Journal Of Energy Conversion
Volume: 7, Issue: 3, 1399

نشریه علمی-تخصصی تبدیل انرژی (JEED)
دوره ۷، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۹

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

آنسه اصغری شهریور [۱]*، محمد حسن نوبختی [۲]

*۱- دانشجو 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@srbiau.ac.ir

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

چکیده

اثربخشی 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 باشدکه 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 فلوئنت شبیه سازی شده اند. نتایج بدست آمده نشان می دهند که اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه ای در نواحی نزدیک پایه پره به شـــدت تحت تاثیر این زوایای انحرافی بوده در حالی که با نزدیک شـــدن به نواحی بالایی تیغه عملکرد خنک کاری لایه ای، تحت تاثیر این زوایای تزریق نخواهد بود.

* **عهده‌دار 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 حارجی سطح پره ها، 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

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

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 لایه‌ای را بررسی نموده‌اند. مدل انتخابی در این کار، یک مدل شبه استوانه‌ای لبه حمله با دنباله تخت می‌باشد. مطالعات انجام‌شده شامل بررسی تأثیر شکل خروجی سوراخ‌ها و نیز تأثیر زوایای سوراخ‌ها بین مسیر جریان و راستای خط سکون می‌باشد، طبق گزارش‌های داده‌شده، افزایش میزان زوایای ترکیبی موجب افزایش عملکرد خنک کاری لایه‌ای خواهد شد و این افزایش در نسبت‌های پاشش پایین‌تر محسوس‌تر می‌باشد ولی در نسبت‌های پاشش بالاتر به علت جدایی جریان خنک‌کننده از سطح تیغه، عملکرد خنک کاری لایه‌ای به‌شدت کاهش می‌یابد 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 سوراخ‌ها، عملکرد چشمگیری نداشته است و در نواحی مکش میزان عملکرد خنک کاری لایه‌ای با افزایش نسبت تزریق، افزایش خواهد یافت و نحوه تاثیر این زوایای ترکیبی در لبه‌حمله 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 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[۵] 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 [۶]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 [۷] به بررسی عملکرد خنک کاری لایه‌ای تحت سوراخ‌های میکرو ($d \ll 1\ mm$) پرداخته و نتایج حاصل را با نتایج مربوط به سوراخ‌های ماکرو مقایسه نموده‌اند، مقایسه بین پیش‌بینی‌های دو مدل توربولانسی دو معادله‌ای استاندارد و منطقی ریلیزیبل، مدل توربولانسی کی اپسیلون و نیز مدل دولایه‌ای زیر ناحیه لزج، بر ای اعتبار سنجی نتایج به‌دست‌آمده در بهبود عملکرد خنک کاری لایه‌ای، استفاده شده است و با توجه به نتایج معلوم می‌شود که مدل دو معادله‌ای K-ε نتایج را بسیار نزدیک‌تر به نتایج واقعی پیش‌بینی نموده است. 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. وینکا [۹] و همکاران به بررسی تاثیر انحنای محدب تیغه که به وضوح عملکرد خنک کاری لایه ای راتحت تاثیر قرار می دهدف 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 مقعرف عملکرد خنک کاری لایه ای

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

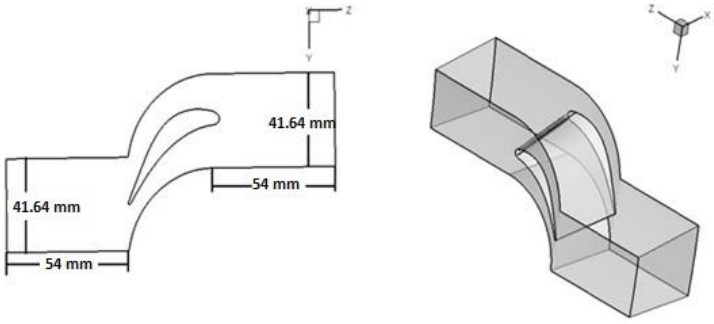
کاهش می یابد. مطالعات تجربی گومز [۱۰] و همکاران با استفاده از یک تونل باد پرسرعت آبشاری انجام شده، اصلی ترین هدف در این تحقیقات، دستیابی به بیشترین میزان عملکرد خنک کاری لایه ای و انتقال حرارت، در نواحی که جدایی جریان اصلی وجود ندارد، می باشد و در مدل مشابه قبلی مدل تیغه به گونه ای طراحی شده بود که دارای بیشترین جدایی جریان در ناحیه فشار باشد به نحوی که این جدایی با شروع از لبه حمله و امتداد ان 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 ناجیه مکش افزایش می یابد و این میزان گام افزایش یافته، جدایی جرمی جریان را با استفاده از شاک 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 اقزات 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 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 اول ، 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.

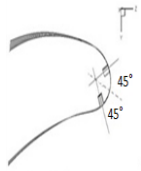
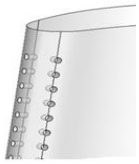
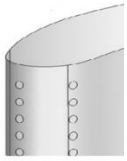
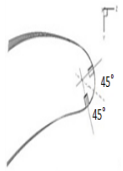
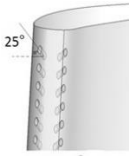
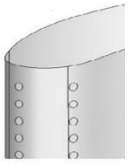
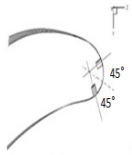
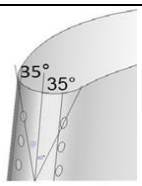
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

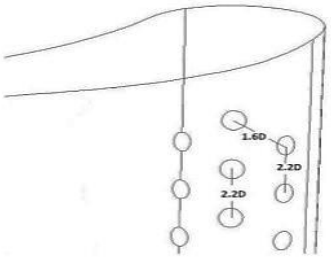
سوراخ‌های خنک کاری در این نوع پره ها، معمولاً استوانه‌ای شکل می‌باشد. سوراخ‌های استفاده شده در این کار نیز از نوع استوانه‌ای با قطر ۰/۷۲ میلی‌متر و نسبت طول به قطر، برابر با ۱/۷می‌باشند.سوراخ ها طبق شکل ۲، دارای سه نوع زاویه بین راستای جریان و امتداد شعاعی لبه حمله (α)، راستای جریان و سطح پره (β) و زاویه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

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

نام مدل	تعداد ردیف سوراخ	تعداد کل سورا خ	زاویه α	زاویه β	زاویه γ
Case 1	2	54	°45±	۰°	۰°
Case 2	2	54	±45°	۲۵°	۰°
Case 3	2	54	±45°	۲۵°	۳۵°

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

شکل ۲- مشخصات ردیف ها و زوایا انحرافی سوراخ ها



[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

شکل ۳- مشخصات گام جناغی ردیف سوراخ ها

۳- روش حل

۳-۱- معادلات حاکم و مدلسازی

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

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_{c,exit}} \tag{۱}$$

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. با توجه به اینکه نسبت چکالی در این مطالعه ثابت در نظر گرفته شده است فرض جریان تراکم پذیر برای میدان حل در نظرگرفته شده است. با این فرض معادلات حاکم بر جریان شامل معادلات بقای جرم،مومنتوم و انرژی می باشند [۶] که:

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

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

$$\tau_{ij} = \left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x^i}\right)\right] - \frac{2}{3}\mu\frac{\partial u_l}{\partial x_l}\delta_{ij} \tag{۴}$$

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

عبارت S_mدر معادله شماره ۲ مربوط به بقای جرم، جرم اضافه‌شده به فاز پیوسته از فاز دوم منتشرشده، می‌باشد.

در معادلات مومنتوم شماره ۳، p فشار استـاتیک، τ_{ij} تانسـور تنش (کـه در ادامه توضیح داده شده است)، ρgi و F_i نیروهای جسمی گرانشی و جسمی خارجی در جهت I می‌باشد و در معادله شماره ۴ مربوط به معادله انرژی، J_j شار پخشی از گونه‌های j می‌باشد و 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،

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

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 [۸] در نزدیکی دیوار نتایج بهتری را در مقایسه با نواحی دورتر از آن و جریان آزاد نشان داده شده است.

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

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

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.

$$\phi=F_1\phi_{in}+(1-F_1)\phi_{out} \qquad F_1=\tanh(\arg_1{}^4) \tag{۷}$$

$$\arg_1=\min(\max(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega\gamma_0};\frac{500\mu_t}{\rho\gamma_0{}^2\omega});\frac{4\rho\sigma_{\omega_2}k}{CD_{k\omega}\gamma_0^2}) \tag{۸}$$

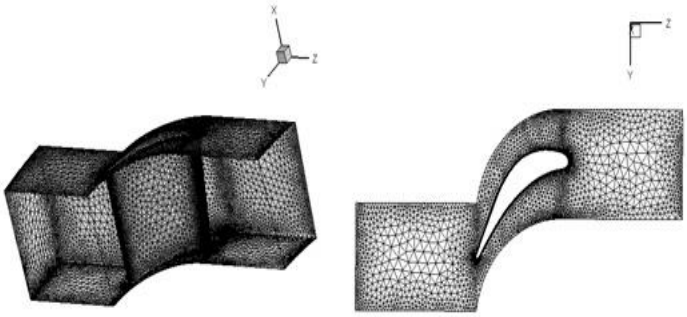
۳-۲ حل عددی

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 توربولانسیSST، 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 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. تصاویر مربوط به شبکه بندی مربوط به دامنه حل و نواحی نزدیک سوراخ ها در شکل ۴ آورده شده است.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]



شکل ۴- شبکه بندی دامنه حل

صفحه وروردی 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 استاتیک ۱۳۵۰ 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. جریان ورودی دارای عدد رینولد $۷/۴۹ \times ۱۰^{۵}$ و کاملا آشفته می باشد. میزان شدت توربولانسی جریان در ورودی برابر با ۱ درصد در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، میزان مقیاس طولی توربولانسی وروردی 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.

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 (kg/m.s) از رابطه ساترلند براساس لزجت مرجع (kg/m.s) ۰/۰۰۰۰۱۷ و نیز دماهای مرجع و مؤثر ۲۷۳/۱۱ و ۱۱۰/۵۶ کلوین استفاده شده است.

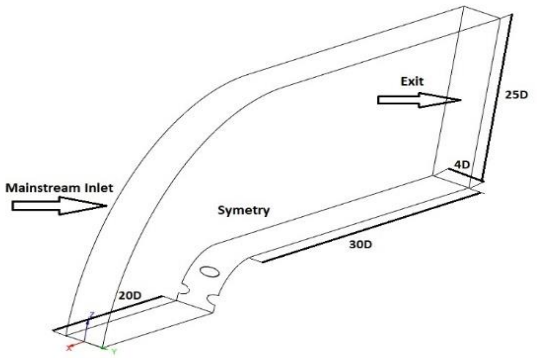
۴- راستی آزمایی نتایج

برای صحت سنجی نتایج بدست آمده از مدل نیمه استوانه ای لبه حمله سالکودن [11]و همکاران استفاده شده است. در این مدل همان‌طوری که در شکل 5 نشان داده شده است، دامنه محاسباتی موردنظر از یک مدل باریک شده با پهنای کلی ۴

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

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 ×۴D می باشد (D قطر سوراخ می‌باشد)که فاصله آن از خط سکون برابر با ۳۵ برابر قطر سوراخ‌هامی‌باشد. شکل اصلی مدل لبه استوانه‌ای دارای قطر ۱۰ برابر قطر سوراخ‌هامی‌باشد.



شکل ۵- مشخصات دامنه حل برای مدل صحت سنجی

ردیف سوراخ‌های موردنظر در این حالت از نوع استوانه‌ای با قطر D =۱۳/۷ میلی‌متر 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.

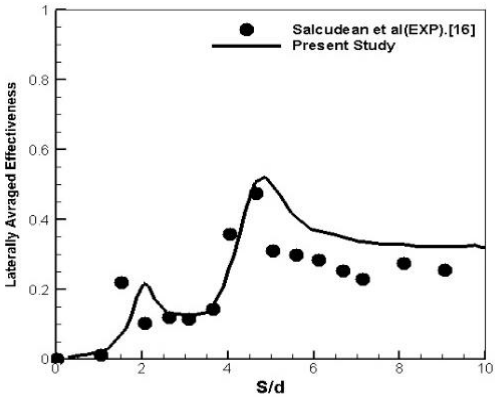
در راستای جریان عرضی و در جهت محور x ها، صفحه ورودی دارای شرط مرزی ورودی سرعت با مؤلفه سرعت در جهت محور xها و دارای اندازه ۲۰ متر بر ثانیه می‌باشد به‌طوری‌که دو مؤلفه دیگر سرعت در این قسمت صفر می‌باشند. دمای سیال ورودی در این قسمت ۱۲۰۰ کلوین می‌باشد و با توجه به نوع سیال عامل که گاز ایده آل می‌باشد شدت 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 ۶، تطابق نتایج حاصل از توزیع اثربخشی متوسط جانبی خنک کاری لایه‌ای در نسبت تزریق ۱، با نتایج تجربی در نواحی نزدیک سوراخ ها در حد قابل‌قبول و خوب می‌باشد 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.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]



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

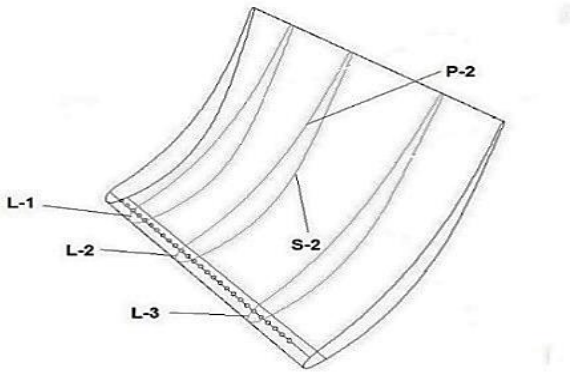
سیال خنک‌کننده در سوراخ‌های ردیف اول به علت قرارگیری در ناحیه فشار بالا، قادر به نفوذ خیلی بیشتر در سیال داغ و اصلی نمی‌باشد و به‌این‌علت در ناحیه کوچکی در نزدیکی سوراخ‌ها، دما بیشتر از دمای جت می‌باشد درحالی‌که در ردیف دوم سوراخ‌ها، ناحیه دارای فشار کمی بوده و این نقص وجود ندارد.

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 منحنی های 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



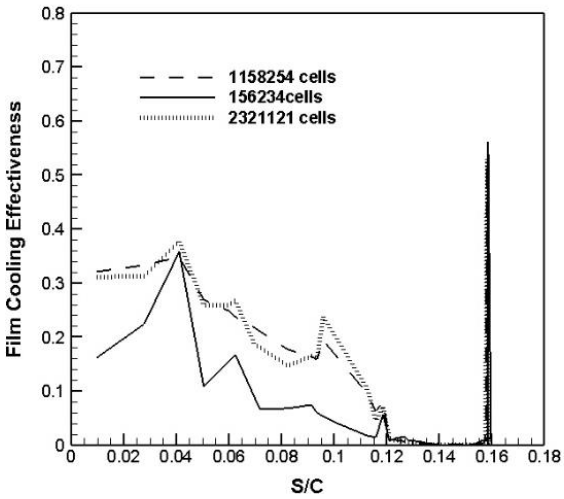
شکل ۷- نمایش منحنی های نمایش نتایج روی پره

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

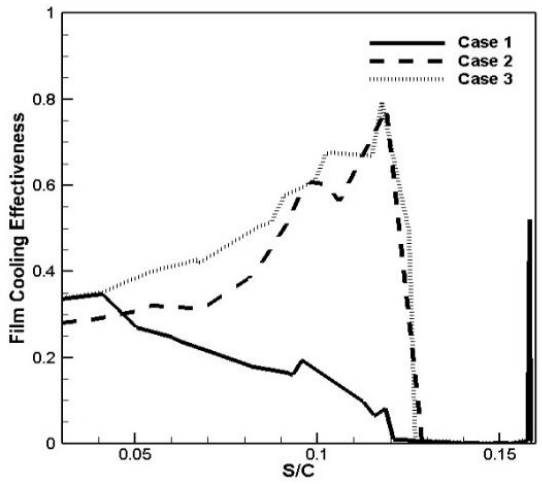
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

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 شکل ۷ ، 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 1 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 ۸، 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.



شکل ۸- مقایسه نتایج به دست آمده برای اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در شبکه بندی‌های مختلف در منحنی L-1



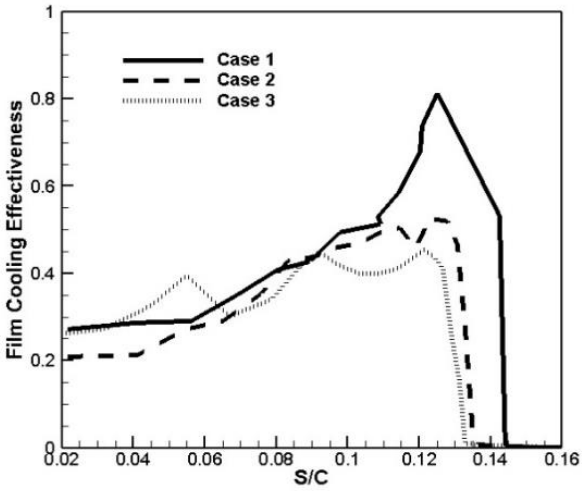
شکل ۹- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را برای سه مدل ۱، ۲و ۳ در L-1

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.

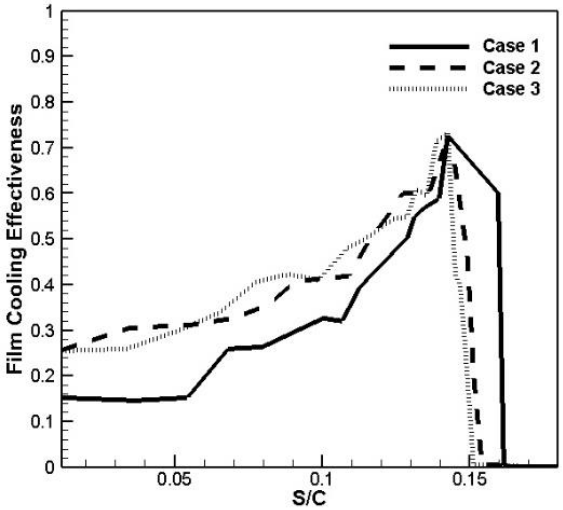
نمودار شکل ۹، عملکرد آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای را در روی انحنای لبه حمله، نشان می‌دهد. با توجه به نمودار توزیع اثربخشی در منحنی L-1، به وضوح مشخص می‌باشد که در نواحی نزدیک ریشه پره عملکرد مدل ۱، نسبت به دو مدل ۲و ۳، به شدت پایین می‌باشد. این میزان به اندازه ای می‌باشد که در برخی از نواحی لبه حمله که واقع در قسمت مکش می‌باشند اختلاف در حدود ۶۰ درصد می‌باشد. علاوه بر این در محل خروجی سوراخ‌ها در مدل ۱و دو مدل ۲و ۳، متفاوت می‌باشد. این تفاوت به دلیل وجود زاویه برخوردی ۲۵ درجه نسبت به جریان در مدل ۲و ۳ نسبت به مدل ۱ که دارای زاویه عمود بر جریان اصلی می‌باشد. 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 ضعیف‌تر شده است. در مدل ۲و ۳، جریان در سمت مکش لبه حمله با پیشروی به سمت خط سکون افزایش می‌یابد و در نهایت با رسیدن به سوراخ‌های کناری این میزان به شدت افزایش یافته و با توجه به جهت معکوس جریان سیال خنک‌کننده، ناگهان به میزان صفر خواهد رسید. این میزان در نزدیکی‌های ردیف

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

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 قراگیری 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.

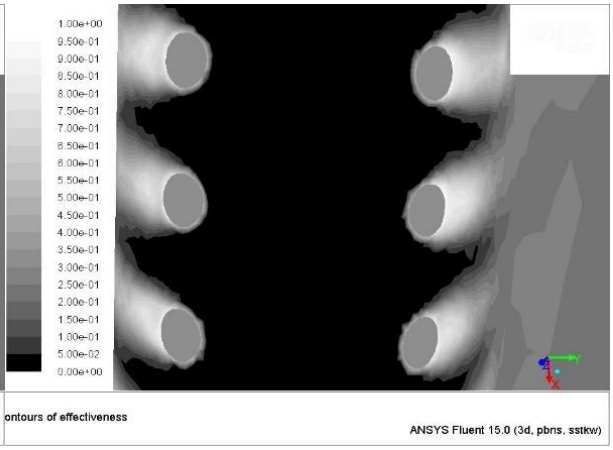


شکل ۱۰- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای سه مدل ۱، ۲و ۳ در L-2

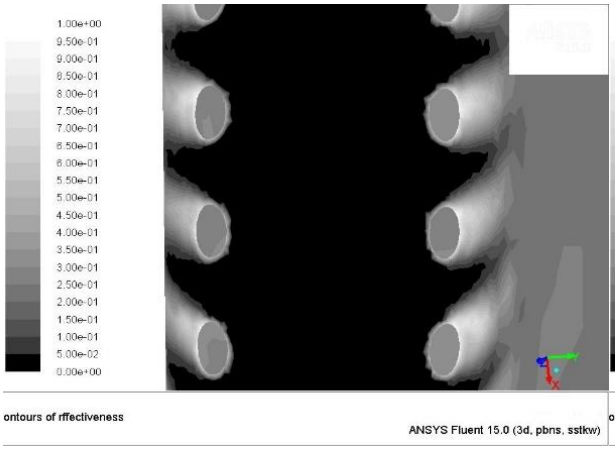


شکل ۱۱- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای سه مدل ۱، ۲و ۳ در L-3

با بررسی عملکرد این سه مدل درمنحنی مرکزی L-2 در نمودار شکل ۱۰ و همچنین کانتورهای توزیع اثربخشی خنک کاری لایه ای این ناحیه در شکل ۱۲، ۱۳و 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 ۲و 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.



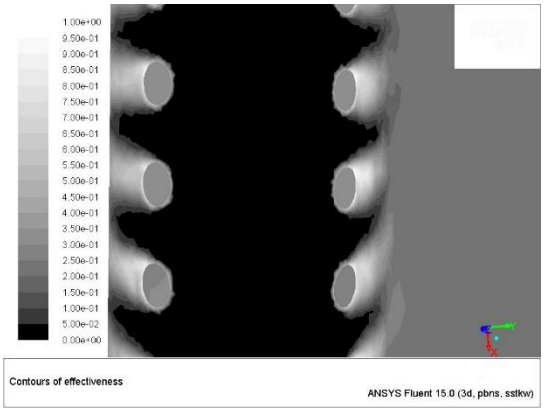
شکل ۱۲- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای مدل ۱، در قسمت میانی لبه حمله



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

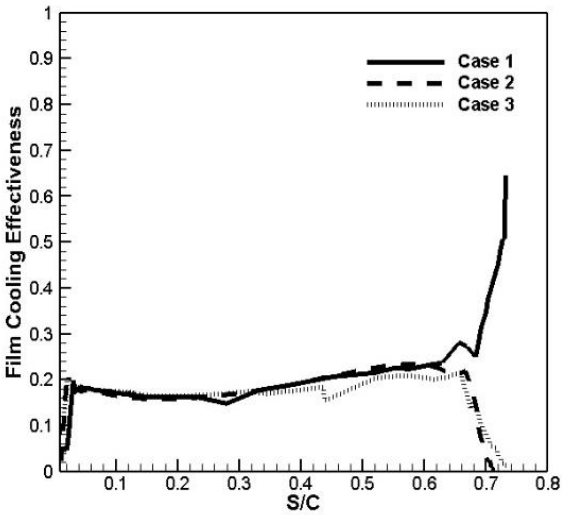
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

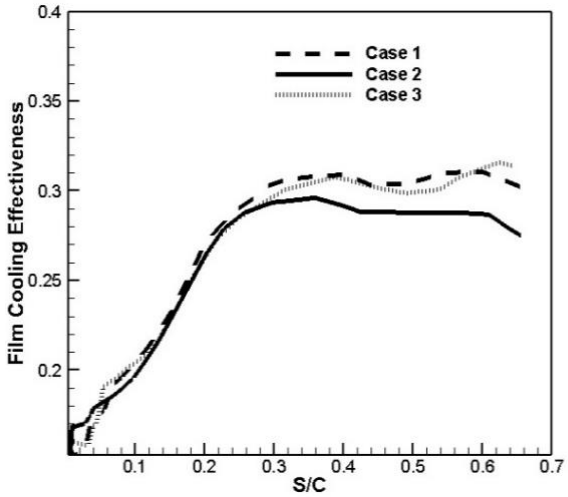


شکل ۱۴- کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای
مدل ۳، در قسمت میانی لبه حمله

نمودار شکل ۱۱، نشان دهنده اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در سمت بالایی پره می باشد که نشان می‌دهد، عملکرد کلی مدل‌های ۲و ۳، جز در نواحی نزدیک سوراخ بهتر از عملکرد خنک کاری لایه‌ای مدل ۱ می‌باشد. در حالت کلی می‌توان مشاهده نمود که در نواحی نزدیک به ریشه پره به شدت تحت تأثیر این زاویه‌ها و نحوه قراگیری سوراخ‌ها می‌باشند در حالی که با پیشروی با سمت بالای پره از شدت تأثیر این زوایا در بهبود اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کاسته خواهد شد.



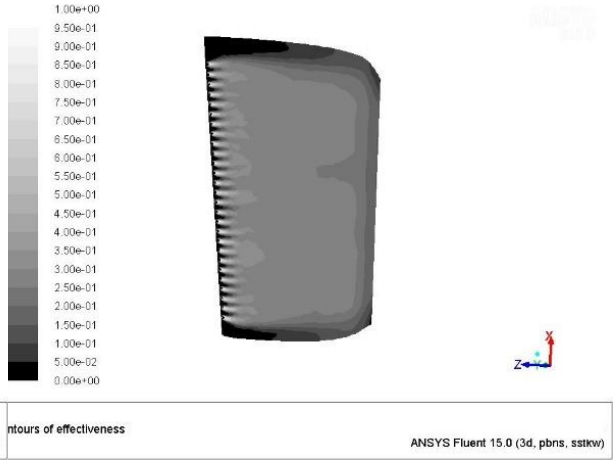
شکل ۱۵- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای
برای سه مدل ۱، ۲و ۳ در P-2



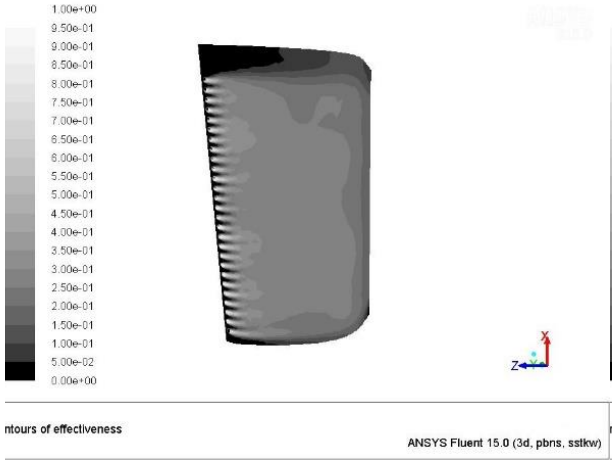
شکل ۱۶- توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای
برای سه مدل ۱، ۲و ۳ در S-2

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

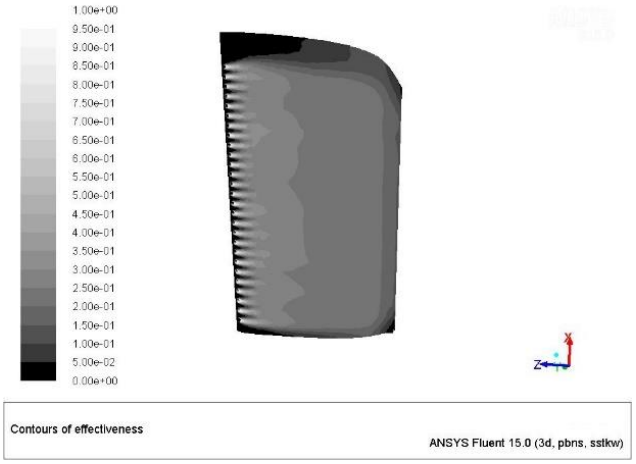
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]



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



شکل ۱۸- 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، می توان مشاهده نمود که در نواحی نزدیک سوراخ ها با توجه به بزرگتر بودن شدت گردابه ها در نواحی نزدیک سوراخ ها 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 ورتیسیته های پایین تری هستند، نشان داده است. بنابراین میزان پوشش سیال خنک کننده بر روی سطح بهتر بوده و عملکرد بهتری در این ناحیه ایجاد کرده است و دمای پره کاهش چشمگیری داشته است.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

۶- نتیجه گیری

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، 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 فلوئنت بررسی شده است. مطالعه نتایج بدست آمده نشان می دهد 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 ۲و ۳ در این حالت مشخص می‌شود 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 زاویه‌ها و نحوه قراگیری سوراخ‌ها می‌باشند در حالی که با پیش‌روی با سمت بالای پره از شدت تأثیر این زوایا در بهبود اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کاسته خواهد شد.

۶- علایم، نشانه‌ها و ارقام

D	قطر سوراخ های خنک‌کاری، m
h	ضریب انتقال حرارت حابحایی 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] 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).

[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.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

[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. 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) *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 Curature 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 ، 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.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]

چکیده انگلیسی:

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

Anese Asghari Shahrivar[1], Mohammad Hasan Nobakhti[2]

[1]Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran
[2]Department 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 suefaces 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 compond angles, while approaching the upper blade areas, the film cooling effectiveness will not be affected by these injection angles.

Keywords: Gas Turbine, Film Cooling, Compond Angles
*corresponding author: anese.asghari@outlook.com

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1399.7.3.3.4]