



## آنالیز سیالاتی-حرارتی اثرات دوران در عملکرد خنک کاری لایه‌ای بر صفحه فشار و مکش در لبه حمله پره‌های توربین گاز - مطالعه عددی

حمیدرضا شهبازیان<sup>۱\*</sup>، سید مصطفی حسینعلی پور<sup>۲</sup> و زهره جمشیدی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> پژوهشگر پسادکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

<sup>۲</sup> استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

<sup>۳</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد دماوند، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۴/۰۱؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۰/۰۴/۰۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۵/۱۴

### چکیده

در این تحقیق اثرات دوران در راندمان خنک کاری روی لبه حمله پره توربین گاز به صورت شبیه سازی عددی برای عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و نسبت چگالی هوای خنک کاری به هوای احتراق ۱/۵، ۲ و ۲/۵ و نسبت دمش ۱ انجام شده است. هوای خنک از داخل پره هدایت شده و از ۳ ردیف سوراخ استوانه‌ای شکل، شامل یک ردیف با زاویه صفر درجه نسبت به مکان نقطه سکون و دو ردیف با زاویه  $\pm 30^\circ$  درجه از لبه حمله، تزریق می‌شود جهت شبیه سازی آشفتگی از مدل Realizable K- $\epsilon$  استفاده شده و پس از اعتبار سنجی، اثرات دوران بر راندمان خنک کاری برای اعداد دوران ۰/۱۲، ۰/۲۴، ۰/۳۶، ۰/۴۸، ۰/۶۰ و ۰/۶۰ مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که سرعت دورانی نقش تعیین کننده‌ای در بازده خنک کاری لایه‌ای در لبه حمله پره توربین گاز ایفا می‌کند، بطوری که با افزایش سرعت دورانی از عدد دوران ۰/۱۲ تا ۰/۶۰، در صفحه فشار، راندمان خنک کاری از ۰/۳۸ به ۰/۴۶ افزایش داشته و در صفحه مکش کاهش ۲۶٪ راندمان خنک کاری لایه‌ای را شاهد خواهیم بود؛ همچنین افزایش نسبت چگالی از ۱/۵ تا ۲/۵، باعث افزایش ۴۵٪ خنک کاری لایه‌ای می‌شود.

**کلمات کلیدی:** خنک کاری لایه‌ای؛ اثرات دوران؛ راندمان حرارتی؛ شبیه سازی عددی.

## Thermo-Fluid Investigation on the Effects of Rotation on Film Cooling Performance at Pressure & Suction Side of a Gas Turbine Blade - Numerical Study

H. Shahbazian<sup>1,\*</sup>, S. M. Hosseinalipour<sup>2</sup>, Z. Jamshidi<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Postdoctoral Researcher, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Professor, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

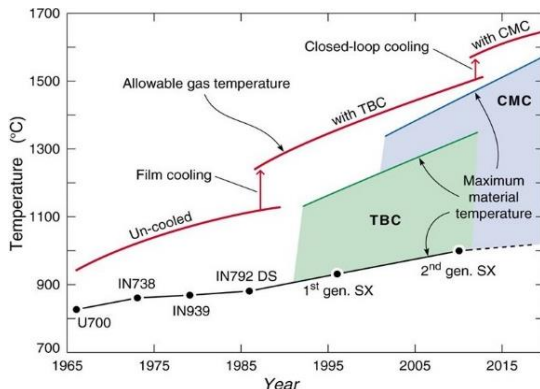
<sup>3</sup> MSc. Student, Department of Mechanical Engineering, IAU of Damavand, Tehran, Iran.

### Abstract

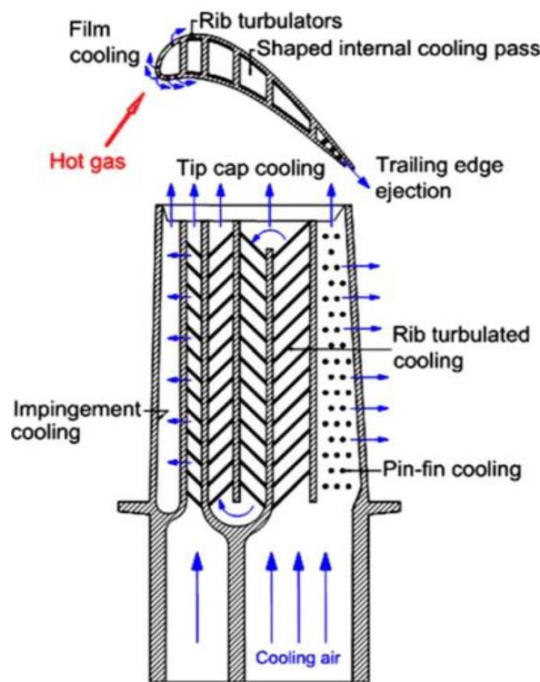
Numerical study investigation has been performed to investigate the effects of the rotation on the film cooling effectiveness distributions of the leading-edge regions of a gas turbine blade. The Study were carried out at Re=100,000, Density Ratio of 1.5, 2 and 2.5, blowing ratio of M=1. The leading edge model has three rows of film cooling holes located along the stagnation line  $0^\circ$  and at  $\pm 30^\circ$  respectively. The Realizable K- $\epsilon$  has been used for modeling of turbulence. After validation of numerical result of current study, five Rotation number of 0.12, 0.24, 0.36, 0.48 and 0.6 have been selected and analyzed for investigation of relational influence on film cooling effectiveness. The results demonstrates at pressure side (PS) of the leading edge, the film cooling effectiveness increases and at suction side (SS) decreases with increasing of Rotation number. With growing of Rotation number from 0.12 to 0.6, area-averaged film cooling effectiveness increases from 0.38 to 0.46 at pressure side (PS) and reduces monotonously about 26% at suction side (SS) of leading edge. Moreover increasing of Density Ratio from 0.15 to 0.25 has a increases of 45% on overall area-averaged film cooling effectiveness.

**Keywords:** Film Cooling; Rotational Effect; Thermal Efficiency; Numerical Simulation.

۱- مقدمه



شکل ۱- روند افزایش دمای ورودی توربین گازهای پیشرفته در چند دهه اخیر [۱]



شکل ۲- نمایی از پره توربین و روشهای خنک کاری [۱]

لذا شناخت دقیق فیزیک جریان و انتقال حرارت یکی دیگر از اهداف اصلی این تحقیق خواهد بود. مطالعات گسترده‌ای در زمینه خنک کاری داخلی و خارجی پره‌های توربین گاز توسط هان و همکاران [۱] انجام شده است. نتایج این تحقیقات در کتابی با همین عنوان چاپ شده است. مرور تحقیقات گذشته نشان می‌دهد که پژوهش‌های خنک کاری لایه‌ای با بررسی یک مدل

امروزه توربین‌های گازی در صنایع هوایی، دریایی، تولید برق و نیرو و همچنین صنایع انتقال نفت و گاز کاربردهای بسیاری دارند. محققان و طراحان توربین‌گاز مستلزم پیشرفت و بهینه سازی در عملکرد توربین‌گاز از طریق بهبود راندمان اجزاء آن می‌باشند، افزایش دمای ورودی به توربین (TIT) در توربین‌های گازی باعث افزایش راندمان آن خواهد شد؛ ولی در دمای بیش از حد، احتمال ذوب شدن و صدمه دیدن پرها و اجزای توربین وجود خواهد داشت. با توجه به محدودیت دمای آلیاژهای مورد استفاده در ساخت توربین‌گاز، خنک کاری به عنوان راه حلی برای کاهش دمای اجزای توربین، بخصوص پره‌های ثابت و متحرک توربین مورد نیاز است. روش‌های مختلفی به منظور خنک کاری پرها و کاهش دمای بیشینه استفاده می‌شود که در حالت کلی به دو روش خنک کاری داخلی و خارجی تقسیم می‌شوند.

شکل ۱ روند افزایش دمای ورودی توربین‌گازهای پیشرفته را طی سال‌های متوالی بر اساس پیشرفت تکنولوژی‌های خنک کاری پره نشان می‌دهد. این روش‌ها شامل روش خنک کاری داخلی، خنک کاری لایه‌ای، پوشش حرارتی و آلیاژهای سرامیکی می‌باشند.

از آنجا که پره‌های توربین‌گاز در معرض محیطی با درجه حرارت بسیار بالا قراردارند و لبه حمله توربین بیشترین بار حرارتی را تجربه می‌کند، لذا در خنک کاری لایه‌ای، هوا از طریق حفره‌هایی روی سطح پره تزریق شده و لایه نازکی از هوا روی سطح خارجی ایجاد می‌کند. به این طریق از برخورد مستقیم جریان داغ با پیشانی پره توربین جلوگیری می‌شود. شکل ۲ نمایی برش خورده از پره توربین با روش‌های مختلف خنک کاری به ویژه خنک کاری لایه‌ای را نمایش می‌دهد که مکانیزم اصلی این مطالعه است.

از آنجا که این مکانیزم‌ها، هم در پره‌های ثابت و هم در پره‌های متحرک استفاده می‌شوند؛ لذا خنک کاری پره تحت شرایط واقعی دوران پره دستخوش تغییراتی خواهند شد که در بعضی مناطق پره، باعث کاهش و در بعضی مناطق دیگر، باعث افزایش انتقال حرارت می‌شود. دوران ناشی از کار محوری پره، باعث ایجاد نیروهای دورانی شده و الگوی جریان و میزان انتقال حرارت را در نواحی مختلف تغییر خواهد داد؛

می‌شود. اثر آشفستگی‌های زیاد در جریان اصلی و همچنین رینولدزهای مختلف جریان، روی راندمان خنک‌کاری لایه‌ای و ضریب انتقال حرارت در دو پژوهش آزمایشگاهی توسط مهندس و هان [۷ و ۸] انجام شده است. تسلیم و همکاران [۹]، نیز بصورت عددی و تجربی اثرات انتقال حرارت جت برخوردی در ناحیه داخلی لبه حمله پره را در بازه خنک‌کاری لایه‌ای بررسی نمودند. این جریان، از سه ردیف سوراخ که در نقطه سکون و در طرفین نقطه سکون تعبیه شده است خارج می‌شود. یکی از مهمترین نتایج این تحقیق، افزایش قابل توجه ضریب انتقال حرارت فیلمی به علت جریان جت برخوردی داخل پره است. کاتبرس و بگارد [۱۰]، عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای در لبه حمله پره را تحت تاثیر نسبت دمندگی مختلف جریان هوای خنک به جریان هوای اصلی، مورد بررسی قرار دادند. تغییرات بسیار ناچیز راندمان خنک‌کاری در نسبت‌های دمندگی مختلف از نتایج این تحقیق است. کارنی و گلدستین [۱۱] نیز با استفاده از روش تجزیه نفتالین و انتقال جرم نفتالین، اثرات نسبت دمندگی در خنک‌کاری لایه‌ای را روی عدد شروود مورد پژوهش قرار داد. اثرات شکل سوراخ‌های دایره‌ای، بیضی صاف و بیضی‌های زاویه‌دار نسبت به طرفین پره با نسبت دمندگی‌های ۰/۵ تا ۲ به صورت آزمایشگاهی توسط گانو و هان [۱۲] مورد مطالعه قرار گرفته است. روش PSP<sup>۲</sup> در اندازه‌گیری دمای سطح در این مطالعه استفاده شده است. نتایج این بررسی نشان می‌دهد که اثرات خنک‌کاری در سوراخ‌های بیضی عملکرد بهتری نسبت سوراخ‌های دایره‌ای دارد و این عملکرد در نسبت دمش بالا بهتر است. بار دیگر لی و همکاران [۱۳]، با استفاده از روش PSP اثرات نسبت دمش و چگالی روی راندمان خنک‌کاری لایه‌ای را در مدل‌های مرجع [۱۲] مورد مطالعه قرار داد. در ادامه تحقیقات قبلی، ریس و بلک [۱۴] و تاوو و همکاران [۱۵] نیز به بررسی اثرات هندسه سوراخ‌های مختلف در خنک‌کاری لایه‌ای پرداخته‌اند. اثرات خنک‌کاری لایه‌ای بر روی لبه حمله یک تیغه ثابت توربین ناسا C3X توسط ناتان و همکاران [۱۶] مورد مطالعه قرار گرفت. تنظیمات مدل با قرار دادن پنج ردیف سوراخ و یک ردیف اضافی در هر دو

دایره‌ای ساده اطراف نقطه سکون شروع شده است. میک و مایله [۲]، اثرات خنک‌کاری لایه‌ای و انتقال حرارت خارجی با سه ردیف سوراخ تزریق سیال خنک‌کننده را به صورت تجربی مورد بررسی قرار داده‌اند. در هر ردیف، چهار سوراخ تعبیه شده است. نتایج مطالعه آنها نشان می‌دهد که بازده خنک‌کاری لایه‌ای نزدیک سوراخ‌ها، حدود ۰/۸ و در ادامه مسیر جریان تا ۰/۱ کاهش می‌یابد؛ در حالی که در راستای این مکان، ضریب انتقال حرارت سیال خنک‌کننده لایه‌ای نسبت حالت عادی (بدون تزریق جریان خنک‌کن) از ۳ به ۱/۱ برابر کاهش می‌یابد. اکاد و همکاران [۳]، به روش تجربی با استفاده از روش اندازه‌گیری دمای سطح توسط کریستال مایع، اثرات خنک‌کاری و ضریب انتقال حرارت در لبه حمله یک پره به شکل استوانه‌ای را مورد مطالعه قرار دادند. عدد رینولدز استفاده شده در آزمایش آنها ۱۰۰۹۰۰ بوده و نسبت دمش ۰/۴، ۰/۸ و ۱/۲ در نظر گرفته شده است. نتایج نشان می‌دهد که عدد ناسلت در پایین دست سوراخ‌های تزریق، با افزایش نسبت دمش زیادتر می‌شود. روزاتی و تفتی [۴ و ۵] در یک مطالعه عددی اثرات نسبت دمش‌های مختلف روی راندمان خنک‌کاری لایه‌ای را با استفاده از مدل توربولانسی LES مورد مطالعه و بررسی قرار داد. اثر ساختارهای منسجم<sup>۱</sup> در توجیه فیزیکی نتایج عددی این تحقیق، مورد استفاده قرار گرفته است. برای اعتبار سنجی نیز از نتایج آزمایشگاهی اکاد و همکاران [۳] استفاده شده است. اوه و ریویر [۶]، با استفاده از روش اندازه‌گیری دمای سطح توسط کریستال مایع، اثرات توأم شدت آشفستگی جریان اصلی، عدد رینولدز و نسبت دمندگی متفاوت را در راندمان خنک‌کاری لایه‌ای در لبه حمله یک پره با سوراخ‌های دایره‌ای را به صورت تجربی مورد مطالعه قرار دادند. شدت آشفستگی در این مطالعه ۱٪ تا ۲۰٪ بوده و رینولدز جریان ۳۰۰۰۰ و ۶۰۰۰۰ است. نتایج آنها بیانگر این مطلب است که شدت آشفستگی تاثیر ضعیفی در راندمان خنک‌کاری لایه‌ای ایجاد می‌کند؛ همچنین در شدت آشفستگی‌های بالا، راندمان خنک‌کاری لایه‌ای با افزایش نسبت دمش از ۱ به ۲ افزایش می‌یابد، ولی با افزایش بیشتر نسبت دمش اثر معکوس نمایان

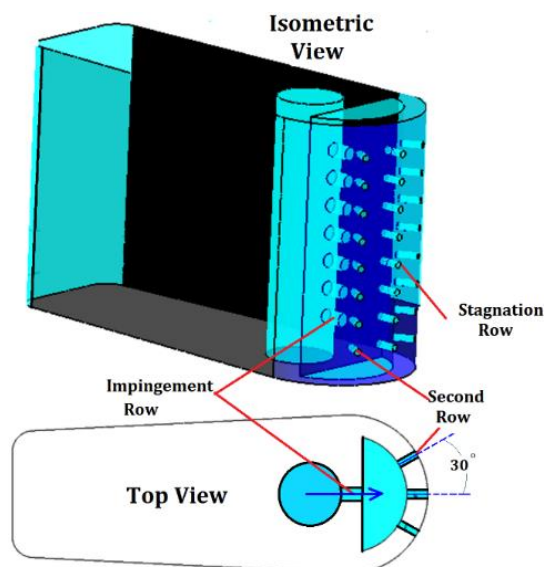
<sup>۲</sup> Pressure Sensitive Paint<sup>۱</sup> Coherent Structures

مکش<sup>۲</sup> (SS) در اثر دوران‌های مختلف و نسبت چگالی مختلف مورد بحث قرار می‌گیرد.

## ۲- تشریح مساله

به طور کلی میزان خنک‌کاری لایه‌ای به پارامترهای مختلفی بستگی دارد، این پارامترها را می‌توان به دو دسته هندسی و جریانی تقسیم بندی کرد. پارامترهای هندسی عبارتند از: شکل سوراخ، زاویه تزریق جت خنک‌کاری، شکل هندسی پره مورد مطالعه، فاصله سوراخ‌های عرضی و طولی و غیره. پارامترهای جریان عبارتند از: نسبت تزریق، نسبت شار ممنوم، نسبت چگالی، شدت آشفتگی و غیره.

در این تحقیق، خنک‌کاری لایه‌ای با تزریق هوای خنک‌کاری از سه ردیف سوراخ دایره‌ای شکل در لبه حمله پره توربین گاز مورد شبیه سازی عددی سه بعدی قرار گرفته است. از آنجا که برای اعتبار سنجی کار عددی، به نتایج تجربی مورد نیاز است، لذا مدل استفاده شده در تحقیق تجربی چادهوری و هان [۱۷]، انتخاب و مورد شبیه سازی قرار می‌گیرد. شکل ۳ نمایی از هندسه مورد مطالعه به همراه سه ردیف سوراخ تزریق هوا را نمایش می‌دهد.



شکل ۳- نمایی از هندسه مورد مطالعه به همراه سه ردیف سوراخ تزریق هوا

صفحه فشار و مکش بود. آنها رابطه‌ای برای افزایش راندمان با نسبت شار حرارتی ارائه داده‌اند. چادهوری و هان [۱۷] نیز در یک تحقیق تجربی، خنک‌کاری لایه‌ای را روی لبه حمله یک پره با شکل‌های نیم دایره و نیم بیضی توسط روش PSP مورد پژوهش قرار داده‌اند. تاثیر مشخصه‌های ورتکسی جریان خنک کننده روی خنک‌کاری لایه‌ای به صورت عددی توسط ونگ و همکاران انجام شده است [۱۸]. الظرفی [۱۹] نیز تاثیر موانع بر هم زننده ورتکسی جریان خنک‌کننده روی خنک‌کاری لایه‌ای را مورد مطالعه قرار داده است. تاثیر تزریق هوای خنک کننده نوسانی سینوسی بر خنک کاری لایه‌ای لبه حمله در سطح فشار و مکش یک پره توربین توسط حسینی و همکاران [۲۰]، در یک مطالعه عددی انجام شده است. کمی سازی عدم قطعیت جریان سیال و انتقال حرارت مغشوش نیز در خنک کاری لایه‌ای در عددهای رینولدز، عدد نسبت چگالی و عدد دمش متفاوت توسط محمدی و همکارانش [۲۲] مورد پژوهش عددی قرار گرفته است.

اگرچه تحقیقات متعددی روی خنک‌کاری لایه‌ای پره توربین گاز انجام شده است، اما همگی این مطالعات، برای مدل‌های ساکن و بدون دوران بوده است. از آنجا که دوران پره، جزء جدایی ناپذیر پره‌های توربین گاز است و دوران ناشی از کار محوری، باعث ایجاد نیروهای کریولیس داخل و خارج پره توربین گاز می‌شود، لذا الگوی جریان و میزان انتقال حرارت در نواحی مختلف می‌تواند تغییر کند. وجه تمایز این تحقیق با پژوهش‌های قبلی، بررسی و تحلیل حرارتی سیالاتی اثرات دوران در راندمان خنک کاری لایه‌ای روی لبه حمله پره‌های توربین گاز است که در ادامه فعالیت‌های پژوهشی حسینعلی‌پور و همکاران [۲۱] است که اثرات دوران و بویانسی دورانی در خنک‌کاری داخلی را مورد بررسی قرار داده‌اند. در این تحقیق، ابتدا پره مورد مطالعه چادهوری و هان [۱۷] مدلسازی و شبیه سازی حرارتی سیالاتی شده و با نتایج تجربی اعتبار سنجی می‌شود. سپس اثرات دوران روی راندمان خنک کاری لایه‌ای به صورت محلی و متوسط‌گیری شده در دو صفحه فشار<sup>۱</sup> (PS) و

<sup>2</sup> Suction Side

<sup>1</sup> Pressure Side

لایه‌ای و پیشنهاد پژوهش‌های قبلی [۱۷] و [۲۳-۲۵]. انتخاب شده است. در این مدل آشفتگی، تانسور تنش‌های رینولدز،  $-\rho \overline{v_i v_j}$ ، و شار حرارتی مغشوش،  $-\rho \overline{v_j t}$ ، به ترتیب با استفاده از روابط (۴) و (۵) بدست خواهد آمد:

$$-\rho \overline{v_i v_j} = \mu_t \left( \frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \delta_{ij} k \quad (4)$$

$$-\rho \overline{v_j t} = \frac{\mu_t}{Pr_t} + \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (5)$$

که در رابطه (۵)،  $Pr_t$  عدد پرانتل مغشوش می‌باشد. تعریف پارامترهای و اعداد بی بعد جریان نیز به صورت روابط زیر است:

$$Re = \frac{\rho D V_\infty}{\mu} \quad (6)$$

$$Ro = \frac{\Omega R}{V_\infty} \quad (7)$$

که در روابط بالا  $V$  سرعت جریان اصلی،  $D$  قطر دایره لبه حمله پره،  $R$  شعاع دوران و  $\Omega$  سرعت دورانی است. همچنین نسبت دمندگی بر اساس رابطه (۸) بدست می‌آید.

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_\infty V_\infty} \quad (8)$$

که در این رابطه  $\rho_c$  چگالی هوای خنک کاری،  $\rho_\infty$  چگالی هوای اصلی،  $V_c$  سرعت هوای خنک کاری،  $V_\infty$  سرعت هوای اصلی است. محاسبه نسبت چگالی طبق رابطه (۹) است.

$$DR = \frac{\rho_c}{\rho_\infty} \quad (9)$$

پس از تحلیل عددی میدان جریان و حرارت، بازده خنک‌کاری لایه‌ای از رابطه (۱۰) و بازده میانگین خنک‌کاری لایه‌ای از رابطه (۱۱) قابل محاسبه خواهد بود.

$$\eta = \frac{T_\infty - T_w}{T_\infty - T_c} \quad (10)$$

$$\eta_{ave} = \frac{1}{p} \int_{-p/2}^{p/2} \eta dz \quad (11)$$

که در رابطه بالا،  $T_w$  دمای دیواره،  $T_\infty$  دمای جریان اصلی و  $T_c$  دمای هوای خنک‌کاری است؛ همچنین  $P$  نشان دهنده فاصله بین دو سوراخ خنک‌کاری در یک ردیف خواهد بود.

#### ۴- روش شبیه‌سازی و حل عددی

محاسبات عددی و شبیه‌سازی سیالاتی-حرارتی در تحقیق حاضر با استفاده از کد تجاری Ansys Fluent 18.2 انجام

هوای خنک‌کاری از طریق سه ردیف سوراخ استوانه‌ای شکل با زاویه صفر درجه نسبت به مکان نقطه سکون و دو ردیف با زاویه  $\pm 30^\circ$  از لبه حمله، تزریق می‌شود. قطر سوراخ‌های استوانه‌ای ۰/۳۲ سانتی‌متر و هر ردیف شامل ۸ سوراخ وجود دارد. مشخصات سوراخ‌های تزریق در جدول ۱ ذکر شده است.

مدلسازی هندسه با نرم افزار CATIA و شبکه بندی در محیط نرم افزار ICM CFD انجام شده است؛ همچنین برای شبیه‌سازی سیالاتی-حرارتی از کد تجاری Ansys Fluent 18.2 استفاده شده است.

#### ۳- معادلات حاکم

در این بخش معادلات حاکم بر میدان جریان و انتقال حرارت مغشوش، روش شبیه‌سازی عددی و شبکه محاسباتی بکار رفته ارائه می‌شود. معادلات حاکم عبارتند از:

$$\frac{\partial(\rho V_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

معادله ممنتوم:

$$\frac{\partial(\rho V_i V_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \rho \overline{v_i v_j} \right) \quad (2)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial(\rho V_i T)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} - \rho \overline{v_j t} \right) \quad (3)$$

که در معادلات بالا،  $x_j$  بیانگر مختصات،  $\rho$  چگالی هوا و  $P$ ،  $T$ ،  $V_i$  به ترتیب دما، فشار استاتیک و سرعت متوسط است. در مطالعه حاضر، مدل آشفتگی Realizable k- $\epsilon$  بدلیل توانایی در پیش بینی میدان جریان و انتقال حرارت خنک‌کاری

جدول ۱- مشخصات سوراخ‌ها

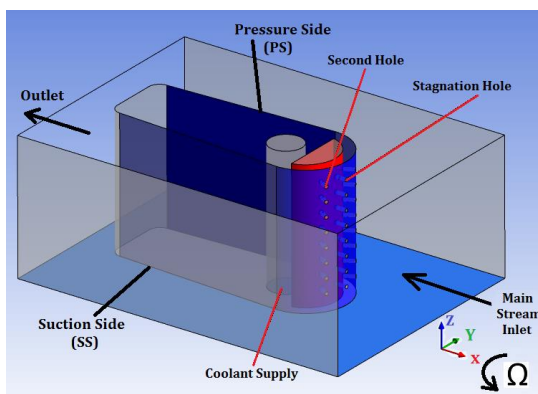
سوراخ روی خط سکون	سوراخ روی صفحه مکش و صفحه فشار	
۱	۲	تعداد ردیف
۸	۸	تعداد سوراخ/ردیف
۰/۳۲ سانتی متر	۰/۳۲ سانتی متر	قطر سوراخ (d)
۴ d	۴ d	فاصله دو سوراخ

جدول ۲- شرایط مرزی مدل

۲۰/۸	سرعت جریان اصلی (m/s)
۲۹۶	دمای جریان اصلی
٪۷	شدت آشفتگی جریان اصلی
۱۱۸، ۱۴۸، ۱۹۸	دمای هوای خنک کاری
٪۵	شدت آشفتگی هوای خنک کاری
شرط مرزی تناوبی <sup>۳</sup>	دیواره های بالا و پایین مدل
شرط مرزی دیوار (غیر لغزشی) <sup>۴</sup>	دیواره های کناری و بدنه پره
شرط مرزی فشار ثابت	خروجی

جدول ۳- آنالیز استقلال از مش

تعداد سلول‌ها	میانگین کلی راندمان خنک کاری ( $\eta$ )
۲۴۵۰۰۰۰ سلول	۰/۳۲۸
۳۱۲۰۰۰۰ سلول	۰/۳۵۵
۴۴۷۰۰۰۰ سلول	۰/۳۹۳
۵۵۲۰۰۰۰ سلول	۰/۴۰۴



شکل ۵- نمایی از شرایط مرزی و سوراخ‌های خنک کاری

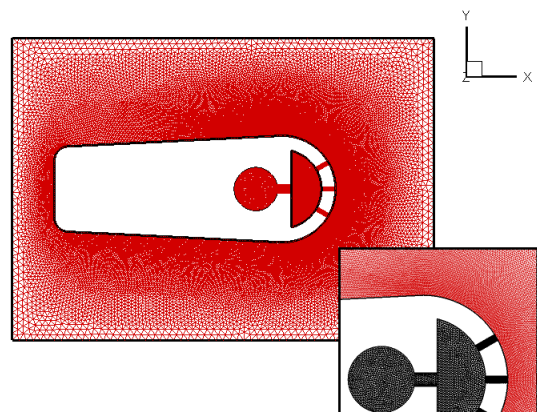
گردیده است که بر پایه روش حجم محدود است. گسسته سازی معادلات با استفاده از روش تقریب بادسو<sup>۱</sup> مرتبه دوم است. الگوریتم سیمپل<sup>۲</sup> نیز برای مرتبط کردن سرعت و فشار استفاده شده است. جدول ۲ شرایط مرزی اعمال شده در شبکه محاسباتی را نشان می‌دهد. شرایط همگرایی معادلات انرژی و پیوستگی برابر  $10^{-6}$  و  $10^{-5}$  و بقیه موارد  $10^{-4}$  در نظر گرفته شده است.

مطابق شکل ۴ شبکه بندی به روش بدون سازمان بوده و چهار شبکه درشت، متوسط، ریز و ریزتر به صورت جدول ۳ در نظر گرفته شده است. نتایج مطالعات استقلال از شبکه برای پارامتر میانگین کلی راندمان خنک کاری ( $\eta$ ) در همان جدول نشان داده می‌شود. از آنجا نتایج شبکه ریز و ریزتر کمتر از ۳٪ است؛ لذا به منظور کاهش زمان محاسبات عددی و با توجه به دقت قابل قبول نتایج، شبکه ریز (حدود ۴/۵ میلیون مش) برای دامنه حل مورد مطالعه، انتخاب شده است.

شکل ۵ نیز نمایی از شرایط مرزی اعمال شده در شبکه محاسباتی مورد مطالعه و همچنین صفحه فشار (PS) و صفحه مکش (SS) را نشان می‌دهد.

## ۵- تحلیل نتایج

همان‌طور که در مقدمه ذکر گردید، هدف اصلی مقاله حاضر بررسی اثرات دوران در فیزیک جریان، انتقال حرارت و راندمان



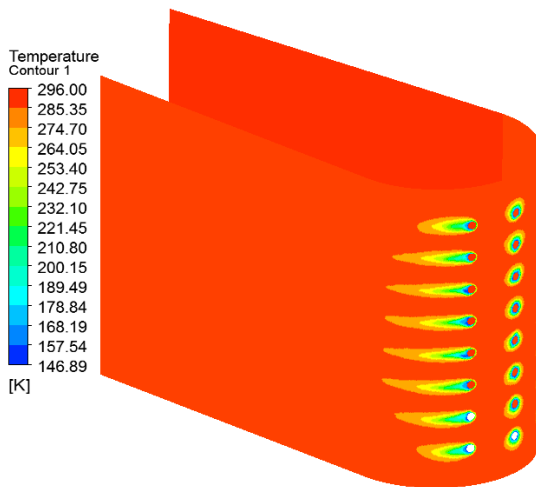
شکل ۴- شبکه محاسباتی مدل مورد مطالعه

<sup>3</sup> Periodic Boundary Condition

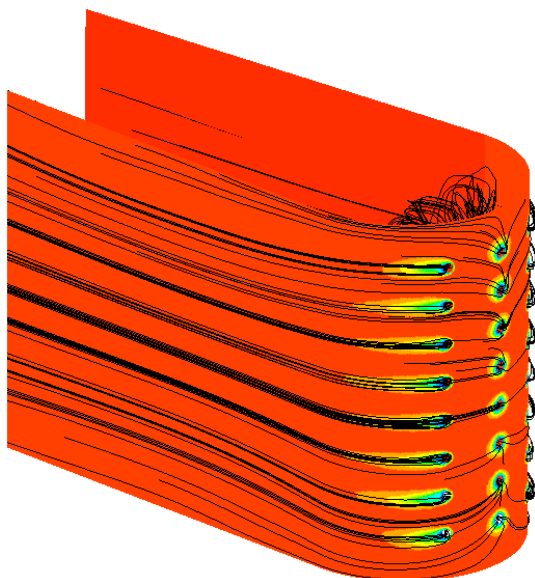
<sup>4</sup> Wall Boundary Condition (No Slip)

<sup>1</sup> Up-Wind

<sup>2</sup> Simple



شکل ۷- توزیع دما بر اثر خنک‌کاری لایه‌ای در لبه حمله



شکل ۸- خطوط جریان خارج شونده از مسیرهای خنک‌کاری

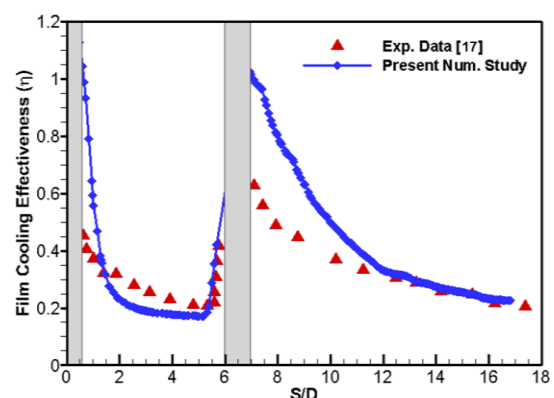
مقدار راندمان خنک‌کاری لایه‌ای در نزدیکی سوراخ تزریق، حدود ۱ بوده، در حالی‌که در نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۷] برابر ۰/۶ است. این روند برای هر دو ردیف سوراخ تعبیه شده در نقطه سکون و  $\pm 30$  درجه تکرار می‌شود. علت این اختلاف را می‌توان به خطای اندازه‌گیری دمای سطح در نزدیکی سوراخ تزریق جریان خنک‌کننده مرتبط کرد. چون در این ناحیه بسیار کوچک، احتمال اندازه‌گیری دقیق دما، می‌تواند کاهش یابد. با افزایش فاصله از سوراخ‌های تزریق هوا، راندمان خنک‌کاری لایه‌ای به تدریج کاهش یافته و

خنک‌کاری لایه‌ای در پره‌های توربین گاز است؛ لذا ابتدا شبیه‌سازی جریان و حرارت در حالت سکون برای عدد رینولدز  $100,000$  در نسبت چگالی ۲ و نسبت دمندگی ۱ برای مدل هندسی مرجع [۱۷] شامل سه ردیف سوراخ استوانه‌ای شکل (یک ردیف با زاویه صفر درجه نسبت به مکان نقطه سکون و دو ردیف با زاویه  $\pm 30$  درجه) در لبه حمله مورد بررسی قرار گرفته است. پس از اعتبار سنجی و تحلیل نتایج در حالت سکون، مطالعه عددی اثرات چرخش پره برای اعداد دوران  $0.12$ ،  $0.24$ ،  $0.36$ ،  $0.48$  و  $0.60$  و نسبت چگالی  $1/5$ ،  $2/5$  تکرار و بسط داده می‌شود.

شکل ۶ اعتبار سنجی نتایج عددی کار حاضر با تحقیق تجربی مرجع [۱۷] را با خطای قابل قبول در عدد رینولدز  $100,000$ ، نسب دمش ۱، عدد نسبت چگالی ۲ در حالت سکون نشان می‌دهد.

شکل ۷ و ۸ نیز نمایی از توزیع دما روی لبه حمله و همچنین خطوط جریان خارج شونده از مسیرهای خنک‌کاری را نمایش می‌دهد.

همان‌طور که در شکل ۶ قابل مشاهده است، بیشترین راندمان خنک‌کاری لایه‌ای در نواحی نزدیک سوراخ‌های خروج سیال خنک‌کننده اتفاق می‌افتد که در آن هوا خنک پوششی روی سطح پره تشکیل می‌دهد و مانع از برخورد سیال اصلی با پره می‌شود. با افزایش فاصله  $(S/D)$  از سوراخ تزریق هوا در جهت جریان اصلی، راندمان خنک‌کاری به واسطه اختلاط بیشتر سیال خنک‌کننده و سیال اصلی کاهش می‌یابد. این موضوع در هر دو نتایج آزمایشگاهی و عددی به وضوح قابل مشاهده است. در شبیه‌سازی عددی

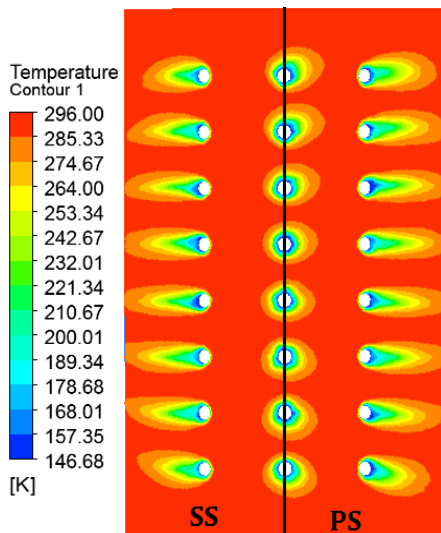


شکل ۶- اعتبار سنجی نتایج عددی

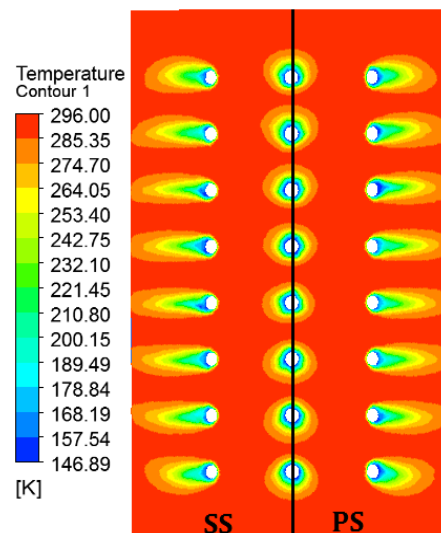
است. در حالت سکون، جریان خارج شونده از ردیف سوراخ‌های تعبیه شده در نقطه سکون به طور مساوی به دو طرف صفحه فشار (PS) و مکش (SS) تقسیم می‌شوند. همان طور که قبلاً نیز اشاره شد، شبیه سازی جریان و انتقال حرارت جهت بررسی اثرات چرخش پره برای اعداد دوران ۰/۱۲، ۰/۲۴، ۰/۳۶، ۰/۴۸ و ۰/۶۰ انجام شده است که شکل ۹ کانتورهای توزیع دمایی لبه حمله پره توربین را در اثر خنک کاری لایه‌ای در دوران‌های مختلف نمایش می‌دهد. نواحی صفحه فشار (PS) و صفحه مکش (SS) نیز در این شکل مشخص شده است.

حتی در  $S/D > 3$  و  $S/D > 6$  و  $S/D > 10$  نتایج عددی با آزمایشگاهی مطابقت دارد. به طور کلی نتایج عددی تحقیق حاضر در عدد رینولدز ۱۰۰،۰۰۰، نسبت دمش ۱، عدد نسبت چگالی ۲، می‌تواند با نتایج تجربی مرجع [۱۷] با مطابقت قابل قبولی صحت سنجی شود.

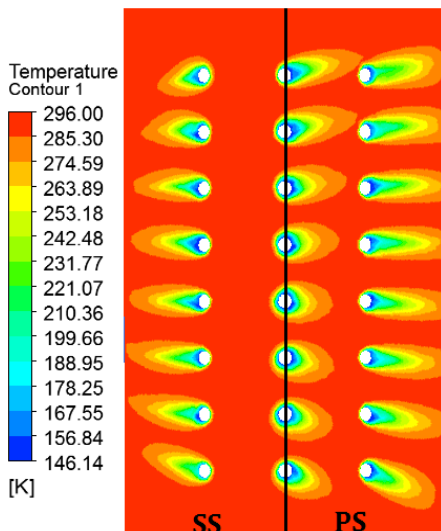
موضوع بیشترین راندمان خنک کاری لایه‌ای و کاهش آن در فاصله گرفتن از سوراخ‌های تزریق به وضوح در کانتور توزیع دمایی شکل ۷ مشاهده می‌شود. خطوط جریان خارج شونده از ردیف سوراخ‌های نقطه سکون و  $\pm 30^\circ$  درجه نیز در شکل ۸ برای پره مورد مطالعه در حالت سکون قابل مشاهده



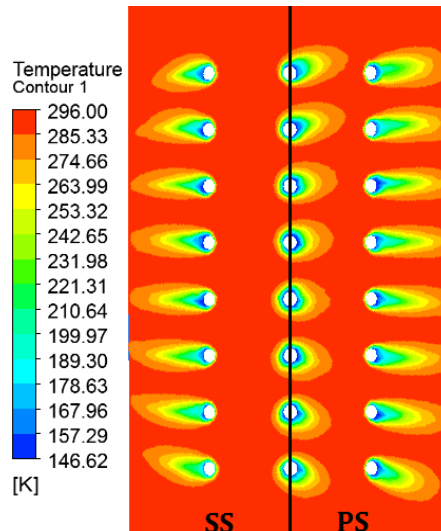
(ب) عدد دوران ۰/۱۲



(الف) ساکن

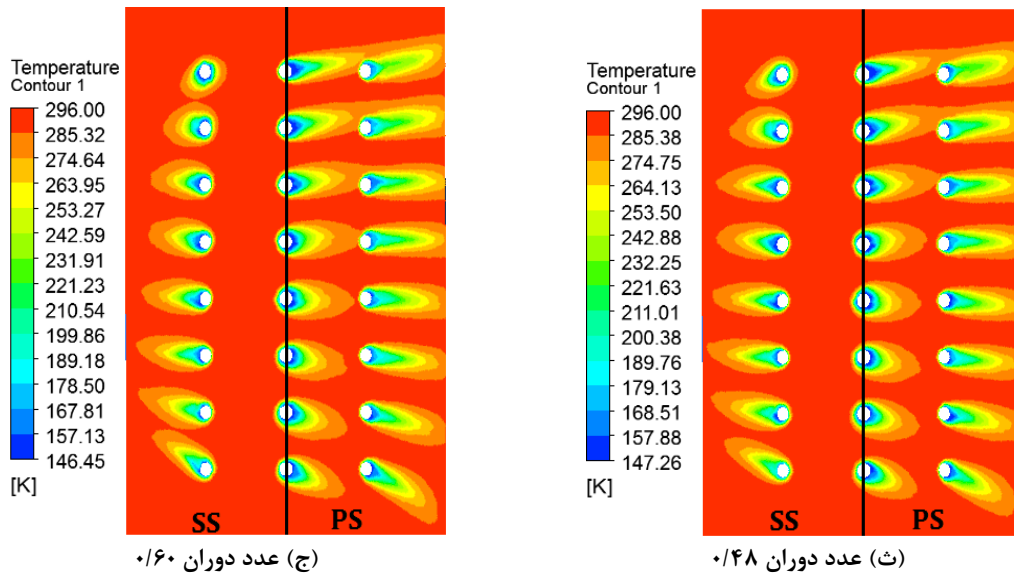


(ت) عدد دوران ۰/۳۶

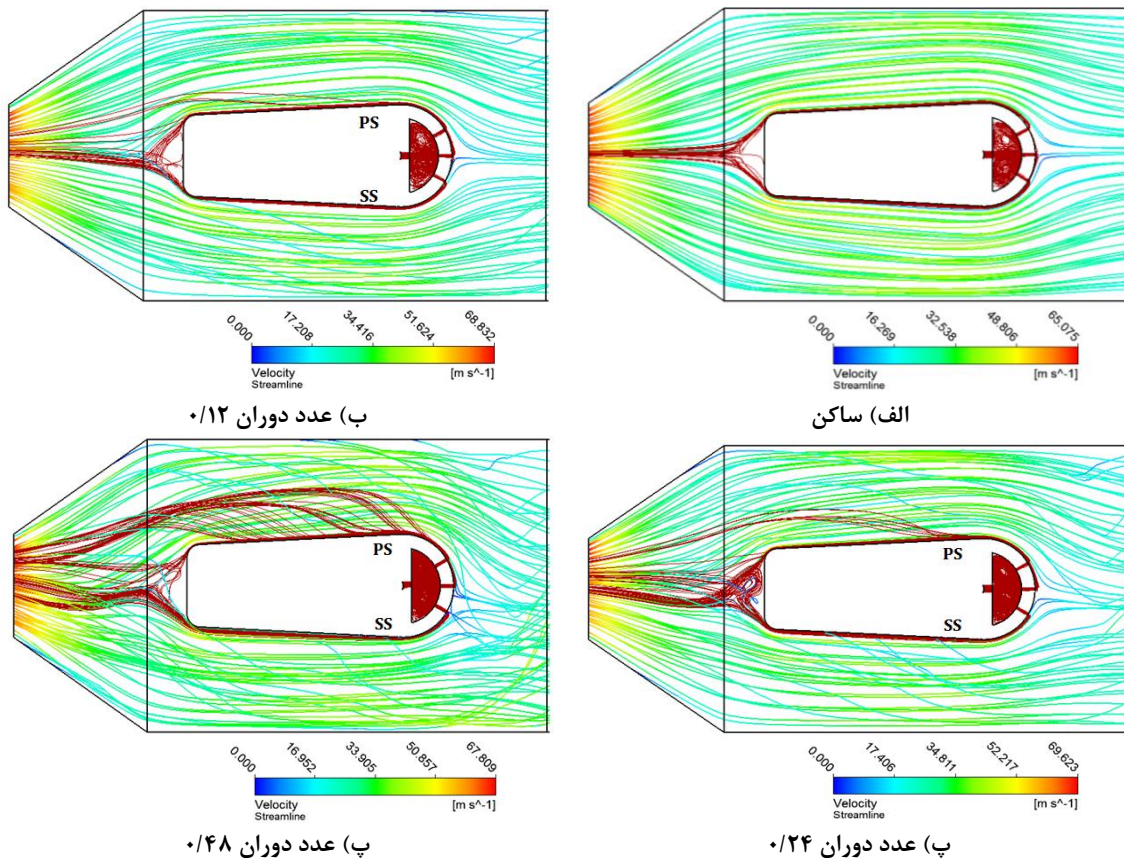


(پ) عدد دوران ۰/۲۴





شکل ۹- توزیع دما بر اثر خنک‌کاری لایه‌ای در لبه حمله



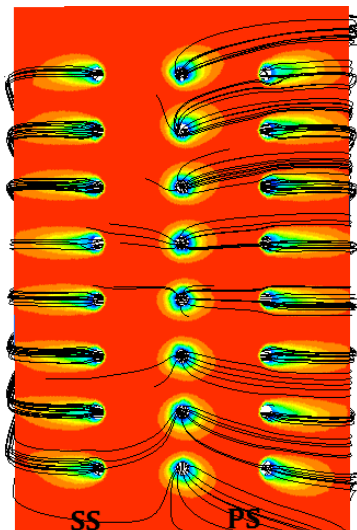
شکل ۱۰- خطوط جریان اصلی و خط جریان سیال خنک‌کننده در حالت ساکن و دوران در مقطع عرضی  $Z/D=20$

قسمت را افزایش می‌دهد؛ بنابراین سیال خنک‌کننده فرصت بیشتری جهت گسترده شدن روی سطح پیدا کرده و در ناحیه دورتری از سوراخ تزریق با سیال اصلی آمیخته می‌شود و خنک کاری گسترده‌تری را در صفحه فشار (PS) پره ایجاد می‌کند. بر عکس در صفحه مکش (SS) پره، باعث چسبیده شدن خطوط جریان به سطح شده و ضخامت لایه مرزی در این قسمت را کاهش می‌دهد؛ در نتیجه مومنتوم سیال خنک‌کننده در مقایسه با مومنتوم جریان اصلی ضعیف‌تر شده و ناحیه بسیار نزدیکتری از سوراخ تزریق با سیال اصلی آمیخته می‌شود و خنک کاری کمتری را در صفحه مکش (SS) پره بوجود خواهد آورد.

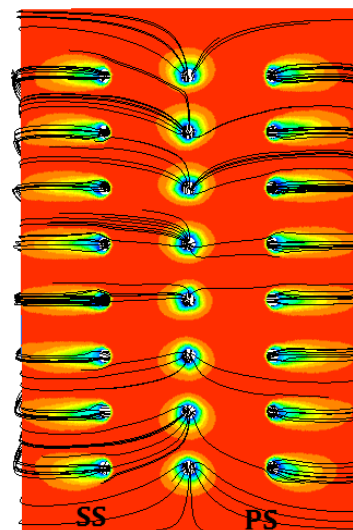
اما در مورد سیال خنک‌کننده‌ای که از ردیف سوراخ‌های تعبیه شده در لبه حمله تزریق می‌شود، همانطور که در شکل ۱۱-الف مشخص است، این جریان در حالت سکون پره، به طور مساوی به دو طرف پره تقسیم شده و خنک کاری یکسانی را در طرفین سوراخ تزریق ایجاد می‌کند. تقارن محوری کانتور توزیع دمایی شکل ۱۰-الف تایید کننده این مطلب است؛ اما با توجه به شکل‌های ۱۱-ب تا ۱۱-ج، دوران باعث می‌شود، تقارن جریان خنک‌کننده بر هم خورده و جریان هوای خنک‌کننده بیشتری به سمت صفحه فشار (PS) منحرف شده و سهم کمتری از آن به سمت صفحه مکش (SS) خارج شود؛ بنابراین سهم خنک کاری لایه‌ای هوای خنک‌کننده در صفحه فشار (PS) افزایش داشته و سطح

با ایجاد دوران در شبیه‌سازی عددی، دو نیروی گریز از مرکز و نیروی کریولیس مطابق شکل ۵ در جهت Z و Y به سیال وارد شده و مسیر جریان سیال را تغییر می‌دهند. در نتیجه باعث انحراف جریان جت خروجی به طرفین بالا و پایین پره در راستای محور Z شده و راندمان خنک کاری لایه‌ای را تغییر خواهد داد. این تغییرات که در اثر دوران ایجاد شده است، به وضوح در شکل ۹-ب تا ۹-ج در مقایسه با حالت ساکن شکل ۹-الف قابل مشاهده است. هر چه دوران پره زیادتر شود، این انحراف جریان خنک‌کننده به طرفین بالا و پایین پره در راستای Z بیشتر می‌شود.

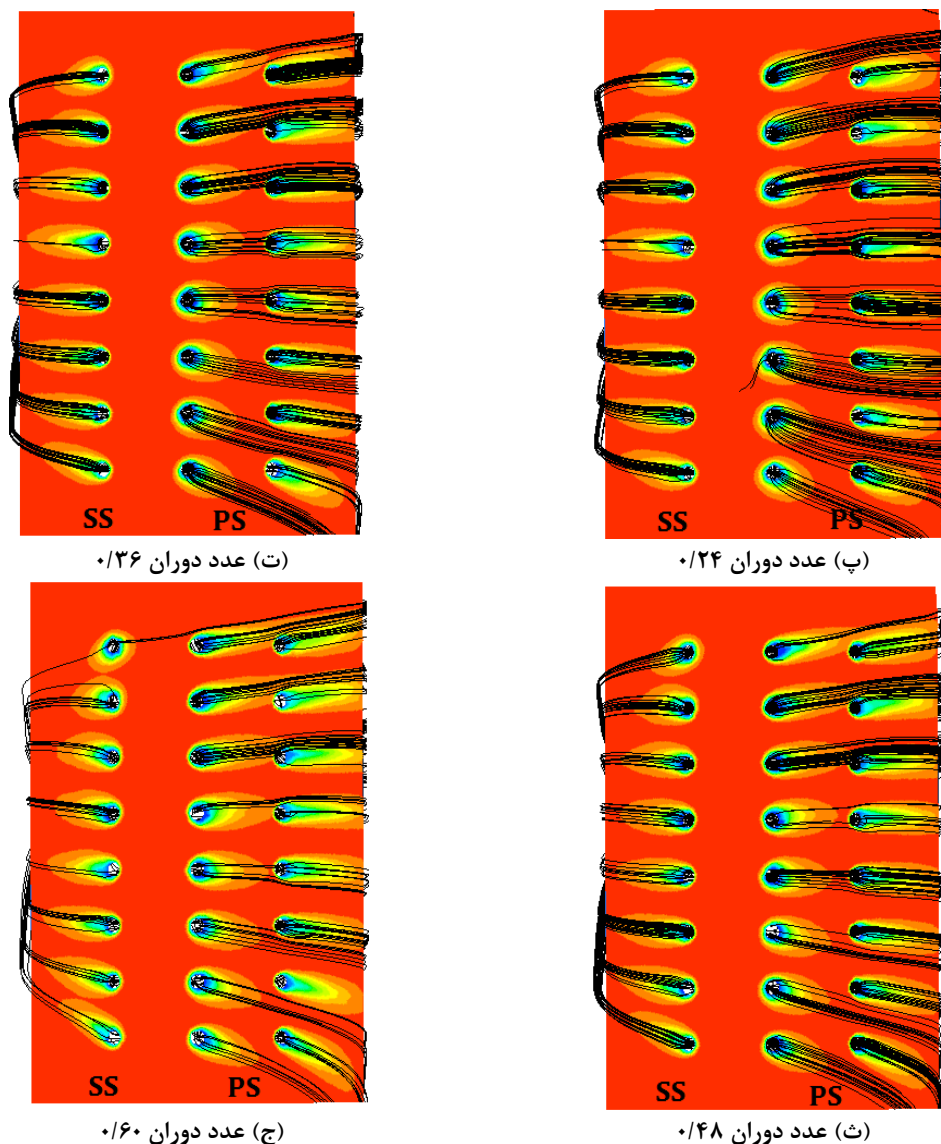
شکل ۱۰ خطوط جریان اصلی و خط جریان سیال خنک‌کننده را در حالت ساکن و حالت دوران با عددهای دورانی ۰/۱۲، ۰/۲۴ و ۰/۴۸ در مقطع عرضی  $Z/D = 20$  نشان می‌دهد. خطوط جریان رنگی بیانگر خط جریان سیال اصلی و خطوط جریان قرمز رنگ بیانگر خط جریان هوای خنک‌کننده است. شکل ۱۱ نیز خطوط جریان سیال خنک‌کننده به همراه کانتور توزیع دمایی را در لبه حمله پره مورد مطالعه در حالت ساکن و حالت‌های دوران مختلف را نمایش می‌دهد. در مورد سیال خنک‌کننده‌ای که از ردیف سوراخ‌های جانبی در زاویه  $\pm 30^\circ$  درجه از لبه حمله تزریق می‌شود، همانطور که در شکل ۱۰ مشخص است، دوران در صفحه فشار (PS) پره، باعث جدایی خطوط جریان خنک‌کننده از سطح جدا شده و یا به عبارتی ضخامت لایه مرزی در این



(ب) عدد دوران ۰/۱۲



(الف) ساکن



شکل ۱۱- خطوط جریان سیال خنک کننده در حالت ساکن و دوران در لبه حمله

شکل ۱۲ و ۱۳ تاثیر دوران را بر روی راندمان خنک کاری لایه‌ای را به ترتیب در صفحه فشار (PS) و صفحه مکش (SS) در راستای طولی پره نشان می‌دهد. برای مقایسه و درک بهتر این تاثیر، راندمان خنک کاری در حالت ساکن نیز به صورت منحنی پیوسته آبی رنگ ضمیمه نمودار شده است. عدد دوران از ۰/۱۲ تا ۰/۶۰ در عدد رینولدز ثابت ۱۰۰۰۰۰، عدد نسب دمش ۱ و عدد نسبت چگالی ۲ تغییر می‌کند. قسمت‌های خاکستری مشخص شده در این دو شکل، محل سوراخ‌های تزریق هوای خنک کننده است. به

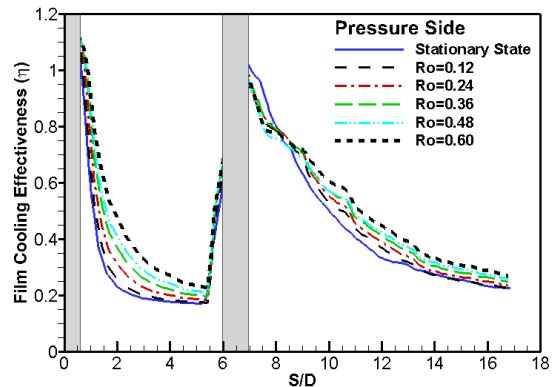
بیشتری را خنک نگه می‌دارد، ولی در صفحه مکش (SS) این خنک کاری کمتر خواهد بود. تغییرات در راندمان خنک کاری لایه ای با افزایش دوران از ۰/۱۲ تا ۰/۶۰ بیشتر خواهد شد، به طوری که در دوران‌های ۰/۴۸ و ۰/۶۰ تمام هوای خنک کننده به سمت صفحه فشار (PS) خارج خواهد شد. این موضوع به آن دلیل است که هر چه عدد دوران بیشتر می‌شود، نسبت تاثیر سرعت دورانی و نیروهای ناشی از آن بر سرعت جریان اصلی و نیروی اینرسی آن بیشتر شده و خنک کاری طرف فشار (PS) را افزایش خواهد داد.

دوران مقدار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در ناحیه سوراخ‌های ردیف اول و دوم و همچنین خارج از ردیف دوم کاهش قابل توجهی خواهد داشت که کاهش ضخامت لایه مرزی در این محدوده و اختلاط زود هنگام سیال خنک کننده و سیال اصلی علت این موضوع است.

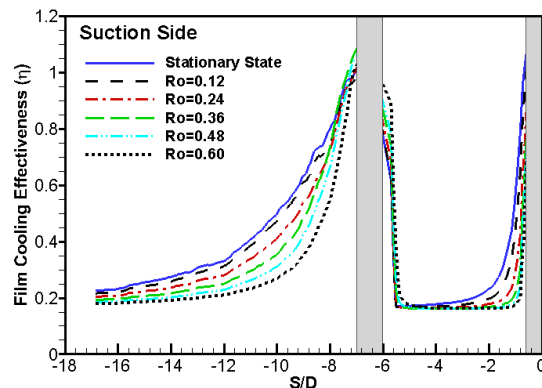
مقایسه میانگین راندمان خنک کاری لایه‌ای در صفحه فشار (PS) و صفحه مکش (SS) در اثر دوران‌های مختلف در شکل ۱۴ نمایش داده شده است. به طوری که در صفحه فشار (PS) لبه حمله، راندمان خنک کاری در اثر دوران افزایش یافته و در صفحه مکش آن کاهش خواهد یافت. با افزایش سرعت دورانی از عدد دوران ۰/۱۲ تا ۰/۶۰، در صفحه فشار، راندمان خنک کاری از ۰/۳۸ به ۰/۴۶ افزایش داشته که نسبت به حالت ساکن، افزایش ۲۶٪ را نشان می‌دهد، ولی در صفحه مکش (SS) راندمان خنک کاری از ۰/۳۷ به ۰/۲۷ کاهش یافته که نسبت به حالت ساکن، کاهش ۲۹٪ مشاهده می‌شود.

شکل ۱۵ میانگین کلی راندمان خنک کاری لایه‌ای در تمام لبه حمله در اثر دوران‌های مختلف را مقایسه می‌کند که تغییرات ۲٪ را نشان می‌دهد. به طور کلی، دوران تاثیر چندانی در میانگین کلی راندمان خنک کاری لایه‌ای ندارد، بلکه به علت نیروهای ناشی از دوران و انحراف سیال خنک کننده به یک طرف، فقط سهم خنک کاری لایه‌ای را در صفحه فشار (PS) افزایش داده و سهم آن در صفحه مکش (SS) را کاهش می‌دهد. از آنجا که نقاط بحرانی کاهش انتقال حرارت برای طراحان و سازندگان پره توربین گاز، بسیار مهم‌تر از نقاطی است که دارای خنک کاری بهتری است؛ لذا نتایج این تحقیق می‌تواند برای آنها بسیار سودمند باشد.

در ادامه تحقیق حاضر، اثرات تغییر نسبت چگالی سیال خنک کننده به سیال اصلی را در اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای مورد مطالعه قرار گرفته است؛ بنابراین شبیه سازی برای  $DR=1/5$  و  $DR=2/5$  در همان شرایط دورانی مورد مطالعه، تکرار شده است. شکل ۱۶ و ۱۷ راندمان خنک کاری لایه‌ای میانگین‌گیری شده در صفحه فشار (PS)، صفحه مکش (SS) و کل لبه حمله در اثر دوران‌های مختلف را به ترتیب در برای  $DR=1/5$  و  $DR=2/5$  ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، روند افزایش راندمان خنک کاری لایه‌ای در صفحه فشار (PS) و کاهش آن در صفحه مکش (SS)



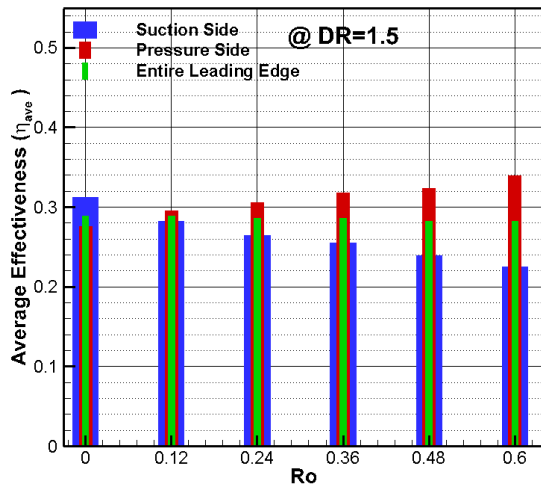
شکل ۱۲- تاثیر دوران بر روی راندمان خنک کاری لایه‌ای در صفحه فشار (PS) در راستای طولی پره



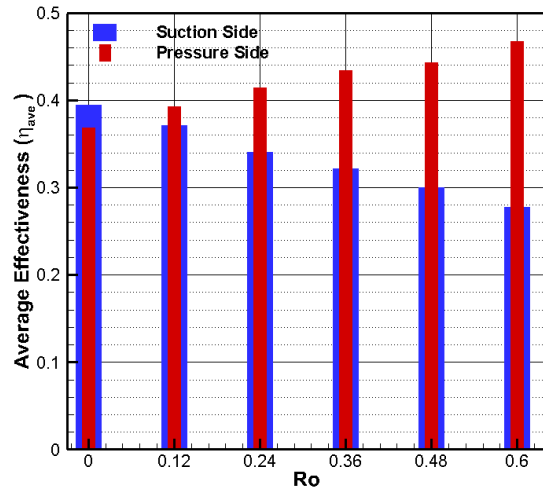
شکل ۱۳- تاثیر دوران بر روی راندمان خنک کاری لایه‌ای در صفحه مکش (SS) در راستای طولی پره

طور کلی همان طور که مشاهده می‌شود، راندمان خنک کاری لایه‌ای در نواحی نزدیک سوراخ‌های خروج هوای خنک کننده بیشترین مقدار بوده و با افزایش فاصله از سوراخ تزریق تزریق به واسطه اختلاط بیشتر سیال خنک کننده و سیال اصلی راندمان خنک کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد. این روند در هر دو ردیف سوراخ تزریق در حالت سکون تکرار می‌شود.

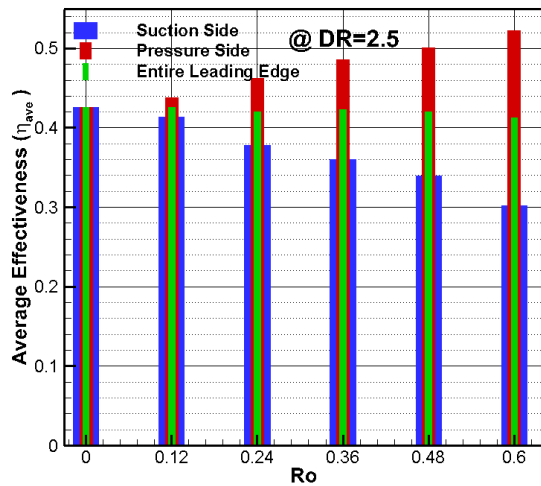
مطابق شکل ۱۲ با افزایش سرعت دورانی میزان اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در ناحیه  $0.5 < S/D < 6$  افزایش قابل توجهی داشته و علت این امر، انحراف بسیار زیاد سیال خنک کننده خارج شونده از ردیف نقطه سکون در اثر دوران به سمت صفحه فشار (PS) است. همین روند دوباره برای  $S/D > 8$  نیز تکرار می‌شود. علت این افزایش، زیاد شدن ضخامت لایه مرزی در اثر دوران و نیروی کریولیس است. بر عکس در صفحه مکش (SS) مطابق شکل ۱۳، با افزایش



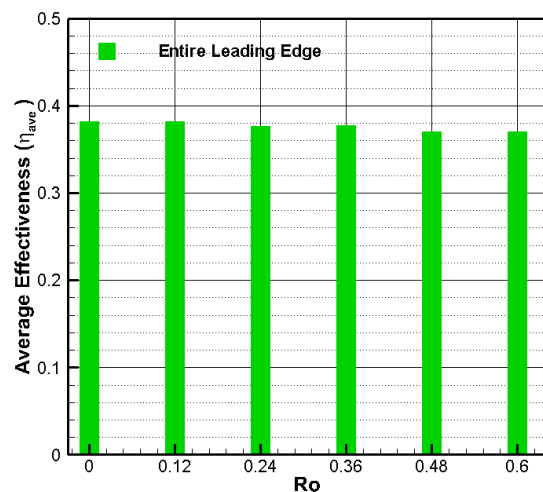
شکل ۱۶- مقایسه میانگین راندمان خنک کاری لایه ای در صفحه فشار (PS) و صفحه مکش (SS) و کل لبه حمله در اثر دوران در  $M=1$  و  $DR=1/5$



شکل ۱۴- مقایسه میانگین راندمان خنک کاری لایه ای در صفحه فشار (PS) و صفحه مکش (SS) در اثر دوران مختلف در  $M=1$  و  $DR=2$



شکل ۱۷- مقایسه میانگین راندمان خنک کاری لایه ای در صفحه فشار (PS) و صفحه مکش (SS) و کل لبه حمله در اثر دوران در  $M=1$  و  $DR=2/5$



شکل ۱۵- مقایسه میانگین کلی راندمان خنک کاری لایه ای در تمام لبه حمله در اثر دوران مختلف در  $M=1$  و  $DR=2$

علت این امر این است که مومنوم یک هوای تزریقی سنگین تر با چگالی بالا (در نسبت چگالی بالاتر) دارای مومنوم کمتری بوده و تمایل زیادی به بلند شدن از روی سطح و اختلاط با سیال اصلی را ندارد و در فاصله دورتری، نفوذ سیال گرم و اختلاط انجام خواهد شد و خنک کاری لایه ای بهتری را نتیجه خواهد داد. در صورتی که نسبت دمش نیز زیادتر شود، هم افزایی این موضوع با نسبت

به ترتیب ۰/۲۶ و ۰/۲۹ برای  $DR=1/5$  بوده و ۰/۲۳ و ۰/۲۹ برای  $DR=2/5$  است. این درصد تغییرات ذکر شده برای نسبت چگالی ۱/۵ و ۲/۵، در حدود درصد تغییرات آن  $DR=2$  است.

ولی بر اساس نمودار میله ای میانگین کلی ارائه شده در سه شکل ۱۵، ۱۶ و ۱۷، افزایش نسبت چگالی باعث افزایش خنک کاری لایه ای می شود که مقادیر آن به ترتیب ۰/۲۹، ۰/۳۸ و ۰/۴۴ برای  $DR=1/5$ ،  $DR=2$  و  $DR=2/5$  خواهد بود.

- افزایش نسبت چگالی به علت چگال بودن جریان تزریقی و عدم تمایل زیاد به بلند شدن از روی سطح و اختلاط با سیال اصلی، باعث افزایش خنک کاری لایه‌ای می‌شود.

دمندگی بالا، راندمان خنک کاری دوچندانی را به دنبال خواهد داشت.

نکته دیگری که از سه شکل ۱۵، ۱۶ و ۱۷ قابل ذکر است، این مطلب است که تغییرات دوران نمی‌تواند در راندمان کلی خنک کاری لایه‌ای تاثیر چندانی داشته باشد.

#### ۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، اثرات دوران در خنک کاری لایه‌ای با روش حل عددی سه بعدی در یک مدل پره توربین گاز با سوراخ‌های تزریق استوانه‌ای شکل تعبیه شده در نقطه سکون و طرفین آن، با زاویه  $\pm 30^\circ$  درجه در سرعت دوران‌های مختلف با عدد رینولدز ثابت  $1,000,000$ ، نسبت دمندگی  $M=1$ ، در نسبت چگالی  $DR=2$  و شدت آشفته‌گی جریان اصلی  $0.7\%$  مورد بررسی قرار گرفت. هوای خنک کاری از طریق سه ردیف سوراخ تزریق می‌شود. نتایج بدست آمده از شبیه سازی عددی، به صورت زیر است:

- بیشترین راندمان خنک کاری لایه‌ای در نواحی نزدیک سوراخ‌های خروج سیال خنک کننده اتفاق می‌افتد. با افزایش فاصله از سوراخ تزریق جریان، راندمان خنک کاری به واسطه اختلاط بیشتر سیال خنک کننده و سیال اصلی کاهش می‌یابد.

- در حالت سکون، جریان خارج شونده از ردیف سوراخ‌های تعبیه شده در نقطه سکون، به طور مساوی به دو طرف فشار (PS) و مکش (SS) تقسیم می‌شوند و راندمان خنک کاری متقارنی را در طرفین لبه حمله ایجاد می‌کند.

- با ایجاد دوران، نیروهای گریز از مرکز دورانی و نیروی کریولیس باعث تغییر مسیر و انحراف جت هوای خنک کننده به سمت صفحه فشار (PS) شده و افزایش ضخامت لایه مرزی در این سطح را نیز به دنبال خواهد داشت.

- افزایش سرعت دورانی، افزایش  $26\%$  راندامان خنک کاری را در صفحه فشار و کاهش  $29\%$  آن را صفحه مکش ایجاد می‌کند و تاثیر چندانی در میانگین کلی راندمان خنک کاری لایه‌ای ندارد.

#### ۷- فهرست علائم

قطر سوراخ ها (cm)	$d$
فشار ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ )	$P$
عدد پراتل	$Pr$
عدد رینولدز	$Re$
عدد دوران	$Ro$
سرعت ( $\text{ms}^{-1}$ )	$v$
دما (K)	$T$
گام سوراخ ها	$p$
نسبت چگالی هوای خنک به هوای اصلی	$DR$
نسبت دمندگی هوای خنک به هوای اصلی	$M$
رنگ های حساس به فشار	$PSP$
صفحه فشار	$PS$
صفحه مکش	$SS$
ضریب انتقال حرارت	$HTC$
<b>علائم یونانی</b>	
چگالی ( $\text{kgm}^{-3}$ )	$\rho$
راندمان خنک کاری لایه‌ای	$\eta$
لزجت دینامیکی ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$ )	$\mu$
سرعت دورانی (rps)	$\Omega$
شدت آشفته‌گی	$\tau_u$
<b>زیر نویس ها</b>	
هوا	air

[13] Li S, Yang S, Han J (2013) Effect of coolant density on leading edge showerhead film cooling using the pressure sensitive paint measurement technique. *ASME J Turbomach* 136(5): 051011-10.

[14] Reiss H, Bölcs A (2000) Experimental study of showerhead cooling on a cylinder comparing several configurations using cylindrical and shaped holes. *ASME J Turbomach* 122: 161-169.

[15] Tao Z, Yao Y (2020) Experimental and numerical study on film cooling effectiveness of an annular cascade endwall with different slot configuration. *Int J Therm Sci* 158: 106517

[16] Nathan M, Dyson T, Bogard D, Bradshaw S (2014) Adiabatic and overall effectiveness for the showerhead film cooling of a turbine vane. *ASME J Turbomach* 136(3): 031005-1-9.

[17] Han JC, Chowdhury HK, Qureshi A (2017) Influence of turbine blade leading edge shape on film cooling with cylindrical holes. *Int J Heat Mass Tran* 115: 895-908.

[18] Wang J, Lia L, Li J, Changh F (2020) Numerical investigation on flow and heat transfer characteristics of vortex cooling in actual film-cooled leading edge. *Appl Therm Eng* (2020):115942.

[19] Al-Zurfia N, Turanc A, Nasserc A (2019) A numerical study of anti-vortexfilm-coolingholes designs in a 1-1/2 turbine stage using LES. *Propuls Power Res* 8(4): 275-299

[۲۰] حسینی س.م، زیرک س، رجبی زرگرآبادی م (۱۳۹۸) بررسی عددی تاثیر تزریق هوای خنک کننده نوسانی سینوسی بر خنک کاری لایه ای لبه حمله، سطح فشار و مکش یک پره توربین. *نشریه علمی مکانیک سازه‌ها و سازه‌ها* ۲۴۷-۲۲۷ (۲): ۹.

[۲۱] حسینعلی پور س.م، شهبازیان ح، قبادی م، نوروزی م ص (۱۳۹۷) آنالیز سیالاتی-حرارتی اثرات دوران و بویانسی دورانی در خنک کاری داخلی پره‌های توربین گاز-مطالعه آزمایشگاهی. *نشریه علمی مکانیک سازه‌ها و سازه‌ها* ۲۸۸-۲۷۷ (۳): ۸.

[۲۲] محمدی ا، صالحی س، رئیسی م (۱۳۹۹) کمی سازی عدم قطعیت جریان و انتقال حرارت مغشوش در خنک کاری لایه‌ای. *نشریه علمی مکانیک سازه‌ها و سازه‌ها* ۱۹۲-۱۷۷ (۲): ۱۰.

[23] York WD, Lylek JH (2003) Leading edge FilmCooling physics-Part III: Diffused hole effectiveness. *ASME J Turbomach* 125: 165-187.

هوای خنک

C

هوای داغ

∞

## ۸- مراجع

[1] Han JC, Dutta S, Ekkad S (2012) Gas turbine heat transfer and cooling technology. CRC Press Taylor & Francis Group, Florida.

[2] Mick WJ, Mayle RE (1988) Stagnation film cooling and heat transfer, including its effect within the hole pattern, *ASME J Turbomach* 110(1): 66-72.

[3] Ekkad SV, Han JC, Du H (1998) Detailed film cooling measurement on a cylindrical leading edge model: effect of free-stream turbulence and coolant density. *ASME J Turbomach* 120: 799-807.

[4] Rozati A, Tafti DK (2008) Large Eddy simulation of leading edge film cooling-Part II: Heat transfer and effect of blowing ratio. *ASME J Turbomach* 130(4): 041015-1-7.

[5] Rozati A, Tafti DK (2008) Effect of coolant blowing ratio on leading edge film cooling flow and heat transfer-LES investigation. *Int J Heat Fluid Flow* 29: 857-873.

[6] Ou S, Rivir RB (2001) Leading edge film cooling heat transfer with high free stream turbulence using a transient liquid crystal image method. *Int J Heat Fluid Flow* 22(6): 614-623.

[7] Mehendale AB, Han JC (1992) Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer. *ASME J Turbomach* 114: 707-715.

[8] Mehendale AB, Han JC (1993) Reynolds number effect on leading edge film effectiveness and heat transfer coefficient. *Int J Heat Mass Transfer* 36: 3723-3730.

[9] Taslim M, Khanicheh A (2006) Experimental and numerical study of impingement on an airfoil leading edge with and without showerhead and gill film holes. *ASME J Turbomach* 128(2): 310-320.

[10] Cutbirth JM, Bogard DG (2003) Effects of coolant density ratio on film cooling performance on a vane. *ASME Paper No.* 2003 GT-38582.

[11] Karni J, Goldstein RJ (1990) Surface injection effect on mass transfer from a cylinder in crossflow: a simulation of film cooling in the leading edge region of a turbine blade. *ASME J Turbomach* 112: 418-427.

[12] Gao Z, Han J (2009) Influence of film-hole shape and angle on showerhead film cooling using PSP technique. *ASME J Heat Transfer* 131(6): 061701-061701-11.

[25] Rutledge JL, Polanka MD (2014) Computational fluid dynamics evaluations of unconventional film cooling scaling parameters on a simulated turbine blade leading edge. J Turbomach 136: 101006-15.

[24] Beimaert-Chartrel G, Bogard DG (2012) CFD predictions of heat transfer coefficient augmentation on a simulated film cooled turbine blade leading edge. ASME Paper No. GT2012-70015.