بررسی عددی تاثیرنسبت تزریق و زوایای انحرافی در عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه ای

آنسه اصغری شهریور [۱]، محمد حسن نوبختی [۲و*] ، رضا آقایی طوق [۳]

[۱] دانشجو کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مکانیک برق کامپیوتر ، دانشگاه آزاد علوم تحقیقات تهران
[۲]استادیار، گروه مکانیک، دانشکده مکانیک برق کامپیوتر ، دانشگاه آزاد علوم تحقیقات تهران
[۳]استادیار، گروه هوا فضا، دانشکده فنی مهندسی ، دانشگاه آزاد علوم تحقیقات تهران

دریافت: بهار ۹۹ پذیرش: تابستان ۹۹

چکیده

اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در یک پروفیل خاص پره توربین گاز با استفاده از سوراخ هایی با زوایای ترکیبی ۲۵ و ۴۵ درجه نسبت به راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله و همچنین زوایای ۲۵ درجه نسبت به راستای جریان و سطح پره در ناحیه لبه حمله، تحت دو نسبت تزریق متفاوت، با استفاده از رهیافت تنش متوسط رینولدز و مدل توربولانسی SST، با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس فلوئنت بررسی شده است. نتایج بدست آمده نشان می دهند که اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در مدل های دارای ۴ ردیف سوراخ، با افزایش نسبت تزریق میزان اثربخشی خنک کاری لایه ای در کل سطح افزایش یافته و در حالی که در مدل های دارای سه ردیف سوراخ، نسبت به راستای جریان و سطح پره، با افزایش نسبت تزریق، اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای، در ناحیه لبه فرار با کاهش مواجه شده است.

[*] **عهده‌دار مکاتبات:** m.nobakhti@srbiau.ac.ir

کلمات کلیدی: توربین گاز، خنک کاری لایه ای، نسبت تزریق

Abstract

Film Cooling Adiabatic Effectiveness on a Specific Profile of a Gas Turbine blade that Using Holes with 25 and 45 Degree Combined Angles to the Flow Direction and Radial Along the Attack Edge as well as 25 Degree Angles to the Flow Direction and Surface Area of the Attack Edge Area , Under two different blowing ratios, using the Reynolds stress approach and the SST turbulence model, have been investigated by using ANSYS FLUENT commercial software. The results show that the film cooling adiabatic effectiveness in four-hole models increased with increasing the blowing ratio over the whole surface, whereas in the three-row models, relative to the flow direction and surface of the blade, film cooling adiabatic effectiveness have decreased with increasing injection ratio,in the trailing edge region.

Key words: Gas Turbine, Film Cooling, Blowing Ratio

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]

۱-مقدمه

با توجه به نیاز روز افزون تولید نیروی پیشرانش و تولید الکتریسیته در صنایع هواپیمایی و نیروگاهی، افزایش راندمان سیکل ترمودینامیکی توربین گاز بسیار مهم می باشد. یکی از راهکارهای رسیدن به این هدف، افزایش دمای ورودی از محفظه احتراق به توربین گاز می باشد. سوپرآلیاژهای استفاده شده در پره های توربین گاز، برای محدوده دمایی مشخصی طراحی شده اند. بنابراین لازمه افزایش دمای ورودی به توربین گاز، خنک کاری این پره ها، مخصوصا پره های ثابت مرحله اول توربین گاز، می باشد. یکی از موثرترین روش های خنک کاری، خنک کاری لایه ای می باشد که با مکش سیال خنک کن از مراحل میانی و یا انتهایی کمپرسور و تزریق آن‌ها از طریق سوراخ های تعبیه شده بر روی سطح پره، فیلم نازکی از جت سیال خنک، بر روی سطح پره ایجاد خواهد شد که این لایه نازک سیال خنک می تواند مانع تماس مستقیم جریان عرضی دما بالا با سطح پره شود. در نتیجه موجب خنک کاری سطح خارجی پره توربین خواهد شد.

افزایش میزان سیال خنک تزریقی، می تواند منجر به کاهش عملکرد آیرودینامیکی موتور توربین گاز گردد. بنابراین میزان این جت باید به نحوی تنظیم گردد که علاوه بر ایجاد بهترین پوشش بر روی سطح، مانع از کاهش عملکرد آئرودینامیکی توربین گاز گردد[۱]. علاوه بر میزان نسبت پاشش،

مشخصات هندسی سوراخ ها، نیز به شدت عملکرد خنک کاری لایه ای و ضریب انتقال حرارت را تحت تاثیر قرار خواهد داد. یکی از مهمترین این مشخصه ها، زوایای تزریق جت نسبت به راستای جریان عرضی می باشد. در این بین استفاده از سوراخ هایی با زوایای تزریق در راستاهای مختلف نسبت به سوراخ هایی با زاویه ساده، عملکرد خنک کاری لایه ای را به شدت افزایش خواهد داد. اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای با استفاده از رابطه زیر بدست می آید:

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_{c,exit}} \qquad (1)$$

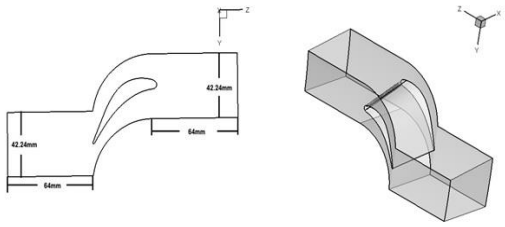
که در این معادله، T_{aw} میزان دمای آدیاباتیک سطح پره، T_∞ دمای جریان عرضی و $T_{c,exit}$، دمای سیال خنک‌کننده در خروجی سوراخ‌ها می‌باشد. علاوه بر این، اثربخشی متوسط آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در راستای جانبی را با میانگین گیری در خطوط عمود بر مسیر جریان عرضی در سطح پره، می توان بدست آورد که با نماد $\overline{\eta}$ نشان داده می شود. محققان به صورت گسترده عملکرد خنک کاری لایه ای را با استفاده از این زوایای ترکیبی سوراخ ها و تحت نسبت تزریق های متفاوت مورد بررسی قرار داده اند. مهندل[۲] و همکاران با استفاده از یک مدل تیغه توربین بی نوک و دارای لبه حمله متقارن، نشان دادند که که شدت توربولانسی بالا عملکرد خنک کاری لایه‌ای را در نسبت‌های تزریق پایین تحت تأثیر قرار می‌دهد درحالی‌که این روند با افزایش نسبت پاشش کاهش خواهد یافت. هان[۳] و همکاران با استفاده از یک مدل استوانه‌ای لبه حمله، نشان دادند که در نسبت پاشش پایین، بیشترین میزان عملکرد سیستم خنک کاری لایه‌ای قابل پیش‌بینی می‌باشد و با افزایش این میزان عملکرد خنک کاری غشایی، تضعیف خواهد شد و درصورتی‌که سیال خنک‌کننده دارای چگالی بالاتری باشد، در نسبت پاشش بالا ، بیشترین میزان عملکرد به دست می‌آید و به‌طورکلی افزایش چگالی سیال خنک‌کننده باعث کاهش ضریب انتقال حرارت در تمامی مقادیر نسبت پاشش خواهد شد.طبق گزارشاتی که لاکهال[۴] و همکاران با استفاده از یک مدل تیغه توربین متقارن سه‌بعدی و در دو حالت تزریق حاشیه‌ای و بدون تزریق حاشیه‌ای، می‌توان مشاهده نمود که مدل استاندارد دو معادله‌ای $k-\varepsilon$ قادر به پیش‌بینی عملکرد خنک کاری لایه‌ای در راستای عمود بر مسیر جریان و در راستای تغییر گام تیغه نمی‌باشد. یورک [۵]و همکاران با تمرکز مطالعاتی در ناحیه لبه حمله،به بررسی تأثیر افزایش زاویه خروجی سوراخ‌ها و شکل مخروطی آن‌ها پرداخته و نتایج را با سوراخ‌های استوانه‌ای شکل مقایسه نموده‌اند. طبق گزارش‌های داده‌شده استفاده از سوراخ‌های مخروطی شکل نسبت به سوراخ‌های استوانه‌ای شکل دارای عملکرد خنک کاری بسیار بالایی در ناحیه حاشیه‌ای و عرض پره می‌باشد. ازی و جبران [۶, ۷]به بررسی عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در راستای حاشیه ای پرداخته و مشاهده نمودند که تزریق حاشیه‌ای منجر به از بین رفتن گردابه های ثانویه که در مسیر جریان اصلی وجود دارند، خواهد شد. علاوه بر این نشان داده شد که بیشترین میزان عملکرد خنک کاری لایه‌ای در کوچک‌ترین زاویه تزریق حاشیه‌ای و شیب‌دار یعنی در ۲۵ درجه اتفاق خواهد افتاد. لئو [۸]و همکاران به بررسی عددی خنک کاری لایه‌ای در یک مدل لبه حمله تیغه توربین پرداختند و بعد از مقایسه نتایج مربوط به انواع مدل‌های توربولانسی با نتایج تجربی، مدل SST (k-w) را به‌عنوان بهترین مدل دو معادله‌ای برای بررسی خنک کاری لایه‌ای و در بررسی خنک کاری مدل‌های لبه حمله پره‌های توربین، معرفی کرده‌اند. با توجه به اهمیت خنک کاری لایه ای و تاثیر نسبت تزریق در عملکرد خنک کاری لایه ای در ناحیه بحرانی لبه حمله، هدف اصلی این کار تمرکز بر ناحیه لبه حمله یک مدل پره توربین گاز می باشد تا به بهترین نسبت تزریق درمدل های دارای سه ردیف و چهار ردیف سوراخ مشخص گردد. این نسبت تزریق با توجه به سرعت جت خروجی سیال خنک کن تنظیم شده است.

۲- شرح مساله

مدل پره استفاد شده از نوع پره های مرحله اول توربین پرفشار خاص با مشخصات جدول ۱ می باشد.

جدول ۱- مشخصات پره توربین گاز موردنظر

مشخصه	اندازه بر حسب میلی متر
کمترین طول وتر ایرفویل پره	۵۲/۷۹
بیشترین طول وتر ایرفولی پره	۵۸/۲۱



شکل ۱- مشخصات ابعادی دامنه حل شبکه مورد نظر

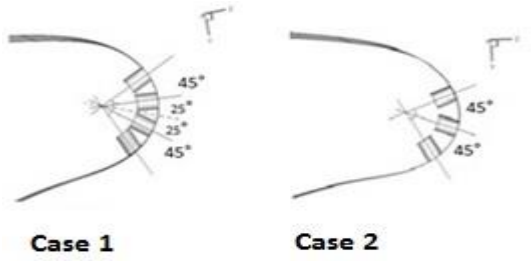
دامنه محاسباتی به‌صورت قطاعی از طبقه اول توربین پرفشار می‌باشد. به طوری که شعاع داخلی و خارجی این طبقه به ترتیب ۳۵۲ و ۴۱۰/۵ میلی متر می‌باشد ولبه فرار پره به نحوی بر شعاع داخلی و خارجی منطبق شده است که ایرفویل با کمترین طول وتر در فاصله شعاع داخلی و ایرفویل با بیشترین وتر در فاصله شعاع خارجی از مرکز مختصات طبقه ۱ توربین، قرار می‌گیرد. تعداد کل پره‌های موجود در این طبقه برابر با ۵۲ می‌باشد و بدین ترتیب پهنای ورودی جریان عرضی برابر با قطاعی با زاویه $\frac{۳۶۰}{۵۲}$ درجه می‌باشد که این میزان برابر با ۶/۹ درجه می‌باشد. جزئیات دامنه حل در شکل۱ آورده شده است.

سوراخ‌های خنک کاری در این نوع پره ها، معمولاً استوانه‌ای شکل می‌باشد. سوراخ‌های استفاده شده در این کار نیز از نوع استوانه‌ای با قطر ۰/۷۲ میلی‌متر و نسبت طول به قطر، برابر با ۱/۷می‌باشند.سوراخ ها دارای دو نوع زاویه بین راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله (α) و راستای جریان و سطح پره (β) می باشند. گام سوراخ‌ها در یک ردیف برای تمامی مدل‌ها برابر با ۲/۲برابر قطر سوراخ‌ها می‌باشد. با توجه به آرایش جناغی سوراخ‌های ردیف وسط در مدل‌های دارای سه‌ردیف و چهارردیف سوراخ، ، گام دیگری نیز میان ردیف سوراخ‌ها قابل تعریف می باشد و این میزان همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است در Case 1، برابر با ۱/۳ برابر قطر سوراخ ها و در Case 2 برابر با ۱/۶ برابر قطر سوراخ‌ها می باشد.

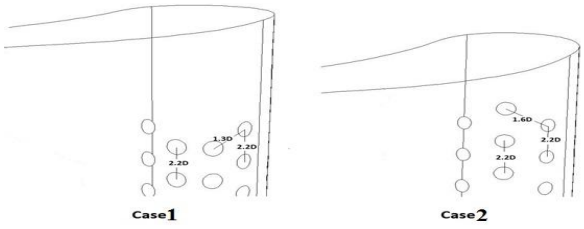
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]

جدول ۲- مشخصات تعداد ردیف ها و زوایای انحرافی سوراخ ها در دو مدل پیشنهادی

نام مدل	تعداد ردیف سوراخ	تعداد کل سورا خ ها	زاویه α	زاویه β
Case 1	۴	۱۰۸	۴۵ و ۲۵	۲۵
Case 2	۳	۸۱	۴۵ و ۰	۲۵



شکل ۲- مشخصات ردیف ها و زوایا انحرافی سوراخ ها



شکل ۳- مشخصات گام جناغی ردیف سوراخ ها

۳- روش حل

معادلات حاکم بر جربان شامل معادلات بقای جرم،مومنتوم و انرژی می باشند که:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho u_i\right)=S_m \qquad (۲)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}\left(\rho u_i\right)+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho u_i u_j\right)=-\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}+\rho g_i+F_i \qquad (۳)$$

$$\tau_{ij}=\left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x^i}\right)\right]-\frac{2}{3}\mu\frac{\partial u_l}{\partial x_l}\delta_{ij} \qquad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}\left(\rho E\right)+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(u_i(\rho E+p)\right)= \frac{\partial}{\partial x_i}\left(K_{eff}\frac{\partial T}{\partial x_i}-\sum_{j'}h_{j'}J_{j'}+u_j(\tau_{ij})_{eff}\right)+S_h \qquad (۵)$$

عبارت S_m در معادله بقای جرم، جرم اضافه‌شده به فاز پیوسته از فاز دوم منتشرشده، می‌باشد.

در معادلات مومنتوم p فشار استاتیک، τ_{ij} تانسور تنش (که در ادامه توضیح داده شده است)، ρgi و F_i نیروهای جسمی گرانشی و جسمی خارجی در جهت I می‌باشد و در معادله انرژی، K_{eff} ضریب هدایت مؤثر (K_t + K) می‌باشد، که K_t ضریب هدایت گرمایی جریان مغشوش، که با توجه به مدل جریان مغشوش به کار می رود، J_j شار پخشی از گونه‌های j می‌باشد.

مدل $k-\omega$ که از فراگیرترین مدل‌های آشفتگی است که اساساً برای جریان‌های رینولدز بالا طراحی شده است. بنابراین صورت اولیه این مدل برای نواحی نزدیک دیواره، نتایج مناسبی ندارد و اما برخلاف این مدل، مدل $k-\omega$ استاندارد در نزدیکی دیوار نتایج بهتری را در مقایسه با نواحی دورتر از آن و جریان آزاد نشان داده شده است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i k)= \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu_t+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+p_k-\beta^*\rho\omega k \qquad (۶)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i\omega)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu_t+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right]+\frac{2\rho(1-F_1)\sigma_{\omega_2}}{\omega}.\frac{\partial k}{\partial x_i}+\frac{\gamma\rho}{\mu_t}-\beta\rho\omega^2$$

که در آن تمامی ثابت‌ها بین دو مقدار نزدیک به دیواره و دور از آن توسط تابع تبدیل زیر، برای هر ثابت مثل ϕ نوشته‌شده است، تغییر می‌کند.

$$\phi=F_1\phi_{in}+(1-F_1)\phi_{out} \qquad (۷)$$

$$F_1=\tanh(\arg_1^4) \qquad (۸)$$

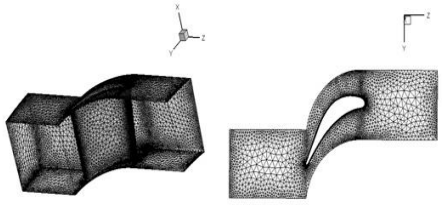
$$\arg_1=\min(\max(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega\gamma_0};\frac{500\mu_t}{\rho{\gamma_0}^2\omega});\frac{4\rho\sigma_{\omega_2}k}{CD_{k\omega}\gamma_0^2})$$

در این کار، اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در یک پروفیل خاص پره توربین گاز صنعتی با استفاده از سوراخ هایی با زوایای ترکیبی ۲۵ و ۴۵ درجه نسبت به راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله و همچنین زوایای ۲۵ درجه نسبت به راستای جریان و سطح پره در ناحیه لبه حمله، تحت دو نسبت تزریق متفاوت، با استفاده از رهیافت تنش متوسط رینولدز و مدل توربولانسی SST، با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس فلوئنت بررسی شده است.

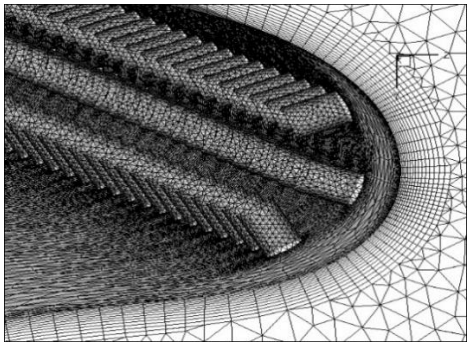
برای تولید شبکه مورد نظر از نرم افزار تجاری انسیس مشینگ استفاده شده است. نوع مش بندی از نوع مش بندی بی سازمان با تعداد ۱۵۵۲۳۷۲می‌باشد. با توجه به حساسیت جریان در نزدیکی دیواره پره، شبکه بندی در این ناحیه با استفاده از شبکه بندی لایه مرزی اصلاح شده که تولید این شبکه محاسباتی بر اساس ضخامت کلی می‌باشد. این شبکه بندی لایه

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]

مرزی دارای ۱۵ لایه با میزان نسبت رشد ۱/۰۲می‌باشد و میزان ضخامت کلی این لایه مرزی تقریباً معادل با ۰/۷ میلیمتر می‌باشد که تقریباً برابر با ۰/۰۰۵ کل پهنای دامنه محاسباتی می‌باشد. به طوری که کمترین اندازه شبکه تولیدی برابر با ۰/۰۱ متر می‌باشد و میزان نسبت رشد کلی دامنه برابر با ۱/۱ می‌باشد.



شکل ۴- شبکه بندی دامنه حل



شکل ۵- شبکه بندی لایه مرزی نزدیک سوراخ ها

صفحه ورودی جریان عرضی دارای مساحت ۰/۰۰۲۶ مترمربع می‌باشد. نوع شرط مرزی در این مرز ورودی از نوع دبی جرمی ورودی می‌باشد. میزان این دبی جرمی ۱/۴۵ کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد که این میزان دبی جرمی ورودی در فشار استاتیک ۱۳۴۷ کیلوپاسکال و میزان دمای استاتیک۱۳۵۰ درجه کلوین، به دامنه محاسباتی مورد نظر وارد شده است. میزان دبی جرمی ورودی با توجه به سرعت ورودی سیال داغ در این فشار استاتیک تعیین شده است. سرعت ورودی سیال داغ در این ناحیه مرزی برابر با ۱۶۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. از نظر شرایط توربولانسی جریان میزان توربولانسی جریان در ورودی برابر با ۱ درصد در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، میزان مقیاس طولی توربولانسی ورودی برابر با ۰/۰۰۵ در نظر گرفته شده است.مرز خروجی جریان عرضی از نوع شرط مرزی فشار خروجی می‌باشد به طوری که فشار کل خروجی جریان برابر با ۱۰۴۸ کیلوپاسکال می‌باشد. شدت توربولانسی جریان خروجی برابر با ۱/۵ درصد در نظر گرفته شده است.

دو دیواره موازی با سطوح فشار و مکش پره، دارای شرط مرزی از نوع پریودیک می‌باشند. شرط مرزی پریودیک استفاده شده برای این دیواره‌ها از نوع شرط مرزی پریودیک چرخشی می‌باشد. این شرط مرزی با انتخاب یک محور مختصات استوانه‌ای به شعاع مشخص، ایجاد شده است.

پوسته‌های داخلی و خارجی پره‌های استاتور مرحله اول این توربین گاز ، دارای شرط مرزی دیواره و از جنس آلومینیم با مشخصات فیزیکی ثابت می‌باشند. این دیواره دارای شرط عدم لغزش می‌باشند.نواحی ورودی سوراخ‌ها دارای شرط مرزی ورودی دبی جرمی با فشار و دمای مشخص می‌باشند. دمای ورودی در هر یک از این سوراخ‌ها برابر با ۷۳۲ درجه کلوین می‌باشد و دبی جرمی کلی سیال خنک‌کننده ورودی به طبقه اول این توربین گاز در محدوده بین ۰/۲۶ تا ۰/۴ کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد که با فشار ۱۳۸۵ کیلو پاسکال وارد کانال‌های داخلی پره خواهد شد. این فشار با اعمال ۲ درصد اتلاف نسبت به فشار کاری موتور به علت افت فشار داخلی ناشی از خنک کاری جابجایی داخل پره ها، اعمال شده است. این افت فشار برای تمامی سوراخ ها اعمال شده است و میزان دبی تزریقی به داخل سوراخ‌های خنک کاری برای مدل‌های متفاوت، در جدول ۳ آورده شده است.

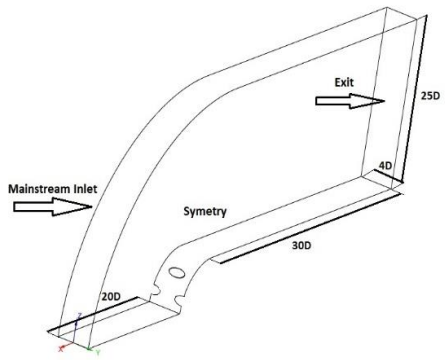
جدول ۳- میزان نسبت تزریق در مدل های پیشنهادی

مدل	نسبت تزریق در حالت اول	نسبت تزریق در حالت دوم
Case 1	۰/۲	۰/۴
Case 2	۰/۲۷	۰/۵۴

جریان عرضی و سیال خنک‌کننده از نوع گاز ایده آل می‌باشند. ماهیت تراکم پذیر جریان داخل توربین گاز، ایجاب می‌کند تا فشار عاملی تعیین کننده در تعیین چگالی جریان تراکم پذیر باشد استفاده از شرایط گاز ایده آل، موجب خواهد شد تا ابتدا بر اساس فشار استاتیک اولیه میزان چگالی هر دو سیال محاسبه شود. به همین علت برای تعیین چگالی گاز ایده آل از این شرط استفاده شده است. برای محاسبه لزجت دینامیک سیال بر حسب کیلوگرم بر مترثانیه از رابطه ساترلند براساس لزجت مرجع ۰/۰۰۰۰۱۷ کیلوگرم بر مترثانیه و نیز دماهای مرجع و مؤثر ۲۷۳/۱۱ و ۱۱۰/۵۶ کلوین استفاده شده است.

۴- راستی آزمایی نتایج

برای صحت سنجی نتایج بدست آمده از مدل نیمه استوانه ای لبه حمله سلکودن [۹]و همکاران استفاده شده است. در این مدل همان‌طوری که در شکل ۶ نشان داده شده است، دامنه محاسباتی موردنظر از یک مدل باریک شده با پهنای کلی ۴ برابر قطر سوراخ می باشد که از دو قسمت اصلی، شامل قسمت عبور جریان عرضی و سوراخ تشکیل شده است. قسمت عبور جریان عرضی از یک کانال عبوری با مقطع ورودی نیمه استوانه‌ای می‌باشد که در فاصله ۲۰ برابر قطر سوراخ از خط سکون فاصله دارد. علاوه بر این مرز بالایی این ورودی در فاصله ۳۰ برابر قطر سوراخ، در راستای عمودی از خط سکون قرار دارد. خروجی جریان دارای ابعاد $۲۵D \times ۴D$ می باشد (D قطر سوراخ می‌باشد)که فاصله آن از خط سکون برابر با ۳۵ برابر قطر سوراخ‌ها می‌باشد. شکل اصلی مدل لبه استوانه‌ای دارای قطر ۱۰ برابر قطر سوراخ‌ها می‌باشد.



شکل ۶- مشخصات دامنه حل برای مدل صحت سنجی

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]

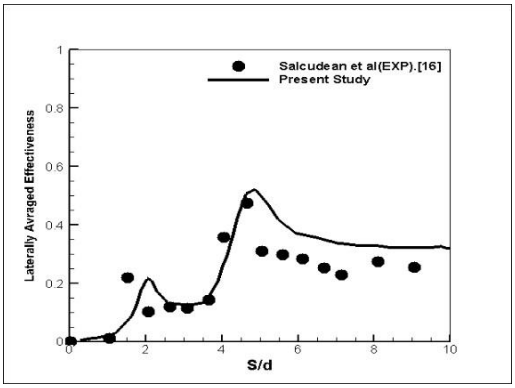
ردیف سوراخ‌های موردنظر در این حالت از نوع استوانه‌ای با قطر ۱۲/۷= Dمیلی‌متر و زاویه تزریق ۲۵و ۴۵درجه نسبت به راستای زاویه بین مسیر جریان عرضی با جهت شعاعی لبه حمله در هر دو طرف آن و همچنین ۳۰ درجه نسبت به راستای زاویه بین مسیر جریان عرضی با سطح مدل شبه استوانه ای می‌باشد.

در جهت z، برای سطح پایینی که در زیر مسیر جریان عبوری قرار دارد، شرط مرزی دیواره با شرایط دمایی کوپل گذاشته شده است.میزان سرعت در ورودی سوراخ ها، به‌گونه‌ای تنظیم شده است که بتواند نسبت تزریق موردنظر را در دمای ورودی جت به میزان ۶۰۰ کلوین ایجاد نماید. میزان نسبت توربولانسی جریان ورودی جت ۰/۲ درصد می‌باشد و مقیاس طول آشفتگی در آن، ۰/۰۰۱ می‌باشد. دیواره بالایی نیز دارای شرط مرزی دیواره خواهد بود که شرط عدم لغزش نیز برای آن به‌کاربرده شده است.

در راستای جریان عرضی و در جهت محور x ها، صفحه ورودی دارای شرط مرزی ورودی سرعت با مؤلفه سرعت در جهت محور xها و دارای اندازه ۲۰ متر بر ثانیه می‌باشد به‌طوری‌که دو مؤلفه دیگر سرعت در این قسمت صفر می‌باشند. دمای سیال ورودی در این قسمت ۱۲۰۰ کلوین می‌باشد و با توجه به نوع سیال عامل که گاز ایده آل می‌باشد شدت توربولانسی جریان اصلی نیز ۰/۲ درصد در نظر گرفته‌شده است و مقیاس طول آشفتگی، ۰/۰۰۱در نظر گرفته شده است.

شبکه موردنظر دارای دو بلوک می‌باشد و نوع شبکه‌بندی چند بلوکه می‌باشد. شبکه‌بندی قسمت لبه حمله از نوع بی‌سازمان می‌باشد درحالی‌که ادامه دامنه محاسباتی در بلوک شماره دو دارای شبکه‌بندی از نوع با سازمان و در مجموع دارای ۱۵۳۳۶۱سلول محاسباتی می باشد.

با توجه به نمودار شکل ۷، تطابق نتایج حاصل از توزیع اثربخشی متوسط جانبی خنک کاری لایه‌ای در نسبت تزریق ۱، با نتایج تجربی در حد قابل‌قبول و خوب می‌باشد.



شکل ۷- مقایسه نتایج تجربی و عددی به‌دست‌آمده برای توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط در راستای جانبی برای نسبت تزریق ۱

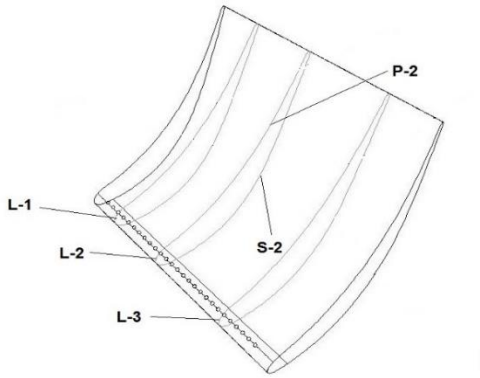
سیال خنک‌کننده در سوراخ‌های ردیف اول به علت قرارگیری در ناحیه فشار بالا، قادر به نفوذ خیلی بیشتر در سیال داغ و اصلی نمی‌باشد و به‌این‌علت در ناحیه کوچکی در نزدیکی سوراخ‌ها، دما بیشتر از دمای جت می‌باشد درحالی‌که در ردیف دوم سوراخ‌ها، ناحیه دارای فشار کمی بوده و این نقص وجود ندارد.

۵- تفسیر و تحلیل نتایج

برای بررسی نتایج به دست آمده سه منحنی در فواصل معین روی پره مشخص شده‌اند. مشخصات این منحنی‌ها در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴- مشخصات ابعادی منخنی های مشخص شده جهت نمایش نتایج

نام منحنی	محل قرارگیری	مختصات روی محور x (متر)
L-1	لبه حمله	X=-0/016
L-2	لبه حمله	X=-0/0013
P-2	قسمت فشار	X=-0/0013
S-2	قسمت مکش	X=-0/0013

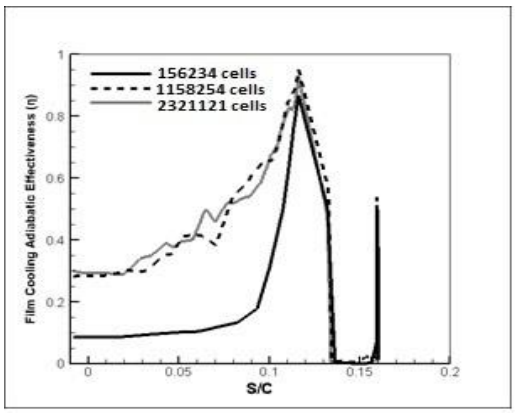


شکل ۸- نمایش منحنی های نمایش نتایج روی پره

تمامی نتایج به دست آمده روی منحنی $\frac{S}{C}$ اعلام شده‌اند.که C نشان دهنده بیشترین طول وتر پره است که اندازه آن ۶۰ میلی متر می باشد. همانطوری که از شکل۸ ، معلوم می‌باشد، S در واقع طول کمان در ناحیه‌های لبه حمله، قسمت فشار و قسمت مکش می‌باشد در حالی که طول وتر ایرفویل در نواحی مرکزی پهنای پره می‌باشد. سه ناحیه به نحوی از یکدیگر جدا شده‌اند که طول انحنای آن‌ها در خطوط مرکزی L-2، P-2 و S-2 به ترتیب برابر با ۰/۰۱۰۱، ۰/۰۴۲۸۵ و ۰/۰۳۸۸۵ متر باشد.

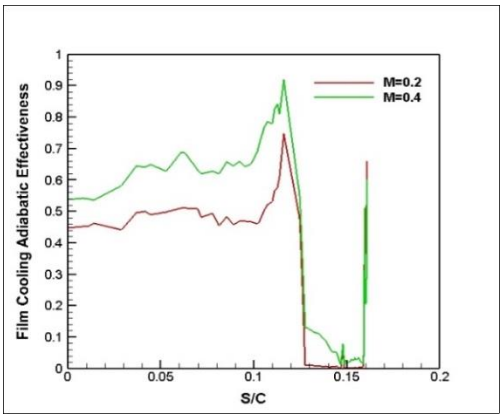
مطالعه استقلال از شبکه در این کار توسط سه مدل شبکه بندی با تعداد سلول های محاسباتی ۱۵۶۲۳۴، ۱۱۵۸۲۵۴و ۲۳۲۱۱۲۱ می‌باشد که بر روی Case 2 انجام شده است. شبکه بندی‌های مورد نظر دارای مشخصات متفاوت و روش‌های ساختاری مشابه می‌باشند.همانطوری که در نمودارهای مربوط به توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای بر اساس شبکه بندی‌های پیشنهادی در نمودار شکل ۹، نیز مشخص می‌باشد دقت جواب‌های به دست آمده بعد از شبکه بندی اصلی با میزان ۱۱۵۸۲۵۴ سلول محاسباتی روند مشابهی با تعداد سلول دو برابری در شبکه بندی ریزتر دارد و از طرفی دیگر این میزان با نتایج به دست آمده از شبکه بندی درشت تر که دارای ۱۵۶۲۳۴ سلول محاسباتی می‌باشد، اختلاف چشمگیری دارد. بنابراین با توجه به این نتایج می‌توان گفت که شبکه بندی مورد نظر برای تعداد سلول پیشنهادی ۱۱۵۸۲۵۴، مستقل از شبکه بندی ایجاد شده می‌باشد.

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]

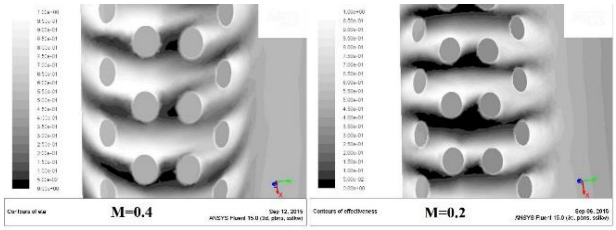


شکل 9- مقایسه نتایج به دست آمده برای اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در شبکه بندی‌های مختلف در منحنی L-1

تکرارها تا مرحله ۱۲۰۰ تکرار ادامه پیدا کرده به طوری که معیارهای همگرایی باقی مانده تکرارها برای معادله پیوستگی و مومنتوم در جهت‌های مختصات کارتزین X ، Y و Z، ۰/۰۰۱ در نظر گرفته شده است در حالی که همین مقدار برای k و ω به ترتیب ۰/۰۱ و ۰/۰۰۱ می‌باشد و از طرف دیگر معادله انرژی تا باقی مانده تکرارهای ۰/۰۰۰۱، تکرار شده است.

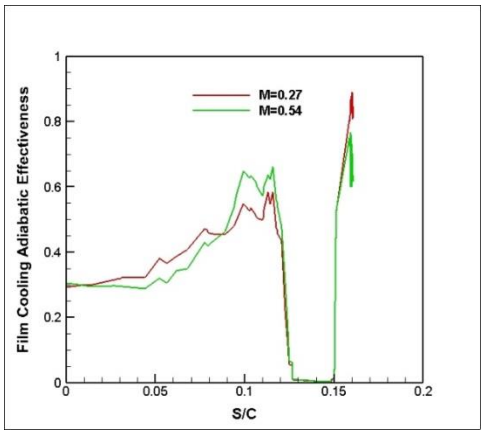


شکل ۱۰- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی L-2

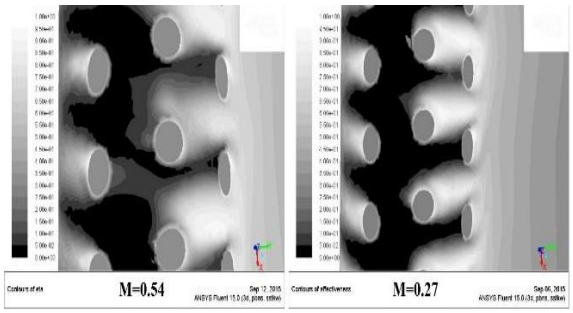


شکل ۱۱- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل case 1 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت مرکزی لبه حمله

با توجه به نمودار شکل ۱۰، که نشان دهنده توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در Case 1 و تحت دو نسبت تزریق متفاوت نشان می دهد، به وضوح می توان مشاهده نمود که اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای دارای الگوی توزیعی کاملا یکسان و البته بهبود یافته تر در نسبت تزریق بالاتر، در نواحی مکش لبه‌حمله، برای هر دو مقدار نسبت تزریق می باشد. در حالی که در نواحی بین دو سوراخ ۴۵ و ۲۵ درجه در این سمت، الگوی توزیعی خنک کاری لایه‌ای روندی متفاوت داشته است و اثربخشی بهتری در نسبت های تزریق بالاتر ایجاد شده است و در حالت کلی عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای در این ناحیه، با افزایش نسبت تزریق، افزایش حدود ۳۰ درصدی داشته است.



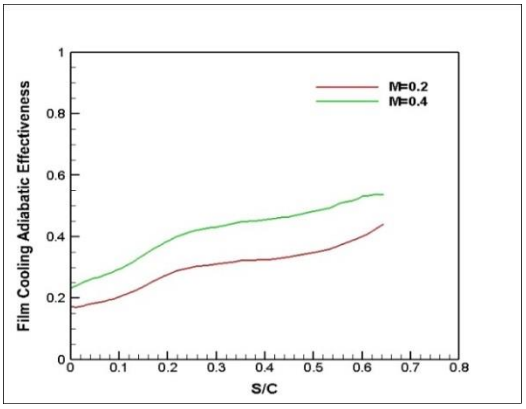
شکل ۱۲- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی L-2



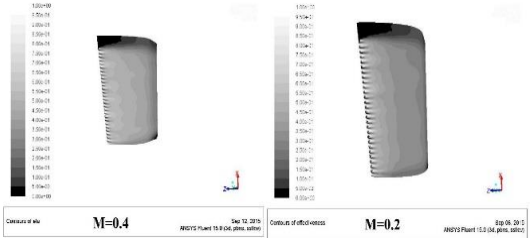
شکل ۱۳- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل case 2 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت مرکزی لبه حمله

در حالی که با توجه به نمودار شکل ۱۲، عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای به‌طور چشمگیری تحت تاثیر نسبت تزریق نبوده است و در نواحی نزدیک سوراخ ها الگوهای توزیعی، تقریبا مشابه می باشد. در نواحی مکش لبه حمله افزایش نسبت تزریق، منجر به کاهش ۵ درصدی عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه ای شده است در حالی که در نواحی بین سوراخ ها، افزایش نسبت تزریق منجر به افزایش حدود ۷ درصدی اثربخشی خنک کاری لایه ای خواهد شد. پس در مدل های سه ردیف سوراخ، اثربخشی خنک کاری لایه ای تحت تاثیر نسبت تزریق در این نواحی نخواهد بود

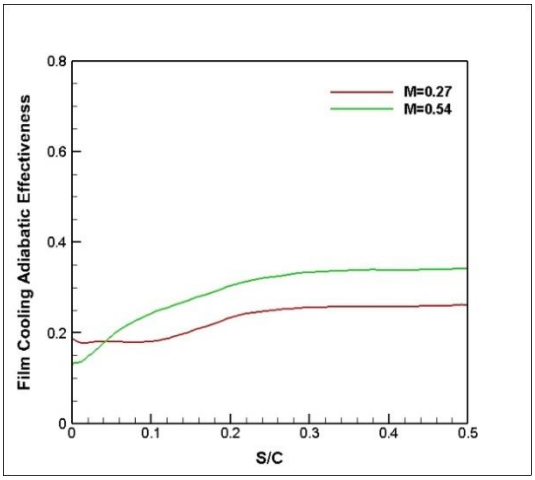
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]



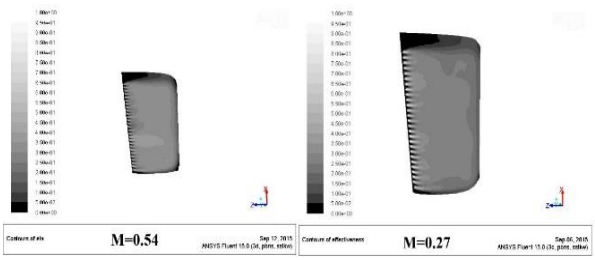
شکل ۱۴- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی S-2



شکل ۱۵- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل case 1 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت مکش

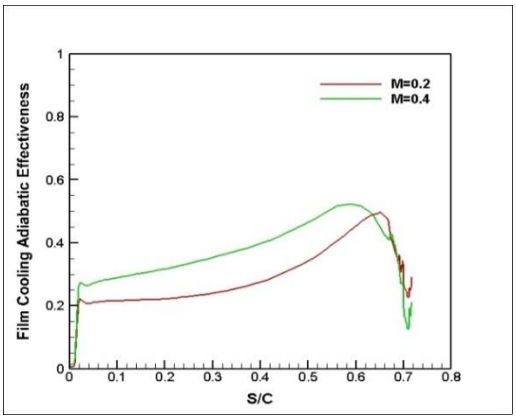


شکل ۱۶- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی S-2

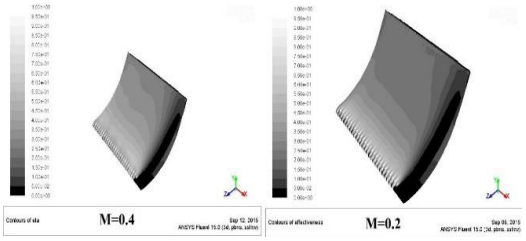


شکل ۱۷- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل case 2 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت مکش

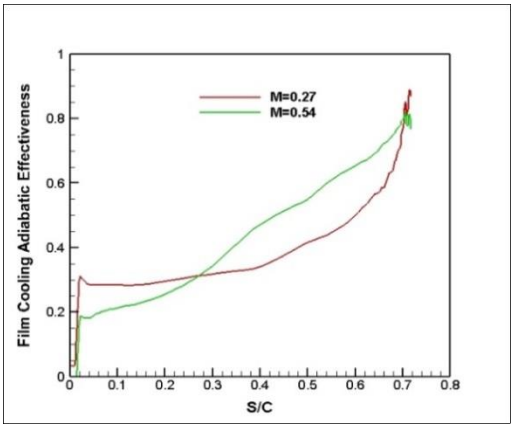
با مطالعه نتایج بدست امده در قسمت مکش منحنی مرکزی برای دو مدل Case 1 و Case 2، که در نمودار شکل ۱۴ و ۱۶ نشان داده شده اند می توان مشاهده کرد که در Case 1، در تمامی نواحی، با توجه به افزایش نسبت تزریق، میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای ۱۰ درصد بهبود یافته است. در حالی که در مدل Case 2، این میزان افزایش تنها تا نواحی نزدیک لبه فرار بوده است و در نواحی نزدیک لبه حمله این میزان به میزان ۵ درصد کاهش یافته است و با توجه به خروجی جریان جت در این نواحی، احتمال وقوع جدایی جریان در این ناحیه وجود دارد.



شکل ۱۸- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی P-2

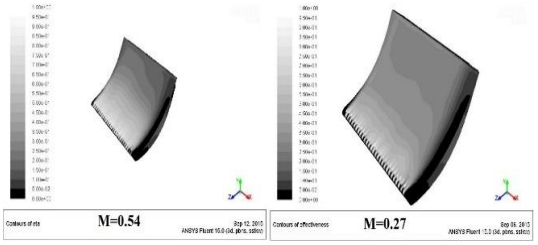


شکل ۱۹- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل case 1 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت فشار



شکل ۲۰- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی P-2

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]



شکل ۲۱- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل case 2 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت فشار

بررسی های تاثیر نسبت تزریق در قسمت فشار برای این دو مدل تحت نسبت تزریق های متفاوت که در نمودار شکل های ۱۸ و ۲۰ آورده شده اند، نشان می دهند که در نواحی فشار در نزدیک سوراخ‌ها، عملکرد خنک‌کاری در Case 1 با افزایش نسبت تزریق به میزان ۴ درصد، کاهش خواهد داشت و گرادیان های فشاری مطلوب، منجر به جدایش جریان در این ناحیه شده، به طوری که رفته‌رفته با کاهش انحنای سطح، میزان عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای بهبود یافته است. در حالی که بررسی های انجام شده در مدل Case 2، نشان می دهد که افزایش نسبت تزریق در این ناحیه منجر به افزایش ۱۵ درصدی عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای شده است و همانطوری که در ناحیه مکش نیز مشاهده می شود احتمال جدایی جریان در نواحی نزدیک لبه فرار، افزایش یافته است.

۶- نتیجه گیری

اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در یک پروفیل خاص پره توربین گاز با استفاده از سوراخ هایی با زوایای ترکیبی ۲۵ و ۴۵ درجه نسبت به راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله و همچنین زوایای ۲۵ درجه نسبت به راستای جریان و سطح پره در ناحیه لبه حمله، تحت دو نسبت تزریق متفاوت، با استفاده از رهیافت تنش متوسط رینولدز و مدل توربولانسی SST، با استفاده از نرم افزار تجاری ANSYS FLUENT بررسی شده است. با مطالعه نتایج بدست آمده در قسمت مکش منحنی مرکزی برای مدل Case 1 و Case 2، تحت شرایط نسبت پاشش های متفاوت و در قسمت مکش، می توان مشاهده کرد که در Case 1، در تمامی نواحی، افزایش نسبت تزریق، میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه ای به طور متوسط حدود ۱۵ درصد، افزایش یافته است. در حالی که در مدل Case 2، این میزان افزایش تنها تا نواحی نزدیک لبه فرار بوده است و در نواحی نزدیک لبه حمله این میزان به شدت کاهش یافته است و احتمال وقوع جدایش جریان در این ناحیه وجود دارد. در مهمترین بخش لبه حمله و در ناحیه میانی آن، مشخص شد که عملکرد خنک کاری لایه ای در مدل های ۴ ردیف سوراخ به شدت تحت تاثیر نسبت تزریق بوده به طوری که به میزان ۳۰ درصد، عملکرد خنک کاری لایه ای بهبود یافته است اما در مدل های دارای سه ردیف سوراخ، عملکرد خنک کاری لایه ای تحت تاثیر بالای نسبت پاشش نمی باشد و میزان متوسط عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه ای، در مدل های ۴ ردیف سوراخ در ناحیه لبه حمله بالاتر از مدل های دارای سه ردیف سوراخ می باشد.

۶- علایم، نشانه‌ها و ارقام

D	قطر سوراخ های خنک‌کاری، m
h	ضریب انتقال حرارت جابجایی محلی ، W/m^2-K
k	ضریب انتقال حرارت هدایتی ، W/m-K
L	طول سوراخ های تزریق، m
M	نسبت تزریق
X	مسیر جریان از لبه بالادست سوراخ ها ، m
K	انرژی جنبشی اشفتگی ، m^2/s^2
S	فاصله منحنی روی پره ، m
η	اثربخشی خنک کاری لایه‌ای
C_p	حرارت مخصوص ، J/kg-K
ρ_c	چگالی خنک کننده
ρ_∞	چگالی جریان اصلی
μ_t	ویسکوزیته ادی ها

مراجع

[1] Ahn, J., et al., *"Effect of rotation on leading edge region film cooling of a gas turbine blade with three rows of film cooling holes"*. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007. **50**(1–2): p. 15-25.

[2] Mehendale, A.B. and J.C. Han, *"Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer: effect of film hole spacing"*. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992. **35**(10): p. 2593-2604.

[3] Ekkad, S.V., J.C. Han, and H. Du, *"Detailed Film Cooling Measurementson a Cylindrical Leading Edge Model: Effect of Free-Stream Turbulence and Coolant Density"*. Turbomachinery, 1998. **120**(4).

[4] Lakehal, D., G.S. Theodoridis, and W. Rodi, *"Three-dimensional flow and heat transfer calculations of film cooling at the leadingedge of a symmetrical turbine blade model"*. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2001. **22**(2): p. 113-122.

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]

[5] York, W.D. and J.H. Leylek, *"Leading-Edge Film-Cooling Physics—Part III: Diffused Hole Effectiveness"*. ASME, 2003. **125**.

[6] Azzi, A. andB.A. Jubran, *"Influence of leading-edge lateral injection angles on the film cooling effectiveness of a gas turbine blade"*. Heat and Mass Transfer 2004. **40**(6).

[7] Azzi, A. and B.A. Jubran, *"Numerical modelling of film cooling from converging slot-hole"*. Heat and Mass Transfer 2007. **43**(4).

[8] Lu, Y., D. Allison, and S.V. Ekkad, *"Turbine blade showerhead film cooling: Influence of hole angle and shaping"*. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2007. **28**(5): p. 922-931.

[9] Salcudean, M., et al., *"An Experimental Study of Film Cooling Effectiveness Near the Leading Edge of a Turbine Blade"*. ASME, 1994. **116**.

رزومه

آنسه اصغری شهریور در تهران متولد شده است (۱۳۷۱). تحصیلات دانشگاهی خود را در مقطع کارشناسی مهندسی مکانیک در حرارت و سیالات ، کارشناسی‌ارشد مهندسی مکانیک- تبدیل انرژی از دانشگاه علوم تحقیقات تهران(۱۳۹۸) و. فعالیت‌های پژوهشی و علاقه‌مندی ایشان در زمینه حرارت، سیالات، و تبدیل انرژی است و در حال حاضر دانشجوی گروه مکانیک دانشگاه علوم تحقیقات تهران می‌باشد.

محمد حسن نوبختی در تهران متولد شده است. تحصیلات دانشگاهی خود را در مقطع کارشناسی مهندسی مکانیک- در حرارت و سیالات از دانشگاه شریف، کارشناسی‌ارشد مهندسی مکانیک- تبدیل انرژی از دانشگاه صنعتی اصفهان و دکتری مهندسی مکانیک-تبدیل انرژی از دانشگاه صنعتی شریف سپری کرده است. فعالیت‌های پژوهشی و علاقه‌مندی ایشان در زمینه حرارت، سیالات، وتبدیل انرژی است و در حال حاضر استادیار گروه مکانیک دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم تحقیقات تهران می‌باشد.

رضا آقایی طوق در تهران متولد شده است. تحصیلات دانشگاهی خود را در مقطع کارشناسی مهندسی مکانیک در حرارت و سیالات از دانشگاه تبریز، کارشناسی‌ارشد مهندسی هوافضا در پیشرانش از دانشگاه امیرکبیر و دکتری مهندسی هوافضا در پیشرانش و آیرودینامیک از دانشگاه صنعتی امیرکبیر سپری کرده است. فعالیت‌های پژوهشی و علاقه‌مندی ایشان در زمینه حرارت، سیالات، وتبدیل انرژی است و در حال حاضر استادیار گروه هوافضا دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم تحقیقات تهران می‌باشد

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.2.4.3]