

بررسی تجربی تأثیر یک روزنه نوین جت نخودی بر عملکرد حرارتی

جت‌های تزریق شده در یک جریان عرضی

مهدی رمضانی زاده^۲

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۱۰/۲۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۴/۱۶)

یونس پولادرنگ^۱

دانشکده تحصیلات تکمیلی

چکیده

در خنک‌کاری لایه‌ای، هوای خنک‌کننده از طریق جت‌هایی روی سطح تزریق می‌شود تا لایه‌ای محافظ در برابر گازهای دما بالا فراهم شود. عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای تا حد زیادی تحت تأثیر شکل روزنه جت‌ها قرار دارد. و لذا بهینه‌سازی و اصلاح شکل هندسی روزنه جت برای دستیابی به عملکرد خنک‌کاری بهتر ضروری است. در این پژوهش، عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای هندسه جدید جت‌های استوانه‌ای ناقص (نخودی) به صورت تجربی با استفاده از روش دما نگاری مادون قرمز بررسی شده است. آزمایش‌ها در حالت انتقال حرارت پایا در عدد رینولدز جریان اصلی براساس قطر معادل جت (Re_{jet}) ۱۰،۰۰۰ روی صفحه تخت انجام شده است. اندازه‌گیری‌ها در چهار نسبت دمزش ($M = \rho_{jet} V_{jet} / \rho_{\infty} V_{\infty}$) مختلف ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ انجام شده‌اند. نتایج حاصل نشان می‌دهد که هندسه پیشنهادی دارای نسبت دمزش بهینه ۰/۷ در زاویه تزریق جت ۳۰ درجه است و در نسبت دمزش یکسان، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای هندسه جدید بیش تر است. به عبارت دیگر، با استفاده از همان مقدار نرخ جریان جرمی تزریق شده، توزیع یکنواخت‌تری از لایه سیال خنک‌کننده حاصل می‌شود.

واژه‌های کلیدی: اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای، هندسه جدید روزنه جت، روزنه جت نخودی، آزمایش تجربی، تونل باد

Experimental Investigation of the Effect of a Novel Pea Jet Hole on Thermal Behavior of Jets Injected into a Crossflow

Y. Pouladrang

Graduate Center,

Shahid Sattari Aeronautical University

of Science & Technology

(Received: 13/January/2018 ; Accepted: 07/July/2018)

M. Ramezanizadeh

Aerospace Engineering Department,

ABSTRACT

In film cooling, coolant air is injected over the surface to provide a protective cool film against the high temperature gases. Film-cooling performance is largely influenced by the jet hole shape. And thus optimizing the hole shape configuration is necessary to achieve better cooling performance. The present study investigated the cooling effectiveness of the novel incomplete cylindrical jet hole (pea jet hole) experimentally, using an infrared thermography method. Steady state heat transfer experiments were performed at free stream Reynolds number, based on jet hole diameter of 10,000, over a flat plate. Measurements were carried out at four blowing ratios ($M = \rho_{jet} V_{jet} / \rho_{\infty} V_{\infty}$) of 0.4, 0.5, 0.7, and 0.8. Out results show that the novel pea jet hole has an optimum blowing ratio of 0.7 and at the same blowing ratio, in comparison to the cylindrical jet hole, the cooling effectiveness of the new geometry is higher. Another words applying the same amount of injected fluid, the coolout fluid is distributed more uniformly over the surface.

Keywords: Film Cooling Effectiveness, Novel Jet Hole Geometry, Pea Jet Hole, Experimental Test, Wind Tunnel

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: Poladrang@gmail.com

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): ramezanizadeh@ssau.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

D	قطر روزنه جت، mm
DR	نسبت چگالی
M	نسبت دمش
Re	عدد رینولدز
T	دما، °C
V	سرعت جریان، m/s

علائم یونانی

η	اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای
ρ	چگالی، kg/m ³

زیر نویس

∞	جریان اصلی
jet	جت

بالا نویس

-	متوسط گیری شده جانبی
---	----------------------

۱- مقدمه

به منظور دستیابی به بازده حرارتی بالا، با پیشرفت فن آوری، دمای ورودی توربین گاز پیوسته در حال افزایش است. خنک کاری لایه‌ای، روشی فوق العاده مهم برای خنک کاری پره‌ها و تیغه‌های توربین‌های گازی پیشرفته می‌باشد [۱]. ایمنی و قابلیت اطمینان پره‌ها و تیغه‌های توربین به شدت وابسته به عملکرد خنک کاری لایه‌ای است که به طور عمده به شکل روزنه جت‌های^۱ خنک کاری بستگی دارد. در طراحی هندسه‌های روزنه پیشرفته، لازم است که با استفاده از مقدار یکسان هوای خنک کننده، اثر بخشی خنک کاری بالاتری تأمین شود. در ضمن، شکل هندسی روزنه جدید باید از منظر ساخت، ساده و آسان باشد. بنابراین، مطالعه روی هندسه جدید روزنه جت، یکی از مسایل اصلی در زمینه پژوهش‌های خنک کاری لایه‌ای بوده است [۲].

تأثیر هندسه روزنه جت روی اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای اولین بار توسط گلدشتاین و اِکِرِد^۲ [۳] مورد مطالعه قرار گرفت. آن‌ها دریافتند که می‌توان با استفاده از روزنه‌های شکل داده شده بادبزی، پوشش جانبی بهتری ایجاد کرد. آن‌ها به

این نتیجه رسیدند که کاهش اندازه حرکت جت به دلیل این واقعیت است که بسط هندسی روزنه جت، اندازه حرکت و در نتیجه پرتاب عمودی جت را کاهش می‌دهد. اندازه گیری‌های دقیق میدان جریان که توسط اندروپولوس و ردی^۳ [۴] انجام شده است، در ابتدا نشان داد که توزیع جانبی سیال خنک کننده با استفاده از "گردابه‌های کلیوی" و یا جفت گردابه خلاف هم گرد (سی.آر.وی.پی)^۴ کنترل می‌شود. این جفت گردابه خلاف هم گرد، سیال خنک کننده را از سطح تیغه دور نموده و بر اثر بخشی آدیاباتیک اثر منفی می‌گذارد. اگر حرکت عمودی سیال خنک کننده به وسیله جفت گردابه مذکور کنترل شود، ممکن است اثر بخشی به دو علت بهبود یابد: اصلاح شکل هندسه جت خنک کننده برای کاهش قدرت گردابه سی.آر.وی.پی و مستعد کردن جت‌ها جهت تشکیل گردابه‌هایی با جهت چرخش مخالف برای به حداقل رساندن قدرت سی.آر.وی.پی.

در طول دهه‌های گذشته، جت‌های استوانه‌ای به دلیل ساختار ساده، رایج‌ترین روزنه خنک کاری مورد استفاده بوده است. از آنجا که دمای ورودی توربین‌های پیشرفته فعلی به سطح بسیار بالایی رسیده است، عیب و نقص روزنه‌های استوانه‌ای در ناسازگاری با نسبت دمش‌های بالا، به تدریج آشکار شده است. در نتیجه، اغلب مطالعات انجام شده روی شکل هندسی روزنه، بر اصلاح روزنه استوانه‌ای متمرکز شده است [۲].

به خوبی آشکار است که با استفاده از روزنه‌های شکل داده شده خروجی جت، می‌توان بهبود قابل توجهی در اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای به دست آورد. تاکنون، پژوهش‌های تجربی و عددی بسیاری در مورد روزنه‌های خروجی شکل داده شده، انجام گردیده است. گریچ^۵ و همکارانش [۵] پژوهشی تجربی برای تعیین اثرات هندسه روزنه و عدد ماخ^۶ جریان عرضی بر اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای روزنه استوانه‌ای و دو روزنه با بخش خروجی شکل داده شده پخشی انجام دادند. سام‌وِبر^۷ و همکارانش [۶] تغییرات اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای را در اثر تغییر شدت آشفتگی جریان آزاد و زاویه خروجی برای روزنه‌های استوانه‌ای و دو روزنه شکل داده شده متفاوت مورد

3- Andreopoulos and Rodi

4- Counter Rotating Vortex Pairs (CRVP)

5- Gritsch

6- Mach Number

7- Saumweber

1- Jets

2- GoldsteinEckert

داده شده در لبه حمله [۲۳]، روزنه بسیط با زاویه تزریق مختلف [۲۴] و ... جهت اصلاح شکل خروجی روزنه بسیط ارائه شده است. این مطالعات، ساختارهای جریان و چگونگی انتقال حرارت در خروجی روزنه پخشی یا بسیط را مورد بررسی قرار دادند.

روزنه خروجی چندگانه، دسته دیگری از هندسه‌های روزنه است که توجه زیادی را به خود جلب کرده‌اند. مطالعات انجام شده روی روزنه جت دوگانه [۲۵]، روزنه ضد گردابه شاخه‌ای [۲۶-۲۷]، روزنه سه‌پایه پیشرفته [۲۸] و ... نشان داد که تشکیل منطقی گردابه‌های جدید پایین دست توسط خروجی چندگانه می‌تواند به‌طور قابل توجهی اثربخشی خنک‌کاری را بهبود بخشد. در ضمن، تشکیل گردابه مذکور می‌تواند اتصال سیال خنک‌کننده به سطح را در پایین دست جریان بهتر حفظ کند. علاوه بر این، بسیاری از مطالعات روی دسته‌ای از هندسه روزنه متمرکز شده‌اند که در آن، جسم خارجی خاصی روزنه استوانه‌ای را احاطه کرده است. از جمله این پژوهش‌ها، می‌توان به رمپ بالادست^۷ [۲۹]، تولیدکننده گردابه پایین دست [۳۰] و زائده هلالی شکل داده شده پایین دست [۳۱] اشاره نمود. هرچند که اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای توسط این تمهیدات بهبود یافته است، اما وجود اجسام مذکور در جریان اصلی، به ناچار منجر به ایجاد نقاط داغ موضعی می‌شود که عملاً باعث ایجاد محدودیت در استفاده از آن‌ها می‌شود.

همان‌طور که در بالا ذکر شد، همه "روزنه‌های شکل داده شده" بررسی شده، می‌توانند اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را کم و بیش افزایش دهند. به‌علاوه، اثرات پارامترهای مختلف بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای توسط بسیاری از مطالعات تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفته است. با این حال، با توجه به گسترده بودن متغیرهای هندسی، هنوز می‌توان روزنه‌های خنک‌کاری شکل داده شده دارای اثربخشی بهتری نیز ارائه نمود. لذا در پژوهش حاضر، آزمایش‌های تجربی انتقال حرارت پایا با استفاده از دما نگاری مادون‌قرمز^۸ روی هندسه جدید روزنه جت انجام شده است که عوامل رسانش اطراف خروجی روزنه را به حداقل رسانده و دقت اندازه‌گیری را بهبود می‌بخشد. نوآوری این پژوهش در ارائه هندسه جدیدی برای روزنه جت می‌باشد که منجر به اثربخشی بهتر خنک‌کاری

مطالعه قرار دادند. سامویر و شولز [۷] اثرات زاویه بسیط پخشی، زاویه و طول کانال روزنه در ورودی روزنه‌های بادبزی شکل داده شده و استوانه‌ای را مورد بررسی قرار دادند. برد^۱ و همکارانش [۸] اثر شدت آشفته‌گی جریان آزاد و نسبت طول به قطر کانال جت را بر خنک‌کاری لایه‌ای شبیه‌سازی کردند. اثرات زاویه خروجی روزنه‌های استوانه‌ای و نسبت دمش بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای که آن‌ها شبیه‌سازی نمودند، توسط یوان^۲ و همکارانش [۹] و برنزدورف^۳ و همکارانش [۱۰] به‌طور تجربی بررسی شده است. بونکر^۴ [۱۱] اساس روزنه‌های خنک‌کاری لایه‌ای شکل داده شده را مورد بررسی قرار داد و ادبیات گسترده‌ای در رابطه با عملکرد این نوع روزنه‌های خنک‌کاری ارائه نمود.

به‌منظور ارزیابی عملکرد و ویژگی‌های هندسه‌های مختلف روزنه جت، مطالعات عددی بسیاری انجام شده است، به‌عنوان مثال می‌توان به پژوهش‌های اصغر و حیدر [۱۲]، دای و لین [۱۳]، اسلامی و همکارانش [۱۴]، مونتومولی^۵ و همکارانش [۱۵]، یوسپ^۶ و همکارانش [۱۶]، سلیمی و همکارانش [۱۷] و اسلامی و جبران [۱۸] اشاره نمود.

یکی از موفقیت‌آمیزترین راه‌های بهبود هندسه روزنه جت، روزنه بسیط بوده که به‌طور گسترده‌ای در توربین‌های پیشرفته مورد استفاده قرار گرفته است. پیش‌تر، گلدشتاین و همکارانش [۳] دریافته‌اند که بسط دادن خروجی روزنه استوانه‌ای می‌تواند اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را به‌طور قابل توجهی افزایش دهد. آن‌ها، بهبود اثربخشی را به کاهش اندازه حرکت جت خنک‌کننده در خروجی آن نسبت دادند. پس از آن، مطالعات زیادی روی روزنه خروجی بسیط انجام شده است. از آن جمله می‌توان به روزنه شکل داده شده بسیط با گام روزنه مختلف [۱۹]، روزنه‌های پخشی [۲۰]، روزنه‌های زاویه مرکب و شکل داده شده بادبزی [۲۱] و روزنه شکل داده شده شیاردار [۲۲] اشاره نمود. این مطالعات نشان داده است که با اصلاح هندسه خروجی جت، می‌توان بهبود قابل توجهی در اثربخشی خنک‌کاری در مقایسه با روزنه استوانه‌ای به‌دست آورد. بدین ترتیب، طرح‌های متنوع جدید روزنه جت از قبیل روزنه‌های دارای پله پس‌رو در خروجی [۱۵]، روزنه‌های شکل

1- Burd
2- Yuen
3- Bernsdorf
4- Bunker
5- Montomoli
6- Yusop

7- Upstream Ramp

8- Infra Red (IR) Imaging Technique



شکل (۲): دستگاه و تجهیزات به کار رفته در آزمایش.

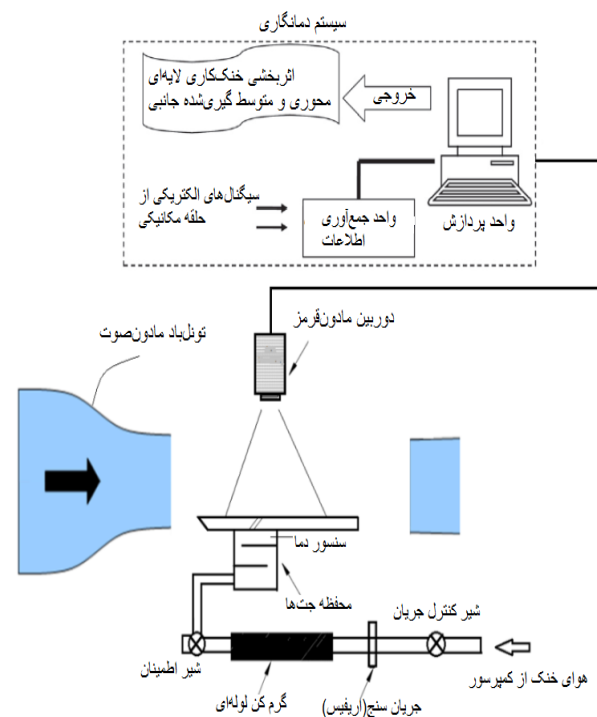
۲-۱- روش اندازه گیری مادون قرمز

در این پژوهش، از روش دما نگاری مادون قرمز (دوربین مادون قرمز FLIR C2) برای اندازه گیری دمای سطح استفاده شده است. دوربین مذکور دارای ویژگی‌هایی شامل بهبود تصویر واقعی ام.اس.ایکس^۲، حساسیت بالا و میدان دید وسیع $31^{\circ} \times 41^{\circ}$ است. تصاویر حرارتی ام.اس.ایکس پیشرفته، جزئیات بسیار خوبی جهت تشخیص آسان‌تر ناحیه هدف، فراهم می‌کند. دوربین قادر به اندازه‌گیری‌های تصویربرداری حرارتی از $10^{\circ}C$ تا $150^{\circ}C$ است. دوربین استفاده شده در این تحقیق، دارای فرکانس تصویر $9Hz$ و دقت اندازه‌گیری 0.2% است. ولی پس از کالیبراسیون با دماسنج تماسی با پاسخ فرکانسی بالا، دقت آن به کم‌تر از $0.5^{\circ}C$ می‌رسد. جزئیات بیش‌تر راجع به دوربین حرارتی و کالیبراسیون آن در مراجع [۳۲-۳۳] آمده است. قبل از انجام آزمایشات، دوربین مورد نظر با استفاده از حسگر دمایی پی.تی.۱۰۰ نوع آلفا^۳ که دارای دقت $0.2^{\circ}C$ می‌باشد، کالیبره^۴ گردیده است. با توجه به اندازه‌گیری‌ها و محاسبات انجام شده، عدم قطعیت کلی در حالتی که اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برابر با 0.9 باشد، معادل 0.18 ± 0.1 و در حالتی که اثربخشی برابر با 0.2 باشد، معادل 0.19 ± 0.4 به دست آمده است [۲۹-۳۰]. آزمایشات در سرعت جریان اصلی $27 m/s$ که منجر به عدد رینولدز^۵ جریان اصلی براساس قطر معادل جت (Re_{jet}) برابر با

لایه‌ای گردیده است. به‌منظور اثبات دقت نتایج و مقایسه، روزه‌های استوانه‌ای نیز مورد آزمایش قرار گرفته است. لازم به‌ذکر است که جت‌های استوانه‌ای و همچنین جت‌های دارای هندسه جدید استوانه‌ای ناقص (نخودی) با زاویه 30° نسبت به سطح تزریق شده است. با به‌کار بردن ردیفی از این جت‌ها (۷ جت در هر ردیف)، اندازه‌گیری‌های اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روی صفحه آزمون در نسبت دمش‌های 0.4 الی 0.8 انجام شده است. انتخاب زاویه تزریق 30° با توجه به تحقیقات محققین قبلی انتخاب شده و تعداد ردیف جت‌ها نیز به‌منظور کاهش اثرات دیواره‌ها بر جریان جت‌ها انتخاب شده است. لذا نتایج مربوط به جت چهارم که در وسط جت‌ها قرار گرفته است، به‌منظور مطالعه انتخاب شده است.

۲-۲ روش اندازه‌گیری و دستگاه آزمایش

شکل شماتیکی از تجهیزات آزمایش به‌کار رفته در این پژوهش در شکل ۱ نشان داده شده و در شکل ۲، مقطع آزمون تونل باد^۱ و چگونگی قرار گرفتن مدل در آن نشان داده شده است.



شکل (۱): شمایی از تجهیزات به کار رفته در پژوهش.

2- Multi-Spectral Dynamic Imaging (MSX)
3- PT100 Type α
4- Calibration
5- Reynolds Number (Re)

۲-۲- تجهیزات آزمایش

در این پژوهش، از تونل باد سرعت پایین نوع مکشی با حداکثر سرعت 50 m/s استفاده شده است. سطح مقطع آزمون تونل باز و به صورت استوانه‌ای به قطر 50 cm و طول 80 cm می‌باشد. دستگاه آزمایش شامل سامانه‌های مکانیکی و دما نگاری می‌باشد. سامانه دما نگاری شامل واحد جمع‌آوری اطلاعات، دوربین و واحد پردازش است. سامانه مکانیکی شامل دو حلقه جریان شامل خطوط جریان اصلی (تونل) و ثانویه (جریان جت) می‌باشد. تامین هوا برای جت‌های خنک‌کننده توسط مخزنی در فشار 8 atm که به کمپرسوری با قدرت هوادهی 900 L/min متصل است، صورت می‌گیرد. جریان اصلی تونل نیز توسط فنی با توان 23 kw تامین می‌گردد.

برای اندازه‌گیری دبی هوای ثانویه از اریفیس^۲ استفاده شده، در حالی که دبی جریان اصلی ثابت است. با استفاده از یک گرم‌کن الکتریکی، جریان هوای ثانویه خروجی از مخزن تا دمای مورد نظر گرم می‌شود و وارد محفظه جت‌ها می‌گردد. جریان ثانویه از 7 جت مجزا که در یک ردیف قرار گرفته‌اند، قبل از تحویل به مقطع آزمون، گرم می‌شود. جریان ثانویه، قبل از ورود به کانال جت‌ها، وارد محفظه جت‌ها می‌گردد تا جریان بتواند به صورت یکنواخت وارد کانال هر یک از جت‌ها شود. محفظه جت‌ها، مکعب مربعی به ابعاد 15 cm است که دو تیغه حائل به فاصله 5 cm در داخل آن نصب شده است.

در شکل‌های ۳ و ۴، نمای دقیقی از هندسه‌های دو روزنه جت بررسی شده نشان داده شده است. این هندسه‌ها شامل روزنه استوانه‌ای ساده و روزنه نخودی می‌باشد که با زاویه 30° نسبت به سطح تزریق می‌شوند. هندسه استوانه‌ای دارای قطر $5/74 \text{ mm}$ میلی‌متر می‌باشد. هندسه جدید نخودی نیز که دارای سطح مقطع برابر با هندسه استوانه‌ای می‌باشد، به گونه‌ای طراحی شده است که دارای لبه‌های تیز نباشد و ساخت آن با دستگاه سی.ان.سی^۳ امکان‌پذیر باشد. فاصله جت‌ها در جهت عرضی (گام روزنه) و طول کانال روزنه برای هندسه نخودی، به ترتیب $17/2 \text{ mm}$ و 30 mm انتخاب شده است. همان‌گونه که ذکر شد، مساحت مقطع دو روزنه استوانه‌ای ساده و نخودی تقریباً یکسان و برابر $25/85 \text{ mm}^2$ می‌باشد. لذا، قطر معادل هندسه نخودی (با استفاده از رابطه

$10,000$ می‌شود، انجام شده است. ضخامت لایه مرزی در بالادست روزنه‌های جت‌ها حدود $0/98D$ و شدت آشفستگی جریان اصلی که توسط دستگاه جریان‌سنج سیم‌داغ اندازه‌گیری شده، $1/5$ درصد می‌باشد.

در خنک‌کاری لایه‌ای، دمای جریان اصلی بالاتر از دمای جت‌ها می‌باشد. بدین منظور، باید دمای جریان تونل گرم شود که مستلزم هزینه زیادی است. روش دیگر که توسط برخی محققین نیز استفاده شده این است که دمای جریان جت‌ها گرم شود و دمای جریان تونل برابر با دمای محیط در نظر گرفته شود. با توجه به این که سطح خنک‌کاری لایه‌ای عایق در نظر گرفته می‌شود و در محاسبه اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای از دمای آدیاباتیک سطح استفاده می‌شود و تبادل حرارت صرفاً بین جریان‌های جت و جریان اصلی می‌باشد، لذا اثربخشی اندازه‌گیری شده در این حالت نیز با واقعیت مطابقت خواهد داشت. البته، اختلاف بسیار کمی در نسبت چگالی ایجاد خواهد شد که ناچیز است. بنابراین، در این تحقیق دمای جریان اصلی 23°C (دمای محیط) و دمای جت‌ها $43/3^\circ \text{C}$ در نظر گرفته شده و چهار نسبت دمش ($M = \rho_{\text{jet}} V_{\text{jet}} / \rho_{\infty} V_{\infty}$) $0/4$ ، $0/5$ ، $0/7$ و $0/8$ مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به اختلاف دمای بین جریان اصلی و جت‌ها، نسبت چگالی (نسبت چگالی جت به چگالی جریان اصلی DR) حدود $0/97$ می‌باشد.

سطح آزمون با تزریق هوای داغ از طریق کانال روزنه‌های در نظر گرفته شده جهت خنک‌کاری لایه‌ای، گرم می‌شود. دمای سطح آزمون (T_{aw})، توسط دوربین مادون قرمز اندازه‌گیری شده است. بدین ترتیب، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روی سطح صفحه (η) توسط معادله ذیل قابل محاسبه است:

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

که در آن، η اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای، T_{∞} دمای جریان اصلی و T_{jet} دمای جت خنک‌کننده می‌باشد. ضمناً، دما و در نتیجه اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در هر پیکسل^۱، از توزیع دقیق دمای سطح به دست آمده توسط نرم‌افزار دوربین مادون قرمز محاسبه شده است.

2- Orifice

3- Computer Numerical Control (CNC)

1- Pixel

از نوع پی.تی ۱۰۰ اندازه‌گیری شده است. همچنین، درجه-حرارت جت، T_j ، نیز با استفاده از حسگر دمای پی.تی ۱۰۰ در داخل محفظه جت‌ها اندازه‌گیری شده است. عدم قطعیت دمای جریان اصلی و جت با توجه به دقت حسگر دمای مورد نظر و خطای تکرارپذیری، به ترتیب $\pm 0.28^\circ\text{C}$ و $\pm 0.2^\circ\text{C}$ محاسبه شده است. به علاوه، عدم قطعیت داده‌های مادون قرمز نیز $\pm 0.32^\circ\text{C}$ برآورد شده است. سرعت ورودی جریان اصلی توسط جریان‌سنج سیم‌داغ اندازه‌گیری شده است. برای انجام اندازه‌گیری‌ها از فشار سنج تک کاناله استفاده شده که دارای دقت $\pm 0.625\text{ Pa}$ می‌باشد و با انجام آزمایش‌های خطای تکرارپذیری، عدم قطعیت کل آن $\pm 0.22\text{ Pa}$ به دست آمده است.

عدم قطعیت کلی آزمایش در حالت اثربخشی ۰/۹، برابر با ۰/۲/۰۲ می‌باشد. البته، در حالتی که اثربخشی ۰/۲ باشد، عدم قطعیت کلی محاسبه شده ۰/۹/۷ خواهد بود. به عبارت دیگر، هرچه اختلاف دمای جت و جریان اصلی بیش‌تر باشد، خطای اندازه‌گیری بزرگ‌تر خواهد بود. اندازه‌گیری اثربخشی در پایین دست جریان در فاصله $0 < X/D < 15$ انجام شده است

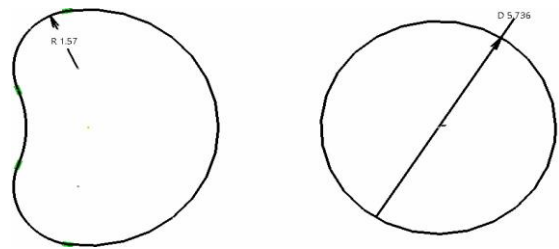
۳- نتایج و بحث

آزمایش‌های این پژوهش در چهار نسبت دمش مختلف برای دو هندسه متفاوت مقطع جت که در مجموع ۸ آزمایش می‌شود، انجام شده است. تمام آزمایشات در شدت آشفستگی جریان اصلی ۰/۱/۵ صورت گرفته است. در این بخش، ابتدا خلاصه‌ای از صحت‌سنجی انجام شده روی نتایج آزمایش‌های پژوهش حاضر آمده است. سپس، نتایج مربوط به هندسه جدید نخودی و استوانه‌ای ساده در نسبت‌های دمش مختلف مورد بحث قرار گرفته است.

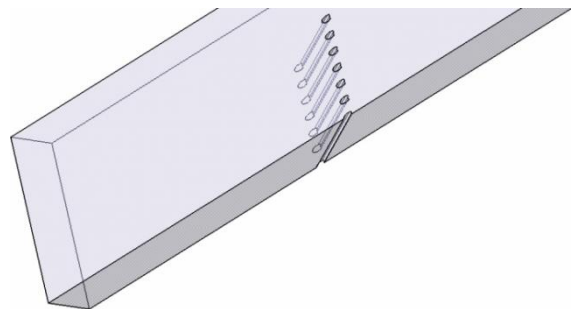
۳-۱- عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای هندسه جدید نخودی

جهت صحت‌سنجی نتایج پژوهش حاضر، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بی‌دررو اندازه‌گیری شده برای روزه‌های استوانه‌ای با نتایج پژوهش‌های مشابه قبلی مقایسه شده است. از آن‌جا که شرایط آزمایش دقیقاً یکسان نمی‌باشد، چند پژوهش مشابه برای مقایسه در نظر گرفته شده است. شکل ۵، نتایج اندازه‌گیری شده مربوط به آزمایشی با نسبت‌دمش ۰/۵، نسبت چگالی ۰/۹۷ و نسبت گام ۳ را نشان می‌دهد. نتایج اندازه‌گیری شده با استفاده از روش مادون قرمز (یعنی داده‌های

$\pi T_{eq}^2 = 25/85$ برابر با ۵/۷۴ خواهد شد. صفحه تخت نیز از مواد پلکسی‌گلاس^۱ با هدایت حرارتی بسیار پایین ($k=0.187\text{m}^{-1}\text{K}^{-1}$) ساخته شده است. صفحه پلکسی‌گلاس مذکور که روی آن خنک‌کاری لایه‌ای صورت می‌پذیرد، دارای طول ۴۰ cm، عرض ۱۵ cm و ضخامت ۱/۵ cm می‌باشد. ردیف روزه‌های خنک‌کاری لایه‌ای در فاصله ۱۸ cm از لبه حمله صفحه آزمون واقع شده‌اند.



شکل (۳): نمایی از هندسه‌های روزه خنک‌کاری لایه‌ای استوانه‌ای ساده و استوانه‌ای ناقص (نخودی) که دارای سطح مقطع یکسان می‌باشند.



شکل (۴): نمایی از صفحه آزمون تخت با روزه‌های خنک‌کاری لایه‌ای.

به‌منظور ایجاد شرایط پایا از لحاظ انتقال حرارت بین دو جریان، ابتدا جریان جت گرم شد و روی سطح تزریق گردید. سپس، دما در نقطه‌ای در داخل محفظه جت‌ها و همچنین در دو نقطه روی سطح به‌طور وابسته به زمان اندازه‌گیری شد. پس از مشاهده روند همگرایی در این نمودارها، پایا بودن انتقال حرارت فرض گردید و اندازه‌گیری‌های خنک‌کاری لایه‌ای انجام شد.

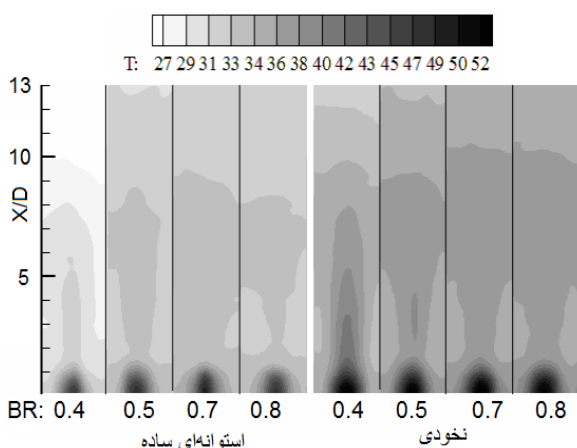
عدم قطعیت نتایج آزمایش با استفاده از روش شرح داده شده توسط موفا^۲ [۳۴] برآورد شده است. دمای جریان اصلی، T_∞ ، در مقطع آزمون تونل باد با استفاده از حسگر هوای

1- Plexi Glass

2- Moffat

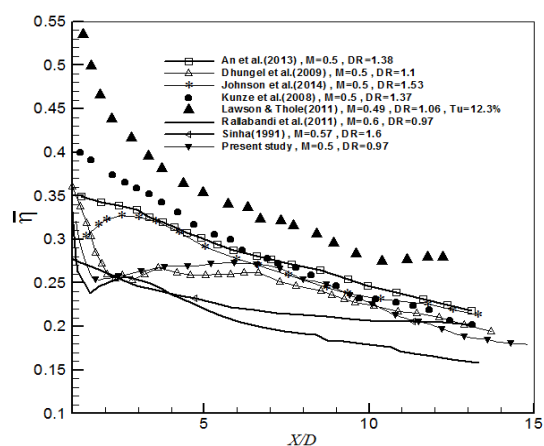
اختلافاتی را نشان می‌دهد که در اثر نسبت سرعت بیش‌تر و شدت آشفته‌گی کم‌تر می‌باشد. پژوهش‌های مذکور با استفاده از روش‌های پی‌اس‌پی، پی‌اس‌پی^۸، آ‌آ^۹ و ترموکوپل استخراج شده است [۳۰]. مقایسه انجام شده، با لحاظ کردن اختلاف در پارامترهایی که وجود دارد، تطابق خوبی را نشان می‌دهد که بیانگر صحت روش انجام آزمایش و دقت نتایج می‌باشد.

در شکل ۶، اثرات نسبت دم‌ش بر توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای روزنه‌های استوانه‌ای ساده و نخودی را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در پایین‌دست روزنه جت‌ها، در ابتدا جریان جت به سطح چسبیده است ولی با فاصله گرفتن از روزنه‌ها، جریان جت تقریباً از روی سطح جدا شده و اثر آن تضعیف می‌گردد. بنابراین، در ناحیه پایین‌دست مجاور به خروجی جت، بیش‌ترین اثربخشی حاصل شده است. لازم به‌ذکر است که در این شکل، مقداری عدم تقارن در خطوط هم‌تراز مشاهده می‌شود. این عدم تقارن در تحقیقات تجربی سایر محققین نیز مشاهده شده است [۲، ۱۳ و ۲۸]. برخی این عدم تقارن را ناشی از ماهیت آشفته‌گی جریان و برخی ناشی از اثرات شتاب کوریولیس دانسته‌اند. البته، ذکر این نکته خالی از لطف نیست که با افزایش زمان داده‌برداری در این تحقیق، عدم تقارن کاهش یافت، ولی هر چقدر هم که زمان داده‌برداری افزایش داده شد، این عدم تقارن از بین نرفت.



شکل (۶): توزیع دما روی سطح پلکسی‌گلاس (دیواره بی‌دررو) با استفاده از دما نگاری مادون‌قرمز برای روزنه‌های استوانه‌ای ساده و نخودی در نسبت دم‌ش‌های مختلف.

پژوهش حاضر و هانگل^۱ و همکارانش [۳۵]، در فاصله $1 < X/D < 13$ خیلی به هم نزدیک هستند. تفاوت‌های مشاهده شده بین داده‌های دو منحنی مربوطه، ممکن است به دلیل اختلاف نسبت چگالی و شدت آشفته‌گی باشد. لازم به‌ذکر است که نتایج حاصل از آزمایشات مادون‌قرمز لاوسون و تول^۲ [۳۶]، مقادیر اثربخشی خیلی بالاتری در مقایسه با پژوهش حاضر است که در شدت آشفته‌گی جریان اصلی بالای ۱۲/۳ درصد، نسبت چگالی کمی بالاتر و نسبت سرعت کمی پایین‌تر انجام شده است.

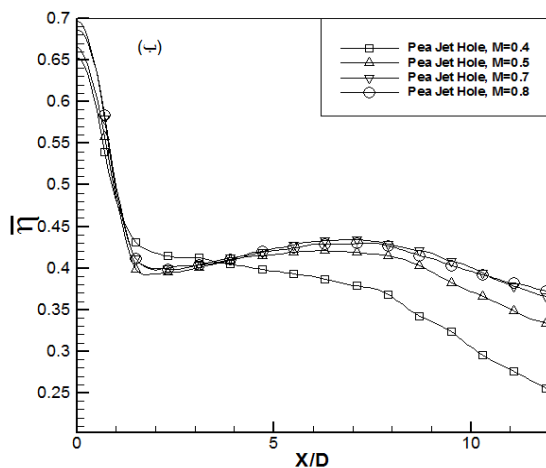
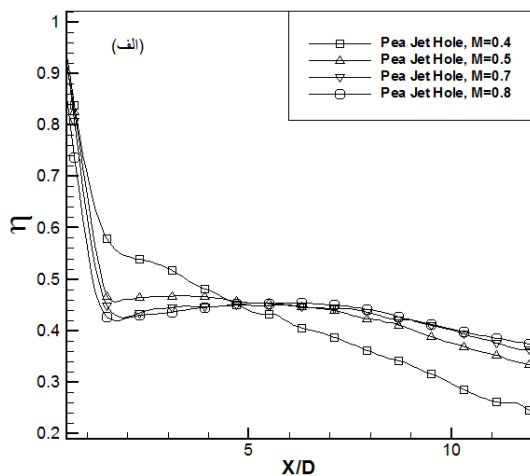


شکل (۵): مقایسه اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی پژوهش حاضر، با نتایج منتشرشده از پژوهش‌های قبلی در نسبت دم‌ش ۰/۵.

شرایط آزمایش گُنز^۳ و همکارانش [۳۷]، جانسون^۴ و همکارانش [۳۸] و ان^۵ و همکارانش [۳۱] مشابه پژوهش حاضر است که میزان اثربخشی کم‌تری در مقایسه با لاوسون و تول دارند. اما در اثر نسبت چگالی و شدت آشفته‌گی متفاوت، دارای اثربخشی خنک‌کاری بالاتری در مقایسه با پژوهش حاضر هستند. مقایسه نتایج حاصل از آزمایش‌های این پژوهش با نتایج سینها^۶ و همکارانش [۳۹]، اختلافات آشکاری را نشان می‌دهد که ناشی از بالاتر بودن نسبت دم‌ش (۰/۵۷)، نسبت چگالی بالاتر (۱/۶)، شدت آشفته‌گی بسیار کمتر و همچنین نسبت طول به قطر کانال جت کمتر ($L/D = 1.75$) است. همچنین، مقایسه با نتایج رالابندی^۷ و همکارانش [۴۰]،

- 1- Dhungel
- 2- Lawson and Thole
- 3- Kunze
- 4- Johnson
- 5- An
- 6- Sinha
- 7- Ralabandi

همان‌طور که مشاهده می‌شود جت پس از جدایش دوباره روی سطح قرار گرفته که در هندسه نخودی اتصال مجدد جت بیش‌تر مشهود است. از نظر فیزیک جریان، شکل روزنه نخودی به‌گونه‌ای است که جت به یک‌باره روی سطح تخلیه نمی‌شود. انحنای سطح مقطع روزنه باعث می‌شود که در برخورد جت با جریان اصلی، متوسط ارتفاع جهش عمودی آن در مقایسه با جت دایره‌ای کاهش یابد. در همه نسبت دممش ها، به‌خصوص نسبت دممش ۰/۴، تفاوت عملکرد روزنه‌های استوانه‌ای ساده و نخودی کاملاً مشهود است. به‌عبارت دیگر، در نسبت دممش‌های مذکور، برای روزنه‌های استوانه‌ای ساده، اثر جت در پایین‌دست روی سطح تقریباً از بین می‌رود. اما برای روزنه‌های نخودی فاصله اثرگذاری بالاتری دارد. برای هندسه نخودی نسبت به هندسه استوانه‌ای ساده، توزیع یکنواخت‌تر در هر دو جهت محوری و جانبی دیده می‌شود. در نسبت دممش ۰/۷، تقریباً برای هر دو هندسه مذکور، جت اثر قوی‌تر و توزیع بهتری روی سطح گذاشته است.



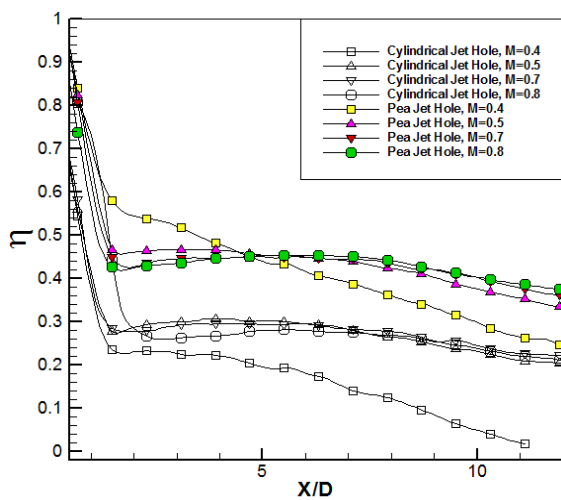
شکل (۷): توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای اندازه‌گیری شده با استفاده از دما نگاری مادون قرمز (الف) در جهت جریان اصلی (ب) متوسط‌گیری شده جانبی.

همان‌طور که مشاهده می‌شود جت پس از جدایش دوباره روی سطح قرار گرفته که در هندسه نخودی اتصال مجدد جت بیش‌تر مشهود است. از نظر فیزیک جریان، شکل روزنه نخودی به‌گونه‌ای است که جت به یک‌باره روی سطح تخلیه نمی‌شود. انحنای سطح مقطع روزنه باعث می‌شود که در برخورد جت با جریان اصلی، متوسط ارتفاع جهش عمودی آن در مقایسه با جت دایره‌ای کاهش یابد. در همه نسبت دممش ها، به‌خصوص نسبت دممش ۰/۴، تفاوت عملکرد روزنه‌های استوانه‌ای ساده و نخودی کاملاً مشهود است. به‌عبارت دیگر، در نسبت دممش‌های مذکور، برای روزنه‌های استوانه‌ای ساده، اثر جت در پایین‌دست روی سطح تقریباً از بین می‌رود. اما برای روزنه‌های نخودی فاصله اثرگذاری بالاتری دارد. برای هندسه نخودی نسبت به هندسه استوانه‌ای ساده، توزیع یکنواخت‌تر در هر دو جهت محوری و جانبی دیده می‌شود. در نسبت دممش ۰/۷، تقریباً برای هر دو هندسه مذکور، جت اثر قوی‌تر و توزیع بهتری روی سطح گذاشته است.

همان‌طور که در شکل ۷-الف مشاهده می‌شود، نسبت دممش بهینه برای روزنه‌های نخودی برابر با ۰/۷ است. در این نسبت دممش، تقریباً مقدار اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در تمام فاصله‌ی پایین‌دست جت، در مقایسه با بقیه نسبت دممش‌ها، بیشینه است. در نسبت دممش ۰/۴ در فاصله $0 < X/D < 5$ ، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری بیش‌ترین مقدار را دارد. یعنی در بدو ورود جت به جریان اصلی، جریان جت پوشش‌دهی بهتری روی سطح ایجاد می‌کند. اما به یک‌باره اثربخشی آن شدیداً کاهش پیدا می‌کند. این تغییرات از آن جهت است که چون در بدو ورود، نسبت دممش کمی دارد. در این حالت، پرش عمودی زیادی نداشته و کم‌تر با جریان اصلی تداخل پیدا می‌کند. در نتیجه، بهتر به سطح می‌چسبد. بنابراین، در یک بازه کوتاه، اثربخشی آن بیشینه است. اما به‌دلیل آن که مقدار دبی هوای کمی دارد، اندازه حرکت آن در هر دو جهت عمودی و افقی کم است و جت در راستای افقی برد زیاد نداشته و فاصله اثرگذاری آن روی سطح، کمینه است. در نسبت دممش‌های ۰/۸ و به‌خصوص ۰/۷، در مقایسه با سایر نسبت دممش‌ها، بیش‌ترین میزان پوشش‌دهی روی سطح ایجاد شده و جریان جت در مجاورت سطح نگه داشته شده است.

شکل ۷-ب اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی مربوط به هندسه نخودی را در چهار نسبت دممش

افزایش اندازه حرکت عمودی جت کمتر و میزان افزایش اندازه حرکت افقی آن بیشتر شود. لذا این طرح، منجر به پخش وسیع‌تر جریان جت روی سطح شده و در نتیجه اثربخشی بهتری را پایین دست جت‌ها ایجاد نماید. منحنی اثر بخشی مربوط به هندسه روزنه نخودی در نسبت‌دمش ۰/۷، نشان می‌دهد که پوشش‌دهی جت در راستای جریان اصلی به‌خوبی صورت گرفته است. لازم به‌ذکر است که اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری مربوط به هندسه جدید نخودی، در مقایسه با هندسه ساده استوانه‌ای، ۶۲ الی ۲۱۵ درصد افزایش می‌یابد.



شکل (۸): مقایسه توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای طولی برای روزنه‌های نخودی و استوانه‌ای ساده در نسبت دم‌ش‌های مختلف.

شکل ۹، اثربخشی خنک‌کاری متوسط‌گیری شده جانبی مربوط به هندسه استوانه‌ای ساده و نخودی در چهار نسبت دم‌ش ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ را نشان می‌دهد. در این شکل، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در راستای جانبی (در راستای Y) جت و اثربخشی آن در راستای مذکور (فضای پس از جت‌ها و همچنین، فضای بین جت‌ها) نشان داده شده است. با مقایسه منحنی‌های این شکل با منحنی‌های متناظر در شکل ۷، مشاهده می‌شود که فاصله بین منحنی‌های مربوط هندسه نخودی با منحنی‌های مربوط به استوانه‌ای ساده در حالت متوسط‌گیری شده جانبی بیشتر از حالت متوسط‌گیری نشده است. به عبارت دیگر، اثربخشی خنک‌کاری متوسط‌گیری شده جانبی نسبت به خنک‌کاری محوری، افزایش بیشتری داشته است. لذا، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده

در جدول ۱، مقادیر اثربخشی متوسط‌گیری شده جانبی مربوط به دو نسبت دم‌ش ۰/۷ و ۰/۸ در شکل ۷-ب آورده شده است که در چند مقطع عرضی مشخص، دو نسبت دم‌ش مذکور به‌طور میانگین، ۲/۳ درصد باهم اختلاف دارند. بنابراین، نسبت دم‌ش ۰/۷ هرچند به میزان کم برتری دارد. لازم به‌ذکر است که برای شکل ۷-الف نیز این محاسبات انجام گرفته است. تقریباً حدوداً ۲ درصد بین مقادیر اثربخشی خنک‌کاری محوری اختلاف وجود دارد.

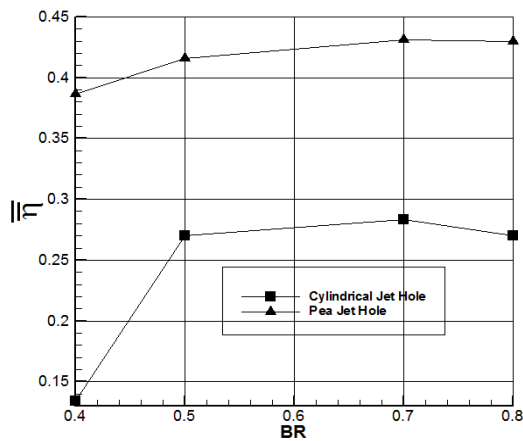
جدول (۱): مقادیر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای

متوسط‌گیری شده جانبی در شش مقطع خاص.

ردیف	فاصله بی‌بعد از مرکز روزنه	اثر بخشی متوسط‌گیری شده در نسبت دم‌ش ۰/۷	اثر بخشی متوسط‌گیری شده در نسبت دم‌ش ۰/۸
۱	۱	۰/۴۸	۰/۴۸
۲	۳	۰/۴۱	۰/۴
۳	۵	۰/۴۲۸	۰/۴۱۷
۴	۷	۰/۴۴	۰/۴۲
۵	۱۰	۰/۴	۰/۳۹۱
۶	۱۲	۰/۳۶	۰/۳۶۴

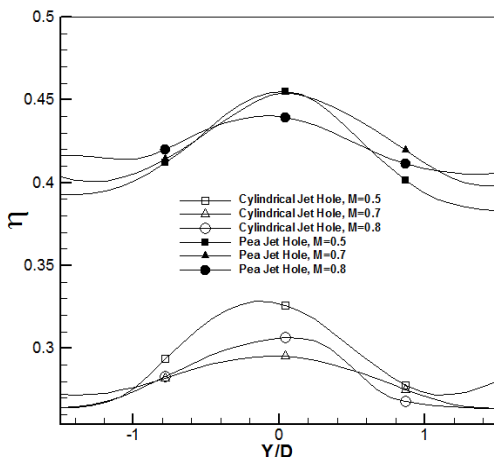
شکل ۸، اثر هندسه روزنه روی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محوری برای هر چهار نسبت دم‌ش ۰/۴، ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸ را نشان می‌دهد. از نمودار مذکور، واضح است که در تمام نسبت دم‌ش‌های بررسی شده، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای مربوط به هندسه جدید نخودی، در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده، بیش‌تر است. به عبارت دیگر، در یک نسبت دم‌ش مشخص، اثربخشی بیش‌تری حاصل می‌گردد. لازم به‌ذکر است که در بدو ورود جت به جریان اصلی، بیش‌ترین پرتاب عمودی جریان رخ می‌دهد و با افزایش نسبت دم‌ش، اندازه حرکت مذکور نیز افزایش می‌یابد. البته، با افزایش نسبت دم‌ش، اندازه حرکت جت در راستای جریان اصلی نیز افزایش می‌یابد. هندسه جدید نخودی باعث شده است که در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده، با افزایش نسبت دم‌ش، میزان

هندسه نخودی در نسبت دمش ۰/۷ رخ می‌دهد. در هر چهار نسبت‌دمش، مزیت استفاده از هندسه جدید نخودی کاملاً مشهود است.



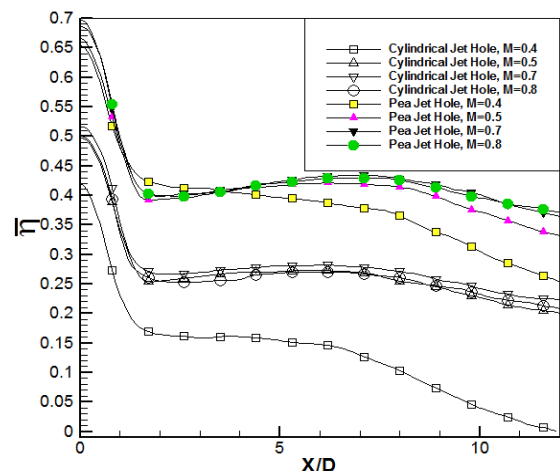
شکل (۱۰): اثر نسبت دمش بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده کل ناحیه.

شکل ۱۱، مقایسه توزیع اثربخشی خنک‌کاری جانبی در پایین‌دست جت‌ها در موقعیت $X/D=5$ را نشان می‌دهد. منظور از Y/D روی این شکل، فاصله بی‌بعد جانبی روی سطح می‌باشد. با دقت در این شکل می‌توان مشاهده نمود که به‌طور کلی، در سه نسبت دمش ۰/۵، ۰/۷ و ۰/۸، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای جانبی برای هندسه جدید نخودی، در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده، بالاتر می‌باشد. در هر سه نسبت دمش مذکور و در فاصله $-1.5 < X/D < 1.5$ ، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای جانبی هندسه نخودی، در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده، به‌طور قابل ملاحظه‌ای بالاتر است.



شکل (۱۱): مقایسه توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای جانبی در فاصله ۵ برابر قطر روزنه.

جانبی برای هندسه جدید نخودی، ۶۵ الی ۲۵۰ درصد بیشتر از هندسه استوانه‌ای ساده می‌باشد. این موضوع به این مفهوم است که هندسه جدید نخودی، باعث پوشش جانبی بهتر جریان جت در جهت عرضی شده است. در حقیقت، با طراحی استفاده از هندسه نخودی برای خنک‌کاری لایه‌ای، اندرکنش جت و جریان اصلی کم می‌شود. به عبارت دیگر، جت راحت‌تر در مجاورت سطح می‌ماند و گردابه‌های جت تضعیف می‌گردد. این مسئله، باعث کاهش اندازه حرکت عمودی جت می‌شود. ذکر این نکته ضروری است که در هر نسبت دمش، اثربخشی خنک‌کاری مربوط به روزنه نخودی در مقایسه با روزنه استوانه‌ای ساده، بیش‌تر است. با مقایسه منحنی‌های اثربخشی مربوط نسبت دمش ۰/۷ مشاهده می‌شود که پوشش‌دهی جریان جت در هر دو راستای طولی و جانبی به‌خوبی صورت گرفته است و لذا، بیشترین اثربخشی در این نسبت دمش صورت می‌پذیرد.



شکل (۹): مقایسه توزیع اثربخشی خنک‌کاری متوسط‌گیری شده جانبی برای روزنه‌های نخودی و استوانه‌ای ساده در نسبت دمش‌های مختلف.

شکل ۱۰، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده در کل ناحیه پایین‌دست جت‌ها در فاصله $0 < X/D < 12$ برای هر دو هندسه استوانه‌ای ساده و نخودی در نسبت دمش‌های مختلف را نشان می‌دهد. در این شکل به‌وضوح مشخص است که با استفاده از هندسه جدید نخودی، در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده، در تمام نسبت دمش‌ها اثربخشی خنک‌کاری بالاتری به‌دست می‌آید. ضمناً، بیشترین اثربخشی متوسط‌گیری شده ناحیه‌ای برای هندسه استوانه‌ای ساده و

ت) هندسه نخودی، در نسبت دمش‌های آزمایش شده، در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده، باعث افزایش ۶۲ الی ۲۵۰ درصدی در اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای می‌گردد و (ث) هندسه جدید پیشنهادی، دارای نسبت دمش بهینه بالاتری است و در نسبت دمش یکسان، اثربخشی بالاتری دارد.

۵- مراجع

1. Bazdidi-Tehrani, M.J.F. and Mousavi, S.M. "Investigation of Film Cooling on Model Turbine Blade Leading Edge Using DES and LES Approaches", *Modarres Mech. Eng.*, Vol. 15, No. 8, pp. 260-270, 2015.
2. An, B., Liu, J., Zhou, S., Zhang, X., and Zhang, C. "Film Cooling Investigation of a Slot-Based Diffusion Hole", *ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Vol. 5C, p. V05CT19A005, 2016.
3. Goldstein, R.B.R.J. and Eckert, E.G. "Effects of Hole Geometry and Density on Three-dimensional Film Cooling", *Int. J. Heat Mass Trans.*, Vol. 17, No. 5, pp. 595-607, 1974.
4. Andreopoulos, J. and Rodi, W. "Experimental Investigation of Jets into a Crossflow", *J. Fluid Mech.*, Vol. 138, No. 1, pp. 93-127, 1984.
5. Gritsch, S., Schulz, M., and Wittig, A. "Adiabatic Wall Effectiveness Measurements of Film-Cooling Holes with Expanded Exits", *ASME J. Turbomach.*, Vol. 3, No. 120, pp. 549-556, 1998.
6. Saumweber, C., Schulz, A., and Wittig, S. "FreeStream Turbulence Effects on Film Cooling with Shaped Holes", *ASME J. Turbomach.*, Vol. 125, No. 1, pp. 65-73, 2003.
7. Saumweber, C. and Schulz, A. "Effect of Geometry Variations on the Cooling Performance of Fan-Shaped Cooling Holes", *ASME Turbo Expo.*, Vol. 134, No.6, pp. 1-16, 2012.
8. Burd, S.W., Kaszeta, R.W., and Simon, T.W. "Measurements in Film Cooling Flows: Hole LID and Turbulence Intensity Effects", *ASME J. Turbomach.*, Vol. 120, No.4, pp. 791-798, 1998.
9. Yuen, C.H.N. and Martinex-Botas, R.F. "Film Cooling Characteristics of a Single Round Hole at Various Streamwise Angles in a Crossflow: Part I Effectiveness", *J. Heat Mass Trans.*, Vol. 46, pp. 221-235, 2003.
10. Bernsdorf, M., Rose, G., and R.S. Abhari, "Modeling of Film Cooling - Part 1: Experimental Study of Flow Structure", *ASME Turbo Expo.*, Vol. 128, No.1, pp. 141-149, 2005.

هنگامی که از روزنه نخودی استفاده می‌شود، نفوذ سیال خنک‌کننده در جهت جانبی بهتر صورت می‌گیرد. پوشش سیال خنک‌کننده در ناحیه میانی در نسبت دمش پایین‌تر، ممکن است با توجه به گسترش جانبی کافی نباشد. ولی با افزایش نسبت دمش، پوشش سیال خنک‌کننده در این ناحیه نیز افزایش می‌یابد. به‌علاوه، در شکل مذکور مشاهده می‌شود که طرح جدید هندسه نخودی، به‌علت کاهش اندازه‌ی حرکت عمودی جت، افزایش فاصله طولی اثرگذاری جت و پوشش جانبی بیشتر سطح، توزیع بهتر جریان جت را روی سطح فراهم می‌کند. بنابراین، بازده خنک‌کاری جانبی در پایین‌دست جت افزایش می‌یابد.

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، مطالعه تجربی انتقال حرارت پایا با استفاده از روش دما نگاری مادون قرمز، با هدف تجزیه و تحلیل عملکرد حرارتی ردیفی از روزنه‌های خنک‌کاری لایه‌ای برای هندسه جدید جت‌های استوانه‌ای ناقص (نخودی) در نسبت دمش‌های مختلف روی سطح واقع در تونل باد انجام شده است. هندسه جدید دارای سطح مقطعی برابر با هندسه استوانه‌ای ساده در نظر گرفته شده است تا مقایسه نتایج در دبی جرمی برابر صورت پذیرد. نتایج به‌دست‌آمده عبارت است از:

الف) در طرح جدید روزنه‌های نخودی، با به‌کار بردن سیال خنک‌کننده کم‌تر (کاهش نسبت دمش) و استفاده مؤثرتر از آن، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بهتری در مقایسه با روزنه‌های استوانه‌ای ساده به‌دست می‌آید.

ب) هندسه نخودی، با توجه به شکل خاصش، باعث می‌شود که در برخورد جت با جریان اصلی در دهانه خروجی آن، متوسط ارتفاع جهش عمودی جریان در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده کاهش یابد. ضمناً، در نسبت دمش‌های بالاتر، تفاوت عملکرد روزنه‌های استوانه‌ای ساده و نخودی کاملاً مشهود است.

پ) هندسه جدید دارای نسبت دمش بهینه 0.7 در زاویه تزریق جت 30° درجه است و در نسبت دمش یکسان، اثربخشی این هندسه بیش‌تر است. به‌عبارت دیگر، با استفاده از مقدار یکسان سیال تزریق شده، توزیع یکنواخت‌تری از لایه سیال خنک‌کننده فراهم می‌شود.

23. Elnady, T., Hassan, I., Kadem, L., and Lucas, T. "Cooling Effectiveness of Shaped Film Holes for Leading Edge", *Exp. Therm. Fluid Sci.*, Vol. 44, No. 1, pp. 649-661, 2013.
24. Liu, C., Zhu, H., Zhang, X., Xu, D., and Zhang, Z. "Experimental Investigation on the Leading Edge Film Cooling of Cylindrical and Laid-Back Holes with Different Radial Angles", *Heat Mass Transf.*, Vol. 71, No. 4, pp. 615-625, 2014.
25. Lee, K., Choi, D., and Kim, K., "Optimization of Ejection Angles of Double-Jet Film-Cooling Holes Using RBNN Model", *Int. J. Therm. Sci.*, Vol. 73, No. 11, pp. 69-78, 2013.
26. Moon, Y., Park, S.S., Park, J.S., and Kwak, J.S. "Effect of Angle Between the Primary and Auxiliary Holes of an Anti-Vortex Film Cooling Hole", *Asia-Pacific Int. Symp. Aerosp. Technol. APISAT2014*, Vol. 99, pp. 1492-1496, 2015.
27. Farhadi-Azar, R., Ramezanizadeh, M., Taeibi-Rahni, M., and Salimi, M. "Compound Triple Jets Film Cooling Improvements via Velocity and Density Ratios: Large Eddy Simulation", *J. Fluids Eng.*, Vol. 133, No. 3, p. 31202, 2011.
28. Ramesh, S., Gomez, D., Ekkad, S.V., and Anne, M. "Analysis of Film Cooling Performance of Advanced Tripod Hole Geometries with and without Manufacturing Features", *Int. J. Heat Mass Trans.*, Vol. 94, No. 3, pp. 9-19, 2016.
29. Chen, S.P., Chyu, M.K., and Shih, T.I. "Effects of Upstream Ramp on the Performance of Film Cooling", *Int. J. Therm. Sci.*, Vol. 50, No. 6, pp. 1085-1094, 2011.
30. Rigby, L.D. and Heidmann, J.D. "Improved Film Cooling Effectiveness by Placing a Vortex Generator Downstream of Each Hole" *ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air*, Vol. 4, pp. 1161-1174, 2008.
31. An, B.T., Liu, J.J., Zhang, C., and Zhou, S.J. "Film Cooling of Cylindrical Hole with a Downstream Short Crescent-Shaped Block", *J. Heat Trans.*, Vol. 135, No. 3, p. 31702, 2013.
32. Ramezanizadeh, M. and Pouladrang, Y. "Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness Applying a Novel Integrated Compound Jets Design for the Jet Holes", *Modares Mech. Eng.*, Vol. 18, No. 3, pp. 302-310, 2018.
33. Pouladrang, Y. "Experimental Study of the Effects of Jet Hole Geometry on the Film Cooling Effectiveness in Gas Turbines", *MSc Thesis, Graduate Center, Shahid Sattari Aeronautical University of Science & Technology*, 2017.
34. Moffat, R.J. "Describing the Uncertainties in Experimental Results", *Exp. Therm. Fluid Sci.*, Vol. 1, No. 1, pp. 3-17, 1988.
11. Bunker, R.S. "A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology", *J. Heat Trans.*, Vol. 127, No.4, pp. 441-453, 2005.
12. Asghar, F.H. and Hyder, M.J. "Computational Study of Film Cooling from Single and Two Staggered Rows of Novel Semi-Circular Cooling Holes Including Coolant Plenum", *Energy Conv. Manag.*, Vol. 52, No.1, pp. 329-334, 2011.
13. Dai, P. and Lin, F. "Numerical Study on Film Cooling Effectiveness from Shaped and Crescent Holes", *Heat Math Transf.*, Vol. 47, No.2, pp. 147-154, 2011.
14. Islami, S.B., Tabrizi, S.P.A., Jubran, B.A., and Esmaeilzadeh, E. "Influence of Trenched Shaped Holes on Turbine Blade Leading Edge Film Cooling", *Heat Transf. Eng.*, Vol. 31, No.10, pp. 889-906, 2011.
15. Montomoli, F., Ammaro, A.D., and Uchida, S. "Numerical and Experimental Investigation of a New Film Cooling Geometry with High P/D Ratio", *Int. J. Heat Mass Trans.*, Vol. 66, No. 11, pp. 366-375, 2013.
16. Yusop, N.M., Ali, A.H., and Abdullah, M.Z. "Computational Study of a New Scheme for A Film-Cooling Hole on Convex Surface of Turbine Blades," *Int. Commun. Heat Mass Trans.*, Vol. 43, No. 4, pp. 90-99, 2013.
17. Salimi, M.R., Ramezanizadeh, M., and Taeibi-Rahni, M., and Farhadi-Azar, R. "Film Cooling Effectiveness Enhancement Applying another Jet in the Upstream Neighbor of the Main Jet, Using LES Approach", *J. Appl. Fluid Mech.*, Vol. 9, No. 1, pp. 33-42, 2016.
18. Baheri Islami, S. and Jubran, B.A. "The Effect of Turbulence Intensity on Film Cooling of Gas Turbine Blade from Trenched Shaped Holes", *Heat Math Trans.*, Vol. 48, No. 5, pp. 831-840, 2012.
19. Liu, C., Zhu, H., Zhang, Z., and Xu, D., "Experimental Investigation on the Leading Edge Film Cooling of Cylindrical and Laid-Back Holes with Different Hole Pitches", *Int. J. Heat Mass Trans.*, Vol. 55, No.23-24, pp. 6832-6845, 2012.
20. York, W. D. and Lylek, J. H. "Leading-Edge Film-Cooling Physics—Part III: Diffused Hole Effectiveness", *ASME*, Vol. 125, No. 2, pp. 252-259, 2003.
21. Wang, T. and Li, X. "Mist Film Cooling Simulation at Gas Turbine Operating Conditions", *Int. J. Heat Mass Trans.*, Vol. 51, pp. 5305-5317, No. 21-22, 2008.
22. Baheri, S., AlaviTabrizi, S.P., and Jubran, B.A. "Film Cooling Effectiveness from Trenched Shaped and Compound Holes", *Heat Mass Trans.*, Vol. 44, No. 8, pp. 989-998, 2008.

38. Johnson, B., Tian, W., Zhang, K., and Hu, H. "An Experimental Study of Density Ratio Effects on the Film Cooling Injection from Discrete Holes by Using PIV and PSP Techniques", *Int. J. Heat Mass Trans.*, Vol. 76, No. 9, pp. 337–349, 2014.
39. Sinha, A. K., Bogard, D. G., and Crawford, M. E. "Film-Cooling Effectiveness Downstream of a Single Row of Holes with Variable Density Ratio", *J. Turbomach.*, Vol. 113, No. 3, pp. 442–449, 1991.
40. Rallabandi, A.P., Grizzle, J., and Han, J. "Effect of Upstream Step on Flat Plate Film-Cooling Effectiveness Using PSP", *J. ASME Turbomach.*, Vol. 133, No. 4, p. 041024, 2011.
35. Dhungel, A., Lu, Y., Phillips, W., Srinath, E., and James, H. "Film Cooling from a Row of Holes Supplemented with Antivortex Holes", *J. Turbomach.*, Vol. 131, No. 2, p. 21007, 2009.
36. Lawson, S.A., and Thole, K.A. "Effects of Simulated Particle Deposition on Film Cooling", *ASME*, Vol. 133, No. 2, p. 21009, 2011.
37. Kunze, M., Preibisch, S., and Landis, K. "A New Test Rig for Film Cooling Experiments on Turbine Endwalls", *Proc. ASME Turbo Expo.*, Vol. 4, pp. 989-998, 2008.

