

## مطالعه تجربی اثربخشی خنک کاری لایه‌ای با استفاده از طرح جدید جت‌های مرکب پیوسته برای روزنه‌های جت

مهدی رمضان‌زاده<sup>1\*</sup>، یونس پولادرنگ<sup>2</sup>

1- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران  
 2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران  
 \* تهران، صندوق پستی 1387831361، ramezanizadeh@ssau.ac.ir

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
 دریافت: 10 آذر 1396  
 پذیرش: 18 بهمن 1396  
 ارائه در سایت: 11 اسفند 1396  
 کلید واژگان:  
 اثربخشی خنک کاری لایه‌ای  
 هندسه جدید جت  
 جت‌های مرکب پیوسته (گوشواره‌ای)  
 آزمایش تجربی  
 دمانگاری مادون قرمز

### چکیده

عوامل متعددی از جمله شکل مقطع جت، نسبت دمش، نسبت چگالی، شدت آشفته‌گی جریان آزاد و ... بر اثربخشی خنک کاری لایه‌ای موثر هستند. در بین این عوامل، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای شدیداً تحت تاثیر شکل مقطع روزنه جت می‌باشد. این هندسه باید به گونه‌ای طراحی شود که اندازه حرکت جت در راستای عمودی حداقل گردد و پوشش‌دهی بهتری صورت پذیرد. در این تحقیق، عملکرد خنک کاری لایه‌ای هندسه جدید جت‌های مرکب پیوسته (گوشواره‌ای) به صورت تجربی با استفاده از روش دمانگاری مادون قرمز بررسی شده است. آزمایش‌های انتقال حرارت حالت پایا در عدد رینولدز جت 10000 روی صفحه‌ای آزمون انجام شده است. زاویه محوری تزریق جت‌ها نسبت به سطح 30 درجه در نظر گرفته شده است. اندازه‌گیری‌ها در سرعت جریان اصلی 27 متر بر ثانیه و در چهار نسبت دمش 0.4، 0.5، 0.7 و 0.8 انجام شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که هندسه جت گوشواره‌ای، منجر به افزایش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در مقایسه با هندسه جت استوانه‌ای ساده می‌شود. نسبت دمش بهینه، 0.8 است و در نسبت دمش 0.4، کم‌ترین اثربخشی روی سطح حاصل می‌شود. ساختار جریان حاصل از طرح مذکور، اختلاط بین جریان اصلی و جت‌های خنک‌کننده را به طور قابل توجهی کاهش می‌دهد. بنابراین، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای بهبود می‌یابد و توزیع جانبی یکنواخت‌تری از لایه سیال خنک‌کننده روی سطح ایجاد می‌شود.

## Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness Applying a Novel Integrated Compound Jets Design for the Jet Holes

Mahdi Ramezanizadeh<sup>1\*</sup>, Youness Pouladrang<sup>2</sup>

1- Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran  
 2- Graduate Studies Center, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran  
 \* P.O.B. 1387831361, Tehran, Iran, ramezanizadeh@ssau.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
 Received 01 December 2017  
 Accepted 07 February 2018  
 Available Online 02 March 2018

#### Keywords:

Film cooling effectiveness  
 Novel jet hole geometry  
 Compound Integrated Jets  
 Experimental test  
 Infrared thermography

### ABSTRACT

Several factors such as shape of the jet hole, blowing ratio, density ratio, mainstream turbulence intensity, and ..., affect the film cooling effectiveness. Among the above mentioned factors, the film cooling effectiveness is strongly influenced by the shape of the jet hole. This geometry should be designed in such a way to minimize the jet's vertical momentum and produce more surface coverage. In this research, cooling performance of a novel integrated compound (earring) jets design is investigated experimentally, using an infrared thermography method. Steady state heat transfer experiments at the jet Reynolds number of 10,000 (based on the jet diameter) are performed over the test plate. The jets injection angle into the mainflow are considered to be 30 degrees relative to the surface. The measurements are carried out at the mainstream speed of 27 m/s and at four different blowing ratios of 0.4, 0.5, 0.7, and 0.8. The obtained results show that at constant jets cross section, the earring jets geometry leads to higher film cooling effectiveness, compared to the cylindrical hole geometry. Optimum blowing ratio is 0.8 and the lowest effectiveness is obtained on the surface at the blowing ratio of 0.4. The flow structures which are introduced by this novel geometry, reduces the flow mixing between the mainstream and the cooling jets. Therefore, enhances the film cooling effectiveness and the coolant fluid more uniformly distributes over the surface laterally.

### 1- مقدمه

مقاومت حرارتی بالایی دارند، ولی با توجه به محدودیت در ساخت موادی با مقاومت بالا، برای کم‌تر آسیب دیدن پره‌های توربین از روش خنک کاری لایه‌ای استفاده می‌شود [1، 2]. برای محافظت قطعات از مسیر گاز داغ در توربین گازی، خنک کاری لایه‌ای<sup>1</sup> به طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار

افزایش دمای هوای ورودی به توربین، منجر به بهبود راندمان حرارتی توربین‌های گازی می‌شود. نیاز روزافزون به انرژی و پیشرفت‌های تصاعدی در زمینه توربین‌های گازی، باعث بالارفتن دما در ورودی توربین شده است. بدین منظور، جهت ساخت پره‌های توربین از آلیاژهایی استفاده می‌شود که

<sup>1</sup> Film Cooling

#### Please cite this article using:

M. Ramezanizadeh, Y. Pouladrang, Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness Applying a Novel Integrated Compound Jets Design for the Jet Holes, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 03, pp. 302-310, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

می‌گیرد. در خنک کاری لایه‌ای، هوای خنک‌کننده روی سطح تزریق می‌شود تا لایه‌ای محافظ فراهم گردد و دمای سطح در حد مجاز نگهداشته شود [1]. به‌منظور مطالعه پدیده خنک کاری لایه‌ای، تاکنون تحقیقات متنوعی توسط محققین داخلی و خارجی انجام شده است [1-6]. اغلب این تحقیقات روی شناخت جریان و بررسی رفتار تزریق جت در جریان عرضی بوده است. عملکرد خنک کاری لایه‌ای تا حد زیادی تحت تأثیر شکل سطح مقطع جت (روزنه جت) قرار دارد. بنابراین، بهینه‌سازی شکل روزنه جت، برای دستیابی به اثربخشی بالاتر خنک کاری ضروری است. طرح‌های نوآورانه شکل روزنه جت‌های خنک کاری لایه‌ای، منجر به افزایش عمر و دوام این قطعات خواهد شد و از طرف دیگر، در مصرف هوای گرفته‌شده از کمپرسور نیز صرفه‌جویی خواهد نمود.

می‌توان با ایجاد شیارهای خنک کاری روی سطح پره، پوشش‌دهی ایده‌آل سیال خنک‌کننده روی سطح را به‌دست آورد. ایجاد شیارها روی تیغه، منجر به از بین رفتن بیش از حد مواد و کاهش استحکام آن می‌شود. به همین دلیل، روزنه‌های مجزای خنک کاری لایه‌ای مطرح گردیده است. سیال خنک‌کننده از طریق روزنه‌هایی در راستای جانبی تیغه در ناحیه‌های با نقاط داغ حساس که تحت تأثیر گازهای داغ حاصل از احتراق هستند، تزریق می‌شود [5]. با این حال، نیاز روزافزون به توان و انرژی، بار حرارتی روی قطعات را افزایش داده است که نیازمند ارائه طرح‌های نوآورانه برای روزنه‌های خنک کاری می‌باشد. بنابراین، روزنه‌های خنک کاری نوآورانه از جمله هندسه‌های استوانه‌ای و شکل داده شده<sup>۱</sup>، توسعه داده شده است. یکی از اشکالات روزنه‌های استوانه‌ای این است که جت‌های خنک‌کننده با اندرکنش با جریان اصلی، جفت گردابه خلاف هم‌گرد (سی.آر.وی.پی)<sup>۲</sup> قوی را تشکیل می‌دهند. این گردابه‌ها باعث مخلوط شدن زیاد جت با جریان اصلی و جدا شدن جریان جت از روی سطح پره می‌گردد. در نتیجه، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد. با افزایش سطح مقطع جت در ناحیه خروجی آن و در نتیجه کاهش اندازه حرکت جت خنک‌کننده، حرکت عمودی جت تا حدودی کاهش می‌یابد. اگرچه در گذشته چندین نوع شکل برای روزنه جت پیشنهاد شده است [6]، اما فقط خروجی‌های شکل‌داده شده بیش‌ترین تأثیر را در صنعت داشته‌اند [5].

اولین تحقیق جهت به حداکثر رساندن پتانسیل روزنه‌های استوانه‌ای، توسط گلدشتاین انجام شد [7]. از آن زمان، عوامل مؤثر متعددی بر عملکرد خنک کاری لایه‌ای، به‌طور کامل بررسی شده‌اند. بوگارد و تول اخیراً خلاصه‌ای از روش خنک کاری لایه‌ای توربین‌گازی را تدوین کرده‌اند [7]. بانکر [5] مقاله‌ای کاملاً انتقادی در مورد روزنه‌های شکل داده شده نوشته است. هان و همکارانش [8] روی ادبیات خنک کاری توربین‌گازی بررسی کاملی انجام داده‌اند. در این رابطه، بالدوف و همکارانش [9]، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای موضعی بی‌دررو و ضرایب انتقال حرارت برای روزنه‌های استوانه‌ای با استفاده از دمانگاری مادون‌قرمز را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها اثرات نسبت دم‌ش، فاصله‌بندی روزنه و نسبت چگالی را بررسی نمودند و مشاهده کردند که روزنه‌های استوانه‌ای، وقتی نسبت دم‌ش در محدود 0.85 الی 1 باشد، به ترتیب با نسبت شار اندازه حرکت 0.4 و 0.5، بهترین کارایی را دارند. فرهادی‌آذر و همکارانش [10] ساختار جت‌های مرکب سه‌گانه<sup>۳</sup> را مورد بررسی قرار دادند. نتایج آن‌ها نشان داد زمانی که نسبت چگالی جت‌های

در بهبود چشمگیر روش‌های خنک کاری لایه‌ای دارد. در تحقیق حاضر، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای هندسه جدید جت‌های مرکب پیوسته (گوشواره‌ای) به‌صورت تجربی با استفاده از روش دمانگاری مادون‌قرمز<sup>۵</sup> مطالعه شده است. این روش، عوامل رسانش اطراف خروجی روزنه را به حداقل رسانده و دقت اندازه‌گیری را بهبود می‌بخشد. علاوه بر این، روزنه‌های استوانه‌ای نیز به‌منظور بررسی صحت نتایج، مورد آزمایش قرار گرفته است. کانال جت روزنه‌های استوانه‌ای و گوشواره‌ای با زاویه محوری 30 درجه نسبت به سطح انتخاب شده است. با به‌کار بردن ردیفی از 7 جت، اندازه-

<sup>1</sup> Shaped Hole

<sup>2</sup> Counter Rotating Vortex Pairs (CRVPS)

<sup>3</sup> Combined Triple Jets (CTJ)

<sup>4</sup> Tripod Hole

<sup>5</sup> InfraRed (IR) Imaging Technique

پی‌تی نوع آلفا استفاده شد و دوربین مادون قرمز نیز به‌طور همزمان، دمای هر پیکسل را می‌گرفت. ثبت دما توسط سنسور و دوربین در فاصله دمایی 21 الی 50 درجه سانتی‌گراد با فاصله دمایی 2 درجه انجام شد. برای به‌دست آوردن دمای خوانش ورق مسی، ناحیه‌ای 10×10 پیکسلی از عکس‌های دوربین مادون قرمز متوسط‌گیری شد و این درجه حرارت با خوانش سنسور مقایسه گردید. لازم به ذکر است که باید زمان کافی بین هر مرحله دمایی در نظر گرفته شود تا ورقه مسی به شرایط پایا برسد. "شکل 2"، منحنی کالیبراسیون دوربین مادون قرمز به‌کاررفته در این تحقیق را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، واضح است که داده‌های مربوط به سنسور دمایی مرجع و دوربین مادون قرمز، با افزایش دما، از هم بیش‌تر فاصله می‌گیرند. البته، قبل از تحلیل اندازه‌گیری‌های مادون قرمز، معادله کالیبراسیون روی این داده‌ها اعمال شده است.

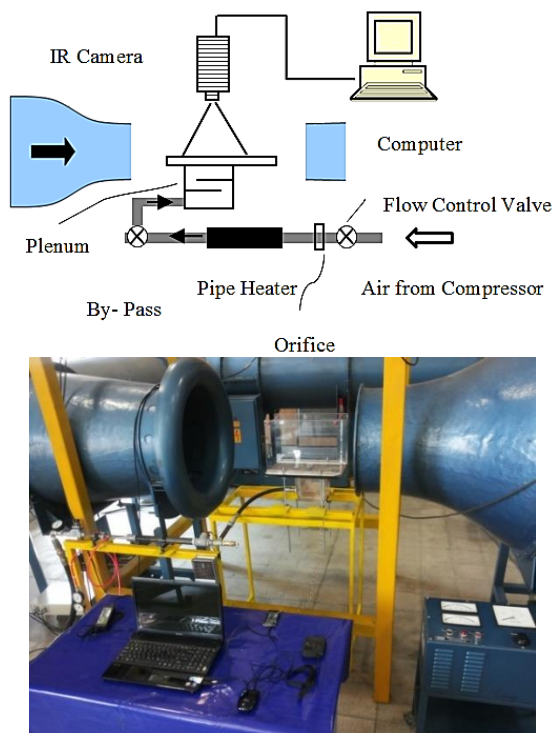


Fig. 1 Set up and equipment used in the test

شکل 1 دستگاه و تجهیزات به‌کار رفته در آزمایش

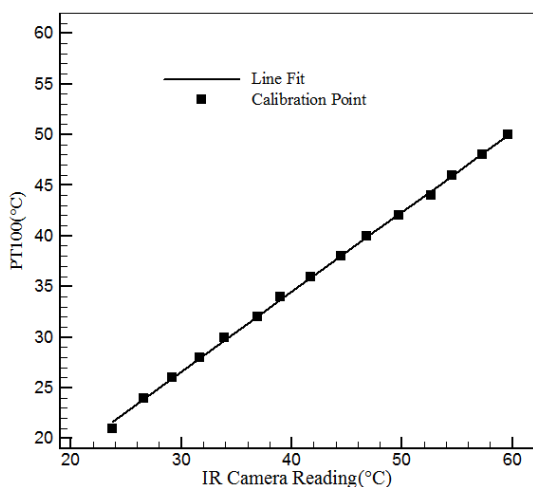


Fig. 2 IR Calibration Curve

شکل 2 منحنی کالیبراسیون مادون قرمز

گیری‌های اثربخشی خنک کاری لایه‌ای روی صفحه آزمون در تونل باد انجام شده است. نسبت دمش جریان جت خنک‌کننده در همه آزمایشات، 0.4 الی 0.8 لحاظ شده است.

## 2- روش اندازه‌گیری و دستگاه آزمایش

در این قسمت، ابتدا روش تجربی مورد استفاده در تحقیق معرفی شده و چگونگی انجام کالیبراسیون مادون قرمز تشریح شده است. سپس، وسایل و تجهیزات به‌کار رفته، چگونگی انجام آزمایش و همچنین صحت‌سنجی آن آورده شده است.

### 2-1 اندازه‌گیری مادون قرمز و کالیبراسیون

همان‌طور که در "شکل 1" نشان داده شده، روش اندازه‌گیری به‌کار رفته در این تحقیق، روش دمانگاری مادون قرمز است که در آن، از دوربین FLIR C2 برای اندازه‌گیری دمای سطح استفاده شده است. دوربین مذکور، دارای محدوده کاری 10- تا 150 درجه سانتی‌گراد با دقت 2 درجه سانتی‌گراد می‌باشد. برای تامین جریان اصلی، از تونل باد مادون صوت مدار بسته که دارای مقطع آزمون باز می‌باشد، استفاده شده است. سرعت جریان اصلی برابر با 27 متر بر ثانیه در نظر گرفته شده که عدد رینولدز براساس قطر روزه جت آن حدود 10000 می‌شود. هوای موردنیاز جهت تزریق از جت‌ها، توسط کمپرسور در مخزنی به حجم 0.5 مترمکعب در فشار 8 اتمسفر ذخیره گردیده است. این هوا، توسط گرم‌کن لوله‌ای طراحی شده بدین منظور که دارای توان متغیر می‌باشد، داغ شده و پس از ورود به محفظه جت‌ها، با زاویه 30 درجه روی سطح تزریق می‌گردد. دمای هوای جت‌ها قبل از تزریق و در داخل محفظه جت‌ها با استفاده از سنسور دمایی پی‌تی نوع آلفا<sup>1</sup> که دارای دقت 0.2 درجه سانتی‌گراد است، اندازه‌گیری شده است. دبی جریان جت‌ها توسط اریفیس اندازه‌گیری شده و بدین منظور، از دو فشارسنج با دقت 1 پاسکال در قبل و بعد از اریفیس استفاده شده است. تنظیم دمای هوای جت‌ها نیز با استفاده کنترلر دیجیتال دما که دارای تلورانس  $\pm 0.1$  درجه سانتی‌گراد می‌باشد، انجام شده است. دمای سطح آزمون ( $T_{aw}$ ) توسط دوربین مادون قرمز اندازه‌گیری شده که پس از کالیبره شدن، در محدوده دمایی به‌کار رفته، دارای خطای کمتر از 0.5 درجه سانتی‌گراد می‌باشد. با استفاده از اندازه‌گیری دمای مخلوط جت داغ و جریان اصلی سرد، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای ( $\eta$ ) را می‌توان به‌صورت رابطه (1) محاسبه نمود:

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

که در آن،  $T_{aw}$ ،  $T_{\infty}$  و  $T_j$  به ترتیب بیانگر دمای بی‌دررو دیواره، دمای جریان آزاد و دمای جریان جت می‌باشد.

قبل از شروع آزمایش، ضروری است که سامانه نوری مادون قرمز کالیبره گردد. این کار با استفاده از گرم نمودن ورقه‌ی مسی مربعی به طول 50 میلی‌متر و ضخامت 10 میلی‌متر که دارای ضریب نشر بالایی می‌باشد، انجام شده است. همان‌طور که ذکر شد، ضریب نشر صفحه‌ی مذکور باید بالا باشد. لذا، سطح بالایی ورقه‌ی مسی به‌طور یکنواخت با اسپری مشکی رنگ گردید. سپس، گرم‌کن صفحه‌ای تختی زیر ورقه‌ی مسی قرار داده شد و جریان الکتریکی برقرار گردید تا صفحه شروع به گرم شدن نماید. لازم به‌ذکر است که ورقه مسی طوری قرار داده شد که فاصله و زاویه دوربین مادون قرمز با صفحه‌ی آزمون ثابت باشد. برای اندازه‌گیری دمای ورقه مسی از سنسور

<sup>1</sup> Jets Plenum

<sup>2</sup> PT 100 Type  $\alpha$

## 2-2- تجهیزات تجربی

در این تحقیق، از تونل باد سرعت پایین نوع مکشی با حداکثر سرعت 50 متر بر ثانیه استفاده شده است. سطح مقطع کانال آزمون، استوانه‌ای به قطر 50 سانتی‌متر و طول 80 سانتی‌متر است. شدت آشفتنگی و سرعت جریان آزاد، با استفاده از سامانه جریان سنج سیم‌داغ اندازه‌گیری شده‌اند. دمای جریان اصلی 23 درجه سانتی‌گراد و دمای جت 43.3 درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده است. طول صفحه آزمون قبل از جت‌ها به گونه‌ای انتخاب شده که نسبت ضخامت لایه مرزی به قطر جت  $(\delta/d)$ ، برابر با 0.98 گردد.

هوای خنک مورد نیاز از کمپرسور باد و مخزن متصل به آن در فشار 8 اتمسفر تامین شده است. میزان دبی هوای گرفته‌شده از مخزن نیز با استفاده از شیر کنترل جریان تنظیم شده است. هوای خنک، با عبور از شیر کنترل جریان، به اریفیس می‌رسد و میزان دبی آن توسط اریفیس اندازه‌گیری می‌شود. جهت گرم کردن هوای گرفته‌شده از مخزن، گرم‌کن لوله‌ای 2 کیلوواتی که با استفاده از ترموستات دیجیتال و رله قابل کنترل می‌باشد، در مدار پنوماتیکی بعد از اریفیس، قرار داده شده است. لذا، با عبور هوا از گرم‌کن، هوا گرم شده و قبل از ورود به محفظه جت‌ها، از شیر اطمینان عبور می‌کند تا به مدار پنوماتیکی آسیبی نرسد. محفظه جت‌ها از پلاستیک آکرلیک ساخته شده که به‌طور مستقیم زیر صفحه آزمون در نظر گرفته شده جهت انجام آزمایشات خنک کاری متصل می‌شود. برای اندازه‌گیری دمای جت  $(T_j)$ ، سنسور هوای پی‌تی 100 نوع آلفا در نزدیکی ورودی یکی از جت‌ها، زیر صفحه خنک کاری لایه‌ای چسبانده شده است. هوای گرم پس از عبور از شیر اطمینان، توسط شیلنگی نسوز به محفظه جت‌ها می‌رسد. سپس، با عبور جریان هوا از میان تیغه‌های حایل داخل پلنوم، از طریق کانال جت‌ها، روی سطح تزریق می‌شود. در تمام آزمایشات، برای اندازه‌گیری دمای جریان اصلی ورودی  $(T_\infty)$ ، از سنسور پی‌تی 100 در بالادست جت‌ها استفاده شده است.

"شکل‌های 3 و 4" نمای دقیقی از دو هندسه روزنه بررسی‌شده را نشان می‌دهند. روزنه جت استوانه‌ای ساده دارای قطر 5.74 میلی‌متر است که با زاویه 30 درجه نسبت به سطح تزریق می‌شود. نسبت طول کانال به قطر جت برابر با 5.22 و نسبت گام روزنه (نسبت فاصله مراکز دو جت مجاور تقسیم بر قطر جت) برابر با 3 می‌باشد. روزنه جت گوشواره‌ای شامل دایره‌ای اصلی و دو نیم‌دایره متقارن کناری است که شکل آن در سراسر کانال به‌صورت پیوسته و یکنواخت است. کانال جت گوشواره‌ای نیز با زاویه 30 درجه نسبت به سطح در جهت جریان اصلی تزریق می‌شود. همچنین، جهت مقایسه عملکرد دو روزنه مذکور، نسبت گام روزنه برای جت گوشواره‌ای نیز 3 در نظر گرفته شده است. مساحت مقطع دو روزنه جت استوانه‌ای ساده و گوشواره‌ای، یکسان و برابر با 25.85 میلی‌متر مربع می‌باشد. هندسه جت‌های مرکب پیوسته روی صفحه‌ای تخت با استفاده از دستگاه کنترل عددی توسط رایانه<sup>1</sup> ایجاد شده است. لذا، قابلیت اجرایی شدن در صنعت را دارد. صفحه تخت، از مواد پلکسی‌گلاس به ضخامت 15 میلی‌متر و هدایت حرارتی پایین  $(k=0.187\text{m}^{-1}\text{K}^{-1})$  ساخته شده است. ابعاد صفحه پلکسی‌گلاس مذکور،  $400\text{mm}^2 \times 250\text{mm}^2 \times 15\text{mm}^2$  است. ردیف جت‌های خنک کاری لایه‌ای در فاصله 18 سانتی‌متری از لبه تیز شده صفحه آزمون واقع شده و در ردیف مذکور، 7 جت قرار داده شده است.

## 3-2- تحلیل عدم قطعیت

محاسبات مربوط به عدم قطعیت داده‌های تجربی اندازه‌گیری‌شده در این

تحقیق، با استفاده از روش ارائه شده توسط موفات [15] انجام شده است. دمای جریان اصلی  $T_\infty$  و درجه حرارت جت  $T_j$  با استفاده از حسگر هوای پی‌تی 100 نوع آلفا اندازه‌گیری شده است که خطای بایاس مربوط به آن  $\pm 0.2^\circ\text{C}$  می‌باشد. عدم قطعیت تکرارپذیری دمای جریان اصلی و جت خنک‌کننده به ترتیب  $\pm 0.2^\circ\text{C}$  و  $\pm 0.03^\circ\text{C}$  به‌دست آمد.

دمای سطح مورد آزمایش (خنک کاری لایه‌ای)، با دوربین مادون قرمز ثبت گردیده است. دمای مذکور با استفاده از دمای خوانده شده توسط سنسور پی‌تی 100 که روی سطح اندازه‌گیری نصب شده، کالیبره شده است. خطای بایاس دوربین برابر با انحراف معیار خطای بایاس سنسور پی‌تی 100 و اختلاف داده‌های کالیبره شده مادون قرمز و داده‌های مربوط به سنسور می‌باشد. در مجموع، خطای بایاس برای اندازه‌گیری‌های دمای سطح  $\pm 0.23^\circ\text{C}$  خواهد بود. از طرفی خطای تکرارپذیری برای اندازه‌گیری مادون قرمز دمای سطح  $\pm 0.23^\circ\text{C}$  به‌دست آمده است که عدم قطعیت کلی برای اندازه‌گیری مادون قرمز دمای سطح  $\pm 0.32^\circ\text{C}$  به‌دست می‌آید. افت فشار در داخل لوله اریفیس با استفاده از دو مبدل فشار اندازه‌گیری شد که عدم قطعیت کل آن  $\pm 1.01\text{Pa}$  است. سرعت ورودی جریان اصلی، توسط جریان‌سنج سیم‌داغ اندازه‌گیری شد. برای انجام اندازه‌گیری‌ها، از فشار سنج تک کاناله استفاده شده است. فشارسنج دارای خطای بایاس  $\pm 0.625\text{Pa}$  است. پس از انجام آزمایشات خطای تکرارپذیری، عدم قطعیت کل آن  $\pm 0.22\text{Pa}$  به‌دست آمد.

عدم قطعیت کلی در حالتی که اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برابر با 0.9 باشد، معادل با 2% و در حالتی که اثربخشی برابر با 0.2 باشد، معادل 9.7% خواهد بود که با استفاده از رابطه (2) قابل محاسبه است. یعنی با کم شدن مقدار اثربخشی، عدم قطعیت افزایش می‌یابد.

$$\eta_\delta = \sqrt{\left(\frac{\partial \eta}{\partial T_\infty} \delta T_\infty\right)^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{\text{surf}}} \delta T_{\text{surf}}\right)^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{\text{cool}}} \delta T_{\text{cool}}\right)^2} \quad (2)$$

که در آن  $\delta T_\infty$ ،  $\delta T_{\text{cool}}$  و  $\delta T_{\text{surf}}$  به ترتیب عدم قطعیت مربوط به جریان اصلی، جت و سطح آدیاباتیک هستند.

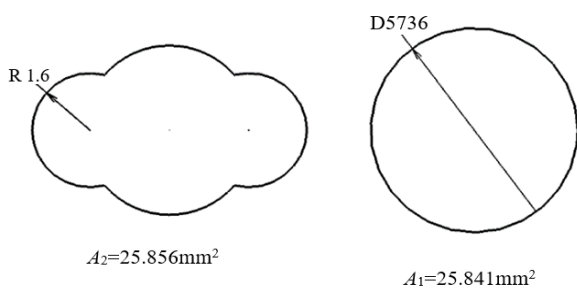


Fig. 3 A view of simple cylindrical and Earring shaped hole film cooling hole geometry

شکل 3 نمایی از هندسه‌های روزنه خنک کاری لایه‌ای استوانه‌ای ساده و گوشواره‌ای

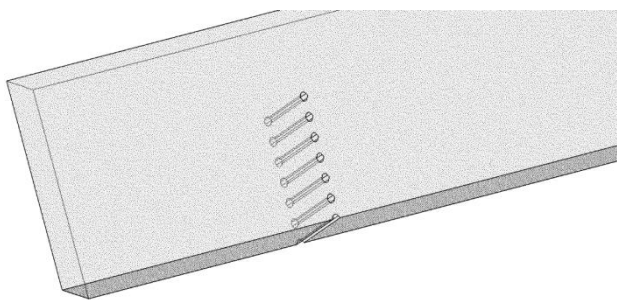
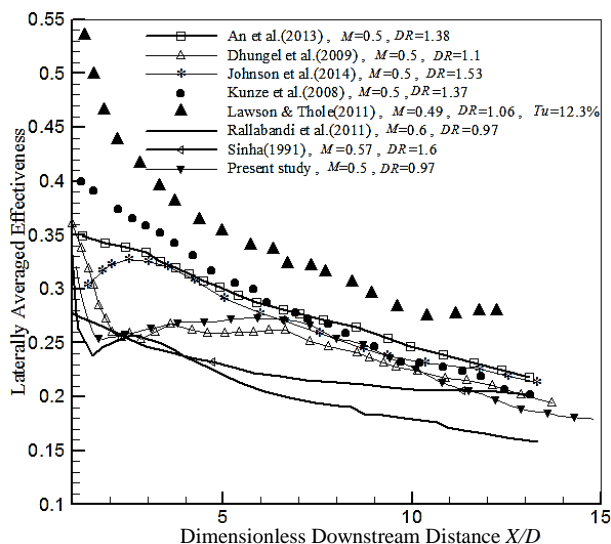


Fig. 4 The schematics of flat plate test with film cooling holes

شکل 4 نمایی از صفحه آزمون تخت با روزنه‌های خنک کاری لایه‌ای

<sup>1</sup> Computer Numerical Control(CNC)



**Fig. 5** Comparison of laterally averaged film cooling effectiveness of the present study, with the results published in the previous studies at blowing ratio of 0.5

شکل 5 مقایسه اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی تحقیق حاضر، با نتایج منتشر شده از تحقیقات دیگران در نسبت دمشی 0.5

### 3-2- عملکرد خنک کاری لایه‌ای هندسه جدید روزنه جت

وقتی که جت در جریان عرضی تزریق می‌شود، در پایین دست جت گردابه‌هایی تشکیل می‌شود که دارای ساختارهای منسجم و پیچیده‌ای هستند. براساس تحقیقات انجام شده، این ساختارها شامل گردابه‌های نعل‌اسبی<sup>1</sup> و گردابه‌های لایه برشی<sup>2</sup>، گردابه‌های خلاف جهت همگرد<sup>3</sup> (سی.آر.وی.پی) و گردابه‌های دنباله‌ای<sup>4</sup> (گردابه‌های چرخشی)، می‌باشند [22,11]. گردابه‌های خلاف هم‌گرد، مهم‌ترین ساختارها در اختلاط جت و جریان اصلی هستند. از آن‌جا که هدف ما داشتن کم‌ترین اختلاط بین جریان جت و جریان عرضی است، کنترل صحیح این جفت گردابه‌ها در افزایش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کاملاً مؤثر است. لازم به ذکر است که کلید اصلی در کنترل این زوج گردابه‌ها، اعمال تغییرات مناسب در جریان لایه برشی تشکیل شده در نزدیکی دیواره در حین برخورد جت با جریان عرضی می‌باشد.

در این تحقیق، روش جدیدی جهت کنترل اندرکنش مذکور ارائه شده است. در کنار جت اصلی و کاملاً در ارتباط با آن (مطابق شکل 3)، دو جت کوچک مهارکننده اختلاط در نظر گرفته شده است که این مجموعه را جت‌های مرکب پیوسته یا گوشواره‌ای می‌نامیم. از آن‌جایی که میزان اثربخشی خنک کاری لایه‌ای به میزان دبی جرمی هوای خنک‌کننده تزریق شده از کانال جت‌های تزریقی بستگی دارد، در این طرح جدید، سطح مقطع‌ها به‌گونه‌ای در نظر گرفته شده که در نهایت، سطح مقطع روزنه‌ی گوشواره‌ای با سطح مقطع جت ساده برابر باشد. بنابراین، میزان دبی جرمی تزریق شده در هر دو هندسه یکسان خواهد بود. نکته بسیار مهم این است که وقتی جت‌های مهارکننده اختلاط در کنار جت اصلی تعبیه می‌شوند، جفت گردابه‌های تشکیل شده از جت‌های مهارکننده که در جهت عکس چرخش جفت گردابه‌های تشکیل شده از جت اصلی می‌چرخند، باعث تضعیف جفت

### 3- نتایج و بحث

بررسی اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در چهار نسبت‌دمش مختلف روی دو هندسه متفاوت روزنه جت شامل استوانه‌ای و گوشواره‌ای انجام شده است. آزمایشات در شدت آشفتنگی جریان اصلی 1.5 درصد صورت گرفته است. در این بخش، ابتدا صحت‌سنجی نتایج آزمایش مورد مطالعه قرار گرفته و سپس، نتایج مربوط به هندسه جدید گوشواره‌ای با هندسه ساده در نسبت دمش‌های مختلف مقایسه و بررسی شده است.

#### 3-1- صحت‌سنجی

برای صحت‌سنجی نتایج تحقیق، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای بی‌دررو اندازه‌گیری شده برای جت‌های استوانه‌ای با نتایج تحقیقات قبلی مقایسه شده است. با توجه به این که شرایط آزمایش و زاویه تزریق جت‌ها دقیقاً یکسان نبوده است، چند تحقیق مشابه برای مقایسه انتخاب شده است. اختلافات مشاهده شده بین نمودارهای مختلف، ناشی از تفاوت در نسبت چگالی، نسبت دمش و زاویه تزریق جت‌ها می‌باشد. خلاصه‌ای از شرایط تجربی تحقیقات مقایسه شده در جدول 1 آمده است.

در "شکل 5"، توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی در نسبت دمشی 0.5 با تحقیقات مشابه مقایسه شده است. اندازه‌گیری‌های تحقیق حاضر، تطابق خوبی با نتایج هانگل و همکارانش [13] مخصوصاً در فاصله  $2 < X/D < 10$  نشان می‌دهد. اختلاف کوچک ممکن است در اثر اختلاف نسبت چگالی و شدت آشفتنگی باشد. باید توجه شود که نتایج اندازه‌گیری‌های لاوسون و تول [16] دارای اثربخشی بالاتری نسبت به تحقیق حاضر است که در شدت آشفتنگی زیاد جریان اصلی 12.3 درصد، نسبت چگالی کمی بالاتر و نسبت سرعت کمی پایین‌تر انجام شده است. شرایط آزمایش کنز و همکارانش [17]، جانسون و همکارانش [18] و آن و همکارانش [19] مشابه تحقیق حاضر است که مقدار اثربخشی خنک کاری پایین‌تری در مقایسه با لاوسون و تول نشان می‌دهد. اما به دلیل نسبت چگالی و شدت آشفتنگی متفاوت، دارای اثربخشی خنک کاری بالاتری نسبت به تحقیق حاضر هستند.

مقایسه نتایج به دست آمده با نتایج سینها و همکارانش [20]، اختلافات آشکاری را نشان می‌دهد که ناشی از بالاتر بودن نسبت دمشی (0.57)، نسبت چگالی بالاتر (1.6)، شدت آشفتنگی بسیار کمتر و همچنین نسبت طول به قطر کانال جت کمتر ( $L/D = 1.75$ ) می‌باشد. همچنین، مقایسه با نتایج رالابندی و همکارانش [21]، اختلافاتی را نشان می‌دهد که ناشی از نسبت سرعت بیشتر و شدت آشفتنگی کمتر می‌باشد.

جدول 1 خلاصه‌ای از شرایط تجربی تحقیقات مقایسه شده

**Table 1** A summary of the experimental conditions of the compared studies

مقایسه تحقیقات	نسبت دمشی	نسبت گام روزنه	شدت آشفتنگی	روش اندازه‌گیری
هانگل و همکارانش	0.5	3	2%	مادون قرمز
لاوسون و تول	0.49	3	12.3%	مادون قرمز
کنز و همکارانش	0.5	4	1.5%	تی.اس.پی
جانسون و همکارانش	0.5	3	1.5%	پی.اس.پی
آن و همکارانش	0.5	3	3.5%	پی.اس.پی
سینها و همکارانش	0.57	3	0.2%	ترموکوپل
رالابندی و همکارانش	0.6	3	0.5%	پی.اس.پی
تحقیق حاضر	0.5	3	1.5%	مادون قرمز

<sup>1</sup> HorseShoe Vortices (HSV)

<sup>2</sup> Shear Layer Vortices (SLV)

<sup>3</sup> Counter Rotating Vortex Pair (CRVP)

<sup>4</sup> Wake Vortices

که نسبت دمش بهینه 0.8 می‌باشد. در نسبت دمش 0.7، جت بیش‌ترین پرش عمودی را دارد و در واقع، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در مقایسه با دو نسبت دمش 0.5 و 0.8 کم‌تر است. این پدیده می‌تواند ناشی از اثرات تداخلی برخورد جریان اصلی و جت در تولید گردابه‌های خلاف جهت‌همگرد باشد. به عبارت دیگر، با افزایش نسبت دمش از 0.5 به 0.7، جفت گردابه ثانویه تقویت شده و اثرگذاری بیشتری در تضعیف جفت گردابه اصلی خواهد داشت.

در "شکل 8"، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای محوری جت‌های استوانه‌ای ساده و جت‌های گوشواره‌ای در چهار نسبت دمش مختلف مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقدار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای محوری در هندسه گوشواره‌ای، اختلاف قابل‌توجهی با اثربخشی مربوط به هندسه استوانه‌ای ساده دارد. در هندسه جدید گوشواره‌ای، دو نیم‌دایره در دو طرف جت اصلی قرار دارد که دو گردابه در خلاف جهت گردابه جت اصلی تولید کرده و باعث تضعیف گردابه اصلی می‌شوند. لذا، از قدرت گردابه اصلی کاسته می‌شود و اندرکنش جت با جریان اصلی کاهش می‌یابد. بنابراین، این پدیده به افزایش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کمک می‌کند. همچنین، در این شکل مشاهده می‌شود که بیش‌ترین تغییرات اثربخشی در هر دو هندسه مربوط به نسبت دمش 0.4 است. قابل ذکر است که نسبت دمش بهینه مربوط به

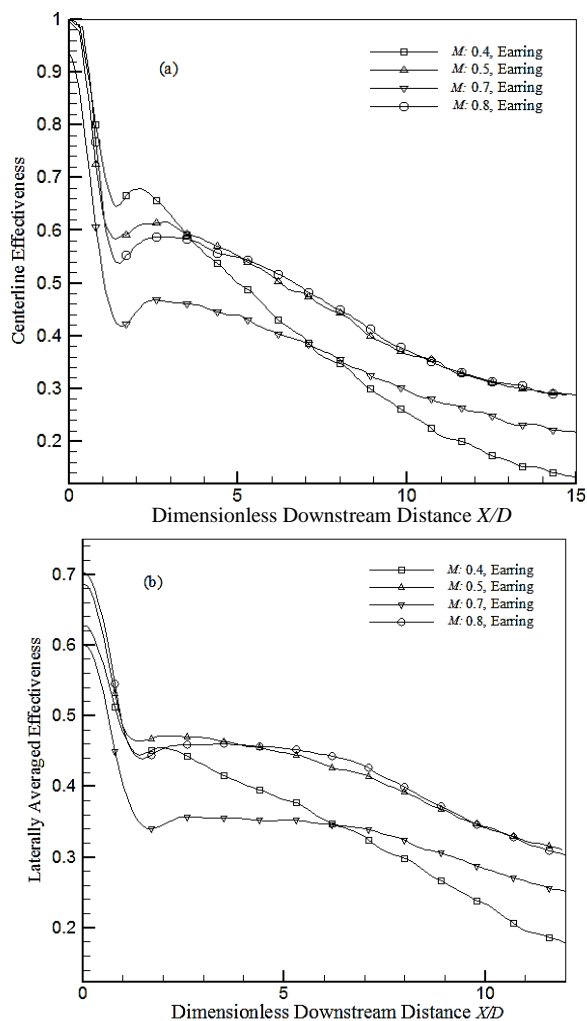


Fig. 7 Distribution of the film cooling effectiveness measured by using infrared thermography a) centerline b) laterally averaged

شکل 7 توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای اندازه‌گیری شده با استفاده از دمانگاری مادون قرمز (a) در جهت محوری (b) متوسط‌گیری شده جانبی

گردابه جت اصلی می‌شوند. لذا، انتظار می‌رود که تداخل دو جریان کاهش یابد.

"شکل 6"، خطوط هم‌تراز دما برای دو هندسه روزنه جت استوانه‌ای ساده و گوشواره‌ای را در نسبت دمش‌های مختلف نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در پایین دست روزنه‌های خنک کاری لایه‌ای، جت به سطح چسبیده و با فاصله گرفتن از روزنه‌ها، جت تقریباً از سطح جدا شده و اثر آن تضعیف می‌شود. بنابراین در ناحیه پایین دست مجاور به روزنه جت، بیش‌ترین اثربخشی حاصل می‌شود. در همه‌ی نسبت دمش‌ها برای روزنه‌های استوانه‌ای ساده و گوشواره‌ای، تفاوت کاملاً مشهود است. یعنی در هر نسبت دمش برای روزنه‌های استوانه‌ای، اثربخشی جت روی سطح ضعیف‌تر است. اما برای روزنه‌های گوشواره‌ای، اثربخشی جت روی سطح بیش‌تر بوده و فاصله اثرگذاری بالاتری دارد. به علاوه، توزیع جانبی بهتری صورت می‌گیرد. همان‌طور که در "شکل 6" دیده می‌شود، اثر جت روی سطح آزمون در نسبت دمش 0.4 برای هندسه جت استوانه‌ای ساده کاملاً ضعیف است. این موضوع ناشی از دبی اندک جت در نسبت دمش مذکور می‌باشد که در اثر برخورد با جریان اصلی، بلافاصله اثربخشی خود را از دست می‌دهد.

همان‌طور که در نمودار "شکل 7a" مشاهده می‌شود، در نسبت دمش 0.4، در پایین دست جت، مقدار اثربخشی به‌طور ناگهانی و با شیب زیادی کاهش می‌یابد. به طوری که اثربخشی خنک کاری لایه‌ای که در ابتدا نسبت به سایر نسبت دمش‌ها بالاتر می‌باشد، با فاصله گرفتن از خروجی جت کاهش یافته و از اثربخشی مربوط به سایر نسبت دمش‌ها کمتر می‌شود. از مقایسه کلی نمودارها در نسبت دمش‌های مختلف نتیجه می‌شود که مقدار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در دو نسبت دمش 0.5 و 0.8 بهتر از سایر نسبت دمش‌ها است. البته، نسبت دمش بهینه برابر با 0.8 است، زیرا که در فاصله  $4 < X/D < 12$  بیش‌ترین مقدار اثربخشی را دارد.

نمودارهای "شکل 7b" نشان می‌دهد که در دو نسبت دمش 0.4 و 0.7 خنک کاری خوبی صورت نگرفته و امکان انتقال حرارت به سطح بیش‌تر است. یعنی، عملاً اگر از نسبت دمش 0.7 استفاده شود، بخش زیادی از دبی هوای کمپرسور به هدر رفته است. اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی در نسبت دمش‌های 0.5 و 0.8 فاصله اثرگذاری بیش‌تری دارند و مقادیر آن‌ها قابل توجه می‌باشد. از مقایسه کلی نمودارها نتیجه‌گیری می‌شود

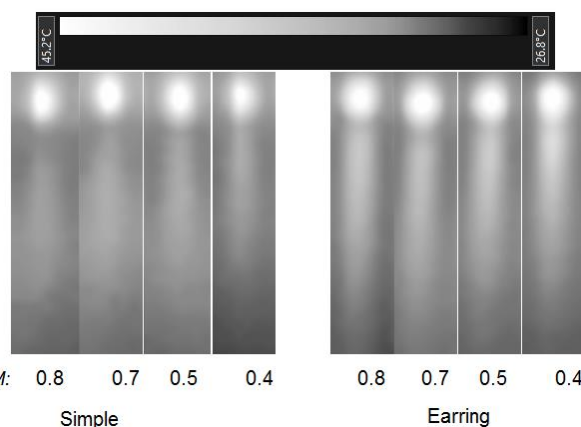


Fig. 6 Temperature Distribution on Plexiglas surface (Adiabatic Wall) using infrared thermography for simple cylindrical and earrings holes at different blow ratios

شکل 6 توزیع دما روی سطح پلکسی‌گلاس (دیواره بی‌دررو) با استفاده از دمانگاری مادون قرمز برای روزنه‌های استوانه‌ای ساده و گوشواره‌ای در نسبت دمش‌های مختلف

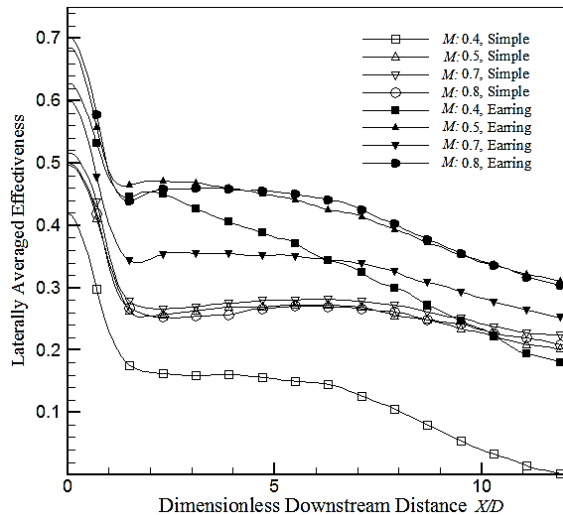


Fig. 9 Comparison of the distribution of laterally averaged film cooling effectiveness of the earrings with simple mode using infrared thermography

شکل 9 مقایسه توزیع اثربخشی خنک کاری متوسط‌گیری شده جانبی روزنه‌های گوشواره‌ای با حالت ساده با استفاده از دمانگاری مادون قرمز

تقویت جفت گردابه‌های ثانویه که منجر به تضعیف جفت گردابه اصلی است به وضوح مشخص است.

همچنین با استفاده از میانگین‌گیری مقادیر متوسط جانبی در جهت جریان، مقداری کلی اثربخشی آدیاباتیک محاسبه می‌شود. این مقدار، برآوردی از عملکرد کلی خنک کاری برای محافظت از کل سطح صفحه تخت تا فاصله  $12D$  در پایین دست جریان را نشان می‌دهد. "شکل 10"، اثربخشی خنک کاری متوسط‌گیری شده ناحیه‌ای را برای دو هندسه استوانه‌ای ساده و گوشواره‌ای، تحت نسبت دم‌ش‌های  $0.4$  الی  $0.8$  نشان می‌دهد. این شکل به وضوح نشان می‌دهد که روزنه گوشواره‌ای شکل، نسبت به هندسه ساده دایره‌ای برتری دارد، زیرا وضعیت خنک کاری بهتری را در هر نوع شرایط تزریق ایجاد می‌کند. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، این برتری ناشی از شکل‌گیری جفت گردابه‌های ثانویه است که جهت چرخشی عکس جهت چرخش جفت گردابه‌های اصلی دارند. اثربخشی خنک کاری کل ناحیه، در هندسه گوشواره‌ای خیلی بالاتر از هندسه استوانه‌ای ساده است. بیش‌ترین اثربخشی متوسط‌گیری شده ناحیه برای روزنه استوانه‌ای ساده در نسبت دم‌ش  $0.7$  به دست می‌آید و برای هندسه گوشواره‌ای در نسبت دم‌ش  $0.8$  می‌باشد. در همه‌ی نسبت دم‌ش‌ها، مزیت استفاده از هندسه جدید گوشواره‌ای کاملاً مشهود است. به علاوه، اثربخشی خنک کاری کل ناحیه مربوط هندسه جدید جت‌های گوشواره‌ای، در مقایسه با جت‌های استوانه‌ای ساده، حداقل 21 درصد افزایش دارد.

"شکل 11"، مقایسه توزیع اثربخشی خنک کاری جانبی در پایین دست جت‌ها در  $X/D = 5$  را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در سه نسبت دم‌ش  $0.5$ ،  $0.7$  و  $0.8$ ، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای جانبی هندسه گوشواره‌ای بیش‌تر از اثربخشی مربوط به هندسه استوانه‌ای ساده است. هنگامی که از جت با مقطع گوشواره‌ای استفاده می‌شود، سیال خنک‌کننده در جهت جانبی بیش‌تر پخش می‌شود. پوشش سیال خنک‌کننده در ناحیه میانی تحت نسبت دم‌ش پایین‌تر، ممکن است با توجه به گسترش جانبی کافی نباشد. با افزایش نسبت دم‌ش، پوشش سیال خنک‌کننده در مرکز افزایش پیدا می‌کند. همان‌طور که در "شکل 11" دیده می‌شود، در هندسه استوانه‌ای

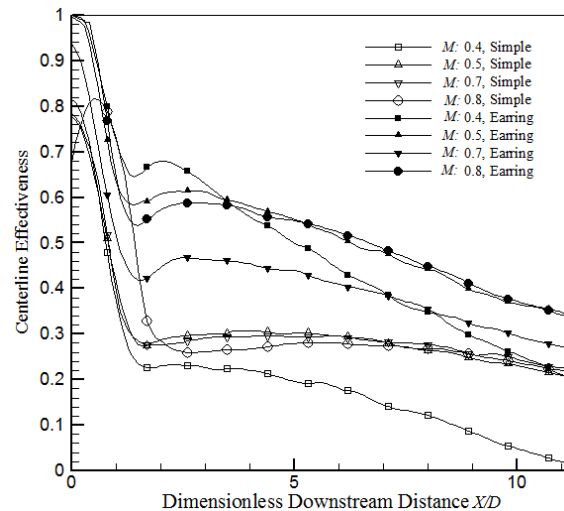


Fig. 8 Comparison of the distribution of centerline film cooling effectiveness of the earrings with simple mode using infrared thermography

شکل 8 مقایسه توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای محوری روزنه‌های گوشواره‌ای با حالت ساده با استفاده از دمانگاری مادون قرمز

هندسه استوانه‌ای ساده،  $0.7$  است و برای هندسه گوشواره‌ای  $0.8$  است. یعنی، نسبت دم‌ش بهینه افزایش یافته است. اما وقتی که اثربخشی خنک کاری لایه‌ای محوری برای دو هندسه گوشواره‌ای و استوانه‌ای ساده در نسبت دم‌ش  $0.7$  مقایسه می‌شود، اختلاف قابل توجهی مشاهده می‌شود که حاکی از برتری هندسه گوشواره‌ای نسبت به هندسه استوانه‌ای ساده است. لذا، همان‌طور که از نمودارهای ارائه شده در این شکل مشهود است، با استفاده از هندسه گوشواره‌ای، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای  $22$  الی  $195$  درصد افزایش می‌یابد.

در "شکل 9"، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی برای دو هندسه استوانه‌ای ساده و گوشواره‌ای مقایسه شده است. در این شکل مشاهده می‌شود که اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در حدود  $10$  الی  $180$  درصد افزایش یافته است. در حقیقت، با به کار بردن این هندسه جدید، خنک کاری کاملاً اثربخشی خواهیم داشت. در هندسه گوشواره‌ای، گوشه‌های تیز و همچنین دو نیم‌دایره که در دو طرف جت اصلی قرار دارند، گردابه‌هایی را در خلاف جهت گردابه‌های جت اصلی تولید می‌کنند که باعث تضعیف آن می‌گردند. در نتیجه، ناحیه چرخشی کوچک‌تری را تولید می‌کند. لذا، جهش عمودی کاهش یافته و جریان جت تداخل کمتری با جریان اصلی خواهد داشت. بنابراین، پوشش لایه‌ای بیش‌تر شده و خنک کاری مؤثرتری صورت خواهد گرفت. نکته قابل توجه این است که مقدار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی در نسبت دم‌ش  $0.5$  برای هندسه گوشواره‌ای، از مقادیر اثربخشی خنک کاری در همه نسبت دم‌ش‌های مربوط به هندسه استوانه‌ای ساده در فاصله  $0 < X/D < 12$  بیش‌تر است. بنابراین، در هندسه گوشواره‌ای با به کار بردن میزان دبی کم‌تری از جت خنک‌کننده، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده بیش‌تری حاصل شده است. با این روند، در هوای گرفته شده از کمپرسور صرفه‌جویی شده و همچنین عمر ایرفویل نیز افزایش خواهد یافت. در هر چهار نسبت دم‌ش داده شده، افزایش اثربخشی کاملاً مشهود است و در هندسه گوشواره‌ای، مقدار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده اختلاف قابل توجهی در مقایسه با هندسه استوانه‌ای ساده دارد. در تمام این نسبت دم‌ش‌ها، اثرات

4- نتیجه گیری

اثربخشی خنک کاری لایه‌ای ناشی از تزریق جت‌های دارای روزنه جدید گوشواره‌ای با استفاده از روش دمانگاری مادون قرمز در عدد رینولدز جت 10000 در تونل باد مورد بررسی قرار گرفته است. عملکرد حرارتی این هندسه جت ابداعی، با عملکرد هندسه سنتی جت‌های استوانه‌ای روی صفحه تخت مقایسه شده است. لازم به ذکر است که جهت مقایسه نتایج، سطح مقطع هر دو هندسه جت، با یکدیگر برابر در نظر گرفته شده است. اهم نتایج به‌دست آمده عبارت است از:

(الف) طرح جدید جت‌های مرکب پیوسته (گوشواره‌ای)، با به‌کار بردن سیال خنک‌کننده کم‌تر و استفاده مؤثرتر از آن، قادر به ارائه اثربخشی خنک کاری لایه‌ای بالاتر در مقایسه با جت‌های استوانه‌ای سنتی هستند.  
 (ب) در هندسه گوشواره‌ای، جریان جت با جریان اصلی تداخل کم‌تری خواهد داشت و بنابراین، پوشش‌دهی لایه‌ای بهتری ایجاد خواهد شد. این پدیده، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را بخصوص در ناحیه دور از جت افزایش می‌دهد. در حقیقت، جت‌های گوشواره‌ای، عملکرد ضدگردابه‌ای دارند که باعث رفتار بهتری در مقایسه با همتهای استوانه‌ای سنتی می‌شوند.

(پ) هندسه‌ی جت جدید، دارای نسبت دمزش بهینه 0.8 است و در نسبت دمزش یکسان، اثربخشی هندسه جدید بیش‌تر است. یعنی، با استفاده از همان مقدار نرخ جریان جرمی تزریق‌شده، توزیع یکنواخت‌تری از لایه سیال خنک‌کننده فراهم می‌شود.

(ت) در هندسه گوشواره‌ای، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای محوری و جانبی، به‌طور متوسط به میزان 10 الی 195 درصد افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر، افزایش قابل توجهی در اثربخشی خنک کاری لایه‌ای محوری و همچنین اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده جانبی مشاهده می‌شود.

5- مراجع

- [1] M. Vajargah, N. H. Salimi, M. Taeibi-Rahni, Numerical simulation of film cooling around a gas turbine blade via partially averaged navier-stokes approach (PANS), *Amirkabir Journal Mechanical Engineering*, Vol. 48, No. 3, pp. 267–280, 2016. (in Persian)
- [2] M. J. F. Bazdidi-Tehrani, S. M. Mousavi, Investigation of film cooling on model turbine blade leading edge using DES and LES approaches, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 8, pp. 260–270, 2015. (in Persian)
- [3] K. Lee, K. Kim, Shape optimization of a fan-shaped hole to enhance film-cooling effectiveness, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 53, No. 15, pp. 2996–3005, 2010.
- [4] F. Bazdidi-Tehrani, N. Bohlooli, M. Jadidi, Influence of film cooling jet inlet boundary condition on large eddy simulation of model turbine blade leading edge, *Computational Fluid Dynamics*, Vol. 15, No. 4, pp. 214–227, 2015.
- [5] R. S. Bunker, A Review of shaped hole turbine film cooling technology, *Journal of Heat Transfer*, Vol. 127, No. 4, pp. 441–453, 2005.
- [6] M. G. Ghorab, Film cooling effectiveness and heat transfer analysis of a hybrid scheme with different outlet configurations, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 63, No. 1, pp. 200–217, 2014.
- [7] S. Ramesh, D. Gomez, S. V Ekkad, M. Anne, Analysis of film cooling performance of advanced tripod hole geometries with and without manufacturing features, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 94, No. 3, pp. 9–19, 2016.
- [8] J. C. Han, Recent studies in turbine blade cooling, *International Journal of Rotating Machinery*, Vol. 10, No. 6, pp. 443–457, 2004.
- [9] S. Baldauf, A. Schulz, S. Wittig, High-resolution measurements of local heat transfer coefficients from discrete hole, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, No. 4, pp. 749–757, 2001.
- [10] R. Farhadi-Azar, M. Ramezanizadeh, M. Taeibi-Rahni, M. Salimi, Compound triple jets film cooling improvements via velocity and density ratios: large eddy simulation, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 133, No. 3, pp. 31202/1–31202/13, 2011.
- [11] M. R. Salimi, M. Ramezanizadeh, M. Taeibi-Rahni, R. Farhadi-Azar, Film cooling effectiveness enhancement applying another jet in the upstream

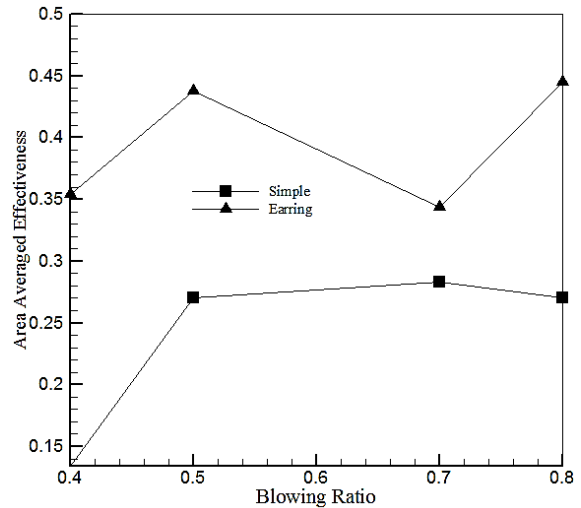


Fig. 10 Effect of blowing ratio on the area averaged cooling effectiveness

شکل 10 اثر نسبت دمزش بر اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط‌گیری شده کل ناحیه

ساده، با افزایش نسبت دمزش، تقریباً اثربخشی خنک کاری لایه‌ای جانبی کاهش می‌یابد. در هندسه گوشواره‌ای، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای جانبی در دو نسبت دمزش 0.5 و 0.8 قابل توجه می‌باشد. در هر دو هندسه جدید و سنتی، کم‌ترین مقدار اثربخشی جانبی در نسبت دمزش 0.7 حاصل شده است. همچنین در هر دو هندسه مذکور، در نسبت دمزش 0.5، بیش‌ترین اثربخشی خنک کاری جانبی به‌دست آمده است.

به‌طور کلی، هندسه جدید گوشواره‌ای، با توجه به نوع هندسه تزریق، باعث تشکیل جفت گردابه جدید ثانویه می‌شود که در مجاورت جفت گردابه اصلی شکل می‌گیرد و در جهت خلاف آن می‌چرخد. لذا تشکیل این جفت گردابه جدید، باعث تضعیف جفت گردابه اصلی می‌شود. بنابراین، اثر قابل توجهی در کاهش قدرت جفت گردابه اصلی و کاهش میزان اختلاط جریان جت با جریان عرضی دارد. بدین ترتیب، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای به‌طور قابل توجهی افزایش می‌یابد.

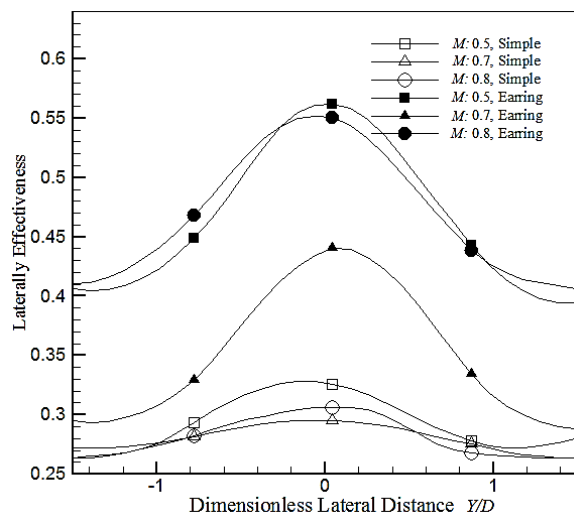


Fig. 11 Comparing of lateral cooling effectiveness distribution in  $X/D = 5$

شکل 11 مقایسه توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای جانبی در فاصله 5 برابر قطر روزنه



- Sea, and Air, American Society of Mechanical Engineers, Fairfield, NJ, pp. 989–998, 2008.
- [18] B. Johnson, W. Tian, K. Zhang, H. Hu, An experimental study of density ratio effects on the film cooling injection from discrete holes by using PIV and PSP techniques, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 76, pp. 337–349, 2014.
- [19] B. T. An, J. J. Liu, C. Zhang, S. J. Zhou, Film cooling of cylindrical hole with a downstream short crescent-shaped block, *Journal of Heat Transfer*, Vol. 135, No. 3, pp. 31702/1-31702/9, 2013.
- [20] A. K. Sinha, D. G. Bogard, M. E. Crawford, Film cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio, *Journal of ASME Turbomachinery*, Vol. 113, No. 3, pp. 442–449, 1991.
- [21] A. P. Rallabandi, J. Grizzle, J. Han, Effect of upstream step on flat plate film cooling effectiveness using PSP, *Journal of ASME Turbomachinery*, Vol. 133, No. 4, pp. 41024/1-41024/8, 2011.
- [22] M. Ramezanizadeh, *Large eddy simulation of film cooling using different subgrid scale models*, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, 2007. (in Persian فارسی)
- neighbor of the main jet-using LES approach, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 9, No. 1, pp. 33–42, 2016.
- [12] J. D. Heidmann, S. Ekkad, A Novel antivortex turbine film-cooling hole concept, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, No. 3, pp. 31020/1-31020/9, 2008.
- [13] A. Dhungel, Y. Lu, W. Phillips, E. Srinath V, H. James, Film cooling from a row of holes supplemented with antivortex holes, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 131, No. 2, pp. 21007/1-21007/10, 2009.
- [14] C. Leblanc, D. P. Narzary, Film cooling performance of antivortex hole on a flat plate, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 135, No. 6, pp. 61009/1-61009/11, 2013.
- [15] R. J. Moffat, Describing the uncertainties in experimental results, *Experimental Thermal Fluid Science*, Vol. 1, No. 1, pp. 3–17, 1988.
- [16] S. A. Lawson, K. A. Thole, Effects of simulated particle deposition on film cooling, *ASME*, Vol. 133, No. 2, pp. 21009/1-21009/9, 2011.
- [17] M. Kunze, S. Preibisch, K. Landis, A New test rig for film cooling experiments on turbine endwalls, *ASME, Turbo Expo 2008: Power for Land*,