soleimani S, Bararni H. Large-eddy simulations of three dimensional turbulent jet in a cross flow using a dynamic subgrid-scale eddy viscosity model with a global model coefficient. *World Appl. Sci. J*. 2010; 9(10): 1191–1200.

[9] Walters D K, Leylek J H. A Detailed Analysis of Film-Cooling Physics: Part I — Streamwise Injection with Cylindrical Holes. *J. Turbomach*. 2000; 122(1): 102–112.

[10] Andreopoulos J, Rodi W. Experimental Investigation of Jets in a Crossflow. *Journal of Fluid Mechanics*. 1984; 138: 93–127, DOI 10.1017/S0022112084000057.

[11] Sykes R I, Parker S F, Lewellen W S. On the Vorticity Dynamics of a Turbulent Jet in a Crossflow. *Journal of Fluid Mechanics*. 1986; 168:393–413. DOI 10.1017/S0022112086000435.

[12] Ramezanizadeh M, Taiebi-Rahni M, Saidi M H. Investigation of density ratio effects on normally injected cold jets into a hot cross flow. *Archive of Applied Mechanics*. 2007; 77(11): 835–847.

[13] Salimi M R, Ramezanizadeh M, Taeibi-Rahni M, Farhadi-Azar R. Film Cooling Effectiveness Enhancement Applying another Jet in the Upstream Neighbor of the Main Jet-Using LES Approach. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2016; 9(1):33–42.

[14] Ramezanizadeh M, Saidi M H, Taeibi-Rahni M. Computational Simulation of Two-dimensional Turbulent Film