

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

آنسه اصغری شهریور^۱، محمد حسن نوبختی^{۲*}، 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 هواشناسی، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه آزاد علوم تحقیقات تهران

دریافت: بهار ۹۹ پذیرش: تابستان ۹۹

چکیده

اثربخشی آدیباتیک 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 آدیباتیک 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 آدیباتیک 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

سیال خنک کن از مراحل میانی و یا انتهایی کمپرسور و تزریق آنها از طریق سوراخ های تعییه 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 آببودینامیکی 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 آببودینامیکی توربین گاز گردد[۱]. علاوه بر میزان نسبت پاشش،

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، مخصوصاً 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

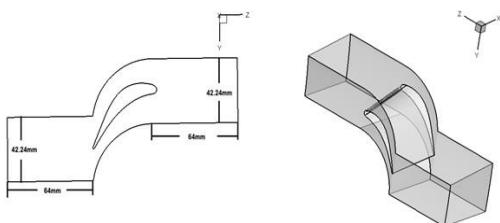
(k-w) را به عنوان بهترین مدل دو معادله‌ای برای بررسی خنک کاری لایه‌ای و در بررسی خنک کاری مدل‌های لبه حمله پره‌های توربین، معرفی کرده‌اند. با توجه به اهمیت خنک کاری لایه‌ای و تاثیر نسبت تزریق در عملکرد خنک کاری لایه‌ای در ناحیه بحرانی لبه حمله، هدف اصلی این کار تمرکز بر ناحیه لبه حمله یک مدل پره توربین گاز می‌باشد تا به بهترین نسبت تزریق در مدل‌های 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 استفاده شده از نوع پره‌های مرحله اول توربین پرفشار خاص با مشخصات جدول ۱ می‌باشد.

جدول ۱- مشخصات پره توربین گاز مورد نظر

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



شکل ۱- مشخصات ابعادی دامنه حل شبکه مورد نظر

دامنه محاسباتی به صورت قطاعی از طبقه اول توربین پرفشار می‌باشد. به طوری که شعاع داخلی و خارجی این طبقه به ترتیب 352 mm و $400/5 \text{ mm}$ می‌باشد و لبه فرار پره به نحوی بر شعاع داخلی و خارجی منطبق شده است که ایرفویل با کمترین طول و ترا در فاصله شعاع داخلی و ایرفویل با بیشترین و ترا در فاصله شعاع خارجی از مرکز مختصات طبقه ۱ توربین، قرار می‌گیرد. تعداد کل پره‌های موجود در این طبقه برابر با 52 می‌باشد و بدین ترتیب پهنه‌ی ورودی جریان عرضی برابر با قطاعی با زاویه $\frac{5}{52}$ درجه می‌باشد که این میزان برابر با $6/9$ درجه می‌باشد. جزئیات دامنه حل در شکل ۱ آورده شده است.

سوراخ‌های خنک کاری در این نوع پره‌ها، معمولاً استوانه‌ای شکل می‌باشد. سوراخ‌های استفاده شده در این کار نیز از نوع استوانه‌ای با قطر 72 میلی‌متر و نسبت طول به قطر، برابر با $1/7$ می‌باشند. سوراخ‌ها دارای دو نوع زاویه بین راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله (α) و راستای جریان و سطح پره (β) می‌باشند. گام سوراخ‌ها در یک ردیف برای تمامی مدل‌ها و در میان قدرت سوراخ‌ها می‌باشد. با توجه به آرایش جناغی سوراخ‌های ردیف وسط در مدل‌های دارای سه ردیف و چهار ردیف سوراخ، گام دیگری نیز میان ردیف سوراخ‌ها قابل تعریف می‌باشد و این میزان همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است در Case ۱ برابر $1/3$ قطر سوراخ‌ها و در Case 2 برابر با $1/6$ برابر قطر سوراخ‌ها می‌باشد.

مشخصات هندسی سوراخ‌ها، نیز به شدت عملکرد خنک کاری لایه‌ای و ضربی انتقال حرارت را تحت تاثیر قرار خواهد داد. یکی از مهمترین این مشخصه‌ها، زوایای تزریق جت نسبت به راستای جریان عرضی می‌باشد. در این بین استفاده از سوراخ‌هایی با زوایای تزریق در راستاهای مختلف نسبت به سوراخ‌هایی با زاویه ساده، عملکرد خنک کاری لایه‌ای را به شدت افزایش خواهد داد. اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای با استفاده از رابطه زیر بدست می‌آید:

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

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 لایه‌ای در راستای جانبی را با میانگین گیری در خطوط عمود بر مسیر جریان عرضی در سطح پره، می‌توان بدست آورد که با نماد $\overline{\Delta}T$ نشان داده می‌شود. محققان به صورت گسترده عملکرد خنک کاری لایه‌ای را با استفاده از این زوایای ترکیبی سوراخ‌ها و تحت نسبت تزریق‌های متفاوت مورد بررسی قرار داده‌اند. مهندل [۲] و همکاران با استفاده از یک مدل تیغه توربین بی‌نوك و دارای لبه حمله متقارن، نشان دادند که که شدت توربولاسی بالا عملکرد خنک کاری لایه‌ای را در نسبت‌های تزریق پایین تحت تأثیر قرار می‌دهد در حالی که 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 در صورتی که سیال خنک‌کننده دارای چگالی بالاتری باشد، در نسبت پاشش بالا، بیشترین میزان عملکرد به دست می‌آید و به طور کلی افزایش چگالی سیال خنک‌کننده باعث کاهش ضربی انتقال حرارت در تمامی مقادیر نسبت پاشش خواهد شد. طبق گزارشاتی که لاکهال [۴] و همکاران با استفاده از یک مدل تیغه توربین متقارن سبعدی و در دو حالت تزریق حاشیه‌ای و بدون تزریق حاشیه‌ای، می‌توان مشاهده نمود که مدل استاندارد دو معادله‌ای $k-\epsilon$ 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 استفاده از 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 داده شده 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 لایه‌ای در راستای حاشیه‌ای پرداخته و مشاهده نمودند که تزریق حاشیه‌ای منجر به ازین رفتار گردابه‌های 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 شبیدار یعنی در 25 درجه اتفاق خواهد افتاد. لتو [۸] و همکاران به بررسی عددی خنک کاری لایه‌ای در یک مدل لبه حمله تیغه توربین به پرداختند و بعد از مقایسه نتایج مربوط به انواع مدل‌های توربولاسی با نتایج تجربی، مدل SST

در معادلات مومنتوم p فشار استاتیک، τ_{ij} تانسور تنش (که در ادامه توضیح داده شده است)، 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 مشوش، که با توجه به مدل جریان مشوش به کار می‌رود، J_j شار پخشی از گونه‌های J می‌باشد.

مدل $k-\omega$ که از فرآگیرترین 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 استاندارد در نزدیکی دیوار نتایج بهتری را در مقایسه با نواحی دورتر از آن و جریان آزاد نشان داده شده است.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i k) &= \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_t + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + p_k - \beta^* \rho \omega k & \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i \omega) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_t + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ \frac{2\rho(1-F_1)\sigma_{\omega_2}}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_i} + \frac{\gamma\rho}{\mu_t} - \beta\rho\omega^2 & \end{aligned} \quad (6)$$

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

$$\phi = F_1 \phi_{in} + (1-F_1) \phi_{out} \quad (7)$$

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (8)$$

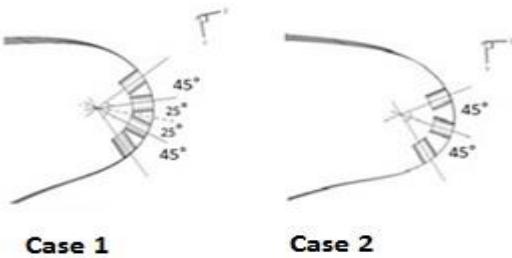
$$\arg_1 = \min(\max(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega\gamma_0}; \frac{500\mu_t}{\rho\gamma_0^2\omega}); \frac{4\rho\sigma_{\omega_2}k}{CD_{kw}\gamma_0^2})$$

در این کار، اثربخشی آدیباتیک 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 مختلف، با استفاده از رهیافت تنش متوسط رینولدز و مدل توربولانسی SST، با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس فلوئنت بررسی شده است.

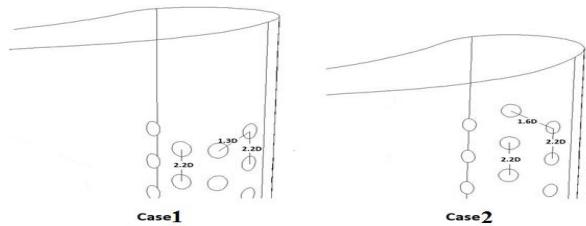
برای تولید شبکه مورد نظر از نرم افزار تجاری انسیس مشینگ استفاده شده است. نوع مش بندی از نوع مش بندی بی سازمان با تعداد ۱۵۵۲۳۷۲ می‌باشد. با توجه به حساسیت جریان در نزدیکی دیواره پره، شبکه بندی در این ناحیه با استفاده از شبکه بندی لایه مرزی اصلاح شده که تولید این شبکه محاسباتی بر اساس ضخامت کلی می‌باشد.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

جدول ۲- مشخصات تعداد ردیف‌ها و زوایای انحرافی سوراخ‌ها در دو مدل پیشنهادی

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



شکل ۲- مشخصات ردیف‌ها و زوایای انحرافی سوراخ‌ها



شکل ۳- مشخصات گام جناغی ردیف سوراخ‌ها

۳- روش حل

معادلات حاکم بر جریان شامل معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی می‌باشند که:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = S_m \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \quad (3)$$

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

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) &= \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left(K_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_{j'} h_{j'} J_{j'} + u_j (\tau_{ij})_{eff} \right) + S_h & \end{aligned} \quad (5)$$

عبارت S_h در معادله بقای جرم، جرم اضافه شده به فاز پیوسته از فاز دوم منتشرشده، می‌باشد.

میباشد و دبی جرمی کلی سیال خنک کننده ورودی به طبقه اول این توربین گاز در محدوده بین $0/026$ تا $0/04$ کیلوگرم بر ثانیه میباشد که با فشار 1385 کیلو پاسکال وارد کاتال های داخلی پره خواهد شد. این فشار با اعمال 2 درصد اتفاق نسبت به فشار کاری متوتر 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 سوراخ های خنک کاری برای مدل های متفاوت، در جدول 3 آورده شده است.

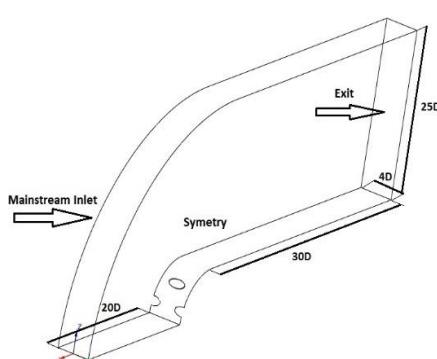
جدول ۳- میزان نسبت تزریق در مدل های پیشنهادی

نسبت تزریق در حالت دوم	نسبت تزریق در حالت اول	مدل
$0/4$	$0/2$	Case 1
$0/54$	$0/27$	Case 2

جريان عرضی و سیال خنک کننده از نوع گاز ایده آل میباشند. ماهیت تراکم پذیر جريان داخل توربین گاز، ایجاد میکند تا فشار عاملی تعیین کننده در تعیین چگالی جريان 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 متر ثانیه از رابطه ساترلندر براساس لزجت مرتع $0/000017$ کیلوگرم بر متر ثانیه و نیز دماهای مرتع و مؤثر $110/56$ و $273/11$ کلوین استفاده شده است.

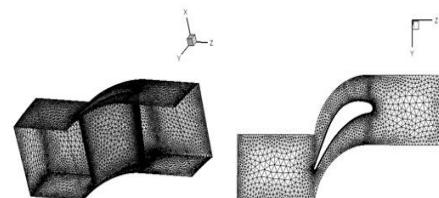
۴- راستی آزمایی نتایج

برای صحت سنجی نتایج بدست آمده از مدل نیمه استوانه ای لبه حمله سلکودن [۹] و همکاران استفاده شده است. در این مدل همان طوری که در شکل 6 نشان داده شده است، دامنه محاسباتی موردنظر از یک مدل باریک شده با پهنای کلی 4 برابر قطر سوراخ میباشد که از دو قسمت اصلی، شامل قسمت عبور جريان عرضی و سوراخ تشکیل شده است. قسمت عبور جريان عرضی از یک کاتال عبوری با مقطع ورودی نیمه استوانه ای میباشد که در فاصله 20 برابر قطر سوراخ از خط سکون فاصله دارد. علاوه بر این مز بالای این ورودی در فاصله 30 برابر قطر سوراخ، در راستای عمودی از خط سکون قرار دارد. خروجی جريان دارای ابعاد $D \times 4D$ میباشد (D قطر سوراخ میباشد) که فاصله آن از خط سکون برابر با 35 برابر قطر سوراخ ها میباشد. شکل اصلی مدل لبه استوانه ای دارای قطر 10 برابر قطر سوراخ ها میباشد.

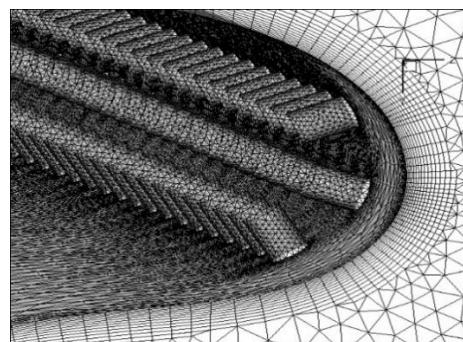


شکل ۶- مشخصات دامنه حل برای مدل صحت سنجی

مرزی دارای 15 لایه با میزان نسبت رشد $1/02$ میباشد و میزان ضخامت کلی این لایه مرزی تقریباً معادل با $0/7$ میلیمتر میباشد که تقریباً برابر با $0/005$ کل پهنای دامنه محاسباتی میباشد. به طوری که کمترین اندازه شبکه تولیدی برابر با $0/1$ متر میباشد و میزان نسبت رشد کلی دامنه برابر با $1/1$ میباشد.



شکل ۴- شبکه بندی دامنه حل



شکل ۵- شبکه بندی لایه مرزی نزدیک سوراخ ها

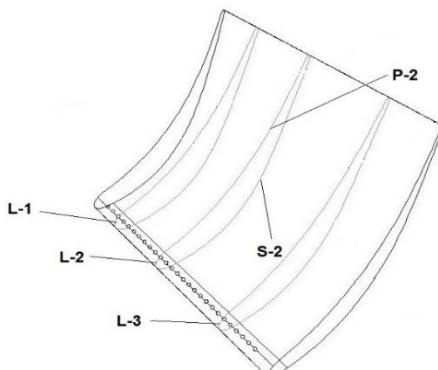
صفحه وروردی جريان عرضی دارای مساحت $0/0026$ مترمربع میباشد. نوع شرط مرزی در این مرز وروردی از نوع دبی جرمی ورودی میباشد. میزان این دبی جرمی $1/45$ کیلوگرم بر ثانیه میباشد که این میزان دبی جرمی ورودی در فشار استاتیک 1347 کیلوپاسکال و میزان دمای استاتیک 1350 درجه کلوین، به دامنه محاسباتی موردنظر وارد شده 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 165 متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. از نظر شرایط توربولانسی جريان میزان توربولانسی در ورودی برابر با 1 درصد در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، میزان مقیاس طولی توربولانسی ورودی برابر با $0/005$ در نظر گرفته شده است. مرز خروجی جريان عرضی از نوع شرط مرزی فشار خروجی میباشد به طوری که فشار کل خروجی جريان برابر با 1048 کیلوپاسکال میباشد. شدت توربولانسی جريان خروجی برابر با $1/5$ درصد در نظر گرفته شده است. دو دیواره مواری با سطوح فشار و مکش پره، دارای شرط مرزی از نوع پریویدیک میباشند. شرط مرزی پریویدیک استفاده شده برای این دیواره ها از نوع شرط مرزی پریویدیک چرخشی میباشد. این شرط مرزی با انتخاب یک محور مختصات استوانه ای به شعاع مشخص، ایجاد شده است.

پوسته های داخلی و خارجی پره های استاتور مرحله اول این توربین گاز، دارای شرط مرزی دیواره و از جنس آلمینیم با مشخصات فیزیکی ثابت میباشند. این دیواره دارای شرط عدم لغزش میباشد. نواحی ورودی سوراخ ها دارای شرط مرزی ورودی دبی جرمی با فشار و دمای مشخص میباشند. دمای ورودی در هر یک از این سوراخ ها برابر با 732 درجه کلوین

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 منحنی‌های 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 منحنی‌های 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 می‌باشد. همانطوری که از شکل ۸، 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 پهنه‌ای 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 $0/0101$ ، $0/04285$ و $0/03885$ متر باشد.

مطالعه استقلال از شبکه در این کار توسط سه مدل شبکه بندی با تعداد سلول‌های محاسباتی 156234 ، 1158254 و 2321121 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 1158254 سلول محاسباتی روند مشابهی با تعداد سلول دو برابر در شبکه بندی ریزتر دارد و از طرفی دیگر این میزان با نتایج به دست آمده از شبکه بندی درشت تر که دارای 156234 سلول محاسباتی می‌باشد، اختلاف چشمگیری دارد. بنابراین با توجه به این نتایج می‌توان گفت که شبکه بندی مورد نظر برای تعداد سلول پیشنهادی 1158254 ، مستقل از شبکه بندی ایجاد شده می‌باشد.

ردیف سوراخ‌های موردنظر در این حالت از نوع استوانه‌ای با قطر $12/7$ D میلی‌متر و زاویه تزریق 25° و 45° درجه نسبت به راستای زاویه بین مسیر جریان عرضی در جریان عرضی با جهت شعاعی لبه حمله در هر دو طرف آن و همچنین 30° درجه نسبت به راستای زاویه بین مسیر جریان عرضی با سطح مدل شبه استوانه‌ای می‌باشد.

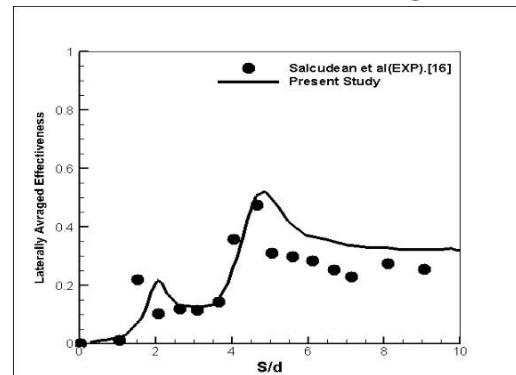
در جهت Z، برای سطح پایینی که در زیر مسیر جریان عبوری قرار دارد، شرط مرزی دیواره با شرایط دمایی کوپل گذاشته شده است. میزان سرعت در ورودی سوراخ‌ها، به گونه‌ای تنظیم شده است که بتواند نسبت تزریق موردنظر را در دمای ورودی جت به میزان 600 کلوین ایجاد نماید. میزان نسبت توربولانسی جریان ورودی جت $0/2$ درصد می‌باشد و مقیاس طول آشفتگی در آن $0/001$ می‌باشد. دیواره بالایی نیز دارای شرط مرزی دیواره خواهد بود که شرط عدم لغزش نیز برای آن به کاربرده شده است.

در راستای جریان عرضی و در جهت محور X، صفحه ورودی دارای شرط مرزی ورودی سرعت با مؤلفه سرعت در جهت محور Xها و دارای اندازه 20 متر بر ثانیه می‌باشد بهطوری که دو مؤلفه دیگر سرعت در این قسمت صفر می‌باشند. دمای سیال ورودی در این قسمت 1200 کلوین می‌باشد و با توجه به نوع سیال عامل که گاز ایده آل می‌باشد شدت توربولانسی جریان اصلی نیز $0/2$ درصد در نظر گرفته شده است و مقیاس طول آشفتگی، $0/001$ نظر گرفته شده است.

شبکه موردنظر دارای دو بلوك می‌باشد و نوع شبکه‌بندی چند بلوكه می‌باشد. شبکه‌بندی قسمت لبه حمله از نوع بی‌سازمان می‌باشد در حالی که ادامه دامنه محاسباتی در بلوك شماره دو دارای شبکه‌بندی از نوع با سازمان

و در مجموع دارای 153361 سلول محاسباتی می‌باشد.

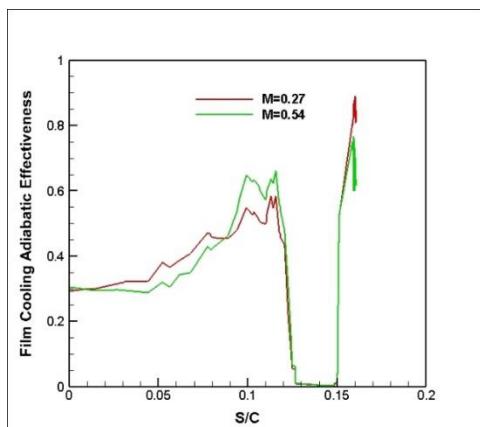
با توجه به نمودار شکل ۷، تطابق نتایج حاصل از توزیع اثربخشی متوسط جانبی خنک کاری لایه‌ای در نسبت تزریق ۱، با نتایج تجربی در حد قابل قبول و خوب می‌باشد.



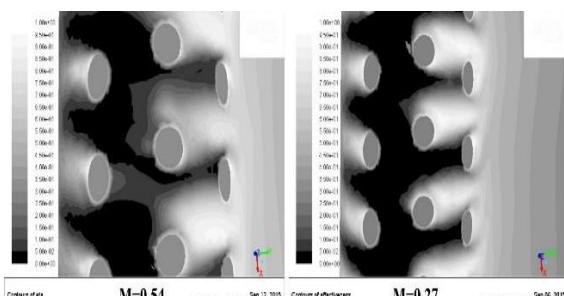
شکل ۷- مقایسه نتایج تجربی و عددی به دست آمده برای توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط در راستای جانبی برای نسبت تزریق ۱

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 بهاین علت در ناحیه کوچکی در نزدیکی سوراخ‌ها، دما بیشتر از دمای جت می‌باشد در حالی که در ردیف دوم سوراخ‌ها، ناحیه دارای فشار کمی بوده و این نقص وجود ندارد.

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 خنک کاری لایه‌ای در این ناحیه، با افزایش نسبت تزریق، افزایش حدود ۳۰ درصدی داشته است.

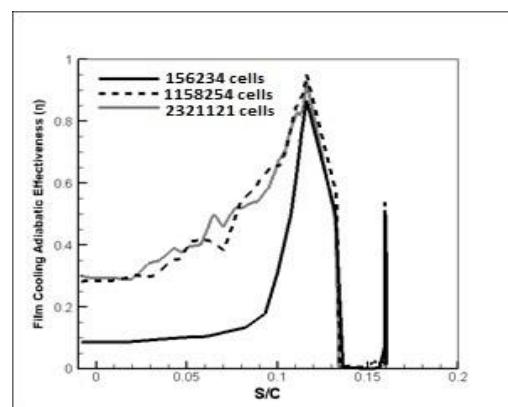


شکل ۱۲- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی L-2



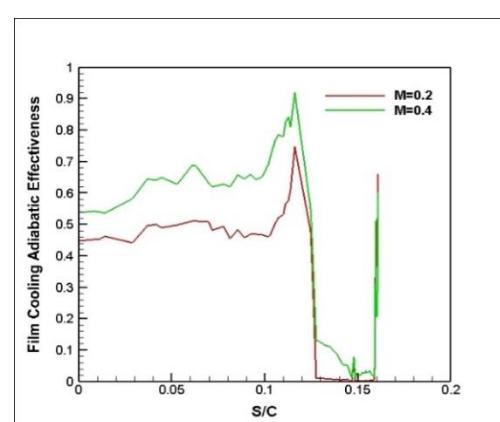
شکل ۱۳- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق های متفاوت در قسمت مرکزی لبه حمله

در حالی که با توجه به نمودار شکل ۱۲، عملکرد خنک کاری لایه‌ای به طور چشمگیری تحت تاثیر نسبت تزریق نبوده است و در نواحی نزدیک سوراخ‌ها الگوهای توزیعی، تقریباً مشابه می‌باشد. در نواحی مکش لبه حمله افزایش نسبت تزریق، منجر به کاهش ۵ درصدی عملکرد آدیباتیک خنک کاری لایه‌ای شده است در حالی که در نواحی بین سوراخ‌ها، افزایش نسبت تزریق منجر به افزایش حدود ۷ درصدی اثربخشی خنک کاری لایه‌ای ای خواهد شد. پس در مدل‌های سه بعدی سوراخ، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای تحت تاثیر نسبت تزریق در این نواحی نخواهد بود

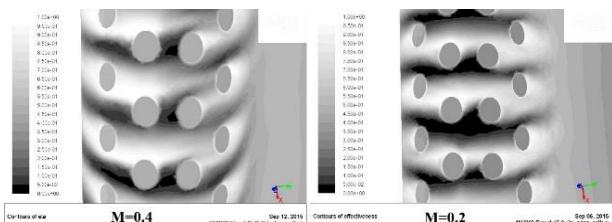


شکل ۹- مقایسه نتایج به دست آمده برای اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در شبکه بندی‌های مختلف در منحنی L-1

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



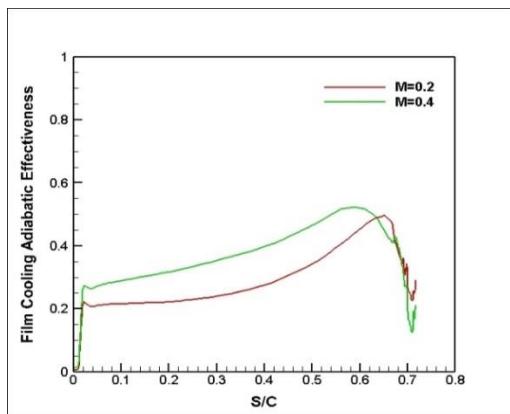
شکل ۱۰- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی L-2



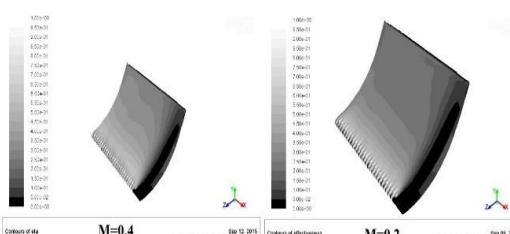
شکل ۱۱- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق های متفاوت در قسمت مرکزی لبه حمله

با توجه به نمودار شکل ۱۰، که نشان دهنده توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در Case 1 و تحت دو نسبت تزریق متفاوت نشان می‌دهد، بهوضوح می‌توان مشاهده نمود که اثربخشی خنک کاری لایه‌ای دارای الگوی توزیعی کاملاً یکسان و البته بهمود یافته تر در نسبت تزریق بالاتر، در نواحی مکش لبه حمله، برای هر دو مقدار نسبت تزریق می‌باشد. در حالی که در

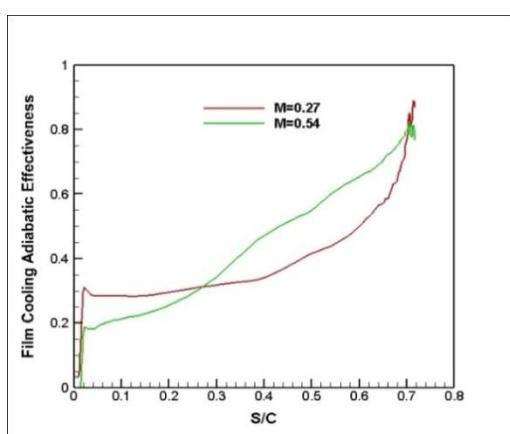
با مطالعه نتایج بدست امده در قسمت مکش منحنی مرکزی برای دو مدل Case 1 و Case 2، که در نمودار شکل ۱۴ و ۱۶ نشان داده شده اند می توان مشاهده کرد که در Case 1، در تمامی نواحی، با توجه به افزایش نسبت تزریق، میزان اثربخشی خنک کاری لایه ای ۱۰ درصد بهبود یافته است. در حالی که در مدل Case 2، این میزان افزایش تنها 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.



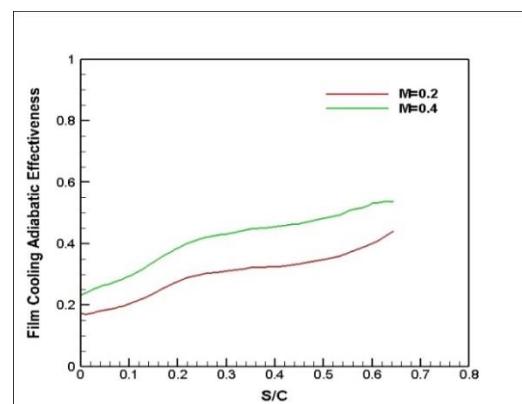
شکل ۱۸- توزيع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق P-2 های متفاوت در منحنی ۲



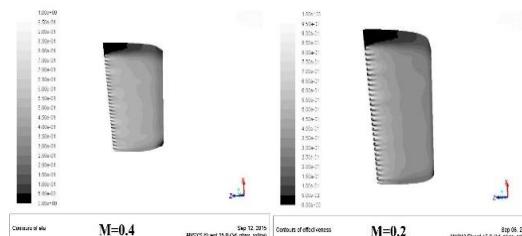
شکل ۱۹- توزيع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت فشار



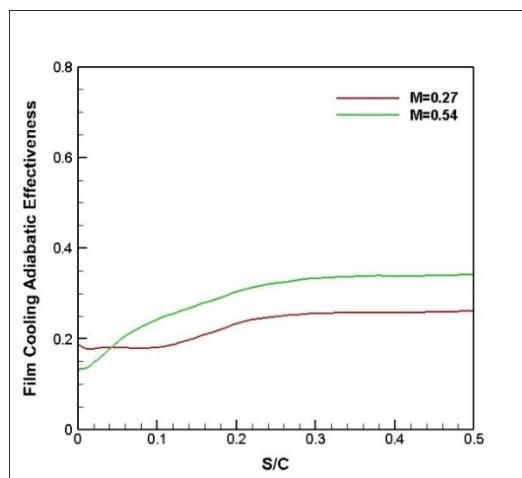
شکل ۲۰- توزيع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی ۲



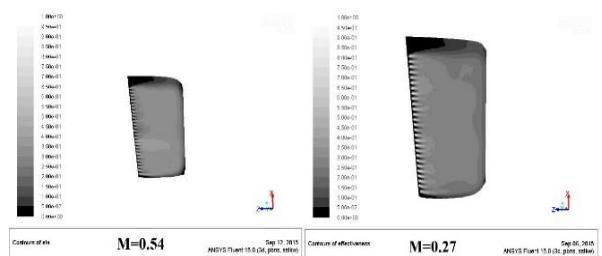
شکل ۱۴- توزيع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 1 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی ۲



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



شکل ۱۶- توزيع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق های متفاوت در منحنی ۲

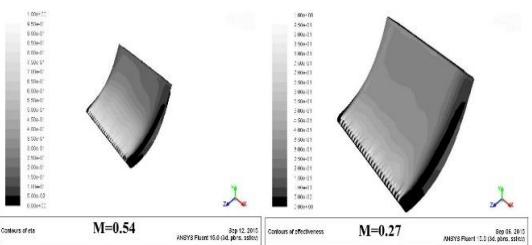


شکل ۱۷- توزيع اثربخشی خنک کاری لایه ای برای مدل Case 2 تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت مکش

۶- علایم، نشانه‌ها و ارقام

قطر سوراخ‌های خنک‌کاری، m	D
ضریب انتقال حرارت حابحایی محلی ، W/m^2-K	h
ضریب انتقال حرارت هدایتی ، $W/m-K$	k
طول سوراخ‌های تزریق، m	L
نسبت تزریق	M
مسیر جریان از لبه بالادست سوراخ‌ها ، m	X
انرژی جنبشی اشتفتگی ، m^2/s^2	K
فاصله منحنی روی پره ، m	S
اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای	η
حرارت مخصوص ، $J/kg-K$	C_p
چگالی خنک کننده	ρ_c
چگالی جریان اصلی	ρ_∞
ویسکوزیته ادی ها	μ_t
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 Measurements on 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 leading edge of a symmetrical turbine blade model". International Journal of Heat and Fluid Flow, 2001. **22**(2): p. 113-122.



شکل ۲۱- توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای مدل 2 case تحت نسبت تزریق متفاوت در قسمت فشار

بررسی‌های تاثیر نسبت تزریق در قسمت فشار برای این دو مدل تحت نسبت تزریق‌های متفاوت که در نومدار شکل‌های ۱۸ و ۲۰ آورده شده اند، نشان می‌دهند که در نواحی فشار در نزدیک سوراخ‌ها، عملکرد خنک‌کاری در Case 1 با افزایش نسبت تزریق به میزان ۴ درصد، کاهش خواهد داشت و گردانی‌های فشاری مطلوب، منجر به جدایش جریان در این ناحیه شده، به طوری که رفتارهای با کاهش انحنای سطح، میزان عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای بهبود یافته است. در حالی که بررسی‌های انجام شده در مدل Case 2، نشان می‌دهد 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 می‌شود احتمال جدایی جریان در نواحی نزدیک لبه فرار، افزایش یافته است.

۶- نتیجه گیری

اثربخشی آدیاباتیک خنک‌کاری لایه‌ای در یک پروفیل خاص پره توربین گاز با استفاده از سوراخ‌هایی 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 برسی شده است. با مطالعه نتایج بدست آمده در قسمت مکش منحنی مرکزی برای مدل Case 2 و Case 1، تحت شرایط نسبت پاشش‌های متفاوت و در قسمت مکش، می‌توان مشاهده کرد که در Case 1، در تمامی نواحی، افزایش نسبت تزریق، میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای به طور متوسط حدود ۱۵ درصد، افزایش یافته است. 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 خنک‌کاری لایه‌ای در مدل‌های ۴ ردیف سوراخ به شدت تحت تاثیر نسبت تزریق بوده به طوری که به میزان ۳۰ درصد، عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای بهبود یافته است اما در مدل‌های دارای سه ردیف سوراخ، عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای تحت تاثیر بالای نسبت پاشش نمی‌باشد و میزان متوسط عملکرد آدیاباتیک خنک‌کاری لایه‌ای، در مدل‌های ۴ ردیف سوراخ در ناحیه لبه حمله بالاتر از مدل‌های دارای سه ردیف سوراخ می‌باشد.

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

رزومه

آنسه اصغری شهریور در تهران متولد شده است (۱۳۷۱). تحصیلات دانشگاهی خود را در مقطع کارشناسی مهندسی مکانیک در حرارت و سیالات ، کارشناسی ارشد 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، کارشناسی ارشد 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، و تبدیل 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، کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا در پیشرانش از دانشگاه امیرکبیر و دکتری مهندسی هوافضا در پیشرانش و آبرودینامیک از دانشگاه صنعتی امیرکبیر سپری کرده است. فعالیت‌های پژوهشی و علاقه‌مندی ایشان در زمینه حرارت، سیالات، و تبدیل انرژی است و در حال حاضر استادیار گروه هوافضا دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم تحقیقات تهران می‌باشد