

# بهینه‌سازی چندهدفه سه‌بعدی خنک‌کاری لایه‌ای در یک پره توربین فشاربالا با استفاده از الگوریتم ژنتیک - شبکه عصبی مصنوعی

محمدحسین شهداد<sup>۱</sup>، محمود عدمی<sup>۲</sup>، علیرضا مستوفی‌زاده<sup>۲</sup>

۱ دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، m.shahdad@iranair.com  
۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۳/۱۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۷/۰۴

## چکیده

در این مقاله بهینه‌سازی چندهدفه خنک‌کاری لایه‌ای یک ردیف از سوراخ‌های خنک‌کاری پره توربین یک موتور خاص به صورت سه‌بعدی بررسی شده است. هدف این مقاله مقایسه کارایی خنک‌کاری لایه‌ای و نرخ جریان جرمی خنک‌کاری است که این دو تابع هدف از نظر نقطه اثر عکس هم می‌باشند. برای این منظور رقابت بین این دو مورد بررسی شده و موقعیت سوراخ‌های خنک‌کاری در جهت وتر، به همراه قطر و زاویه تزریق به عنوان پارامترهای طراحی انتخاب شده‌اند. سپس ۳۰ نمونه به عنوان داده اولیه از تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی ایجاد و از روش شبکه عصبی مصنوعی برای ایجاد مدل جایگزین به منظور تقریب تابع بهینه‌سازی پارامترهای طراحی و از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی مدل استفاده شده است. الگوی طراحی در الگوریتم ژنتیک، شش مرتبه به تناوب تکرار شده و مدل بهینه برای تابع هدف به دست آمده است. در نهایت موقعیت بهینه سوراخ‌های خنک‌کاری نزدیک LE با قطر و زاویه تزریق به ترتیب ۰/۴۴۷ و ۷۳/۵۷۵ به دست آمد. مقایسه نتایج CHT<sup>۱</sup> هندسه پره بهینه‌شده با هندسه اولیه نتایج بهینه‌سازی را تأیید می‌کند و نشان می‌دهد که به کاهش چشمگیر توزیع دمایی روی ایرفویل منجر شده است.

## واژگان کلیدی

بهینه‌سازی چندهدفه، الگوریتم ژنتیک<sup>۲</sup>، شبکه عصبی مصنوعی<sup>۳</sup>، خنک‌کاری لایه‌ای، پره توربین گاز، حل ترکیبی<sup>۴</sup>، دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۵</sup>

## ۱. مقدمه

از جمله روش‌های افزایش کارایی موتورهای توربین گازی، افزایش دمای ورودی به توربین است. اما معمولاً دمای گاز داغ از محدوده مجاز بیشتر شده و از حد تحمل مواد اجزا فراتر می‌رود. به همین دلیل، غالباً تمایل به استفاده از روش‌های مؤثرتری برای خنک‌کاری اجزای داغ توربین گازی همچون روتور و استاتور پرها وجود دارد. روش‌های خنک‌کاری پرها توربین گازی به

دو نوع سیستم خنک‌کاری داخلی و خارجی تقسیم می‌شوند. اگر دمای ورودی توربین از حد مشخصی بیشتر شود، جذب شار حرارتی سیستم خنک‌کاری داخلی برای محافظت از پره کافی نخواهد بود. بنابراین از روش‌های خنک‌کاری خارجی به‌منظور محافظت پره در شرایط کاری ایمن استفاده می‌شود. برای این منظور بخشی از هوای خنک‌کاری از مجراهای داخلی پره خارج و از طریق سوراخ‌های مجزا روی سطح پره دمیده می‌شود. به‌علت پدیده جریان سه‌بعدی، اختلاط سیال خنک و گاز داغ و ضرایب انتقال حرارتی نامشخص در سیستم خنک‌کاری خارجی و داخل کانال‌های خنک‌کاری مجرای داخلی، طراحی ترکیب و آرایش سوراخ‌ها برای رسیدن به یک سیستم خنک‌کاری کارآمد بسیار پیچیده است.

در طی این سال‌ها، تلاش‌های زیادی در طراحی و بهبود روش‌های خنک‌کاری لایه‌ای انجام شده است. گلدستین (۱۹۷۴) نخستین کسی بود که متوجه شد شکل سوراخ‌ها می‌تواند بر عملکرد خنک‌کاری تأثیر گذار باشد [۱]. گرینچ و همکاران (۱۹۹۸) نیز نتیجه گرفتند که سوراخ‌های خنک‌کاری انبساطی نسبت به سوراخ‌های خنک‌کاری استوانه‌ای در کارایی سیستم خنک‌کاری لایه‌ای بهبود قابل ملاحظه‌ای داشته‌اند و احتمال جدایش جریان خنک‌کاری در نرخ دمش‌های بالا کاهش می‌یابد [۲]. تحقیقات دیگری توسط تاسلیم و همکاران (۲۰۰۵) صورت گرفت که به اظهار نظر مشابه درخصوص این موضوع منجر شد [۳]. آنها عملکرد خنک‌کاری یک ردیف سوراخ‌های انبساطی بدون شتاب روی یک صفحه صاف را با ترکیبی از یک ردیف سوراخ‌های استوانه‌ای مقایسه کردند. نتایج نشان می‌دهد که سوراخ‌های شکل‌دار کارایی بیشتری خصوصاً در نرخ دمش‌های بالا دارند. گرینچ و همکاران (۲۰۰۵) از طریق مطالعه تجربی، تأثیر متغیرهای هندسی مختلف را بر عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای برای سوراخ‌های انبساطی بررسی نمودند [۴]. به‌عنوان مثال تأثیر نسبت سطح مقاطع در خروجی و ورودی سوراخ به نسبت عرض سوراخ و ترکیب چرخش و زاویه سوراخ مورد بررسی قرار گرفت. آنها دریافتند که تزریق‌های ترکیبی و طولی به‌ترتیب کارایی بهتری در نرخ دمش‌های پایین و بالا دارند. گو و همکاران نیز عملکرد سوراخ‌های خنک‌کاری انبساطی شکل را در آرایش‌های محوری و زاویه‌دار بررسی کردند [۵]. سوامبر و اسکولز (۲۰۰۸) به بررسی تأثیر برخی از پارامترهای هندسی یک سوراخ خنک‌کاری

از قبیل انبساط و زاویه انحراف به‌همراه نسبت قطر به پیچش، بر کارایی در یک صفحه تخت پرداختند [۶]. کولیان و همکاران<sup>۷</sup> (۲۰۱۱) رابطه‌ای تجربی برای پیش‌بینی عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای پایین دست یک ردیف از سوراخ‌های شکل‌یافته را روی یک صفحه تخت پیشنهاد کردند [۷]. گوین و همکاران (۲۰۱۱) به‌صورت تجربی نشان دادند که کارایی خنک‌کاری سوراخ‌های مخروطی بهتر از نوع سلیندری می‌باشد [۸].

با توجه به پیشرفت‌های اخیر در علوم محاسباتی، ابزارهای بهینه‌سازی به‌عنوان یک وسیله طراحی استاندارد در رشته‌های مختلف مهندسی مورد استفاده قرار می‌گیرند. امروزه بهینه‌سازی کارایی خنک‌کاری لایه‌ای با اصلاح هندسه و پارامترهای خنک‌کاری مورد توجه قرار گرفته است. لی و کیم (۲۰۰۹) اولین کسانی بودند که کارایی متوسط خنک‌کاری یک ردیف سوراخ‌های استوانه‌ای روی یک صفحه تخت با نسبت دمش ثابت را به‌صورت سه‌بعدی بهینه کردند [۹]. متغیرهای طراحی، نسبت طول به قطر سوراخ و زاویه تزریق بود. آنها شبیه‌سازی را با توجه به معادلات رینولدز - ناویراستوکس<sup>۶</sup> و برای مدل توربولانسی از مدل SST استفاده کردند. روش بهینه‌سازی مبتنی بر مشتق با تعدادی مدل‌های دیگر کوپل شد که مدل جایگزین کریگینگ بهترین عملکرد را با ۳/۶ درصد بهبود در کارایی خنک‌کاری را از خود نشان داد. سال‌های بعد، لی و کیم (۲۰۱۰) روش بهینه‌سازی خود را برای بهبود عملکرد سوراخ‌های خنک‌کاری انبساطی استفاده نمودند و به افزایش ۲۸ درصدی در کارایی خنک‌کاری که همان تابع هدف بود، دست یافتند [۱۰]. لی و همکاران (۲۰۱۱) بهینه‌سازی چندهدفه یک ردیف سوراخ‌های خنک‌کاری لایه‌ای انبساطی بدون شتاب را دنبال کردند [۱۱]. هدف آنها بالا بردن کارایی خنک‌کاری لایه‌ای و کاهش افت‌های ائروپنمیک بود. زاویه تزریق سوراخ، زاویه انبساط افقی دیفیوزر، زاویه حمله انبساط سوراخ و نسبت پیچش سوراخ به قطر آن به‌عنوان متغیرهای طراحی انتخاب شدند. ترکیب الگوریتم NSGA-II و یک روش جستجوگر محلی به‌عنوان الگوی بهینه‌سازی انتخاب شد. در متغیرهای مربوط به پارامترهای طراحی، تمایلات متفاوتی مشاهده گردید. شواهد نشان می‌داد که نسبت دمش بهینه و توابع هدف در طول حلقه‌های تکرار بهینه‌سازی، افزایش یافته‌اند. ایوبی (۲۰۱۴) بهینه‌سازی چندهدفه سوراخ‌های خنک‌کاری روی یک پره توربین فشار بالا انجام داد [۱۲]. او آثار پارامترهای جریان

## ۲. مدل عددی

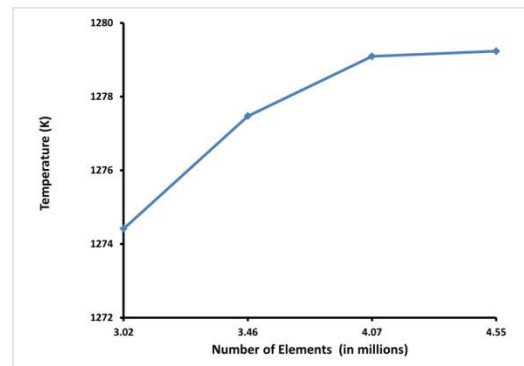
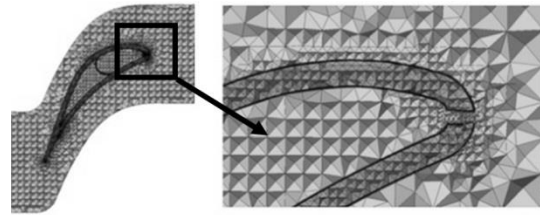
هندسه اولیه پره شامل مجرای داخلی، شیارهای خروجی لبه فرار<sup>۸</sup> و سه ردیف سوراخ‌های خنک‌کاری لایه‌ای ریز استوانه‌ای در لبه حمله است. مجرای داخلی با یک تیغه در لبه حمله برای توزیع جریان خنک‌کاری بین سوراخ‌های لبه حمله و شیارهای لبه فرار جدا می‌شود. هوای خنک‌کاری از بالا وارد پره می‌شود و از شیارهای لبه فرار و سوراخ‌های لبه حمله خارج می‌شود. همان‌طور که قبلاً بیان شد، به‌منظور اینکه نقاط داغ پره شناسایی شود، لازم است شبیه‌سازی CHT روی هندسه اولیه صورت گیرد که با نرم‌افزار انسیس تحلیل می‌شود. میدان حل شامل محیط جریان گاز داغ اطراف پره استاتور، پره سه‌بعدی و مجرای خنک‌کاری داخلی می‌باشد. به‌منظور از بین بردن خطاهای اتصال، میدان‌های حل داخلی و خارجی به‌صورت یکپارچه در نظر گرفته می‌شود. میدان‌های حل در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱. مجموعه میدان‌های محاسباتی

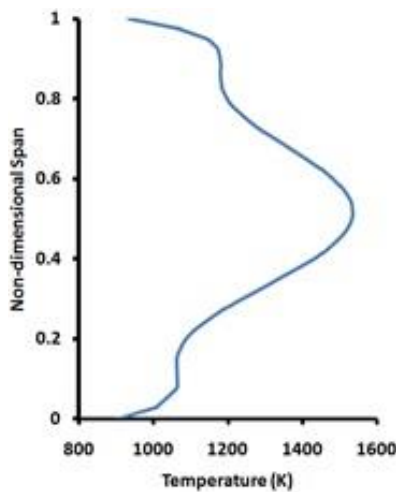
مطالعه استقلال شبکه انجام می‌گردد و شبکه محاسباتی نهایی شامل ۹ میلیون سلول است (شش میلیون سلول برای میدان حل سیالاتی و مابقی برای میدان حل جامد). یک مقطع دوبعدی از توزیع شبکه محاسباتی و نمودار استقلال شبکه در شکل ۲ نمایش داده شده است. سیال مورد نظر گاز ایده‌آل فرض شده است. اساس لزجت قانون سوترلندز و حرارت ویژه نیز به‌صورت تابع وابسته به دما در نظر گرفته شده است. ضریب هدایتی حرارتی پره ۲۶ وات بر متر کلین است که متوسط محدوده دمای پره است. برای میدان حل، معادلات رینولدز ناوییراستوکس سه‌بعدی تراکم‌پذیر پایا تعریف شده است که با استفاده از روش حجم محدود حل می‌شود و برای مدل توربولانسی جریان روش SST-k $\omega$  استفاده شده است.

خنک‌کاری لایه‌ای همزمان با هندسه سوراخ خنک‌کاری را روی افت‌های اثرودینامیکی با عملکرد خنک‌کاری بالا بررسی کرد. هدف از این آزمایش، کمینه‌کردن افت اثرودینامیکی و حفظ عملکرد خنک‌کاری در سطوح بالا ثبت شده است. یک شبکه عصبی کوپل‌شده با الگوریتم ژنتیک به‌عنوان روش بهینه‌سازی انتخاب گردید و تأیید محاسبات CFD با نتایج تجربی نشان داد که روش پیشنهادی ایشان، به‌عنوان یک ابزار طراحی قابل اطمینان برای خنک‌کاری لایه‌ای در توربوماشین کاربرد دارد. کوسترر و همکاران (۲۰۱۵) بهینه‌سازی چندهدفه روی یک نوع جدید و پیشرفته از سوراخ‌های خنک‌کاری لایه‌ای به نام نیکومیمی در یک صفحه تخت را انجام دادند [۱۳]. در این تحقیق پارامترهای طراحی، متغیرهای هندسی بود که شکل سوراخ را تعیین می‌کرد. تابع هدف شامل کمترین مقدار ممکن جریان جرمی خنک‌کاری با حفظ کارایی خنک‌کاری در بیشترین مقدار ممکن بود. آنها از روش بهینه‌سازی پرتو فرانت<sup>۷</sup> در بهینه‌کردن مقادیر استفاده کردند. روش‌های ترکیبی نیز توسط ذوالفقاریان (۱۳۹۳) مورد بررسی قرار گرفته است [۱۴]. هدف از این تحقیق دستیابی به مقادیر بهینه‌ای از مجموعه پارامترها در یک ردیف سوراخ خنک‌کاری لایه‌ای استوانه‌ای در مناطق دما بالای یک پره فشاربالای توربین یک موتور خاص به‌منظور کاهش دمای عملکردی مواد است. اکثر تحقیقات در این زمینه روی صفحه تخت یا دوبعدی متمرکز شده است. یکی از خصوصیات مهم این تحقیق این است که تمام مراحل تحقیق کاملاً به‌صورت جریان سه‌بعدی بوده و اثر آن بر کارایی خنک‌کاری در نظر گرفته شده است. علاوه بر آن شبیه‌سازی مجرای داخلی و حل ترکیبی توزیع واقعی‌تری از خواص جریان در سوراخ‌های خنک‌کاری به‌وجود می‌آورد. برای این منظور، ابتدا توزیع دما روی سطح پره براساس روش انتقال حرارت ترکیبی CHT به‌دست می‌آید. سپس ترکیب بهینه‌ای از ردیف اضافی سوراخ‌های خنک‌کاری براساس الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه، که شامل بیشترین اثر کارایی خنک‌کاری با کمترین مقدار ممکن جریان خنک‌کاری به‌دست خواهد آمد. در نهایت، ترکیب بهینه‌شده‌ای از سوراخ‌ها براساس CHT حل می‌شود تا نتایج این بهبود در فرایند بهینه‌سازی تأیید گردد. وجه تمایز این تحقیق با سایر تحقیق‌ها در بهینه‌سازی چندهدفه با استفاده از چرخه CFD-ANN-GA به‌صورت سه‌بعدی و حل عددی CHT می‌باشد.



شکل ۲. مقطع دوبعدی شبکه حل

جزئیات بیشتر از شرایط مرزی در جدول ۱ آورده شده است. حل متوالی CHT برای تولید اطلاعات اولیه و انجام چرخه بهینه‌سازی کاملاً طولانی خواهد بود. بنابراین بعد از شبیه‌سازی CHT هندسه اولیه و تهیه پارامترهای طراحی، پره جامد از میدان حل جدا خواهد شد و میدان‌های حل داخلی و خارجی با استفاده از شرایط مرزی دیواره آدیاباتیک با تولید شبکه درشت‌تر و اما همان شرایط مرزی و ویژگی‌های موادی مشابه قبل حل خواهند شد. بعد از همگرایی چرخه بهینه‌سازی، دوباره حل CHT روی پره برای ارزیابی کارایی طراحی جدید تکرار خواهد شد.



شکل ۳. توزیع دمای کل ورودی توربین

جدول ۱. شرایط مرزی

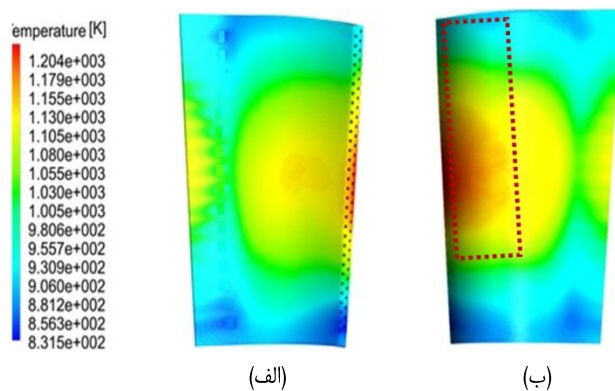
مقدار	پارامتر
۰/۵۶ کیلوگرم بر ثانیه	نرخ جریان ورودی پره
w <sub>tv</sub>	زاویه جریان ورودی پره
۵/۶ بار	فشار استاتیک ورودی پره
۶۰۰ کلوین	دمای کل جریان خنک کاری ورودی پره

### ۳. نتایج حل CHT هندسه اولیه

قبل از شروع روند بهینه‌سازی و تعیین متغیرهای طراحی، لازم است که نتایج حل CHT بررسی گردد. این کار یک پیش‌کلی در مورد نقاط داغ می‌دهد که به تنظیم متغیرهای طراحی جهت تکمیل ملزومات بهینه‌سازی کمک می‌کند. با استفاده از شرایط مرزی اشاره شده در بالا برای شبکه محاسباتی، نتایج محاسبات CFD حاصل می‌شود. کانتور عدد ماخ در مقطع میانی شبکه حل در شکل ۴ نشان داده شده است. مطابق این شکل، شتاب گاز داغ

برای میدان حل به‌علت پیچیدگی هندسه میدان محاسباتی شبکه‌های غیرساخت‌یافته به کار می‌رود و توزیع نقاط شبکه عمود بر دیواره جامد داخل لایه مرزی به‌گونه‌ای است که این اطمینان را می‌دهد که مقدار  $Y^+$  فاصله بدون بعد اولین نقطه شبکه روی دیواره جامد، برای تمام مرزهای جامد به‌واسطه تنظیم عرض نزدیک سلول‌های دیوار زیر مقدار یک باقی خواهد ماند. برای اعتبارسنجی حل عددی، چون اطلاعات تجربی لازم برای پره توربین موتور مورد نظر در دسترس نبوده و کار تجربی این تحقیق در ادامه انجام خواهد شد، از یک مدل مشابه در پره کمپرسور استفاده شده است که نتایج عددی با تقریب مناسب بر نتایج تجربی منطبق شد. میانگین کلی اختلافات بین نتایج عددی و تجربی ۲/۸۹ درصد است که با توجه به تشابه روش‌های حل عددی (طرح گسسته‌سازی، حل‌کننده عددی و مدل توربولانسی) این تحلیل با روش حل این تحقیق، دقت مدل در شبیه‌سازی جریان سیال صحه‌گذاری می‌شود که مسلماً بعد از انجام فاز تجربی این تحقیق اعتبارسنجی کامل انجام خواهد شد. طبق میدان حل، که در شکل ۱ نشان داده شده است، ورودی و خروجی پره استاتور، دیواره‌های داخلی و خارجی جامد و خصوصیات جریان خنک‌کاری داخلی جزء شرایط لایه مرزی می‌باشند. چون توزیع شعاعی دمای ورودی اثر مهمی روی بارهای گرمایی اعمال‌شده روی پره و نیز موقعیت و میزان نقاط داغ دارد، برای به‌دست آوردن این توزیع دمایی، محفظه احتراق شبیه‌سازی شده و توزیع دمایی در آن به‌دست آمده است که در شکل ۳ رسم شده است.

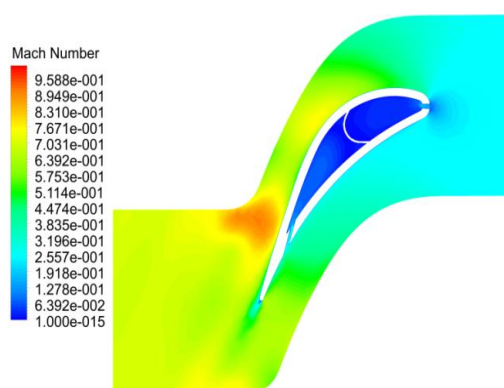
توزیع دمای ورودی، دمای روی سطح پره از قسمت میانی به دو سمت انتهایی و بالایی دیواره کاهش می‌یابد. نواحی قرمز در شکل ۵ شامل ناحیه داغ پره است. بنابراین محدوده طراحی طوری انتخاب می‌شود که با افزایش جریان خنک‌کاری دمای این ناحیه کاهش یابد. باید به این نکته توجه داشت که انتخاب ناحیه داغ در این پژوهش، تنها براساس در نظر گرفتن دما و انتقال حرارت است. این امکان وجود دارد که انتخاب ناحیه داغ براساس معیارهای دیگری از قبیل تنش‌های حرارتی، یکپارچگی پره و غیره باشد، اما در این پژوهش در نظر گرفته نشده است.



شکل ۵. توزیع دما روی الف) سطح فشاری ب) سطح مکشی پره اولیه

از لبه حمله به سمت لبه فرار روی سمت مکشی مشهود است. بیشترین مقدار سرعت نزدیک گلوگاه اتفاق می‌افتد. علاوه بر این، جریان خنک‌کاری داخل مجرای پره سرعت کمی دارد و تنها نزدیک سوراخ‌های لبه حمله و شیارهای لبه فرار شتاب می‌گیرد. در کل جالب‌ترین نتیجه حل CHT، توزیع دمای آن است. توزیع دمای سطح بیرونی پره در شکل ۵ نشان داده شده است.

مطابق شکل ۵ داغ‌ترین قسمت پره، ناحیه‌ای روی سمت مکشی پره است که از لبه حمله شروع می‌شود و تقریباً تا 1/3 وتر در جهت جریان ادامه پیدا می‌کند. به عبارت دیگر، مطابق شکل



شکل ۶. مقطع میانی توزیع ماخ

لبه حمله می‌باشند. بعد از تعریف حدود منطقی برای پارامترها، یک نمونه‌سی‌تایی از اطلاعات اولیه تولید می‌شود. همان‌گونه که قبلاً بیان شد، کارایی خنک‌کاری لایه‌ای و جریان خنک‌کاری، اهداف فرایند بهینه‌سازی هستند. کارایی خنک‌کاری لایه‌ای به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (1)$$

که  $T_c$  دمای استاتیک جریان خنک‌کاری،  $T_{\infty}$  دمای گاز داغ و  $T_{aw}$  دمای آدیاباتیک سطح پره خنک شده است. چون هدف بهینه‌سازی بیشینه کردن کارایی خنک‌کاری است، کارایی خنک‌کاری لایه‌ای متوسط به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\eta_{span} = \frac{1}{\Delta z} \int_{-z}^{+z} \eta dz \quad (2)$$

که  $Z$  جهت در سوی وتر است. تابع هدف کلی می‌تواند به صورت معادله ۳ براساس اهداف تعیین شده بالا تعریف کرد:

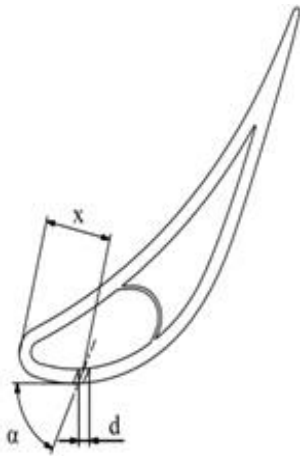
$$\text{Objective Function} = A \left( \frac{\dot{m}_{coolant} - \dot{m}_{target}}{\dot{m}_{ref}} \right)^2 + B \left( \frac{\eta - \eta_{target}}{\eta_{ref}} \right)^2 \quad (3)$$

#### ۴. روش بهینه‌سازی و پارامترهای طراحی

الگوریتم طراحی به کار رفته در این پژوهش، ترکیب الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی مصنوعی به صورت یک فرمول است. از یک مدل‌ساز سه‌بعدی، برای تولید هندسه‌های مختلف پره به صورت تابعی از پارامترهای طراحی سوراخ‌های خنک‌کاری استفاده شده است. شبکه‌بندی حل از نوع غیر ساخت‌یافته خواهد بود و حل لزج سه‌بعدی برای محاسبه میدان جریان و ارزیابی عملکرد ردیف اضافه‌شده در سوراخ‌های خنک‌کاری استفاده می‌گردد. شرح کلی از فرایند بهینه‌سازی در شکل ۶ آمده است.

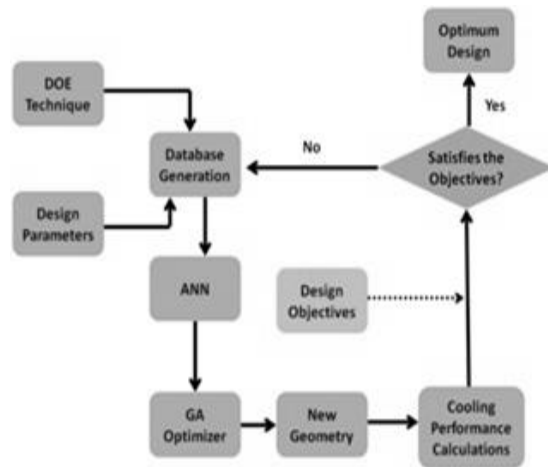
فرایند بهینه‌سازی با انتخاب پارامترهای طراحی آغاز می‌گردد. با توجه به اهداف و قیود موجود، پارامترهای طراحی به صورت موقعیت مکانی ردیف سوراخ‌ها روی سمت مکشی در جهت وتر (X)، قطر سوراخ‌ها (d) و زاویه تزریق جریان خنک‌کاری نسبت به سطح پره ( $\alpha$ ) انتخاب می‌شوند. ارتباط شماتیک از پارامترهای انتخابی در شکل ۶ نشان داده شده است. تمام سوراخ‌ها در ردیف اضافه‌شده، دارای قطر یکسان و پیچشی مشابه سوراخ‌های پاششی

در نمونه بهینه تصمیم بر داشتن یک ردیف سوراخ خنک‌کاری با کارایی بیشینه و کمترین افزایش در جریان خنک‌کاری کل می‌باشد. بعد از تولید اطلاعات اولیه و مرتب‌سازی ورودی‌ها و خروجی‌ها (به ترتیب پارامترهای طراحی و اهداف مدل) از ابزار ANN به‌منظور یافتن خروجی تقریبی مطلوب به‌صورت تابعی از ورودی‌ها استفاده می‌شود. حدود قابل قبول متغیرها در جدول ۲ آمده است.



شکل ۷. پارامترهای طراحی

که  $\dot{m}$  جریان جرمی خنک‌کاری کل داخل پره است و مقادیر target و ref آن با مقادیر اولیه تعیین می‌شوند. مقادیر اولیه قابل تنظیم‌اند، بنابراین مقدار دو عبارت از لحاظ مرتبه یکسان خواهد بود. برای  $\dot{m}_{target}$  جریان جرمی خنک‌کاری پره قبل از اضافه‌کردن ردیف سوراخ اضافی و برای  $\eta_{target}$  عدد یک قرار داده می‌شود. مقادیر A و B ضرایب وزنی برای موازنه کردن دو تابع هدف می‌باشند که در این مقاله مقدار هر دو یکسان است.



شکل ۶. فلوچارت فرایند بهینه‌سازی

جدول ۲. محدوده‌های متغیرهای طراحی

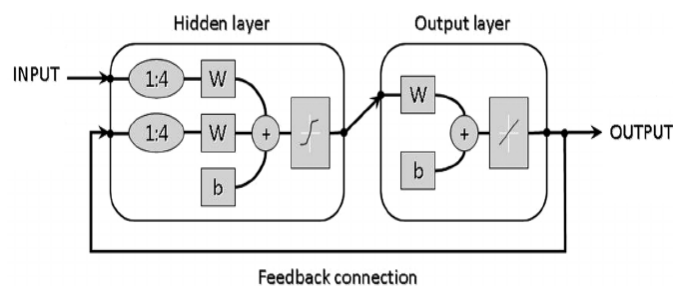
متغیرهای طراحی	حد پایینی	حد بالایی
موقعیت ردیف در جهت وتر (بی‌بعد)	صفر	۱۰
قطر سوراخ‌ها	۰/۴ میلی‌متر	۰/۶ میلی‌متر
زاویه تزریق سوراخ	۴۰ درجه	۹۰ درجه

شکل‌های ۹ و ۱۰ رسم شده است. دقت فرایند آموزشی و معیار اعتبارسنجی شبکه عصبی در شکل‌های زیر آمده است. در هر دو شکل عبارت target مربوط به مقادیر واقعی و output مربوط به پیش‌بینی شبکه عصبی است. اگر یک شبکه عصبی به‌درستی آموزش دیده باشد، خطای target و output به صفر میل می‌کند. همان‌گونه که در شکل مشاهده می‌شود، آموزش شبکه عصبی برای کارایی خنک‌کاری و نرخ جریان خنک‌کاری نتیجه مطلوبی می‌دهد. سپس از الگوریتم GA برای کمینه‌کردن تابع معادله ۳ استفاده می‌شود. جمعیت GA ۱۰۰ در نظر گرفته شده است. از روش انطباق تصادفی به منظور جهش استفاده می‌شود که مراحل

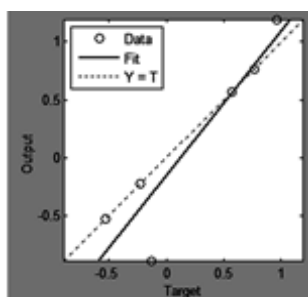
شبکه عصبی مصنوعی از نوع پیش‌خور پس انتشار خطا<sup>۹</sup> است که از توابع خطی و سیگموئیدی در یک ترکیب دو لایه استفاده می‌کند. تعداد بهینه نرون‌ها در لایه پنهان با استفاده از روش سعی و خطا (از ۵ تا ۲۰ آزمایش) به‌دست آمد و در نهایت ۱۵ عدد انتخاب گردید. لایه خروجی نیز با یک نرون ساخته شده است. ساختار شبکه عصبی در شکل ۸ رسم شده است. پارامترهای مختلف شبکه عصبی مصنوعی نظیر آموزش، یادگیری و عملکرد برای رسیدن به بهترین دقت پیش‌بینی ممکن به‌کار گرفته شده است. نتایج فرایند آموزش کارایی خنک‌کاری و نرخ جریان خنک‌کاری در شبکه عصبی برای پایگاه داده‌های اولیه در

می‌گردد. طرح توسط GA بهینه می‌شود و بعد از آن برای ارزیابی نرخ جریان خنک‌کاری به‌دست آمده و کارایی خنک‌کاری لایه‌ای از طریق CFD حل می‌شود. سپس برای ساختن یک ANN جدید نتایج CFD به اطلاعات اولیه اضافه می‌شود. این حلقه تا رسیدن و مشاهده اهداف مورد نظر ادامه پیدا می‌کند. نتایج شبیه‌سازی CHT طرح بهینه در قسمت بعد ارائه خواهد شد.

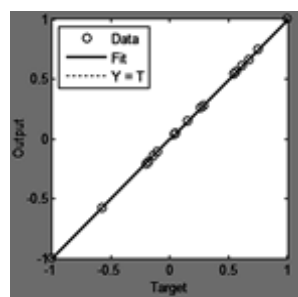
تصادفی بودن براساس عملکرد نسل طی می‌گردد. تابع آمیزش، تابع تصادفی پراکنده است. تعداد نسل‌ها به‌گونه‌ای انتخاب شده است که مقدار برازندگی مطلوب حاصل شود. برای این مسئله حدود ۵۰ نسل برای رسیدن به سطح قابل قبول از برازندگی کافی است. با آغاز چرخه بهینه‌سازی، ANN تابع تقریبی را پیدا می‌کند و سپس از GA برای پیدا کردن نقاط بهینه تابع تقریبی استفاده



شکل ۸ ساختار شبکه عصبی

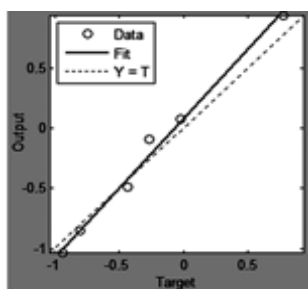


(ب)

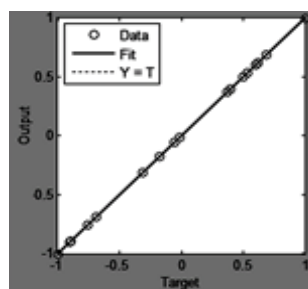


(الف)

شکل ۹. نمایی از نمودار الف) آموزش، ب) معیار اعتبارسنجی برای کارایی خنک‌کاری



(ب)



(الف)

شکل ۱۰. نمایی از نمودار الف) آموزش، ب) معیار اعتبارسنجی برای نرخ جریان خنک‌کاری

سطح مکشی با کمینه‌کردن نرخ جریان خنک‌کاری تمرکز دارد. به‌منظور بهبود خروجی‌های ANN و یافتن یک نقطه بهینه دقیق لازم است که چرخه CFD- GA- ANN تکرار شود تا خروجی‌های ANN با یک خطای قابل قبول توسط نتایج CFD

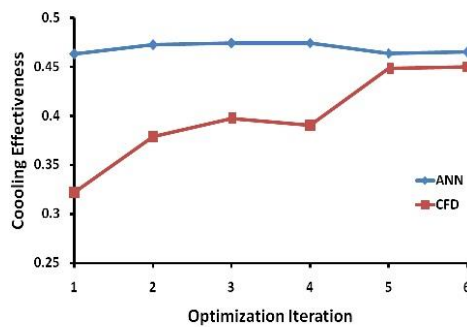
## ۵. نتایج و بحث

همان‌گونه که پیش از این تشریح شد، بهینه‌سازی چندهدفه این تحقیق بر بهبود عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای یک پره توربین فشاربالا از طریق اضافه‌کردن یک ردیف سوراخ خنک‌کاری روی

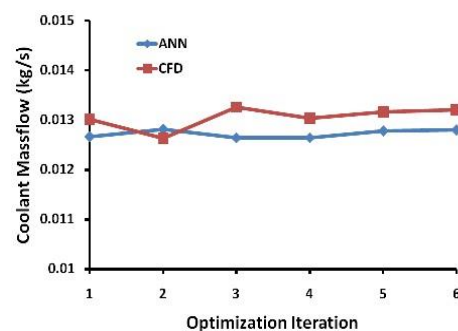
مورد تأیید قرار گیرد. این چرخه برای حصول یک نتیجه منطقی شش مرتبه تکرار شده است. اولین مجموع از نتایج که بیانگر یک تصویر کلی از الگوی بهینه‌سازی می‌باشد در شکل ۱۱ نشان داده شده است. نمودار شکل ۱۱ در واقع تغییرات اهداف بهینه‌سازی را نشان می‌دهد.

آنچه از شکل ۱۱ برداشت می‌شود، بیانگر این است که ANN خیلی سریع پیش‌بینی قابل قبولی از نرخ جریان خنک‌کاری ارائه می‌دهد. در صورتی که درخصوص کارایی خنک‌کاری پیش‌بینی‌ها با میزان بالایی از خطا شروع می‌شود و در طول تکرارها با یک شیب نسبتاً آرام ادامه می‌یابد. در توضیح این تفاوت رفتار می‌توان بیان کرد که در مقایسه بین متغیرهای طراحی خنک‌کاری، قطر سوراخ اثر شدیدی بر نرخ جریان خنک‌کاری دارد که این اثر به سرعت توسط ANN تشخیص داده می‌شود. در

صورتی که در مورد تأثیر کارایی خنک‌کاری، تمام پارامترهای طراحی هر کدام اثر خاص خودشان را دارند. بنابراین ANN به تعداد بیشتری تکرار برای پیش‌بینی دقیق کارایی خنک‌کاری نیاز دارد. ویژگی مهم دیگری که نمودارها نشان می‌دهد، روند افزایش در کارایی خنک‌کاری و روند ثابت نرخ جریان خنک‌کاری در طی تکرارهای طراحی است، که گویای اثر دو تابع هدف در فرایند بهینه‌سازی می‌باشد. به عبارت دیگر، در مرحله بهینه‌سازی کارایی خنک‌کاری بهبود می‌یابد در صورتی که میزان جریان جرمی به‌طور قابل ملاحظه‌ای افزایش نداشته است. از تکرار پنجم تا ششم تغییرات چشمگیری در هیچ کدام از اهداف طراحی و پارامترهای طراحی به‌وجود نمی‌آید. بنابراین انتظار می‌رود که تکرار ششم نشانگر نقطه بهینه باشد. مقادیر دقیق متغیرهای طراحی در جدول ۳ آمده است.



(ب)



(الف)

شکل ۱۱. اهداف طراحی در حین تکرارهای طراحی

جدول ۳. مقادیر بهینه متغیرهای طراحی

مقدار	متغیرهای طراحی
صفر	موقعیت ردیف در جهت وتر
۰/۴۴۷ میلی‌متر	قطر سوراخ‌ها
۷۳/۵۷۵ درجه	زاویه تزریق سوراخ

پیدا می‌کنند. در صورتی که زاویه تزریق باید تغییرات زیادی بکند تا به مقدار بهینه خود برسد. قبل از ارائه نتایج CHT هندسه بهینه پره، نمودار تغییرات برازندگی در نسل‌ها در الگوریتم ژنتیک در شکل ۱۴ نشان داده شده است. نقاط آبی مقدار متوسط برازندگی در میان جمعیت هر نسل و نقاط مشکی بهترین مقدار برازندگی در هر نسل را نشان می‌دهد. باید به این نکته اشاره کرد که برای

هندسه سه‌بعدی پره با ردیف سوراخ‌های خنک‌کاری اضافه شده در شکل ۱۲ نشان داده شده است. شکل ۱۳ الف تا ج تابع تغییرات هدف نسبت به پارامترهای طراحی را به‌صورت دوتایی نشان می‌دهد. نمودار متغیرهای طراحی در شکل ۱۳ الف تا ج به‌وضوح نشان می‌دهد که وابستگی موقعیت سوراخ‌ها و قطر سوراخ به تابع هدف بیشتر است و به سرعت مقادیر بهینه خود را

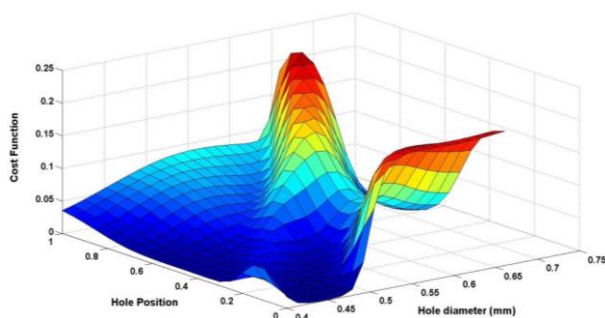


کاهش قابل ملاحظه‌ای در توزیع دما بر روی LE، سطوح مکشی TE داشته است. اگرچه افزایش ناچیز دما در نیمه نخست سمت فشار پرمای به علت تغییر میزان جریان خنک‌کاری مجرای داخلی پره اتفاق افتاده است. به منظور مقایسه اثر سوراخ‌های خنک‌کاری اضافه شده، توزیع دما روی خط میانی هندسه بهینه شده در مقایسه با هندسه قبلی بر روی سطح مکشی در شکل ۱۶ نشان داده شده است.

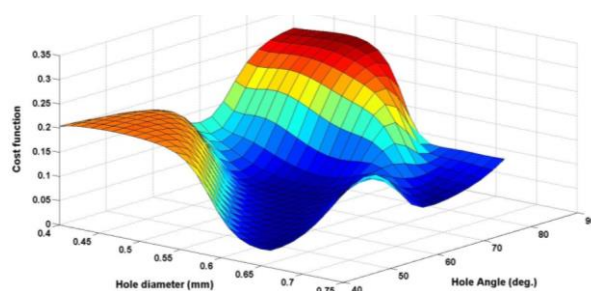
افزایش عملکرد ANN در طی بهینه‌سازی از مقادیر بی‌بعد برای پارامترهای ورودی و خروجی استفاده شده است. پس از یافتن مقادیر بهینه برای سوراخ‌های خنک‌کاری، تحلیل CHT روی پره با مقادیر بهینه انجام می‌شود و با مقدار اولیه مقایسه می‌شود. توزیع دمای سطح خارجی پره در شکل ۱۵ نمایش داده شده است. مقایسه کانتورهای دمایی شکل ۵ و ۱۵ نشان می‌دهد که اضافه‌کردن ردیف سوراخ خنک‌کاری روی سطح مکشی باعث



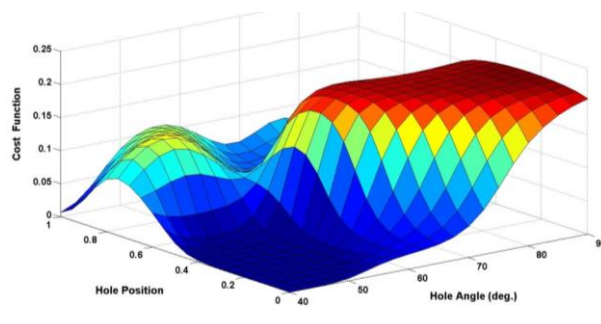
شکل ۱۲. پره سه‌بعدی با سوراخ‌های خنک‌کاری لایه‌ای اضافه شده



(ب)



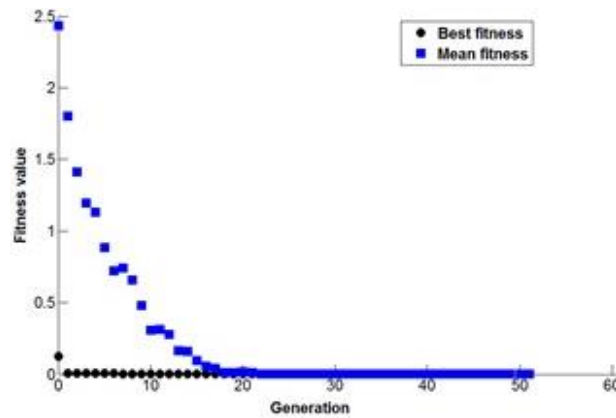
(الف)



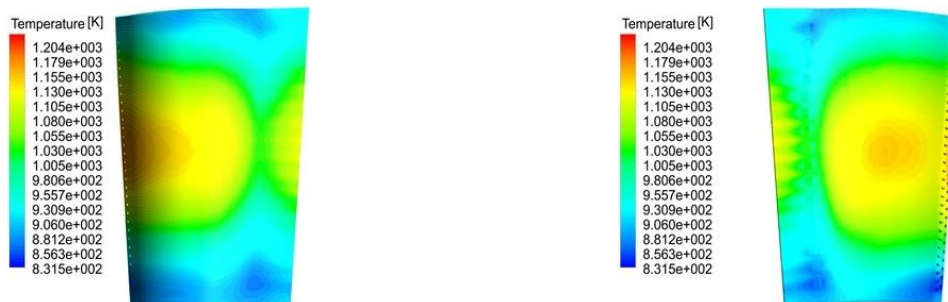
(ج)

شکل ۱۳ نمایشی از الف) تابع هدف به صورت تابعی از قطر و زاویه تزریق سوراخ‌ها

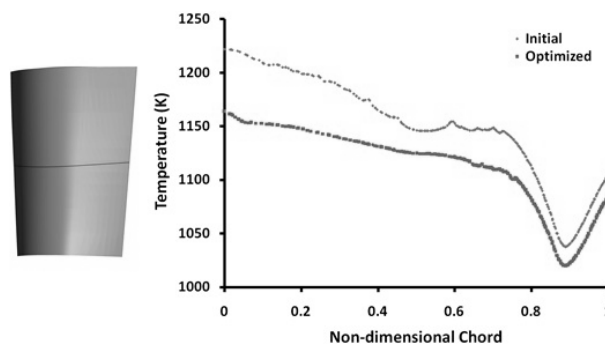
ب) تابع هدف به صورت تابعی از موقعیت و زاویه تزریق سوراخ‌ها، ج) تابع هدف به صورت تابعی از موقعیت و قطر سوراخ‌ها



شکل ۱۴. همگرایی GA در نسل‌ها



شکل ۱۵. توزیع دما در سطح فشاری الف) سطح مکشی، ب) پره بهینه



شکل ۱۶. توزیع دمایی سطح مکشی

کارایی خنک‌کاری با کمترین افزایش ممکن در نرخ جریان خنک‌کاری، موقعیت سوراخ‌های در جهت وتر، قطر سوراخ و زاویه تزریق به‌عنوان پارامترهای طراحی تعریف شدند. برای یافتن مقادیر بهینه طراحی از یک روش تلفیقی GA-ANN و از تحلیل CFD برای ارزیابی عملکرد هندسه بهینه شده پیشنهادی و بهبود پیش‌بینی ANN در طول اضافه‌کردن موارد بهینه شده، از اطلاعات اولیه موجود استفاده شده است. به‌منظور حصول نتایج رضایت‌بخش، شش تکرار انجام گردید. همان‌گونه که انتظار می‌رفت موقعیت بهینه سوراخ‌های خنک‌کاری نزدیک LE با قطر و

در شکل ۱۶ مشخص می‌گردد که دمای سطح مکشی پره بهینه‌شده از مقدار اولیه پایین‌تر است. همچنین اختلاف دما از LE تا TE کاهش می‌یابد. کاهش ناگهانی دما بین ۰/۸ تا انتهای وتر به‌علت هوای خنک‌کاری خارج شده، از شیارهای خنک‌کاری TE می‌باشد.

## ۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله بهینه‌سازی چندهدفه روی یک ردیف سوراخ خنک‌کاری لایه‌ای انجام شد. به‌همین منظور برای پیشینه‌کردن

نتوانسته اثر چندانی بر آن داشته باشد. در این بهینه‌سازی یکی از پارامترها موقعیت قرارگیری سوراخ‌های جدید است که به دلیل فوق موقعیت سوراخ‌ها کاملاً نزدیک به لبه حمله به دست آمد. پارامتر بعدی قطر سوراخ‌هاست که با توجه به هدف کمینه‌شدن جریان خنک‌کاری روبه کاهش رفته تا جایی که کارایی خنک‌کاری کاهش نیابد. زاویه پاشش پارامتر دیگر طراحی نیز با هدف بیشینه‌شدن کارایی خنک‌کاری مقدار بهینه آن به دست آمد که توانست جریان پایین دست پره را هم تحت تأثیر قرار دهد و حتی بر دمای نزدیک به لبه فرار هم تأثیرگذار باشد.

زاویه تزریق به ترتیب ۰/۴۴۷ و ۴۷/۳۷۵ به دست آمد که مقایسه نتایج CHT هندسه پره بهینه‌شده با هندسه اولیه نتایج بهینه‌سازی را تأیید کردند و نشان دادند که کاهش چشمگیر توزیع دمایی روی ایرفویل است. همان‌گونه که در تحلیل عددی اولیه مشخص گردید محدوده نقاط داغ در نزدیکی لبه حمله وسیع‌تر است و علت این امر آن است که قطر سوراخ‌های خنک‌کاری در لبه حمله از قطر شیارهای خنک‌کاری در لبه فرار کوچکتر می‌باشد که باعث تمایل بیشتر هوای خنک‌کاری به خروج از شیارهای لبه فرار شده است که وجود تیغه جداکننده داخل مجرای خنک‌کاری نیز

## ۷. مأخذ

- [1] R. J. Goldstein, E. R. G. Eckert, F. Burggraf, Effects of Hole Geometry and Density on Three Dimensional Film Cooling, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 17, pp. 595-607, 1974.
- [2] M. Gritsch, A. Schulz, S. Wittig, Adiabatic Wall Effectiveness Measurements of Film Cooling Holes with Expanded Exits, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, pp. 549-556, 1998.
- [3] M. Gritsch, W. Colban, H. Schar, K. Dobbeling, Effect of Hole Geometry on the Thermal Performance of Fan-Shaped Film Cooling Holes, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 127, pp. 718-725, 2005
- [4] M. E. Taslim, A. Khanicheh, Film Effectiveness Downstream of a Row of Compound Angle Film Holes, *Journal of Heat Transfer*, Vol. 127, No. 4, pp. 434-440, 2005.
- [5] Z. Gao, D. P. Narzary, J. Han, Film Cooling on a Gas Turbine Blade Pressure Side or Suction Side with Axial Shaped Holes, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 51, pp. 2139-2152, 2008.
- [6] C. Saumweber, A. Schulz, Effect of Geometry Variations on the Cooling Performance of Fan-Shaped Cooling Holes, *Universität Karlsruhe, Karlsruhe, Germany*, pp. 905-919, 2008.
- [7] W. F. Colban, K. A. Thole, D. Bogard, A Film Cooling Correlation for Shaped Holes on a Flat-Plate Surface, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 133, No. 1, 2011.
- [8] C. Q. Nguyen, P. L. Johnson, B. C. Bernier, S. H. Ho, J.S. Kapat, Comparison of Film Effectiveness and Cooling Uniformity of Conical and Cylindrical-Shaped Film Hole With Coolant-Exit Temperature Correction, *Journal of Thermal Science and Engineering Application*, Vol. 3, pp. 031011-1-9, 2011.
- [9] K. D. Lee, K. Y. Kim, Optimization of a Cylindrical Film Cooling Hole Using Surrogate Modeling, *Numer. Heat Trans. A*, Vol. 55, pp. 362-380, 2009.
- [10] K. D. Lee, K. Y. Kim, Shape Optimization of a Fan-Shaped Hole to Enhance Film-Cooling Effectiveness, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 53, pp. 2996-3005, 2010.
- [11] K. D. Lee, S. M. Kim, K. Y. Kim, Multi-Objective Optimization of Film-Cooling Holes Considering Heat Transfer and Aerodynamic Loss, *Proceedings of ASME Turbo Expo*, Paper No. GT2011-45402, Vancouver, British Columbia, Canada, June 6-10, 2011.
- [12] E. C. Ayoubi, Three-Dimensional Aero-Thermal Optimization of Film Cooling in a High Pressure Turbine, *Phd Thesis*, Department of Mechanical and Industrial Engineering, Concordia University, Montreal, Quebec, Canada, 2014.
- [13] K. Kusterer, J. Dickhoff, T. Sugimoto, Multi-Objective Pareto Optimization of the NEKOMIMI Film Cooling Technology by Utilization of the SHERPA Algorithm, *Proceedings of International Gas Turbine Congress*, Tokyo, Japan, 15-20, 2015.
- [14] Zolfagharian, Optimaization of Turbine Blade Cooling by Using of Combinational Methods, *Semnan University, Ms. Thesis* 198945, 1993.

[15] H. R. Rezaei, R. P. Gupta, G. W. Bryant, J. T. Hart, G. S. Liu, C. W. Bailey, T. F. Wall, S. Miyamae, K. Makino, Y. Endo, Thermal Conductivity of Coal Ash and Slags and Models Used, *Fuel*, pp. 1697-1710, 2000.

[16] J. Han, S. Dutta, S. Ekkad, *Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology*, New York: Taylor & Francis, 2000.

## پی‌نوشت

- 
1. conjugate heat transfer
  2. GA
  3. ANN
  4. CHT
  5. CFD
  6. RANS
  7. Pareto-front
  8. TE
  9. feed forward-back propagation