

## تحلیل عددی کارایی خنک‌کاری پره توربین گاز با استفاده از شکل جدید سوراخ‌های لبه پره توربین

مصطفی محمودی\*  
 جاماسب پیرکندی  
 محسن شادروان  
 محمدرضا زهیری مینابی

دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
 دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
 کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
 کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### چکیده

در این تحقیق به بررسی خنک‌کاری پره‌های توربین گاز با استفاده از سوراخ‌های استوانه‌ای، مخروطی و شبدری و تأثیر شیار عرضی بر کارایی سوراخ خنک‌کننده پرداخته شده است. هدف تحقیق، یافتن بهینه‌ترین هندسه‌ی سوراخ خنک‌کاری جهت دستیافتن به بالاترین کارایی سوراخ خنک‌کننده در پره توربین گاز می‌باشد. در این تحقیق شبیه‌سازی پره به صورت سه‌بعدی و حل عددی بر اساس مدل آشفتگی *k-e realizable* انجام شده است. در شبیه‌سازی سیال خنک‌کننده با زاویه ۳۰ درجه نسبت به خطوتر لبه‌ی جلویی پره و در نسبت دمش ۱ و ۱/۵ و ۲ درصد به جریان اصلی تزریق شده است. تزریق سیال خنک‌کننده به هر سه نوع هندسه خنک‌کاری استوانه‌ای، مخروطی و شبدری و در حالت‌های با شیار عرضی و بدون آن، انجام شده است. بر اساس نتایج به دست آمده بیشترین کارایی خنک‌کاری در لبه حمله به میزان ۴۹/۲۲۷٪ و میانگین کارایی خنک‌کاری برای سطح مکش پره ۱۴/۷٪ حاصل شده است که مربوط به شکل شبدری با شیار عرضی و در نسبت دمش ۲ درصد جریان عبوری از پره توربین می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: کارایی خنک‌کاری، خنک‌کاری لایه‌ای، سوراخ خنک‌کاری شکل داده شده، پره توربین گاز، حل عددی

## Numerical Analysis of Shaped Holes Filmcooling for Leading Edge of A Gas Turbine Blade

M. Mahmoudi Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran  
 J. Pirkandi Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran  
 M. Shadravan Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran  
 M. R. Zahiri Minabi Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

### Abstract

This study investigates the performance of Cylindrical- conical- and clover-shaped film cooling holes of gas turbine blades and the effect of transverse trench on film cooling hole efficiency. The purpose of the research was to achieve the optimal film cooling geometry in order to gain the highest film cooling hole of gas turbine blade efficiency. In this study, a three-dimensional blade simulation that based on *k-e realizable* turbulence model. Cooling fluid was injected into the mainstream at 30° on leading edge stagnation row, with BR=1, 1.5, 2. After injecting the cooling fluid into Cylindrical- conical- and clover-shaped film cooling holes geometries with and without the presence of transverse trench, it was observed that clover-shaped hole with transverse trench along, at BR=2 and film cooling efficiency of 0.147 offers the highest film cooling efficiency. Investigation on transverse trench effect for all geometries showed that the presence of trench leads to a higher film cooling efficiency.

**Keywords:** film cooling, gas turbine blade, cooling effectiveness, shaped cooling hole, cooling losses.

### ۱- مقدمه

بازدهی توربین گاز بالا و طول عمر قطعات بیشتر خواهد شد. هدف اصلی پدیده خنک‌کاری لایه‌ای به کار گرفتن مؤلفه داخلی خنک‌کاری هوا، از طریق دیوارهای خارجی برای شکل‌دهی لایه حفاظتی خنک- کاری بین گازهای داغ و سطوح خارجی پره می‌باشد. روش‌های خنک- کاری لایه‌ای، اولین و بهترین سپر حرارتی برای سطوح داغ در برابر گاز می‌باشند. در شکل ۱ توزیع دما بر روی یک پره ردیف‌اول توربین پرفشار با دمای گاز داغ ۲۰۱۲ کلوین (بالاترین دمای ورودی به توربین)، سیال خنک‌کننده ۸۸۳ با دمای کلوین، حداکثر نیروی رانش و سیال خنک- کننده با دبی معادل با ۶/۵٪ دبی هوای عبوری از توربین نمایش داده شده است [۱].

با توجه به گسترش روزافزون کاربردهای توربین‌های گازی در نیروگاه‌ها و صنایع هوافضا، بهبود عملکرد و رفع کاستی‌های این تجهیزات، بیش از پیش مورد توجه قرار گرفته است. یکی از روش‌های رسیدن به کارایی بالا در توربین‌های گازی، افزایش دمای ورودی به توربین می‌باشد، لذا امروزه مطالعه روش‌هایی به منظور خنک‌کاری اجزاء تحت آسیب ناشی از گرما، مورد توجه محققین قرار گرفته است. خنک‌کاری لایه‌ای یکی از عمده روش‌هایی است که به توربین‌های گاز امروزی اجازه داشتن دمای اشتعال بسیار بالا را می‌دهد که در نتیجه آن

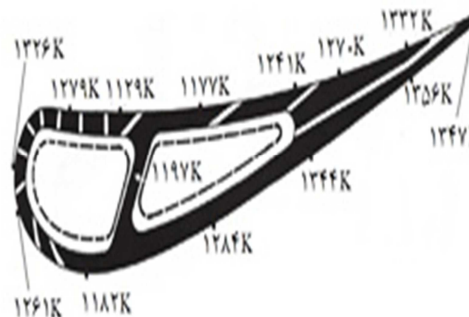
\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mostafamahmoodi@mut.ac.ir

ارائه کرده است [۶]. ایشان در شبیه سازی عددی خود، اقدام به بررسی ۷ پیکربندی سوراخ های خنک کاری به منظور بررسی شکل سوراخ های مختلف و اثرات استفاده از شیار عرضی برای بهبود کارایی خنک کاری لایه ای نموده است. نتایج تحقیقات اسلامی حاکی از آن است که کارایی خنک کاری در سوراخ های شکل داده شده و سوراخ های با شیار عرضی به طور قابل ملاحظه ای از سوراخ های استوانه ای ساده بهتر می باشد و همچنین استفاده از سوراخ مخروطی شکل با شیار عرضی بالاترین کارایی خنک کاری در مقایسه با سایر پیکربندی ها شبیه سازی خواهد داشت.

کی دون لی و همکاران به بررسی عددی مدل سوراخ جدید خنک کاری لایه ای پرداخته اند [۷]. این سوراخ به منظور افزایش توزیع جانبی خنک کننده روی سطح خنک کننده طراحی شده است. ژینگ یانگ و همکاران کارایی کلی فیلم خنک کننده را از لحاظ عددی برای کارایی آدیاباتیک خنک کننده لایه ای و ضریب انتقال گرما و همچنین ضریب تخلیه سه سوراخ جدید بررسی نمودند [۸]. سه سوراخ با شکل های جدید که به ترتیب عبارتند از سوراخ های لوبیایی شکل، شبدری شکل و گل یخی شکل، به عنوان جایگزین هایی برای سوراخ های استوانه ای قدیمی مطرح شده اند. پس از بررسی عددی آثار هندسی سه سوراخ جدید، مشاهده شد که در نسبت دمش پایین به میزان ۰/۵، سه سوراخ خنک کننده جدید، کارکردی مشابه سوراخ های استوانه ای قدیمی از خود بروز می دهند؛ ضمن اینکه با افزایش نسبت دمش، کارایی هر سه سوراخ خنک کننده جدید بهتر شده و در این میان، سوراخ لوبیایی شکل، بالاترین کارایی را در میان سایر اشکال دارد. بانکر پیشنهاد استفاده از یک شیار عرضی پیوسته به جای سوراخ های گسسته را داد [۹]. مطالعات دیگر در این زمینه توسط لو و اکاد صورت گرفت ایشان عمق های مختلف شیار را بررسی کرده و به این نتیجه رسیدند که شیار با افزودن سطح خروجی جریان، ممنوم جریان خنک را کاهش داده و سیال خنک کننده را بهتر از سوراخ گسسته در سطح پره پخش می نماید [۱۰]. محجوب وطیبی به مطالعه دو روش خنک کاری لایه ای با شیار سراسری و سوراخ های منفصل پرداخته اند [۱۱]. نتایج به دست آمده از تحقیق حاضر نشان داد بهترین کارایی برای شیار سراسری در زاویه تزریق ۳۰ درجه و با نسبت سرعت ۱/۵ حاصل می شود و در خنک کاری توسط سوراخ های منفصل بهترین کارایی در زاویه تزریق ۳۰ به دست می آید.

از تحقیقاتی که در سال های اخیر در زمینه خنک کاری لایه ای انجام شده است، می توان به تحقیقات گارسیا و همکاران اشاره کرد. ایشان در پژوهش خود اقدام به بهینه سازی خنک کاری لایه ای در لبه حمله پره توربین گاز با استفاده از روش تکامل دیفرانسیلی<sup>۱</sup> نموده اند. نتایج پژوهش گارسیا و همکاران حاکی از کاهش ۶۶٪ دبی جریان خنک کننده و افزایش کارایی ۳۶٪ خنک کاری سطحی بعد از انجام بهینه سازی بر روی سوراخ های خنک کاری شده است [۱۲].

دیکلهاف و همکاران اقدام به شبیه سازی عددی حاصل از خنک کاری لایه ای سوراخ ها و مقایسه بین مدل های لزجت مشابه<sup>۲</sup> و غیرمشابه<sup>۳</sup> پرداختند. ایشان علاوه بر شکل سوراخ های مرسوم از شکل



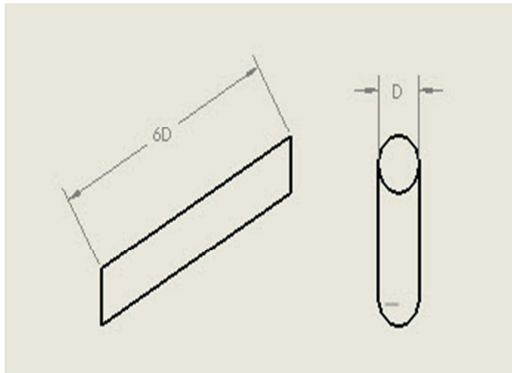
شکل ۱- توزیع دمای روی یک پره توربین با جریان گاز داغ عبوری  
[۲۰۱۲ کلون ۱]

یکی از عوامل مهم در افزایش کارایی خنک کاری لایه ای هندسه سوراخ خنک کاری در پره توربین گاز می باشد. بانکر با بررسی تحقیقات انجام شده در زمینه خنک کاری لایه ای، به تغییرات صورت گرفته بر هندسه سوراخ خنک کاری و اثر آن بر کارایی خنک کاری لایه ای پرداخته است [۲]. سوراخ هایی با زاویه مرکب، مخروطی شکل و مایل از هندسه های مورد استفاده در تحقیقاتش می باشد. بر اساس نتایج تحقیقات ایشان متوسط کارایی خنک کاری جانبی و مرکزی برای سوراخ های شکل داده شده، بالا بوده و موثرترین کارایی در نسبت دمش ۰/۵ تا ۲ رخ می دهد و با افزایش نسبت دمش ضریب انتقال گرما بالا می رود. بازدهی تهرانی و رحمتیان، دو مدل هندسی شامل مدل سوراخ تزریق دارای گسترش جانبی و مدل سوراخ تزریق دارای گسترش طولی با زاویه مرکب در نسبت های دمش ۱/۲۵ و ۱/۸۸ مورد تحلیل عددی قرار دادند [۳]. نتایج ایشان نشان داد که استفاده از سوراخ تزریق شکل یافته با زاویه مرکب، اثربخشی بهتری در مقایسه با سوراخ تزریق استوانه ای در پایین دست آن دارد. جیان لی و همکاران اثر نسبت چگالی را بر پاشش سیال لبه جلویی پره با دو مدل هفت ردیف و سه ردیف سوراخ خنک کاری بررسی نمودند [۴]. در تحقیق ایشان مطالعه بر روی ۴ شکل هندسی خنک کاری استوانه ای با زاویه شعاعی، استوانه ای با زاویه مرکب، شکل داده شده با زاویه شعاعی و شکل داده شده با زاویه مرکب صورت گرفته است. نسبت چگالی خنک کننده به جریان اصلی از ۱، ۱/۵ تا ۲ و نسبت دمش از ۰/۵ تا ۱/۲ متغیر در نظر گرفته شده است. نتایج نشان می دهد که سوراخ های شکل داده شده به طور کلی کارایی خنک کنندگی بیشتری نسبت به سوراخ های با زاویه مرکب دارند، به خصوص در نسبت دمش های بالا اثر آن نمود بیشتری دارد سوراخ های شکل داده شده با زاویه شعاعی بهترین کارایی خنک کنندگی را در نسبت چگالی ها و نسبت دمش های بالاتر برای هر دو طراحی فراهم می آورند. طارق النادی و همکاران سوراخ های استوانه ای استاندارد واقع در خط وتر را تا ۲ و ۴ برابر قطر سوراخ استوانه ای گسترش داده است [۵]. نتایج تحقیقات طارق النادی نشان داد که شکل به کار رفته، میزان توزیع خنک کننده روی لبه جلویی را افزایش می دهد. کارایی خنک کنندگی با افزایش نسبت دمش و کاهش خیزش جت بهبود می یابد و از این رو، ظرفیت خنک کنندگی بیشتری فراهم می شود. اسلامی در تحقیقات خود مدل سازی عددی برای بررسی سوراخ های خنک کاری با شیار عرضی در لبه حمله خنک کاری لایه ای

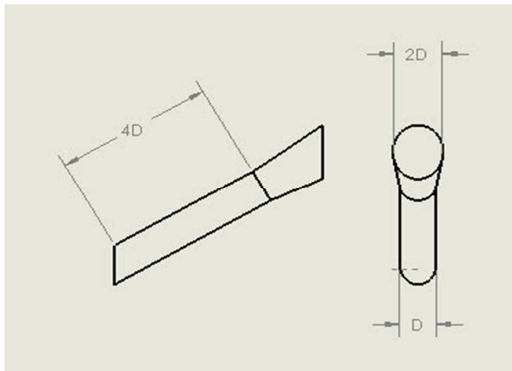
<sup>1</sup> Differential evolution

<sup>2</sup> isotropic

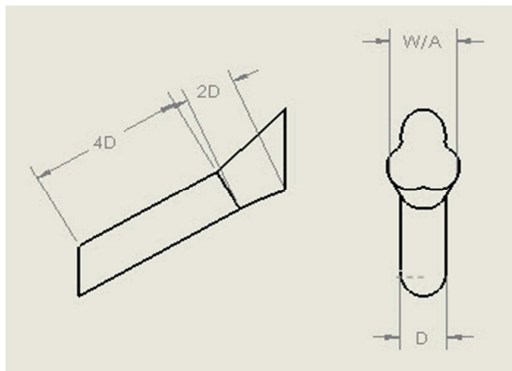
<sup>3</sup> anisotropic



(ب)



(ج)



شکل ۳- نمایی از سوراخ های:

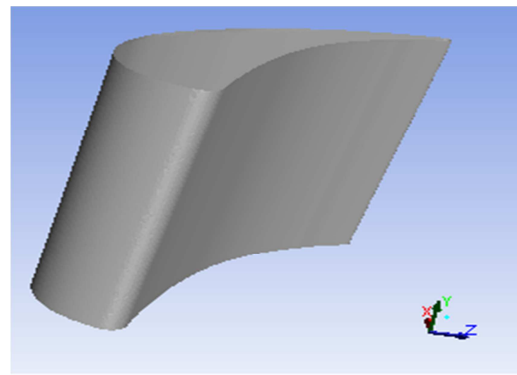
(الف) استوانه ای (ب) مخروطی (ج) شبدری شکل

همانطور که اشاره شد استفاده از شیار عرضی اثرات مطلوبی بر کارایی خنک‌کاری دارد زیرا سیال خنک‌کننده فاصله منفصل بین سوراخ‌ها را به خوبی پوشش نمی‌دهد [۴]. لذا در این تحقیق هر شکل سوراخ بدون شیار عرضی و با شیار عرضی مدل‌سازی و تحلیل شده‌است. مشخصات هندسی شیاری عرضی مدل‌سازی شده عبارت‌است از طول شیار ۴۰/۷ میلی‌متر، عرض شیار ۱/۶۵ میلی‌متر و عمق شیار ۰/۲۷۵ میلی‌متر. در شکل ۴ نمونه ای از شیار عرضی قابل مشاهده می‌باشد.

سوراخ نکومی می<sup>۱</sup> در تحقیقات خود استفاده نموده‌است. نتایج تحقیقات دیکل‌هاف حاکی از پیش‌بینی دقیق‌تر کارایی خنک‌کاری با استفاده از مدل لزجت غیر مشابه در مقایسه با مدل لزجت مشابه دارد. [۱۳] در این مطالعه کارایی خنک‌کاری هندسه‌های جدید سوراخ خنک‌کاری شبیه‌سازی شده و ترکیب آن با شیار در پره بریت ۲۲ آن به صورت عددی بررسی شده‌است.

## ۲- مشخصات هندسی

پروفیل پره مورد مطالعه بر اساس پره بریت ۲۲ آن می‌باشد [۱۱]. در شکل ۲ و جدول ۱ نشان داده شده‌است.



شکل ۲- مدل سازی پره بریت ۲۲ آن [۱۱]

جدول ۱- مشخصات هندسی پره بریت ۲۲ آن [۱۱]

۷۲	C طول وتر (mm)
۴۳/۱	C <sub>ax</sub> طول وتر محوری (mm)
۰/۷۵۰۶	g/c نسبت وتر به گام
۵۴/۰۴۳	g گام (mm)
۱۴/۹۸	O عرض گلوگاه (mm)
۵۱/۹	زاویه نصب استیگر (درجه)
۱/۷۰	te ضخامت لبه فرار پره (mm)
۲/۳۶٪	te/C نسبت ضخامت لبه فرار به وتر

در این تحقیق شش مدل سوراخ خنک‌کاری شکل داده شده استوانه‌ای (CY)، مخروطی (CO) و شبدری شکل با شیار عرضی در سوراخ استوانه‌ای (CYT) با شیار عرضی در سوراخ مخروطی (COT) و شیار عرضی در سوراخ شبدری شکل (CLT) مورد مطالعه قرار گرفته است که در شکل ۳ قابل مشاهده است.

(الف)

<sup>1</sup> nekomimi

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial t} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \quad (7)$$

$$+ \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{K + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} P_b + S_\epsilon$$

$$C_1 = \text{Max} \left( 0.43, \frac{\mu}{\mu + 5} \right) \text{ and } \mu = S \frac{k}{\epsilon} \quad (8)$$

$$S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (9)$$

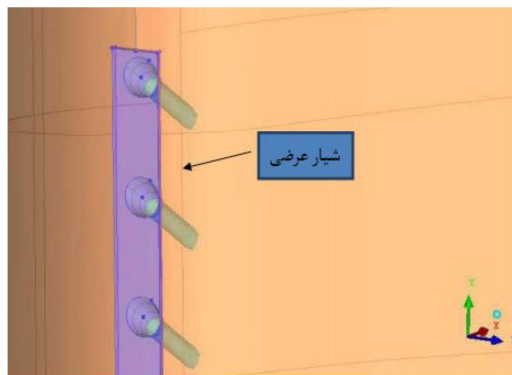
#### ۴- کارایی خنک کاری

پارامترهای کارایی خنک کاری عبارتست از:  $T_{W1}$  دمای دیواره،  $T_{\infty}$  دمای جریان گاز داغ و  $T_C$  دمای سیال خنک‌کننده می‌باشد. دمای خنک کاری  $T_C$ ، معمولاً معادل دمای سطح خروجی در نقطه تزریق به جریان اصلی است که در جریان‌های تراکمی ممکن است متناسب بادمای کل باشد. دمای دیوار  $T_W$  دمای سیال مخلوط شده محلی است که پتانسیل انتقال گرما می‌باشد. برای خنک‌کاری لایه‌ای، پارامتر مذکور شامل نسبت دمش، نسبت شار ممنوم، نسبت سرعت، نسبت چگالی، نسبت دما، ارتفاع پره، انحنای سطح، ضخامت لبه پره، عدد ماخ جریان آزاد و شدت آشفته‌گی جریان آزاد است. این پارامترها و رابطه مقاومت و تعامل‌شان سطح تاثیر لایه ورودی در نقطه تزریق و همچنین نرخ تاثیر تجزیه جریان پایین دست را تعیین می‌کند [۱۵].

$$\eta = \frac{T_W - T_{\infty}}{T_C - T_{\infty}} \quad (10)$$

#### ۵- شرایط مرزی

با توجه به شرایط مسئله و گسسته‌سازی معادلات در حوزه زمان و مکان از مرتبه دوم، برای فشار دو شرط مرزی فشاری در ورود و خروج لازم است. در ورودی شرایط مرزی فشار ورودی<sup>۳</sup> انتخاب شده است. پارامترهای فشار کل، دمای کل، جهت جریان و شدت آشفته‌گی نیز برای مرز ورودی مشخص شده است. در مرز خروجی شرط مرزی فشارخروجی و متناسب با این شرط مرزی فشار استاتیک، دمای کل، جهت جریان و شدت آشفته‌گی تعیین گردید. با توجه به نسبت دمش کم و اختلاط ناچیز جریان سرد با جریان اصلی می‌توان دمای سکون در خروجی را با دمای سکون در ورودی یکسان در نظر گرفت. پره و دیواره‌های بالا و پایین را به عنوان شرط مرزی دیوار در نظر گرفته و شرط عدم لغزش و آدیاباتیک بر آن اعمال گردید و به علت تکرار پره‌ها در یک ردیف جریان بین دیواره پره را به عنوان مرز تناوبی در نظر گرفته شده است. شرایط آیرودینامیکی لحاظ شده برای پره، عبارتست از شرایط آیرودینامیکی بدون خنک‌کاری جهت اعتبارسنجی نتایج با داده های تجربی و شرایط آیرودینامیکی دوم برای حالت همراه با خنک‌کاری و قرار گرفتن پره در شرایط ورودی دما بالا مدل‌سازی و تجزیه و تحلیل شده است. شرایط آیرودینامیکی برای حالت بدون خنک‌کاری شامل دمای سکون ورودی ۴۴۰ کلوین و فشار سکون ورودی ۱۶۲ کیلوپاسکال و نسبت فشار سکون ورودی به فشار استاتیک خروجی ۱/۵۲۴ در نظر گرفته شده است که در جدول ۲ قابل مشاهده است [۱۶].



شکل ۴- نمایی از شیار عرضی مدل سازی شده برای پره بریت ۲۲ ان

#### ۳- حل عددی و معادلات حاکم

معادلات بکاررفته در این پژوهش شامل معادلات پیوستگی، مومنوم و انرژی می‌باشد که در ذیل نشان داده شده است [۱۴].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} + \frac{\partial(uE)}{\partial x} + \frac{\partial(vE)}{\partial y} + \frac{\partial(wE)}{\partial z} = -\frac{\partial(uP)}{\partial x} - \frac{\partial(vP)}{\partial y} - \frac{\partial(wP)}{\partial z} - \frac{1}{Re, Pr_r} \left( \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) + \frac{1}{Re_r} \left( \frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz}) \right) \quad (5)$$

شبهه‌سازی وحل مسئله در نرم افزار Fluent بر اساس روش مبتنی بر فشار انجام گرفته است. کوپل فشار و سرعت از نوع الگوریتم Simple و دقت گسسته‌سازی<sup>۱</sup> معادلات در حوزه زمان و مکان از مرتبه دوم فشار می‌باشد. سیال عامل به صورت گاز ایده‌آل، تراکم ناپذیر و خواص متغیر با دما، جریان پایا، آشفته، لزج، سه بعدی و شدت آشفته‌گی<sup>۲</sup> جریان ۵٪ در نظر گرفته شده است. برای حل عددی در Fluent از مدل آشفته‌گی k-ε realizable استفاده شده است. مزیت بکارگیری این روش نسبت به مدل استاندارد ε-k این است که نرخ گسترش جت-های دوار و صفحه‌ای را به درستی پیش بینی می‌کند. معادلات حاکم بر این مدل در معادلات (۶) تا (۹) نمایش داده شده است.

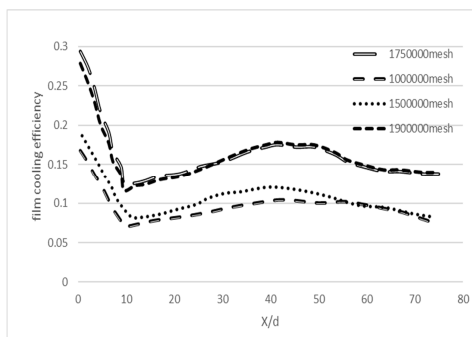
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (6)$$

<sup>1</sup> Spatial Discretization

<sup>2</sup> Turbulence intensity

<sup>3</sup> Pressure Inlet

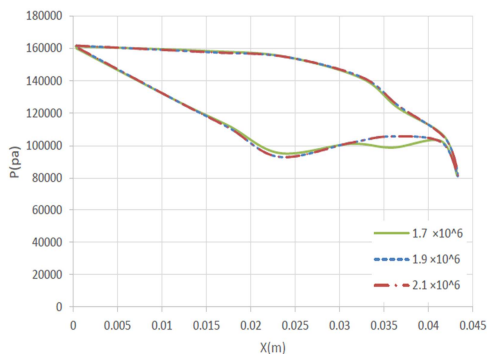
ابتدا پره در حالت بدون خنک‌کاری مدل شده و نتایج آن با نتایج موجود در مرجع [۱۸] اعتبارسنجی شده است و سپس برای تایید صحت نتایج عددی خنک‌کاری لایه‌ای، از مدل‌سازی خنک‌کاری لایه‌ای روی یک صفحه تخت و مطابقت نتایج تجربی مرجع [۱۸] استفاده شده است.



شکل ۶- استقلال شبکه کارایی خنک‌کاری در سطح مکش پره: ماخ خروجی آیزنتروپیک ۰/۸ - سوراخ استوانه‌ای - نسبت دمشی ۱

### ۷-۱- صحت‌سنجی پره بریت ۲۲-ان بدون خنک‌کاری

برای بررسی شرط استقلال از شبکه پره در حالت بدون خنک‌کاری، سه نوع شبکه‌بندی  $1.7 \times 10^6$  و  $1.9 \times 10^6$  و  $2.1 \times 10^6$  تولید شده است. در اطراف دیواره  $Y^+ \approx 1$  فرض شده و توزیع فشار استاتیک در سطح مکش و فشار پره در صفحه میانی پره برای هر شبکه‌بندی محاسبه شده است. شکل ۷ استقلال از شبکه را در  $1.7 \times 10^6$  جز نمایش می‌دهد.



شکل ۷- نمودار توزیع فشار استاتیک پره بریت ۲۲ ان در حالت بدون خنک‌کاری و استقلال از شبکه‌بندی

جهت اعتبارسنجی نتایج و مدل‌های آشفنگی  $k-\epsilon$ ،  $RNG$ ،  $k-\omega$  و  $k-\omega SST$  داده‌های تجربی و عددی در نمودار توزیع عدد ماخ در صفحه میانی پره بدون خنک‌کاری مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاکی از انطباق قابل قبول نتایج عددی  $k-\epsilon$  و نتایج تجربی موجود در مرجع [۱۶] می‌باشد که در شکل ۸ مشاهده می‌شود.

### ۷-۲- صحت‌سنجی صفحه خنک‌کاری شده

جریان خنک‌کاری روی صفحه تخت در نرم‌افزار Solidwork مدل‌سازی و در نرم افزار ICEM شبکه‌بندی شده‌است. مدل‌سازی صفحه تخت درون یک محدوده با مرز ورودی سرعت‌ورودی و مرز خروجی

جدول ۲- شرایط آیرودینامیکی برای پره بریت ۲۲ ان [۱۶]

پارامتر	مقدار
دمای سکون ورودی (K)	۴۴۰
فشار سکون ورودی (kPa)	۱۶۲
نسبت فشار سکون ورودی به فشار استاتیک خروجی	۱/۵۲۴
زاویه جریان ورودی	۰
زاویه جریان خروجی	۷۳

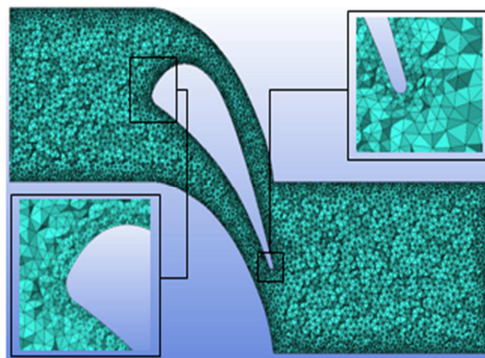
شرایط آیرودینامیکی پره شامل دمای سکون ورودی ۱۲۶۶ کلوین و فشار سکون ورودی ۵۹۳ کیلوپاسکال و نسبت فشار سکون ورودی به فشار استاتیک خروجی ۱/۵۲۴ می‌باشد (جدول ۳) [۱۶].

جدول ۳- شرایط آیرودینامیکی پره برای خنک‌کاری [۱۶]

پارامتر	مقدار
دمای سکون ورودی (K)	۱۲۶۶
فشار سکون ورودی (kPa)	۵۹۳
نسبت فشار سکون ورودی به فشار استاتیک خروجی	۱/۵۲۴
زاویه جریان ورودی	۰
دمای سکون خروجی (K)	۱۲۶۶
زاویه جریان خروجی	۷۳

### ۶- مدل‌سازی و مش‌بندی

پروفیل پره بر اساس پره بریت ۲۲ ان در نرم‌افزار Solidwork مدل‌سازی و در نرم افزار ICEM مش‌بندی شده‌است. شبکه‌بندی مدل از نوع شبکه‌بندی بی‌سازمان مثلثی و تراکم شبکه در نقاط برخورد جت با سطح و سوراخ‌های تزریق سیال خنک‌کننده به جریان اصلی بیش از سایر نقاط می‌باشد که در شکل ۵ قابل مشاهده است.

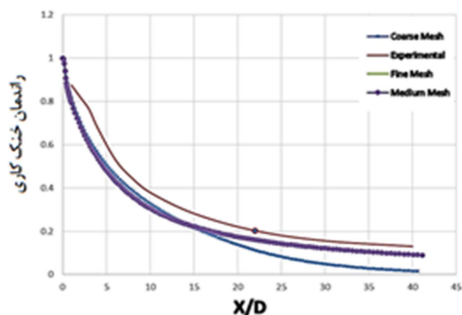


شکل ۵- شبکه‌بندی صفحه میانی پره بریت ۲۲ ان

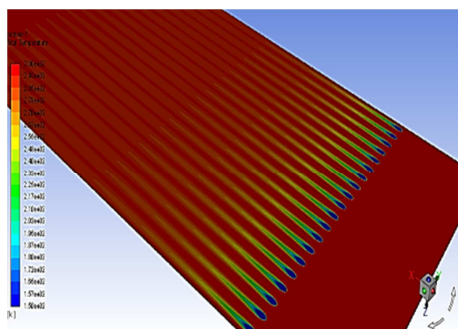
### ۷- استقلال از شبکه‌بندی و صحت‌سنجی

در این پژوهش استقلال از شبکه برای پره خنک‌کاری شده با سوراخ استوانه‌ای بر حسب کارایی خنک‌کاری با نسبت دمشی ۱ در سطح مکش پره انجام شده است. مقادیر شبکه‌بندی متناظر با  $1.7 \times 10^6$ ،  $1.9 \times 10^6$ ،  $2.1 \times 10^6$  و  $1.75 \times 10^6$  جز انجام شده است که در شکل ۶ قابل مشاهده است. برای صحت‌سنجی نتایج بدست‌آمده از حل عددی





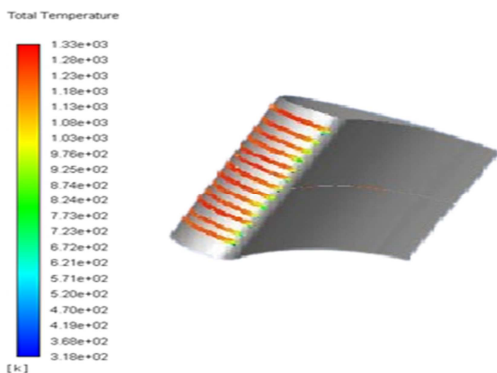
شکل ۱۰- استقلال شبکه کارایی خنک کاری برای صفحه تخت برای سه شبکه بندی و مقایسه با نتایج موجود در مرجع [۱۸]



شکل ۱۱- خطوط دمای کل روی صفحه خنک کاری شده

## ۸- نتایج

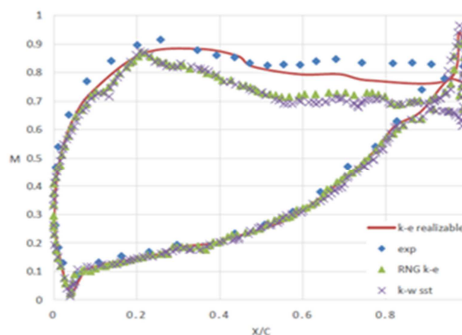
محاسبات برای سه نسبت دمش ۱، ۱/۵ و ۲ انجام شده است. خطوط جریان دما برای سوراخ استوانه‌ای در شکل ۱۲ نشان داده شده است. باتوجه به انحنای سطح پره وزاویه تزریق ۳۰ درجه سوراخ‌های خنک کاری، جریان سیال خنک کننده از دیواره پایینی به سمت دیواره بالایی خنک کاری بهتری را صورت می‌دهد. برای سوراخ استوانه‌ای (CY) سیال خنک کننده در مواجه با گازهای داغ جریان اصلی یک لایه حفاظتی اطراف سطح پره تشکیل می‌دهد و مانع از برخورد گازهای داغ با سطح پره می‌شود. در نسبت دمش ۱ بالاترین کارایی برای لبه حمله به میزان ۲۸/۰۲۶٪ حاصل شده است.



شکل ۱۲- خط جریان دما برای سوراخ استوانه‌ای (CY) در نسبت دمش ۱/۵

در سطح مکش بالاترین میانگین کارایی در نسبت دمش ۱ و با کارایی ۱۵/۵۷۳٪ به دست آمده است که در شکل ۱۳ قابل مشاهده

فشار خروجی و مرزهای جانبی تناوبی می‌باشد. شرایط مرزی مطابق با شرایط موجود در مرجع [۱۸] لحاظ شده است که در جدول ۴ قابل مشاهده است.

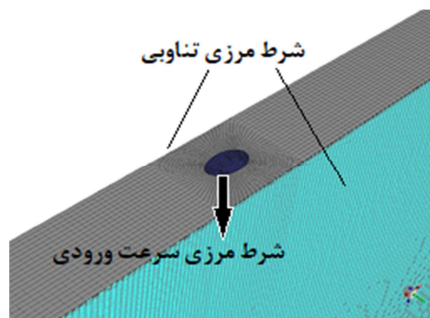


شکل ۸- نمودار توزیع عدد ماخ برای پره بریت ۲۲ ان در صفحه میانی و در ماخ خروجی آیزنتروپیک ۰/۸ برای مدل‌های عددی و نتایج تجربی

جدول ۴- شرایط مرزی موجود برای خنک کاری صفحه تخت [۱۸]

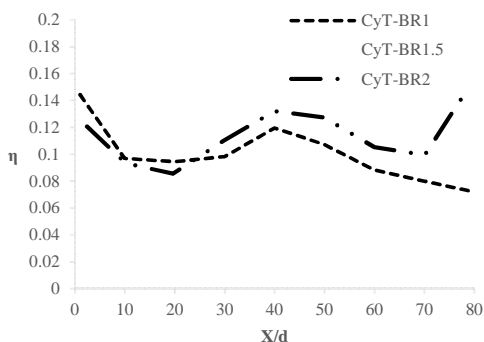
مقدار	پارامتر
۴/۰۹۶	سرعت جت خنک کاری (m/s)
۱۵۰	دمای جت خنک کاری (K)
۲۰	سرعت جریان اصلی (m/s)
۳۰۰	دمای جریان اصلی (K)
۱۰۱	فشار استاتیک جریان خروجی (kPa)

شبکه بندی مدل از نوع شبکه با سازمان می‌باشد و تراکم شبکه در نزدیکی سوراخ‌های تزریق سیال خنک کننده به جریان اصلی بیش از سایر نقاط می‌باشد که در شکل ۹ قابل مشاهده است.



شکل ۹- شبکه بندی صفحه تخت در نزدیکی سوراخ خنک کاری

برای بررسی استقلال از شبکه بندی خنک کاری لایه‌ای بر روی صفحه تخت نتایج شبیه سازی جریان خنک کاری، بازده خنک کاری در سه شبکه ۹۳۰۰۰۰ جزئی (شبکه درشت)، ۱۲۱۱۰۰۰ جزئی (شبکه متوسط) و ۱۵۷۰۰۰۰ جزئی (شبکه ریز) با نتایج تجربی موجود در مرجع [۱۸] مقایسه شده است. نتایج حاصل از حل عددی برای شبکه بندی ریز (۱۲۱۱۰۰۰ جز) با نتایج موجود در مرجع [۱۸] کاملاً منطبق می‌باشد که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود. به منظور تحلیل جریان، از مدل آشفتگی k-e realizable استفاده شده است و نتایج حاصل از شبیه سازی در شکل ۱۱- خطوط دمای کل روی صفحه خنک کاری شده شکل ۱۱ قابل مشاهده است.



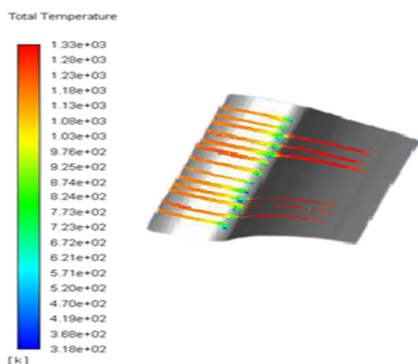
شکل ۱۵- نمودار کارایی خنک کاری برای سوراخ استوانه ای شیاردار (CYT) در سطح مکش پره

همانطور که از مقادیر موجود در جدول ۶ پیداست با ایجاد شیار عرضی در سوراخ استوانه‌ای، بالاترین میانگین کارایی در نسبت دمشی ۱/۵ ایجاد می‌شود زیرا وجود شیار عرضی سبب افت مومنوم جریان در سطح خروجی سیال خنک‌کننده گردیده‌است که باعث چسبندگی بهتر سیال در سطح مکش و افزایش کارایی خنک کاری نسبت به حالت بدون شیار می‌شود. اما به دلیل مومنوم کم جریان در نسبت دمشی ۱٪ وجود شیار عرضی کارایی خنک کاری در این نسبت دمشی را کاهش می‌دهد.

جدول ۶- میانگین و بیشینه مقدار کارایی خنک کاری برای سوراخ استوانه ای شیاردار (CYT) در سطح مکش پره

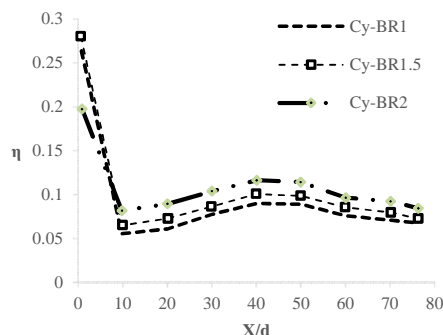
نسبت دمشی	میانگین کارایی خنک کاری (%)	بیشینه کارایی خنک کاری لبه حمله (%)
۱	۱۰/۰۱۳	۱۴/۴۲۴
۱/۵	۱۱/۲۹۲	۱۷/۲۷۲
۲	۱۰/۹۲۴	۱۲/۰۶

در سوراخ مخروطی شکل (CO) با توجه به گسترش یکنواخت زاویه جانبی و افزایش سطح خروجی سیال خنک‌کننده، جت تزریق خنک‌کننده در سطح خروجی سوراخ دچار افت مومنوم شده و لایه حفاظتی مناسبی را اطراف لبه حمله و سطح مکش پره ایجاد می‌نماید. خطوط جریان دما برای این نوع از سوراخ در شکل ۱۶ قابل مشاهده است



شکل ۱۶- خطوط جریان دما برای سوراخ مخروطی شکل (CO) در نسبت دمشی ۲

است. از مقادیر موجود در جدول ۵ می‌توان دریافت که با افزایش نسبت دمشی در این شکل سوراخ، باعث جدایی جریان خنک‌کننده از بدنه پره و تشکیل جریان‌های برگشتی در نزدیکی سوراخ‌های خروج جریان سرد شده است.



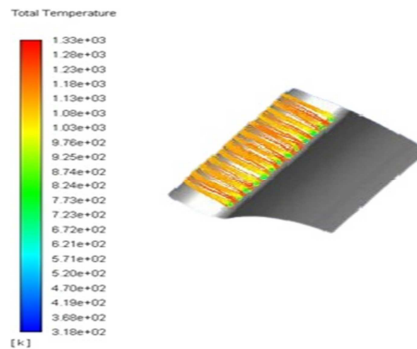
شکل ۱۳- نمودار کارایی خنک کاری برای سوراخ استوانه ای (CY) در سطح مکش پره

طبق نتایج شبیه‌سازی انجام شده در مرجع [۱۹]، برای نیل به بالاترین کارایی خنک کاری برای سوراخ استوانه‌ای نسبت دمشی ۱٪ پیشنهاد می‌شود که در پژوهش حاضر نیز همین نتیجه حاصل شده است.

جدول ۵- میانگین و بیشینه مقدار کارایی خنک کاری برای سوراخ استوانه ای (CY) در سطح مکش پره

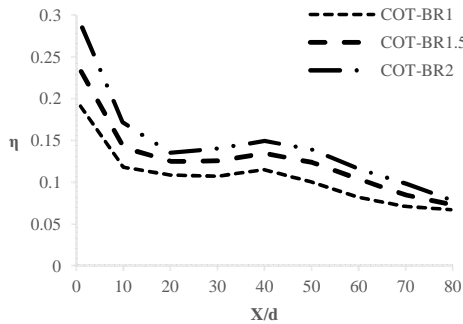
نسبت دمشی	میانگین کارایی خنک کاری (%)	بیشینه کارایی خنک کاری لبه حمله (%)
۱	۱۵/۵۷۳	۲۸/۰۲۶
۱/۵	۱۰/۴۷۰	۲۶/۵۳۳
۲	۸/۸۴۳	۱۹/۷۲۴

در سوراخ خنک کاری استوانه‌ای با شیار عرضی (CYT)، لبه حمله اولین نقطه مواجهه سیال داغ با سطح پره می‌باشد، کارایی خنک کاری نسبت به حالت بدون شیار، مقدار کمتری حاصل شده‌است که به دلیل کاهش مومنوم جریان خنک کاری می‌باشد. خطوط جریان دما برای سوراخ استوانه‌ای با شیار (CYT) در شکل ۱۴ قابل مشاهده است.



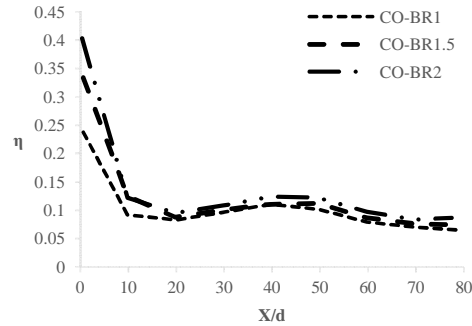
شکل ۱۴- خطوط جریان دما برای سوراخ استوانه‌ای با شیار (CYT) در نسبت دمشی ۲

نمودار کارایی خنک کاری متناظر برای هر نسبت مکش در سطح مکش در شکل ۱۹ مشاهده می‌شود.



شکل ۱۹-نمودار کارایی خنک کاری برای سوراخ مخروطی شکل شیاردار (COT) در سطح مکش پره

با افزایش نسبت دم‌ش، کارایی در لبه حمله و سطح مکش افزایش یافته به نحوی که میانگین کارایی خنک کاری در نسبت دم‌ش ۱ تا ۲ از ۱۰/۴٪ تا ۱۳/۸۱٪ در سطح مکش افزایش می‌یابد (شکل ۱۷).



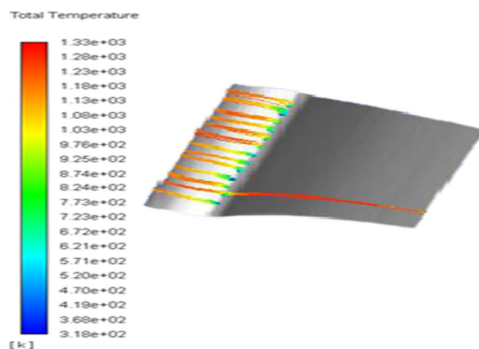
شکل ۱۷- نمودار کارایی خنک کاری برای سوراخ مخروطی شکل (CO) در سطح مکش پره

بالاترین کارایی برای سطح مکش در نسبت دم‌ش ۲ و با کارایی ۱۴/۵۹٪ حاصل شده است. در لبه حمله نیز با بالا رفتن نسبت دم‌ش کارایی افزایش یافته است که در جدول ۸ قابل مشاهده است. افزایش کارایی میانگین در سطح مکش و بیشینه کارایی خنک کاری در لبه حمله به واسطه افزایش مومنوم جریان خنک کننده می‌باشد.

جدول ۸- میانگین و بیشینه مقدار کارایی خنک کاری برای سوراخ مخروطی شکل شیاردار (COT) در سطح مکش پره

نسبت دم‌ش	میانگین کارایی خنک کاری (%)	بیشینه کارایی خنک کاری لبه حمله (%)
۱	۱۰/۶۶۶	۱۹/۰۸۳
۱/۵	۱۲/۷۰۱	۲۳/۲۳۵
۲	۱۴/۵۹۷	۲۸/۵۲

بررسی نتایج برای سوراخ شبدری شکل (CL) نشان می‌دهد که با افزایش زاویه گسترش جانبی و نسبت تغییرات سطح مقطع خروجی نسبت به سطح داخلی سوراخ (قسمت استوانه‌ای) و پخش جت تزریقی متناسب با طراحی انجام شده به گازهای داغ، افزایش کارایی خنک کاری مشاهده می‌گردد. شکل ۲۰ خطوط جریان دما برای سوراخ شبدری شکل در نسبت دم‌ش ۲ نمایش می‌دهد.



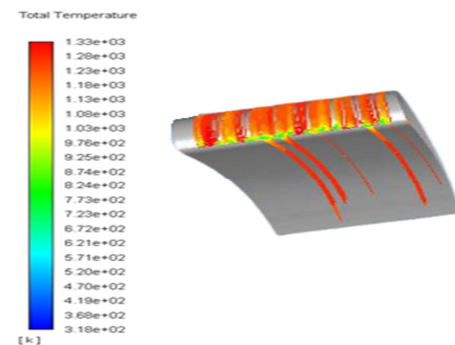
شکل ۲۰- خطوط جریان دما برای سوراخ شبدری شکل (CL) در نسبت دم‌ش ۲

به واسطه شکل سوراخ خنک کاری مخروطی و شباهت عملکردی آن با سوراخ استوانه ای شیاردار، میانگین کارایی خنک کاری در نسبت دم‌ش های ۱ و ۱/۵ تقریباً یکسان است. همچنین باتوجه به افزایش میانگین کارایی خنک کاری در سطح مکش، می‌توان گفت که به واسطه هندسه جدید سوراخ، جدایش جریان در نسبت دم‌ش ۲ به تعویق افتاده است.

جدول ۷- میانگین و بیشینه مقدار کارایی خنک کاری برای سوراخ مخروطی شکل (CO) در سطح مکش پره

نسبت دم‌ش	میانگین کارایی خنک کاری (%)	بیشینه کارایی خنک کاری لبه حمله (%)
۱	۱۰/۴	۲۳/۷۷
۱/۵	۱۲/۳۰۵	۳۳/۳۹
۲	۱۳/۸۰۹	۴۰/۳۱۹

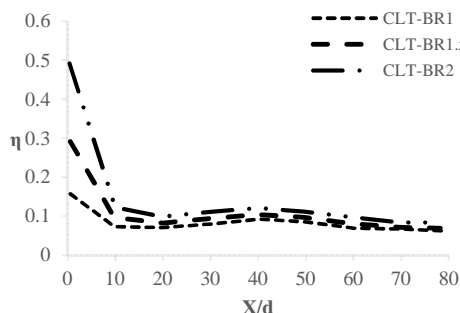
در سوراخ مخروطی شکل شیاردار (COT) وجود شیار در ترکیب با سوراخ خنک کاری مخروطی در سطح خروجی سیال خنک کننده با افت مومنوم و اختلاط کمتر با جریان گازهای داغ در خنک کاری، سطح مکش پره عملکرد بهتری نسبت به حالت بدون شیار ایجاد می‌نماید. خطوط جریان دما برای سوراخ مخروطی شکل شیاردار در شکل ۱۸ قابل مشاهده است.



شکل ۱۸- خطوط جریان دما برای سوراخ مخروطی شکل شیاردار- (COT) در نسبت دم‌ش ۲



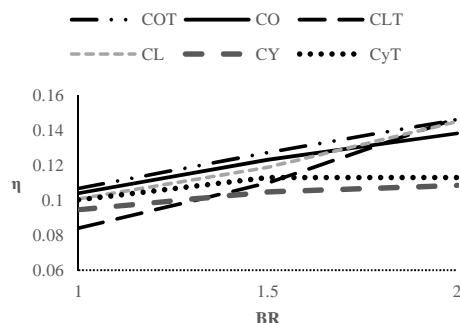
شکل، مخروطی شکل شیاردار، شبدری شکل و شبدری شکل با شیاردار در نسبت های دمش ۱، ۱/۵ و ۲ تهیه شده است که در شکل ۲۴ قابل مشاهده است.



شکل ۲۳- نمودار کارایی خنک کاری برای سوراخ شبدری شکل شیاردار (CLT) در سطح مکش

جدول ۱۰- میانگین و بیشینه مقدار کارایی خنک کاری برای سوراخ شبدری شکل شیاردار (CLT) در سطح مکش

نسبت دمش	میانگین کارایی خنک کاری (%)	بیشینه کارایی خنک کاری لبه حمله (%)
۱	۸/۴۰۹	۱۵/۷۳۲
۱/۵	۱۰/۹۷۷	۲۹/۹۱۸
۲	۱۴/۶۷۱	۴۹/۲۲۹

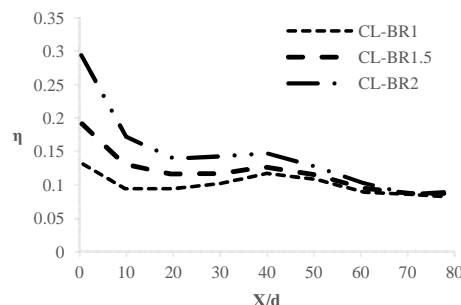


شکل ۲۴- نمودار میانگین کارایی خنک کاری سوراخ استوانه ای، مخروطی و شبدری شکل در حالت با و بدون شیار برحسب نسبت دمش

### ۹- نتیجه گیری

بر اساس نتایج به دست آمده برای سوراخ خنک کاری استوانه ای بیشینه مقدار کارایی خنک کاری در لبه حمله، در نسبت دمش ۱ به میزان ۲۸/۰۲۶٪ حاصل شده است. میانگین کارایی خنک کاری در نسبت در نسبت دمش ۱ بیشینه خواهد بود که با نتایج تحقیقات مرجع [۱۹] هم خوانی دارد. برای حالت سوراخ استوانه ای با شیار عرضی، بیشینه مقدار کارایی در لبه حمله و میانگین کارایی در سطح مکش برای نسبت دمش ۱/۵ و به ترتیب مقادیر ۱۷/۲۷٪ و ۱۱/۲۹٪ گزارش شده است. وجود شیار در ترکیب با سوراخ استوانه ای، میانگین کارایی خنک کاری را (در نسبت دمش یکسان) در سطح مکش افزایش داده اما

نمودار کارایی خنک کاری متناظر برای هر نسبت مکش برای سوراخ های مخروطی شکل (CL) در شکل ۲۱ مشاهده می شود.



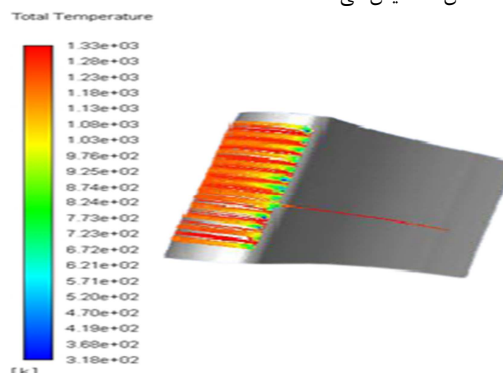
شکل ۲۱- نمودار کارایی خنک کاری برای سوراخ شبدری شکل (CL) در سطح مکش پره

در این سوراخ بالاترین کارایی در لبه حمله در وسط مکش در نسبت دمش ۲ به میزان به ترتیب ۱۴/۴۸٪ و ۲۹/۴۱۹٪ حاصل شده است.

جدول ۹- میانگین و بیشینه مقدار کارایی خنک کاری برای سوراخ شبدری شکل (CL) در سطح مکش پره

نسبت دمش	میانگین کارایی خنک کاری (%)	بیشینه کارایی خنک کاری لبه حمله (%)
۱	۱۰/۰۶۴	۱۳/۱۳۹
۱/۵	۱۱/۸۷۳	۱۹/۱۸۶
۲	۱۴/۴۸۳	۲۹/۴۱۹

شکل ۲۲ خطوط جریان دما برای سوراخ شبدری شکل شیاردار را در نسبت دمش ۲ نمایش می دهد.



شکل ۲۲- خطوط جریان دما برای سوراخ شبدری شکل شیاردار (CLT) در نسبت دمش ۲

نمودار کارایی خنک کاری متناظر برای هر نسبت مکش برای سوراخ های شبدری شکل با شیار عرضی (CLT) در شکل ۲۳ مشاهده می شود. وجود شیار عرضی برای سوراخ شبدری شکل شیاردار (CLT) باعث افزایش کارایی خنک کاری از ۸/۴٪ در نسبت دمش ۱ به ۱۴/۶۷٪ در نسبت دمش ۲ رسیده است. در نهایت نمودار مقایسه ای میانگین کارایی سوراخ های استوانه ای، استوانه ای شیاردار، مخروطی

sensitive paint measurement technique, *Journal of Turbomachinery* Vol.136, no. 5, 2014.

- [5] Elnady, T., Hassan, I., Kadem, L., Lucas, T., Cooling effectiveness of shaped film holes for leading edge, *Experimental Thermal and Fluid Science* Vol.44, pp.649-661, 2013.
- [6] Islami, S.B., Tabrizi, S.A., Jubran, B.A. and Esmailzadeh, E., Influence of trenced shaped holes on turbine blade leading edge film cooling, *Heat Transfer Engineering* Vol. 31, no. 10, pp. 889-906, 2010.
- [7] Lee, K. D., Kim, S. M., & Kim, K. Y. Numerical analysis of film-cooling performance and optimization for a novel shaped film-cooling hole. In *ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition*, Copenhagen, Denmark, 2012.
- [8] Yang, X., Liu, Z. and Feng, Z., Numerical Evaluation of Novel Shaped Holes for Enhancing Film Cooling Performance. *Journal of Heat Transfer* Vol. 137, no.7, pp. 2015.
- [9] Bunker R. S., Bailey J. C., Lee C. P., Abuaf N., Method for Improving the Cooling Effectiveness of a Gaseous Coolant Stream, and Related Articles of Manufacture, U.S. Patent 6,234,755 B1. 2001.
- [10] Lu, Y. and Ekkad, S., Predictions of film cooling from cylindrical holes embedded in trenches, *In 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, San Francisco, US, 2006.

[۱۱] محجوب، ش. و طیبی رهنی، م.، مطالعه عددی اثرات حاصل از هندسه های تزریق شیباری و سوراخ‌های منفصل بر پدیده خنک کاری لایه ای، هشتمین کنفرانس دینامیک شاره ها، تبریز، ایران، ۱۳۸۲.

[12] García, J.C., Dávalos, J.O., Urquiza, G., Galván, S., Ochoa, A., Rodríguez, J.A., Ponce, C., Film cooling optimization on leading edge gas turbine blade using differential evolution. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 0954410018760151, 2019.

[13] Dickhoff, J., Kusterer, K., Bhaskar, S.K., Bohn, D., CFD Simulations for Film Cooling Between Different Isotropic and Anisotropic Eddy Viscosity Models. In *ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, pp. V05AT12A008. American Society of Mechanical Engineers, 2018.

[14] Temam, R., *Navier-Stokes equations: theory and numerical analysis*. Vol. 343. American Mathematical Soc., 2001.

[۱۵] باهری اسلامی س. و نیکفال م.، بررسی تأثیر ترکیب شکاف عرضی با انواع سوراخ های خنک کاری شکل داده شده روی خنک کاری لایه ای پره توربین گازی، بیست و دومین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، اهواز، ایران ۱۳۹۳.

[16] Dunker, R., *Advances in engine technology*, John Wiley & Sons, New York, 1993.

[17] Joly, M.M., Verstraete, T. and Paniagua, G., Differential evolution based soft optimization to attenuate vane- rotor shock interaction in high-pressure turbines, *Applied Soft Computing* Vol.13, No. 4, pp. 1882-1891, 2013.

[18] Sinha, A.K., Bogard, D.G. and Crawford, M.E., Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density, *ASME journal of turbomachinery*, Vol. 113, pp. 442-449, 1991.

[۱۹] عباسی ب.، بررسی عددی خنک کاری پره توربین گاز. پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی اصفهان، ۱۳۹۰.

در لبه حمله نسبت به حالت بدون شیار دچار افت کارایی گردیده است. بررسی‌ها نشان داد حالت بهینه تزریق سیال خنک کننده برای سوراخ های مخروطی و شبدری شکل با و بدون شیار در نسبت دمش ۲ حاصل شده است. در سوراخ مخروطی نیز همانند سوراخ استوانه‌ای در حالت بدون شیار بیشترین کارایی را برای لبه حمله (۴۰/۳٪) و در حالت شیاردار بالاترین کارایی در سطح مکش (۱۴/۵۹٪) به دست آمده است. سوراخ شبدری شکل بالاترین کارایی در لبه حمله و سطح مکش در حالت همراه با شیار حاصل شده است. کارایی در نسبت دمش ۲ برای این سوراخ در لبه حمله ۴۹/۲٪ و در سطح مکش ۱۴/۶۷٪ به دست آمده است. در سوراخ‌های استوانه‌ای و مخروطی در حالت بدون شیار به دلیل ممتوم بالاتر سیال خنک‌کننده نسبت به حالت بدون شیار کارایی در لبه حمله بهتر بوده اما در ادامه با فاصله گرفتن جت تزریق از ردیف سوراخ ها و در سطح مکش به دلیل اختلاط با جریان اصلی دچار افت کارایی شده و از این رو وجود شیار در این مدل‌ها موجب افزایش کارایی در سطح مکش گردیده است. مدل سوراخ شبدری شکل در ترکیب با شیار بهینه‌ترین مدل در بین تمامی حالت‌ها بوده و بالاترین کارایی در سطح مکش و لبه حمله در نسبت دمش ۲ برای این مدل به دست آمده است.

#### ۱۰- نمادها

$T_w$	دمای دیواره (K)
$T_\infty$	دمای جریان گاز داغ (K)
$T_c$	دمای سیال خنک‌کننده (K)
$\eta$	کارایی خنک‌کاری
$P$	فشار (kPa)
$Re$	عدد رینولدز
$u$	مولفه سرعت در راستای x (m/s)
$v$	مولفه سرعت در راستای y (m/s)
$w$	مولفه سرعت در راستای z (m/s)
$\rho$	چگالی ( $kg/m^3$ )
$\tau_{ij}$	مولفه تنش برشی در صفحه‌ای با بردار نرمال در جهت i و در راستای j (MPa)
$\varepsilon$	نرخ اضمحلال آشفستگی
$Y_M$	سهام اتساع نوسانی (تغییرات انبساط) در آشفستگی تراکم پذیر از نرخ اضمحلال کلی
$S_{ij}$	تانسور نرخ کرنش

#### ۱۱- مراجع

- [1] Han, J.C., Dutta, S., Ekkad, S., 2012. *Gas turbine heat transfer and cooling technology*. CRC press.
- [2] Bunker, R.S., A review of shaped hole turbine film-cooling technology, *Journal of HeatTransfer*, Vol.127, pp.441-453, 2005.
- [۳] بازدیدی تهرانی ف. و رحمتیان ا. تحلیل عددی تکنیک خنک کاری لایه ای مبتنی بر سوراخ شکل یافته و با زاویه مرکب، هفتمین همایش انجمن هوافضای ایران، تهران، ایران، ۱۳۸۶.
- [4] Li, S.J., Yang, S.F., Han, J.C., Effect of coolant density on leading edge showerhead film cooling using the pressure