

شبیه سازی عددی اثرات زوایای ترکیبی در عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه ای

آنسه اصغری شهریور^{۱*}، محمد حسن نوبختی^۲

*۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مکانیک برق کامپیوتر، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم تحقیقات تهران

anese.asghari@outlook.com.

۲- استادیار، گروه مکانیک، دانشکده مکانیک برق کامپیوتر، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم تحقیقات تهران، m.nobakhti@srbiiau.ac.ir

دریافت: تیر ۹۹، بازنگری: آذر ۹۹، پذیرش: آذر ۹۹

چکیده

اثر بخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای پره توربین گاز با استفاده از سوراخ هایی با زوایای ترکیبی در سه راستای مختلف مورد بررسی قرار گرفته است، که شامل سه مدل هندسی و یک نسبت تزریق مشخص می باشد که با استفاده از رهیافت تنش متوسط رینولدز و مدل توربولانسی SST حل شده است. یکی از زوایا شامل ۴۵ درجه نسبت به راستای جریان می باشد و زوایای دیگر در امتداد شعاعی لبه حمله در طرفین خط سکون، شامل زوایای صفر و ۲۵ درجه نسبت به راستای جریان و سطح پره در ناحیه لبه حمله می باشند و زوایای دیگر، شامل زوایای صفر و ۳۵ درجه خروجی سوراخ ها نسبت به راستای خط سکون می باشند که با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس فلونت شیه سازی شده اند. نتایج بدست آمده نشان می دهند که اثر بخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در نواحی نزدیک پایه پره به شدت تحت تاثیر این زوایای انحرافی بوده در حالی که با نزدیک شدن به نواحی بالایی تیغه عملکرد خنک کاری لایه ای، تحت تاثیر این زوایای تزریق نخواهد بود.

*عهده دار مکاتبات: anese.asghari@outlook.com

کلمات کلیدی: توربین گاز، خنک کاری لایه ای، زوایای ترکیبی

۱-مقدمه

افزایش راندمان سیکل ترمودینامیکی توربین گاز، با توجه مطالعات انجام شده در این حوزه بسیار اساسی می باشد. طبق ملاحظات ترمودینامیکی، افزایش دمای ورودی از محفظه احتراق به توربین منجر به افزایش راندمان حرارتی توربین گاز خواهد شد. مقاومت حرارتی سطح پره ها باید به نحوی باشد که تحمل تنش های حرارتی بالا را داشته باشد. سوپرآلیاژهای استفاده شده در پره های توربین گاز، برای محدوده دمایی مشخصی طراحی شده اند بنابراین تجهیز سطح این پره ها به یک روش خنک کاری کارآمد امری ضروری می باشد. موثرترین روش خنک کاری خارجی سطح پره ها، خنک کاری لایه ای می باشد که با مکش سیال خنک کن از مراحل میانی و یا انتهای کمپرسور و تزریق آن ها 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 آیرودینامیکی 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. 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. اکاد [۲] و همکاران با اشاره به بار حرارتی و پیچیدگی میدان جریان در ناحیه لبه حمله به علت انحنای بسیار زیاد این ناحیه، ضریب انتقال حرارت و بازده آدیاباتیک خنک کاری لایه ای را بررسی نموده اند. مدل انتخابی در این کار، یک مدل شبه استوانه ای لبه حمله با دنباله تخت می باشد. مطالعات انجام شده شامل بررسی تاثیر شکل خروجی سوراخ ها و نیز تاثیر زوایای سوراخ ها بین مسیر جریان و راستای خط سکون می باشد، طبق گزارش های داده شده، افزایش میزان زوایای ترکیبی موجب افزایش عملکرد خنک کاری لایه ای خواهد شد و این افزایش در نسبت های پاشش پایین تر محسوس تر می باشد ولی در نسبت های پاشش بالاتر به علت جدایی جریان خنک کننده از سطح تیغه، عملکرد خنک کاری لایه ای به شدت کاهش می یابد لینگ [۳] و همکاران به بررسی عددی میدان دما-فشار و همچنین توزیع ضریب عملکرد خنک کاری لایه ای پرداخته و با استفاده از یک مدل پره با زوایای ۴۵ درجه مسیر جریان با محور شعاعی و زاویه های ۳۰ و ۹۰ درجه با سطح پره، عملکرد خنک کاری را در نواحی مختلف پره و تحت نسبت تزریق های متفاوت بررسی نموده اند. با توجه به نتایجی که گزارش شده است، نسبت تزریق های متفاوت در زوایای ترکیبی ثابت سوراخ ها، عملکرد چشمگیری نداشته است و در نواحی مکش میزان عملکرد خنک کاری لایه ای با افزایش نسبت تزریق، افزایش خواهد یافت و نحوه تاثیر این زوایای ترکیبی در لبه حمله به شدت بالا می باشد و میزان خنک کاری لایه ای در ناحیه فشار، با افزایش زاویه سوراخ ها نسبت به سطح کاهش خواهد یافت در حالی که در زوایای پایین تر، میزان عملکرد خنک کاری لایه ای در یک نسبت تزریق ثابت، بهتر می باشد.

هان [۴] و همکاران با استفاده از یک مدل استوانه ای لبه حمله، نشان دادند که در نسبت پاشش پایین، بیشترین میزان عملکرد سیستم خنک کاری لایه ای قابل پیش بینی می باشد و با افزایش این میزان عملکرد خنک کاری غشایی، تضعیف خواهد شد و در صورتی که سیال خنک کننده دارای چگالی بالاتری باشد، در نسبت پاشش بالا، بیشترین میزان عملکرد به دست می آید و به طور کلی افزایش چگالی سیال خنک کننده باعث کاهش ضریب انتقال حرارت در تمامی مقادیر نسبت پاشش خواهد شد. طبق گزارشاتی که لاکهال [۵] و همکاران با استفاده از یک مدل تیغه توربین متقارن سه بعدی و در دو حالت تزریق حاشیه ای و بدون تزریق حاشیه ای، می توان مشاهده نمود که مدل استاندارد دو معادله ای $k-\epsilon$ قادر به پیش بینی عملکرد خنک کاری لایه ای در راستای عمود بر مسیر جریان و در راستای تغییر گام تیغه نمی باشد. یورک [۶] و همکاران با تمرکز مطالعاتی در ناحیه لبه حمله، به بررسی تاثیر افزایش زاویه خروجی سوراخ ها و شکل مخروطی آن ها پرداخته و نتایج را با سوراخ های استوانه ای شکل مقایسه نموده اند. طبق گزارش های داده شده استفاده از سوراخ های مخروطی شکل نسبت به سوراخ های استوانه ای شکل دارای عملکرد خنک کاری بسیار بالایی در ناحیه حاشیه ای و عرض پره می باشد. ازی و جبران [۷] به بررسی عملکرد خنک کاری لایه ای تحت سوراخ های میکرو ($d \ll 1 \text{ mm}$) پرداخته و نتایج حاصل را با نتایج مربوط به سوراخ های ماکرو مقایسه نموده اند، مقایسه بین پیش بینی های دو مدل توربولانسی دو معادله ای استاندارد و منطقی ریلیزبیل، مدل توربولانسی کی اپسیلون و نیز مدل دولایه ای زیر ناحیه لزج، بر ای اعتبار سنجی نتایج به دست آمده در بهبود عملکرد خنک کاری لایه ای، استفاده شده است و با توجه به نتایج معلوم می شود که مدل دو معادله ای $K-\epsilon$ نتایج را بسیار نزدیک تر به نتایج واقعی پیش بینی نموده است. لئو [۸] و همکاران به بررسی عددی خنک کاری لایه ای در یک مدل لبه حمله تیغه توربین پرداختند و بعد از مقایسه نتایج مربوط به انواع مدل های توربولانسی با نتایج تجربی، مدل $SST(k-w)$ را به عنوان بهترین مدل دو معادله ای برای بررسی خنک کاری لایه ای و در بررسی خنک کاری مدل های لبه حمله پره های توربین، معرفی کرده اند. وینکا [۹] و همکاران به بررسی تاثیر انحنای محدب تیغه که به وضوح عملکرد خنک کاری لایه ای را تحت تاثیر قرار می دهد پرداخته شده است. با ایجاد یک سطح دارای انحنای محدب عملکرد خنک کاری لایه ای افزایش یافته و در صورت ایجاد یک سطح با انحنای مقعر عملکرد خنک کاری لایه ای

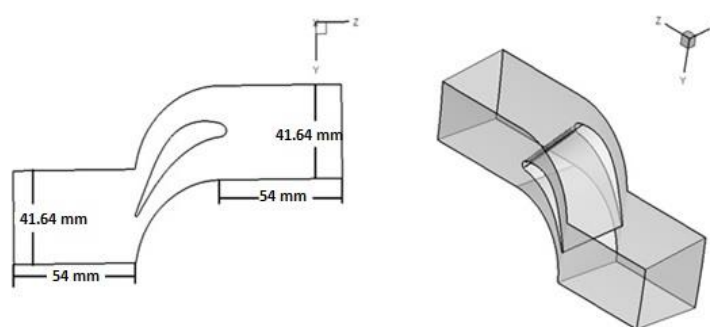
کاهش می یابد. مطالعات تجربی گومز [۱۰] و همکاران با استفاده از یک تونل باد پرسرعت آبخاری انجام شده، اصلی ترین هدف در این تحقیقات، دستیابی به بیشترین میزان عملکرد خنک کاری لایه ای و انتقال حرارت، در نواحی که جدایی جریان اصلی وجود ندارد، می باشد و در مدل مشابه قبلی مدل تیغه به گونه ای طراحی شده بود که دارای بیشترین جدایی جریان در ناحیه فشار باشد به نحوی که این جدایی با شروع از لبه حمله و امتداد آن تا نصف وتر ایرفویل تیغه توربین می باشد. در حالی که در این مدل با افزایش نسبت گام به وتر تیغه، میزان جدایی جریان در ناحیه مکش افزایش می یابد و این میزان گام افزایش یافته، جدایی جرمی جریان را با استفاده از شاخ های بسیار قوی روی قسمت مکش، تحت تاثیر قرار می دهد. میزان جدایی جریان با استفاده از تجهیزات جت ایجاد گردابه کنترل می شود تا به این منظور تاثیرات تلفات فشاری ایجاد شده توسط آن را کاهش می دهد. با توجه به اهمیت خنک کاری لایه ای و تاثیر نسبت زوایای تزریق ترکیبی در عملکرد خنک کاری لایه ای در ناحیه بحرانی لبه حمله، هدف اصلی این کار تمرکز بر نحوه توزیع جریان سیال خنک کن، تحت این زوایای تزریق ترکیبی در ناحیه لبه حمله یک مدل پره توربین گاز، می باشد تا تاثیر این زوایای تزریق و افزات متقابل سه ردیف سوراخ شبیه سازی و بررسی گردد.

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	
طول وتر ایرفویل پره (بر حسب میلی متر)	۵۲/۷۹
تعداد ردیف سوراخ	۳



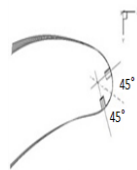
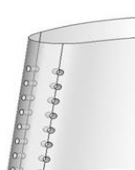
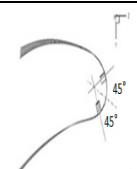
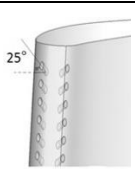
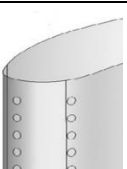
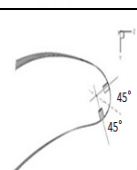
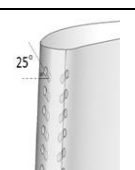
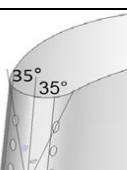
شکل ۱- مشخصات ابعادی دامنه حل شبکه مورد نظر

دامنه محاسباتی به صورت قطاعی از طبقه اول توربین پرفشار می باشد. به طوری که شعاع داخلی و خارجی این طبقه به ترتیب ۳۵۲ و ۴۱۰/۵ میلی متر می باشد و لبه 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 اول، قرار می گیرد. تعداد کل پره های موجود در این طبقه برابر با ۵۲ می باشد و بدین ترتیب پهنای ورودی جریان عرضی برابر با قطاعی با زاویه $\frac{360}{52}$ درجه می باشد که این میزان برابر با $\frac{6}{9}$ درجه می باشد. جزئیات دامنه حل در شکل ۱ آورده شده است.

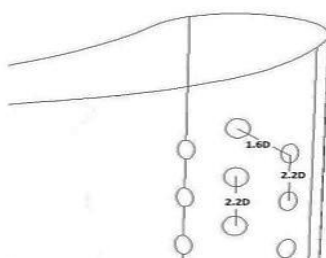
سوراخ‌های خنک کاری در این نوع پره ها، معمولاً استوانه‌ای شکل می‌باشد. سوراخ‌های استفاده شده در این کار نیز از نوع استوانه‌ای با قطر ۰/۷۲ میلی‌متر و نسبت طول به قطر، برابر با ۱/۷ می‌باشند. سوراخ‌ها طبق شکل ۲، دارای سه نوع زاویه بین راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله (α)، راستای جریان و سطح پره (β) و زاویه خروجی سطح مقطع سوراخ با خط سکون (γ) می‌باشند که اندازه‌های مربوط به این زوایای ترکیبی در جدول ۲ بیان شده است. گام سوراخ‌ها در یک ردیف برای تمامی مدل‌ها برابر با ۲/۲ برابر قطر 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 برابر با ۱/۶ برابر قطر سوراخ‌ها می‌باشد.

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

نام مدل	تعداد ردیف سوراخ	تعداد کل سوراخ	زاویه α	زاویه β	زاویه γ
Case 1	2	54	$\pm 45^\circ$	0°	0°
Case 2	2	54	$\pm 45^\circ$	25°	0°
Case 3	2	54	$\pm 45^\circ$	25°	35°

زاویه (α)	زاویه (β)	زاویه (γ)	
			Case 1
			Case 2
			Case 3

شکل ۲- مشخصات ردیف ها و زوایای انحرافی سوراخ ها



شکل ۳- مشخصات گام جناغی ردیف سوراخ ها

۳- روش حل

۳-۱- معادلات حاکم و مدل سازی

اثر بخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای با استفاده از رابطه ۱ بدست می آید [۲]:

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

که در این معادله، T_{aw} میزان دمای آدیاباتیک سطح پره، T_{∞} دمای جریان عرضی و $T_{c,exit}$ دمای سیال خنک کننده در خروجی سوراخ ها می باشد. علاوه بر این، اثر بخشی 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 $\bar{\eta}$ نشان داده می شود. با توجه به اینکه نسبت چکالی در این مطالعه ثابت در نظر گرفته شده است فرض جریان تراکم پذیر برای میدان حل در نظر گرفته شده است. با این فرض معادلات حاکم بر جریان شامل معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی می باشند [۶] که:

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

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

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

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

عبارت S_m در معادله شماره ۲ مربوط به بقای جرم، جرم اضافه شده به فاز پیوسته از فاز دوم منتشر شده، می باشد.

در معادلات مومنتوم شماره ۳، p فشار استاتیک، τ_{ij} تانسور تنش (که در ادامه توضیح داده شده است)، ρg_i و F_i نیروهای جسمی گرانشی و جسمی خارجی در جهت i می باشد و در معادله شماره ۴ مربوط به معادله انرژی، J_j شار پخشی از گونه های j می باشد و K_{eff} ضریب هدایت مؤثر ($K_t + K$) می باشد، که K_t ضریب هدایت گرمایی جریان مغشوش، که با توجه به مدل جریان مغشوش به کار می رود،

مدل $k-\omega$ که از فراگیرترین مدل های آشفتگی است که اساساً برای جریان های 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 [۸] در نزدیکی دیوار نتایج بهتری را در مقایسه با نواحی دورتر از آن و جریان آزاد نشان داده شده است.

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

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

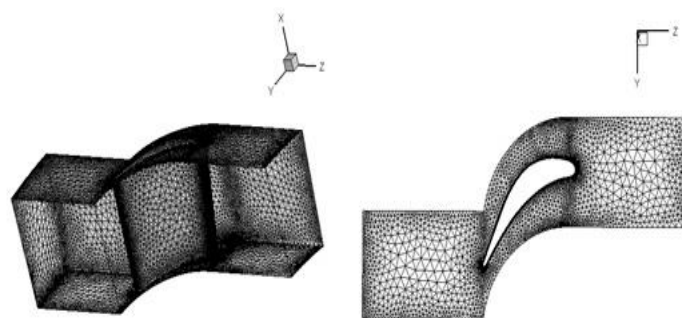
$$\phi = F_1 \phi_{in} + (1 - F_1) \phi_{out} \quad F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (7)$$

$$\arg_1 = \min(\max(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega\gamma_0}; \frac{500\mu_t}{\rho\gamma_0^2\omega}); \frac{4\rho\sigma_\omega k}{CD_{k\omega}\gamma_0^2}) \quad (8)$$

۳-۲ حل عددی

در این کار، اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در یک پروفیل پره توربین گاز با استفاده از سوراخ هایی با زوایای ترکیبی ۴۵ درجه نسبت به راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله در طرفین خط سکون، همچنین زوایای صفر و ۲۵ درجه نسبت به راستای جریان و سطح پره در ناحیه لبه حمله و نیز زوایای صفر و ۳۵ درجه بین خروجی سطح مقطع سوراخ و راستای خط سکون، تحت یک نسبت تزریق مشخص، 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 می باشد. 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 می باشد. این شبکه بندی لایه مرزی دارای ۱۵ لایه با میزان نسبت رشد ۱/۰۲ می باشد و میزان ضخامت کلی این لایه مرزی تقریباً معادل با ۰/۷ میلی متر می باشد که تقریباً برابر با ۰/۰۵ کل پهنای دامنه محاسباتی می باشد. به طوری که کمترین اندازه شبکه تولیدی برابر با ۰/۰۱ متر می باشد و میزان نسبت رشد کلی دامنه برابر با ۱/۱ می باشد. تصاویر مربوط به شبکه بندی مربوط به دامنه حل و نواحی نزدیک سوراخ ها در شکل ۴ آورده شده است.



شکل ۴- شبکه بندی دامنه حل

صفحه ورودی جریان عرضی دارای مساحت 0.026 مترمربع می باشد. نوع شرط مرزی در این مرز ورودی از نوع دبی جرمی ورودی می باشد. میزان این دبی جرمی $1/45$ کیلوگرم بر ثانیه می باشد که این میزان دبی جرمی ورودی در فشار استاتیک 1347 کیلوپاسکال و میزان دمای استاتیک 1350 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 165 متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. جریان ورودی دارای عدد رینولدز $10^5 \times 7/49$ و کاملاً آشفتگی می باشد. میزان شدت توربولانسی جریان در ورودی برابر با 1 درصد در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، میزان مقیاس طولی توربولانسی ورودی برابر با 0.05 در نظر گرفته شده است. مرز خروجی جریان عرضی از نوع شرط مرزی فشار خروجی می باشد به طوری که فشار کل خروجی جریان برابر با 1048 کیلوپاسکال می باشد. شدت توربولانسی جریان خروجی برابر با $1/5$ درصد در نظر گرفته شده است.

دو دیواره موازی با سطوح فشار و مکش پره، دارای شرط مرزی از نوع پریودیک می باشند. شرط مرزی پریودیک استفاده شده برای این دیواره ها از نوع شرط مرزی پریودیک چرخشی می باشد. این شرط مرزی با انتخاب یک محور مختصات استوانه ای به شعاع مشخص، ایجاد شده است.

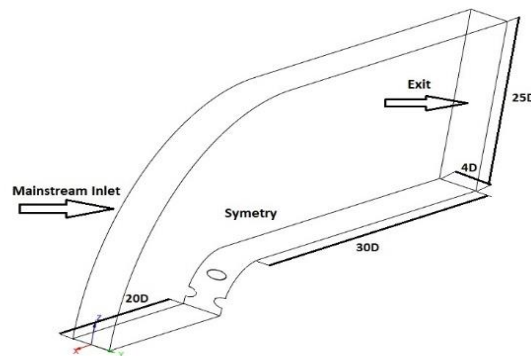
پوسته های داخلی و خارجی پره های استاتور مرحله اول این توربین گاز، دارای شرط مرزی دیواره و از جنس آلومینیم با مشخصات فیزیکی ثابت می باشند. این دیواره دارای شرط عدم لغزش می باشند. نواحی ورودی سوراخ ها دارای شرط مرزی ورودی دبی جرمی با فشار و دمای مشخص می باشند. دمای ورودی در هر یک از این سوراخ ها برابر با 732 درجه کلوین می باشد و دبی جرمی کلی سیال خنک کننده ورودی به طبقه اول این توربین گاز در محدوده بین 0.26 تا 0.4 کیلوگرم بر ثانیه می باشد که با فشار 1385 کیلو پاسکال وارد کانال های داخلی پره خواهد شد. این فشار با اعمال 2 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.

جریان عرضی و سیال خنک کننده از نوع گاز ایده آل می باشند. ماهیت تراکم پذیر جریان داخل توربین گاز، ایجاب می کند 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 (kg/m.s) از رابطه ساترلند براساس لزجت مرجع (kg/m.s) استفاده شده است. 0.00017 و نیز دماهای مرجع و مؤثر $273/11$ و $110/56$ کلوین استفاده شده است.

۴- راستی آزمایی نتایج

برای صحت سنجی نتایج بدست آمده از مدل نیمه استوانه ای لبه حمله سالکودن [11] و همکاران استفاده شده است. در این مدل همان طوری که در شکل 5 نشان داده شده است، دامنه محاسباتی مورد نظر 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 استوانه ای می باشد 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 $25D \times 4D$ می باشد (D قطر سوراخ می باشد) که فاصله آن از خط سکون برابر با ۳۵ برابر قطر سوراخ ه می باشد. شکل اصلی مدل لبه استوانه ای دارای قطر ۱۰ برابر قطر سوراخ ه می باشد.



شکل ۵- مشخصات دامنه حل برای مدل صحت سنجی

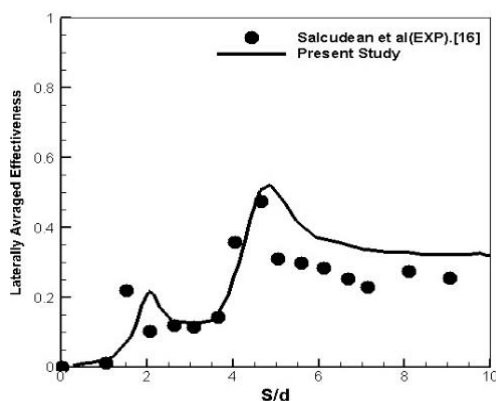
ردیف سوراخ های موردنظر در این حالت از نوع استوانه ای با قطر $D = 13/7$ میلی متر و زاویه تزریق ۲۵ و ۴۵ درجه نسبت به راستای زاویه بین مسیر جریان عرضی با جهت شعاعی لبه حمله در هر دو طرف آن و همچنین ۳۰ درجه نسبت به راستای زاویه بین مسیر جریان عرضی با سطح مدل شبه استوانه ای می باشد.

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، به گونه ای 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 می باشد و مقیاس طول آشفتگی در آن، ۰/۰۰۱ می باشد. دیواره بالایی نیز دارای شرط مرزی دیواره خواهد بود که شرط عدم لغزش نیز برای آن به کار برده 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 X ها و دارای اندازه ۲۰ متر بر ثانیه می باشد به طوری که دو مؤلفه دیگر سرعت در این قسمت صفر می باشند. دمای سیال ورودی در این قسمت ۱۲۰۰ کلوین می باشد و با توجه به نوع سیال عامل که گاز ایده آل می باشد شدت توربولانسی جریان اصلی نیز ۰/۲ درصد در نظر گرفته شده است و مقیاس طول آشفتگی، ۰/۰۰۱ در نظر گرفته شده است.

شبکه موردنظر دارای دو بلوک می باشد و نوع شبکه بندی چند بلوکه می باشد. شبکه بندی قسمت لبه حمله از نوع بی سازمان می باشد در حالی که ادامه دامنه محاسباتی در بلوک شماره دو دارای شبکه بندی از نوع با سازمان و در مجموع دارای ۱۵۳۳۶۱ سلول محاسباتی می باشد.

با توجه به نمودار شکل ۶، تطابق نتایج حاصل از توزیع اثربخشی متوسط جانبی خنک کاری لایه ای در نسبت تزریق ۱، با نتایج تجربی در نواحی نزدیک سوراخ ها در حد قابل قبول و خوب می باشد و در نواحی بالادست سوراخ ها بدلیل احتمال جدایی جریان خنک کن از روی سطح در مدل آزمایشگاهی، میزان اختلاف نتایج آزمایشگاهی و عددی متفاوت خواهد بود.



شکل ۶- مقایسه نتایج تجربی و عددی به دست آمده برای توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای متوسط در راستای جانبی برای نسبت تزریق ۱

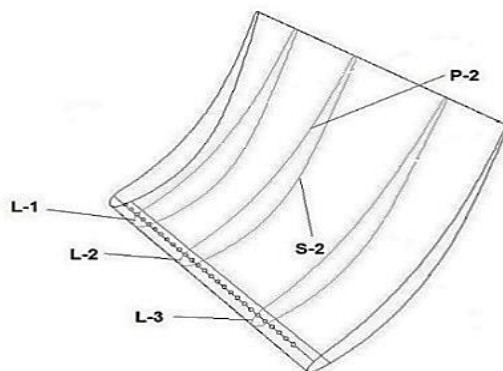
سیال خنک کننده در سوراخ‌های ردیف اول به علت قرارگیری در ناحیه فشار بالا، قادر به نفوذ خیلی بیشتر در سیال داغ و اصلی نمی‌باشد و به این علت در ناحیه کوچکی در نزدیکی سوراخ‌ها، دما بیشتر از دمای جت می‌باشد در حالی که در ردیف دوم سوراخ‌ها، ناحیه دارای فشار کمی بوده و این نقص وجود ندارد.

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.

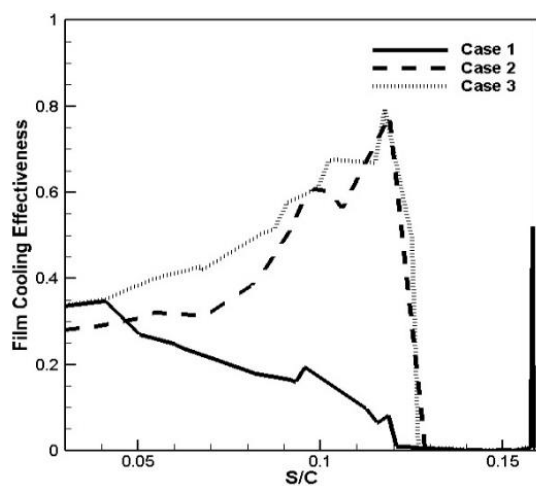
جدول ۴- مشخصات ابعادی منحنی‌های مشخص شده جهت نمایش نتایج

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

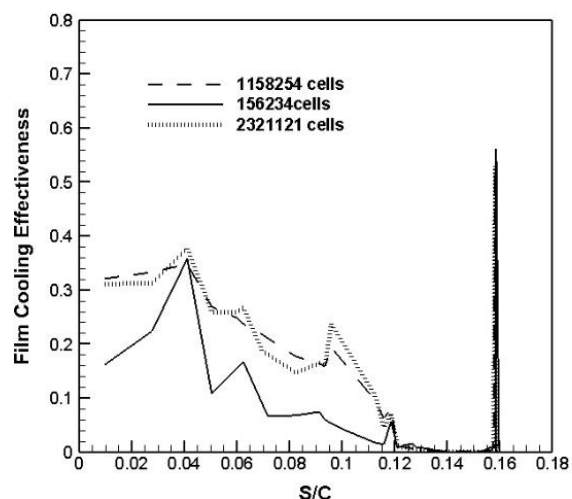


شکل ۷- نمایش منحنی‌های نمایش نتایج روی پره

تمامی نتایج به دست آمده روی منحنی $\frac{S}{C}$ اعلام شده اند. که C نشان دهنده بیشترین طول وتر پره است که اندازه آن ۶۰ میلی متر می باشد. همانطوری که از شکل ۷، معلوم می باشد، S در واقع طول کمان در ناحیه های لبه حمله، قسمت فشار و قسمت مکش می باشد در حالی که طول وتر ایرفویل در نواحی مرکزی پهنای پره می باشد. سه ناحیه به نحوی از یکدیگر جدا شده اند که طول انحناهای 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، ۱۱۵۸۲۵۴ و ۲۳۲۱۱۲۱ می باشد که بر روی Case 1 انجام شده است. شبکه بندی های مورد نظر دارای مشخصات متفاوت و روش های ساختاری مشابه می باشند. همانطوری که در نمودارهای مربوط به توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای بر اساس شبکه بندی های پیشنهادی در نمودار شکل ۸، نیز مشخص می باشد دقت جواب های 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 می باشد، اختلاف چشمگیری دارد. بنابراین با توجه به این نتایج می توان گفت که شبکه بندی مورد نظر برای تعداد سلول پیشنهادی ۱۱۵۸۲۵۴، مستقل از شبکه بندی ایجاد شده می باشد.



شکل ۹- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای را برای سه مدل ۱، ۲ و ۳ در L-1

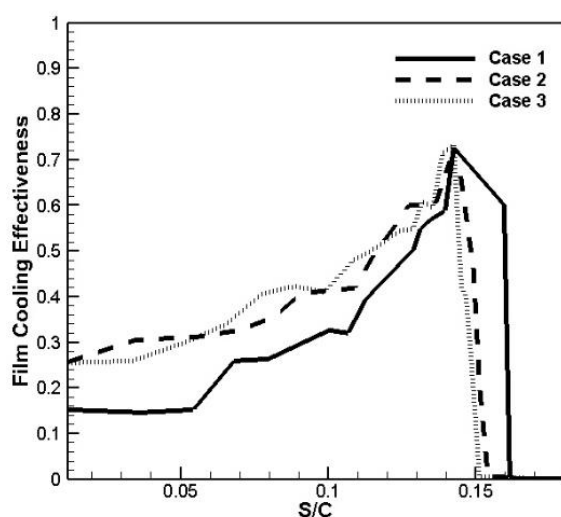


شکل ۸- مقایسه نتایج به دست آمده برای اثربخشی خنک کاری لایه ای در شبکه بندی های مختلف در منحنی L-1

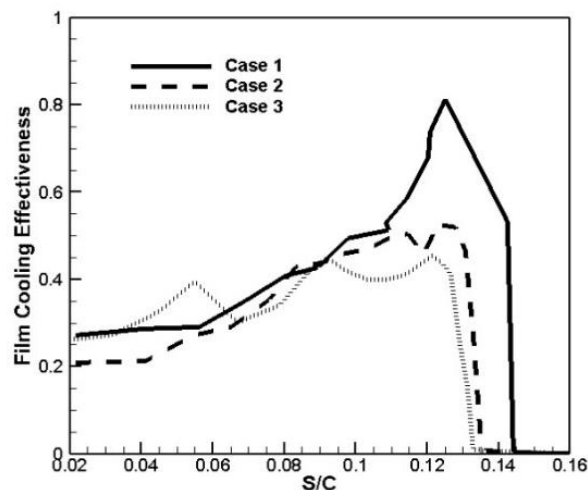
تکرارها تا مرحله ۱۲۰۰ تکرار ادامه پیدا کرده به طوری که معیارهای همگرایی باقی مانده تکرارها برای معادله پیوستگی و مومنوم در جهت های مختصات کارتزین X، Y و Z، ۰/۰۰۱ در نظر گرفته شده است در حالی که همین مقدار برای k و ω به ترتیب ۰/۰۰۱ و ۰/۰۰۱ می باشد و از طرف دیگر معادله انرژی تا باقی مانده تکرارهای ۰/۰۰۰۱،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

نمودار شکل ۹، عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه ای را در روی انحناهای لبه حمله، نشان می دهد. با توجه به نمودار توزیع اثربخشی در منحنی L-1، به وضوح مشخص می باشد که در نواحی نزدیک ریشه پره عملکرد مدل ۱، نسبت به دو مدل ۲ و ۳، به شدت پایین می باشد. این میزان به اندازه ای می باشد که در برخی از نواحی لبه حمله که واقع در قسمت مکش می باشند اختلاف در حدود ۶۰ درصد می باشد. علاوه بر این در محل خروجی سوراخ ها در مدل ۱ و دو مدل ۲ و ۳، متفاوت می باشد. این تفاوت به دلیل وجود زاویه برخوردی ۲۵ درجه نسبت به جریان در مدل ۲ و ۳ نسبت به مدل ۱ که دارای زاویه عمود بر جریان اصلی می باشد. افزودن زاویه ۳۵ درجه نسبت به راستای خط سکون در این حالت، تأثیر به وضوح بالاتری را در قسمت مکش به لبه حمله از خود نشان داده است. در حالی که در قسمت فشار این تأثیر ضعیف تر شده است. در مدل ۲ و ۳، جریان در سمت مکش لبه حمله با پیشروی به سمت خط سکون افزایش می یابد و در نهایت با رسیدن به سوراخ های کناری این میزان به شدت افزایش یافته و با توجه به جهت معکوس جریان سیال خنک کننده، ناگهان به میزان صفر خواهد رسید. این میزان در نزدیکی های ردیف

سوراخ‌های دوم در این حالت تقویت نشده است و همان میزان صفر باقی مانده است در حالی که عملکرد جریان سیال خنک‌کننده در خلاف راستای این جریان در سمت مکش، با توجه به محل فراگیری آن رفته رفته کاهش یافته و در ناحیه بین دو ردیف سوراخ به میزان صفر خواهد رسید و با رسیدن به سوراخ‌های واقع در سمت فشار، این میزان ناگهان افزایش خواهد یافت.

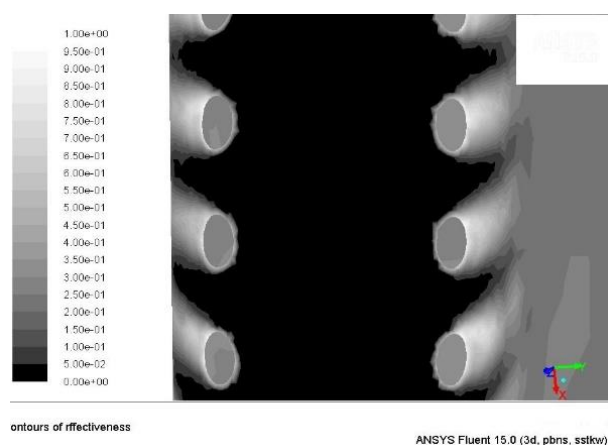


شکل ۱۱- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای
برای سه مدل ۱، ۲ و ۳ در L-3

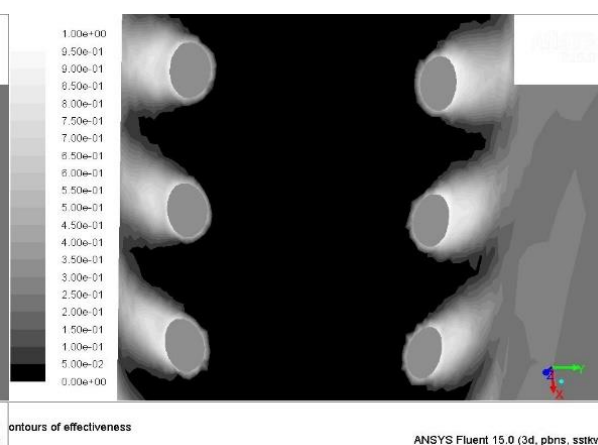


شکل ۱۰- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای سه مدل ۱،
۲ و ۳ در L-2

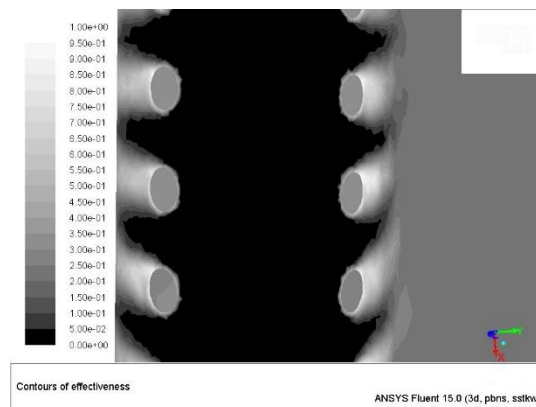
با بررسی عملکرد این سه مدل در منحنی مرکزی L-2 در نمودار شکل ۱۰ و همچنین کانتورهای توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای این ناحیه در شکل ۱۲، ۱۳ و ۱۴ مشخص می‌شود که با توجه به نحوه قرارگیری سوراخ‌های مدل ۱، عملکرد بهتری از این مدل ایجاد شده است. با پیشروی در خلاف جهت جریان خنک کاری در سمت مکش این میزان افزایش یافته و به ناگاه با رسیدن به سوراخ‌های واقع در قسمت مکش، این میزان به شدت افزایش یافته و در نواحی بین دو سوراخ به کمترین میزان ممکن رسیده است. با توجه به عملکرد مدل‌های ۲ و ۳ در این حالت مشخص می‌شود که با افزودن زاویه ۳۵ درجه، در این حالت، به خصوص در نواحی نزدیک سوراخ سمت مکش تأثیر چشمگیری نداشته است.



شکل ۱۳- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای
مدل ۲، در قسمت میانی لبه حمله

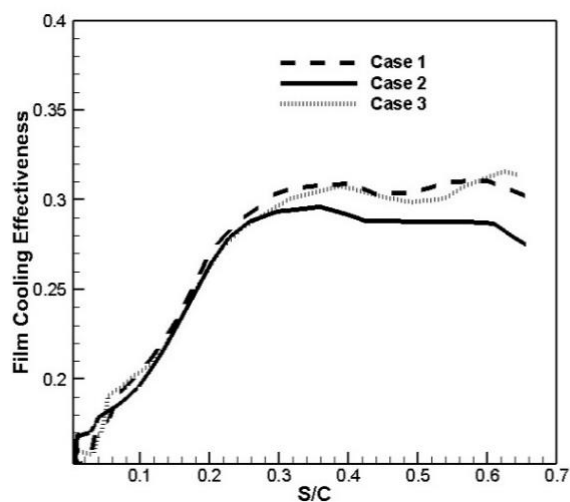


شکل ۱۲- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای
مدل ۱، در قسمت میانی لبه حمله

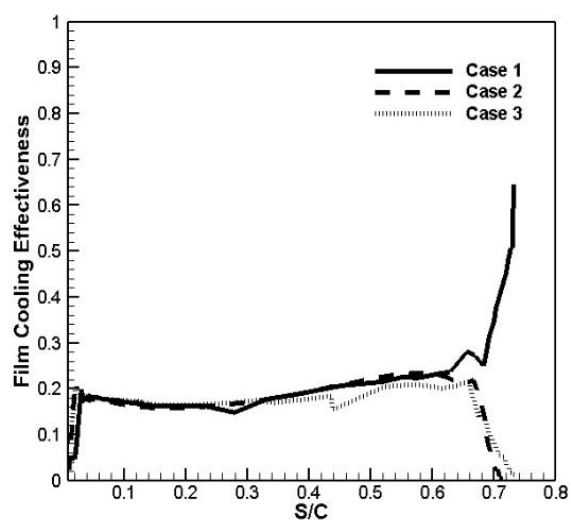


شکل ۱۴- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای
مدل ۳، در قسمت میانی لبه حمله

نمودار شکل ۱۱، نشان دهنده اثربخشی خنک کاری لایه ای در سمت بالایی پره می باشد که نشان می دهد، عملکرد کلی مدل های ۲ و ۳، جز در نواحی نزدیک سوراخ بهتر از عملکرد خنک کاری لایه ای مدل ۱ می باشد. در حالت کلی می توان مشاهده نمود که در نواحی نزدیک به ریشه پره به شدت تأثیر این زاویه ها و نحوه قراگیری سوراخ ها می باشند در حالی که با پیشروی با سمت بالای پره از شدت تأثیر این زوایا در بهبود اثربخشی خنک کاری لایه ای کاسته خواهد شد.

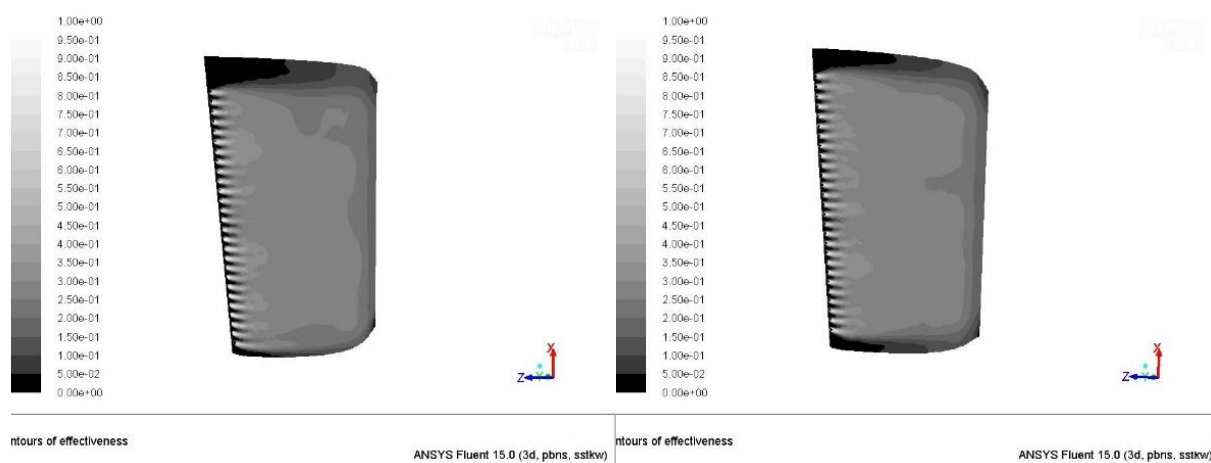


شکل ۱۶- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای
برای سه مدل ۱، ۲ و ۳ در S-2



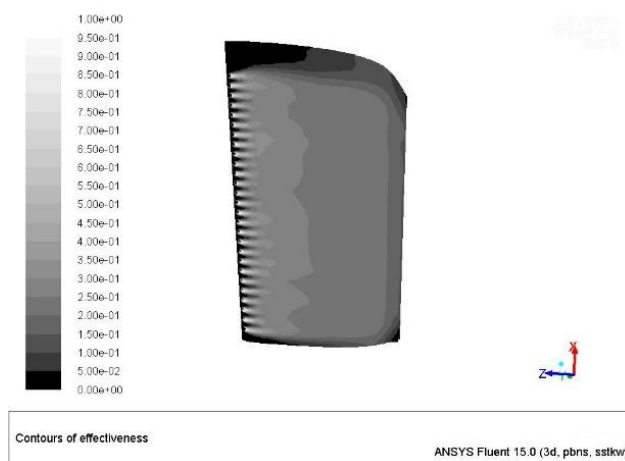
شکل ۱۵- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای
برای سه مدل ۱، ۲ و ۳ در P-2

با توجه به نمودار ۱۵، برای توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای در ناحیه فشار پره، عملکرد هر سه نوع سوراخ، جز در نواحی نزدیک سوراخ های واقع در سمت فشار لبه حمله، مشابه می باشد. ولی آنچه که واضح می باشد، دقت به این موضوع است که مدل ۲ نسبت به مدل ۳، دارای جدایش جریان کمتری می باشد. افزودن زاویه ۳۵ درجه در این ناحیه، جدایش جریان در سمت فشار را که دارای گرادیان های فشاری بالایی می باشد، تقویت می کند. و رتبه بندی های ایجاد شده در قسمت فشار در محل سوراخ های مدل ۲، نسبت به مدل ۳، قوی تر می باشد.



شکل ۱۸- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای مدل ۱، در قسمت مکش

شکل ۱۷- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای مدل ۱، در قسمت مکش



شکل ۱۹- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای مدل ۳، در قسمت مکش

علاوه بر این با بررسی این نمودارها در سمت مکش، که در نمودار شکل ۱۶ و کانتور شکل های ۱۷، ۱۸ و ۱۹ آورده شده است، به وضوح مشاهده می‌شود که افزودن زاویه ۲۵ درجه در جهت تزریق جریان سیال خنک‌کننده به داخل سیال اصلی و همچنین زاویه ۳۵ درجه نسبت به راستای خط سکون، عملکرد خنک کاری لایه‌ای را تحت تأثیر قرار داده، به طوری که افزودن زاویه ۲۵ درجه در مدل ۲، اثربخشی را کاهش داده است. البته این میزان کاهش، با افزودن زاویه ۳۵ درجه، نسبت به راستای خط سکون، در Case 3، نسبت به آن جبران شده است. در این سه نوع مدل همواره، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در ناحیه مکش بهتر از ناحیه فشار بوده است چرا که در ناحیه فشار جدایش جریان منجر به جدایش سیال خنک‌کننده از سطح شده و در نهایت باعث کاهش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای خواهد شد.

با توجه به شکل ۱۶، می‌توان مشاهده نمود که در نواحی نزدیک سوراخ‌ها با توجه به بزرگتر بودن شدت گردابه‌ها در نواحی نزدیک سوراخ‌ها در مدل ۱، عملکرد کاهش یافته است در حالی که رفته‌رفته با توجه به انحنای پره در قسمت مکش این مدل، میزان عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای افزایش بهتری نسبت به دو مدل دیگر که دارای ورتیسیته‌های پایین‌تری هستند، نشان داده است. بنابراین میزان پوشش سیال خنک‌کننده بر روی سطح بهتر بوده و عملکرد بهتری در این ناحیه ایجاد کرده است و دمای پره کاهش چشمگیری داشته است.

۶- نتیجه گیری

اثر بخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در یک پروفیل پره توربین گاز با استفاده از سوراخ هایی با زوایای ترکیبی ۴۵ درجه نسبت به راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله در طرفین خط سکون، زوایای صفر و ۲۵ درجه نسبت به راستای جریان و سطح پره در ناحیه لبه حمله و همچنین زوایای صفر و ۳۵ درجه خروجی سوراخ ها نسبت به راستای خط سکون، طبق سه مدل هندسی سوراخ ها و یک نسبت تزریق مشخص با استفاده از رهیافت تنش متوسط رینولدز و مدل توربولانسی SST، با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس فلونت بررسي شده است. مطالعه نتایج بدست آمده نشان می دهد که با توجه به نحوه قرارگیری سوراخ های مدل ۱، عملکرد بهتری از این مدل ایجاد شده است. با پیشروی در خلاف جهت جریان خنک کاری در سمت مکش این میزان افزایش یافته و به ناگاه با رسیدن به سوراخ های واقع در قسمت مکش، این میزان به شدت افزایش یافته و در نواحی بین دو سوراخ به کمترین میزان ممکن رسیده است. با توجه به عملکرد مدل های ۲ و ۳ در این حالت مشخص می شود که با افزودن زاویه ۴۵ درجه، در این حالت، به خصوص در نواحی نزدیک سوراخ سمت مکش تأثیر چشمگیری نداشته است. علاوه بر این در نواحی نزدیک به ریشه پره به شدت تحت تأثیر این زاویه ها و نحوه قرارگیری سوراخ ها می باشند در حالی که با پیشروی با سمت بالای پره از شدت تأثیر این زوایا در بهبود اثر بخشی خنک کاری لایه ای کاسته خواهد شد.

۶- علائم، نشانه ها و ارقام

D	قطر سوراخ های خنک کاری، 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	اثر بخشی خنک کاری لایه ای
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] 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).
- [3] Ling, Z., W. Guo-liang, and P. Tao, Numerical Investigation on Two Compound Angles Film Cooling of Stator Blades. National Natural Science Foundation of China, (2011).p 689-697.
- [4] 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).p 120.

- [5] 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) 113-122.
- [6] York, W.D. and J.H. Leylek, "Leading-Edge Film-Cooling Physics—Part III: Diffused Hole Effectiveness". ASME, 2003. 125.
- [7] 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) 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] Winka, J.R., Anderson, J.B., Boyd, E.j., Bogard, D.G., 2014, "Convex Curvature Effects on Film Cooling Adiabatic Effectiveness," ASME, DOI: 10/1115/1.4025691.
- [10] Gomes, R.A., Niehuis, R., 2014, "Effects Of Periodic Unsteady Inflow On Film Cooling and Heat Transfer on Highly Loaded High pressure Turbine Blades With Flow Separation," ASME, DOI:10.1115/1.4023957.
- [11] 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، 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.

چکیده انگلیسی:

Numerical Simulation Of the Component Angles Effects On Adiabatic Film Cooling Effectiveness

Anese Asghari Shahrivar¹, Mohammad Hasan Nobakhti²

¹Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

²Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

Received: June 2020

Accepted: December 2020

Abstract

Film Cooling Adiabatic Effectiveness on a Profile of a Gas Turbine blade that Using Holes with 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 and 35 degrees relative to the outlet hole surfaces along stagnation line, Under a specified 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 the areas near the blade base is strongly affected by these compound angles, while approaching the upper blade areas, the film cooling effectiveness will not be affected by these injection angles.

Keywords: Gas Turbine, Film Cooling, Compound Angles

*corresponding author: anese.asghari@outlook.com