

## بررسی اثرات خنک کاری لایه‌ای بر مشخصه‌های عملکردی یک توربین محوری

ناراله عباسی

استادیار، دانشکده مکانیک، دانشگاه صنعتی اراک، اراک، s\_abbasi@arakut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۷/۰۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۱۴

### چکیده

در این مقاله به مطالعه عددی عملکرد کلی و ساختار جریان در یک توربین محوری واقعی و اثر خنک کاری لایه‌ای بر آن پرداخته می‌شود. مطالعات انجام شده در گذشته پیرامون اثر خنک کاری لایه‌ای بر ساختار جریان، عمدتاً بر هندسه ساده شده پره‌ها و جایگزین کردن پره‌های توربین توسط یک شعاع انحنای سطح، متمرکز بوده و پیچیدگی‌ها و جزئیات ساختار جریان واقعی سه‌بعدی در طبقات توربین محوری لحاظ نگردیده‌است. بدین منظور، تحلیل جریان در یک توربین با استفاده از نرم‌افزار تجاری ANSYS-CFX انجام شده‌است. در ابتدا، منحنی‌های عملکرد توربین محوری با استفاده از شبیه‌سازی عددی استخراج و با نتایج تجربی مقایسه گردیده که تطابق خوبی را نشان می‌دهند. خنک کاری از طریق سوراخ‌هایی با نرخ دمش (BR) برابر ۰/۸۲، نرخ سرعت (VR) برابر ۰/۴ و زاویه جت ۳۰ درجه اعمال گردیده است. به دلیل تزریق جت به منطقه سکون در لبه‌ی حمله پره و همچنین افزایش دما در سطح فشار نسبت به مکش، دبی بیشتری برای خنک کاری در این نواحی لحاظ گردیده‌است. بررسی منحنی عملکرد توربین نشان‌دهنده کاهش ناچیز نسبت فشار و راندمان در اثر اعمال خنک کاری است که با توجه به قابلیت افزایش دمای ورودی در حالت خنک کاری، این کاهش قابل جبران است. خطوط جریان در اطراف پره، ایجاد لایه‌ای از سیال با دمای کم در اطراف پره استاتور که به صورت مانعی بین جریان گرم و سطح پره می‌باشد را نشان می‌دهد. اعمال خنک کاری موجب کاهش دمای سطوح فشار و مکش پره در حدود ۳۰۰ درجه و دمای سطح جلوی پره حدود ۲۰۰ درجه می‌گردد. بررسی نمودارهای تغییرات شعاعی و محوری پارامترهای ترمودینامیکی حکایت از آن دارد که با اعمال خنک کاری عددماخ و دمای کل جریان در ورود و خروج جریان کاهش یافته و در مقابل افت فشار افزایش می‌یابد.

### واژگان کلیدی

توربین محوری، خنک کاری لایه‌ای، مشخصه‌های عملکردی، تحلیل عددی جریان

## ۱. مقدمه

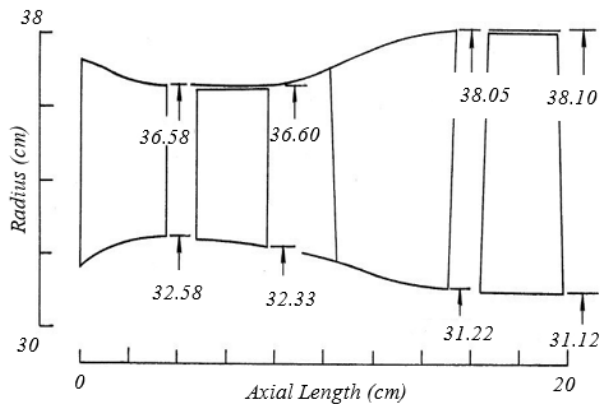
توربین‌های محوری یکی از مهمترین انواع توربوماشین‌ها هستند که در حال حاضر نقش مهمی در پیشبرد دنیای مدرن دارند. تلاش‌ها در جهت بهبود عملکرد توربین‌ها ادامه دارد. یکی از راه‌های بهبود عملکرد توربین و افزایش توان خروجی توربین، افزایش دمای ورودی به آن می‌باشد. علی‌رغم پیشرفت‌های صورت گرفته در زمینه تولید پره‌ها، هنوز هم مواد سازنده‌ی پره توربین، توان تحمل دماهای بسیار بالا را ندارند. بنابراین در این شرایط، عملکرد توربین با مشکل مواجه شده و راندمان آن کاهش می‌یابد. یکی از راه‌های افزایش دمای ورودی توربین بدون آنکه به پره‌ها آسیبی وارد شود، استفاده از روش‌های خنک‌کاری در توربین می‌باشد. بدین ترتیب، علی‌رغم وجود دمای جریان بالا، دمای سطح پره بالا نمی‌رود.

خنک‌کاری لایه‌ای یکی از پرکاربردترین روش‌ها در زمینه خنک‌کاری پره‌های توربین و به طور کلی بخش گرم موتورهای توربینی به شمار می‌رود. در این روش، هوای خنک از بخش کمپرسور گرفته شده، از ریشه‌ی پره‌ها وارد کانال‌های تعبیه شده در آنها می‌شود و نهایتاً، از سوراخ‌های ایجاد شده در سطح پره‌ها، روی آنها تزریق می‌شود. به این ترتیب، با ایجاد یک لایه محافظ روی پره‌ها، از تماس مستقیم گازهای داغ با آنها و در نتیجه، از آسیب دیدگی آنها جلوگیری می‌شود [۱]. مسئله خنک‌کاری لایه‌ای در حدود ۵۰ سال است که توسط محققان به صورت عددی و تجربی دنبال می‌شود. داوونز و لندیس [۱] به بررسی روش‌های مختلف خنک‌کاری پره پرداختند. آنها روش‌های مختلف خنک‌کاری داخلی مانند همرفتی، خنک‌کاری خارجی نظیر خنک‌کاری لایه‌ای و روش پوشش محافظ گرمایی را مورد بررسی قرار دادند. آنها به این نتیجه رسیدند که بهتر است در طبقات اولیه‌ی توربین خنک‌کاری لایه‌ای جهت از بین بردن تنش‌های حرارتی و در طبقات آخر از خنک‌کاری داخلی استفاده کرد. برگلس و همکارانش [۲] پیرامون زاویه تزریق و اثر آن بر نحوه خنک‌کاری پرداختند. نتایج تحقیقات آنها نشان می‌دهد که تزریق تحت زاویه در مقایسه با تزریق عمودی موثرتر است. لمپارد و فاستر [۳] اثرات تغییر زاویه و نحوه‌ی جاسازی روزه‌ها را مورد آزمایش قرار دادند. آنها نشان دادند که به منظور خنک‌کاری موثر در تزریق با دبی‌های جرمی کم، زوایای تزریق کوچک و در دبی‌های جرمی زیاد زوایای بزرگ باید مورد استفاده قرار گیرند.

اندرسون [۴] به بررسی لایه‌مرزی سه‌بعدی بر روی پره‌های روتور توربین پرداخت. اسکیرس و موریس [۵] در یک تحقیق تجربی به بررسی انتقال حرارت درون سوراخ‌های تزریق خنک‌کاری پره‌توربین پرداختند. نتایج آنها نشان داد که در نسبت‌های مکش بالاتر و زوایای جریان کمتر، مقدار راندمان حرارتی افزایش می‌یابد. کوچ و چاکان [۶] اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را بر روی سطوح منحنی به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. آنها مشخص کردند که انحناى سطح و نرخ دمش روی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای اثر بسزایی دارند. عبدالله و فونازاکی [۷] بر بررسی اثرات زوایای مختلف تزریق خنک‌کاری پرداختند. آنها تحقیق خود را بر روی چهار ردیف مختلف از سوراخ‌های مایل با دو زاویه‌ی متفاوت ۳۵ درجه و ۲۰ درجه انجام دادند. نتایج آنها نشان داد که خنک‌کاری در زوایای سوراخ کم (۲۰ درجه) نسبت به حالت پایه (زاویه سوراخ ۳۵ درجه) اثر بیشتری دارد. بخصوص زمانی که نسبت دمش بالاتری برای جریان خنک‌کاری وجود داشته باشد. سرکار و بوس [۸] نشان دادند که استفاده از سوراخ‌های خنک‌کاری با زوایای تزریق بالاتر باعث افزایش آشفتنگی و لذا کاهش عملکرد خنک‌کاری می‌شود. هیل و همکارانش [۹] صفحه‌ای مسطح با سوراخ‌های خنک‌کاری استوانه‌ای را شبیه‌سازی کردند تا تاثیرات زاویه‌ی تزریق را در میزان خنک‌کاری لایه‌ای مطالعه کنند. نتایج بررسی آنها نشان داد که زوایای جریان تزریق کمتر با بوجود آوردن اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بیشتر، عملکرد بهتری دارند.

محققان دیگری نظیر تاکر و همکاران [۱۰] و هادسون و همکاران [۱۱] نیز از تکنیک‌های حل عددی، جهت تحلیل جریان درون توربین‌های محوری استفاده کرده‌اند. مطالعات انجام‌شده پیرامون اثر خنک‌کاری لایه‌ای بر ساختار جریان، عمدتاً بر هندسه ساده‌شده این طرح، یعنی جایگزین نمودن پره‌های توربین توسط یک شعاع انحناى سطح، متمرکز بوده‌اند.

گرچه این تحقیقات اطلاعات خوبی را در اختیار قرار می‌دهند اما به واسطه عدم ایجاد جریان واقعی، قادر به شبیه‌سازی پیچیدگی‌های جریان سه‌بعدی در توربین محوری نمی‌باشند و اثر اعمال خنک‌کاری بر منحنی‌های عملکرد توربین شناسایی نمی‌گردد. بر این اساس در این مقاله به بررسی عددی اثر اعمال خنک‌کاری لایه‌ای بر مشخصه‌های عملکردی توربین محوری

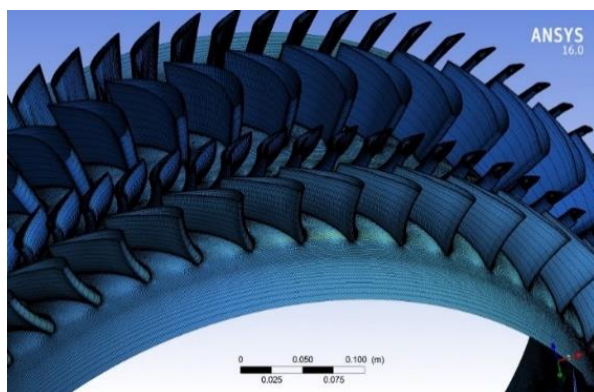


شکل ۱. تصویر نصف النهاری توربین دو طبقه EEE [۱۲]

## ۲-۲. شبکه‌بندی هندسه

شبکه‌بندی هندسه‌ی تولیدشده‌ی پره‌های توربین با استفاده از نرم‌افزار توربوگرید انجام گردید. این مجموعه به صورت شبکه سازمان‌یافته چندبلاکه شبکه‌بندی شده‌است. در شکل (۲)، سیستم شبکه سطوح بر روی دیواره مدل نشان داده شده‌است.

به منظور بررسی دقیق جریان و حل معادلات در نزدیکی دیواره‌ها، می‌بایست شبکه در این نواحی به اندازه‌ی کافی ریز در نظر گرفته می‌شود. به طوری که  $y^+$  در مجاورت دیواره کمتر از ۵ می‌باشد تا بدون استفاده از توابع دیواره و با اعمال شرط عدم لغزش و آدیاباتیک، میزان شار ویسکوز در مجاورت دیواره ارزیابی شود.



شکل ۲. هندسه محاسباتی و توزیع شبکه روی دیواره‌های پره‌ها و پایه

تعداد المان‌ها به تفکیک برای روتور و استاتور در جدول ۲ آورده شده‌اند. تعداد المان‌های در نظر گرفته شده در کل توربین برای یک گذرگاه مدل شده ۱۲۷۴۵۱۳ سلول محاسباتی می‌باشد.

پرداخته می‌شود. بدین منظور، یک توربین واقعی مدل‌سازی گردیده و با شبیه‌سازی منافذ خنک‌کاری، به ارزیابی اثر خنک‌کاری بر مشخصه‌های عملکردی و ساختار جریان در توربین پرداخته می‌شود. بر این اساس و با مطالعه جزئیات ساختار جریان، خطوط جریان و توزیع پارامترهای ترمودینامیکی در راستاهای مختلف، درک عمیق‌تری پیرامون اثر خنک‌کاری لایه‌ای بر ساختار جریان حاصل می‌گردد.

## ۲. شبیه‌سازی توربین محوری

### ۲-۱. هندسه توربین محوری

توربین مورد استفاده در این پژوهش توربین (EEE) می‌باشد که توربین استفاده شده در موتور بهره‌ور انرژی جنرال الکتریک<sup>۱</sup> است که در سال ۱۹۸۰ توسط ناسا با هدف تشریح طرح‌های بهره‌وری سوخت جهت استفاده در نسل بعدی هواپیماها به کار گرفته شد. این توربین، یک توربین دو طبقه برای جریان‌های کم و بارگذاری متوسط است که جهت توسعه‌ی فناوری در صنایع هوایی به کار گرفته شده و موجب بهبود بهره‌وری انرژی سیستم‌های پیشرفته موتورهای مافوق صوت شده‌است.

به منظور مدل‌سازی هندسه‌ی پره‌های توربین EEE، از اطلاعات مندرج در گزارش سند ناسا NASA CR-168289 [۱۲] استفاده گردید. مشخصات هندسی این توربین محوری در جدول ۱ آورده شده است. شکل ۱ نمای نصف‌النهاری توربین محوری را نشان می‌دهد.

جدول ۱. پارامترهای هندسی و عملکردی توربین EEE

مشخصات	طبقه ۱	طبقه ۲
تعداد پره‌های استاتور	۴۶	۴۸
تعداد پره‌های روتور	۷۶	۷۰
سرعت روتور (rpm)	۸۲۸۳	۸۲۸۳
نسبت فشار	۲/۲۵	۲/۱۱
اندازه درز نوک نسبت به ارتفاع پره (%)	۱	۰/۶

با استفاده از اطلاعات موجود در مرجع [۱۲] شکل هندسی پره‌های توربین محوری در نرم‌افزار بلیدجن<sup>۲</sup> طراحی گردید.

جدول ۲. تعداد المان‌ها و گره‌ها در شبکه بندی

تعداد المان‌ها	جزء
۱۶۱۳۰۴	استاتور ۱
۳۵۳۴۲۴	روتور ۱
۱۷۱۸۵۵	استاتور ۲
۵۶۰۹۳۴	روتور ۲

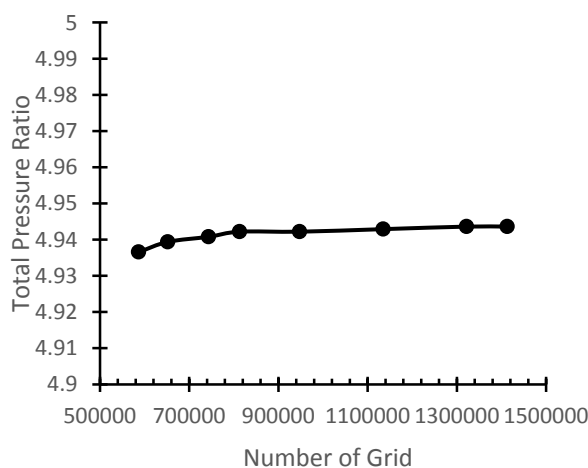
### ۳-۲. شرایط مرزی و تنظیمات حل

تحلیل جریان با نرم‌افزار تجاری (سی-اف-ایکس) <sup>۳</sup> که قابلیت تحلیل سه‌بعدی و ویسکوز را داراست انجام شده‌است. این نرم‌افزار از روش حجم‌محدود برای حل معادلات بدست‌آمده شامل مومنتوم، پیوستگی و انرژی بهره می‌برد. در مرز ورودی، فشار کل، دمای کل و جهت جریان اعمال گردیده‌است. در توربین حاضر فشار کل ورودی ۳۴۴/۷ کیلوپاسکال و دمای ورودی ۷۰۹/۴۴ کلون می‌باشد. رینولدز جریان بر اساس طول کورد میانی استاتور اول در ورودی توربین برابر  $2/6 \times 10^5$  می‌باشد. توزیع فشار استاتیک با استفاده از قانون تعادل شعاعی در مرز خروجی اعمال شده‌است. به منظور ایجاد دی‌های مختلف و استخراج منحنی عملکرد، فشار استاتیک خروجی تغییر داده می‌شود. شرط عدم لغزش بر روی تمام دیواره‌های جامد در نظر گرفته شده‌است. با توجه به شبیه‌سازی یک گذرگاه، شرط پریودیک در طرفین میدان حل اعمال گردیده‌است. در تحلیل حاضر، از روش فریم‌های مرجع چندگانه استفاده شده‌است. بدین منظور، توربین به قسمت‌های

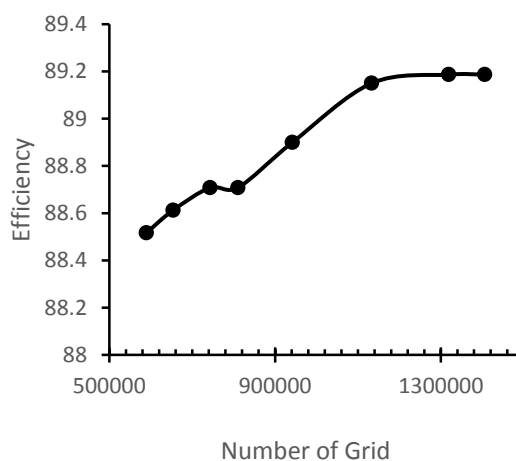
ثابت و چرخان تقسیم شده و سطح مشترک مابین دو منطقه جریان با استفاده از گزینه Frozen Rotor تعریف گردیده‌است. به منظور استخراج تنش‌های رینولدز و تخمین ویسکوزیته ادی، از مدل آشفتگی دومعادله‌ای  $k-\omega$ -SST استفاده شده‌است [۱۳]. معیار همگرایی در حل عددی رسیدن مقادیر باقیمانده معادلات اصلی به  $10^{-7}$  در نظر گرفته شده‌است. حل عددی تا زمانی ادامه پیدا می‌کند که مقادیر مولفه‌های سرعت و مقادیر فشار در نقاط مختلف میدان جریان به یک وضعیت پایای آماری برسند.

### ۴-۲. بررسی استقلال از شبکه

به منظور اطمینان از دقت نتایج، به بررسی استقلال نتایج از تعداد سلول‌های محاسباتی پرداخته شده‌است. بدین منظور شبکه محاسباتی با تعدادی مختلف انجام شده است. سلول مختلف از ۵۵۰۰۰۰ تا ۱۳۵۰۰۰۰ در نظر گرفته شده و تحلیل جریان در توربین محوری در حالت‌های مختلف انجام شده است. در شکل ۳ نشان داده شده‌است. مشخص است که افزایش تعداد سلول‌های محاسباتی بیش از ۱۲۰۰۰۰۰ تغییر قابل‌توجهی در نتایج عملکرد ایجاد نمی‌کند. بنابراین به‌منظور صرفه‌جویی در زمان حل و ساخت‌افزار محاسباتی، از مدلی با تعداد سلول‌های محاسباتی ۱۲۰۰۰۰۰ سلول جهت شبیه‌سازی جریان پایا در این توربین استفاده گردیده‌است.



(ب)

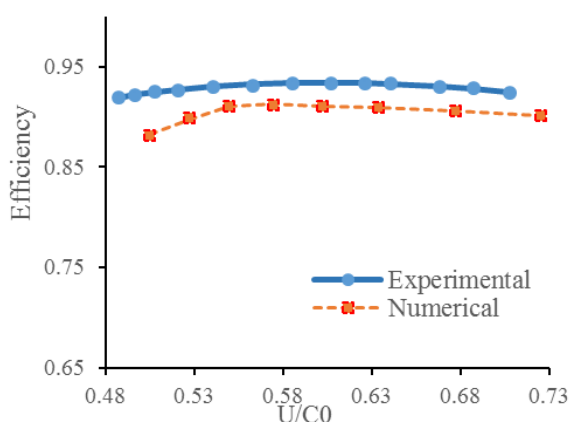


(الف)

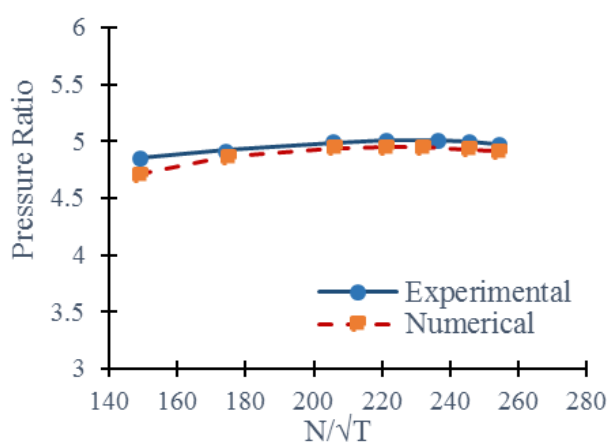
شکل ۳. بررسی استقلال از شبکه (الف) راندمان (ب) نسبت فشار

$$U/C0 = \frac{(constant) \cdot (N/\sqrt{T_{4,1}})}{\left[1 - \left(\frac{P_{S,4,2}}{P_{T,4}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]^{1/2}} \quad (1)$$

در رابطه فوق،  $N$  سرعت بر حسب  $T_{4,1}$  rpm دمای شرایط ورودی برحسب کلوین،  $\gamma$  نسبت گرمای ویژه و  $P_S/P_T$  فشار استاتیک به فشار کل است. در شکل (۴-الف) نمودار تغییرات راندمان برحسب  $U/C0$  و در شکل (۴-ب) نمودار تغییرات نسبت فشار کل برحسب  $N/\sqrt{T}$  نشان داده شده است. با مقایسه نتایج مشخص می‌گردد که تطابق خوبی بین نتایج عددی و تجربی وجود دارد، به طوری که بیشترین خطا در نتایج عددی در مقایسه با نتایج تجربی حدود ۵٪ می‌باشد که مطلوب می‌باشد.



(ب)



(الف)

شکل ۴. منحنی عملکرد توربین الف) نسبت فشار کل بر حسب سرعت تصحیح شده ( $N/\sqrt{T}$ ) ب) راندمان بر حسب  $U/C0$

نرخ سرعت نسبت به دبی و سرعت جریان اصلی تعیین می‌شود. مقادیر پارامترهای فوق در توربین‌های مختلف متفاوت است و رابطه کلی برای تعیین چنین پارامترهایی وجود ندارد. مطالعه مقالات مختلف در این زمینه نشان می‌دهد که مقدار معمول برای نرخ دمش بین ۰/۳ تا ۱ می‌باشد. در تحقیق حاضر، بر اساس تحلیل‌های مختلف و مشاهده نتایج، مقدار نرخ دمش (BR) برابر ۰/۸۲ و نرخ سرعت (VR)، برابر ۰/۴ و دمای جریان خروجی از منافذ خنک‌کاری ۲۷ درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده است. به دلیل اهمیت بالای لبه‌ی حمله و تماس مستقیم آن با گاز داغ و همچنین افزایش دما در سطح فشار نسبت به مکش، برای نقاط خنک‌کاری در نظر گرفته شده در این نواحی، دبی بیشتری تزریق گردیده است.

## ۲-۵. بررسی اعتبارسنجی نتایج

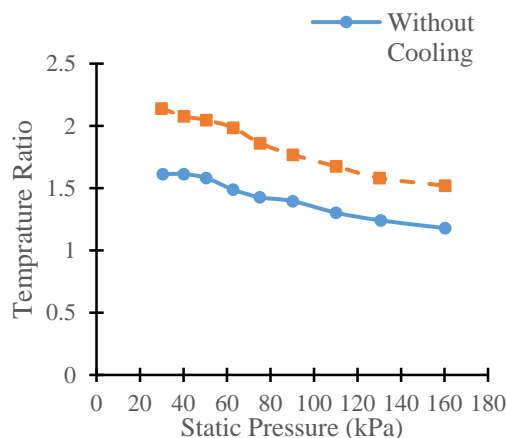
به منظور اعتبارسنجی نتایج، نتایج تحلیل حاضر با نتایج تجربی موجود در سند ناسا [۱۲] مقایسه گردیده و صحت آن‌ها ارزیابی می‌گردد. بدین منظور منحنی‌های عملکردی توربین در قالب نمودارهای ( $U/C0$  - راندمان) و ( $N/\sqrt{T}$  - نسبت فشار) استخراج شده است.  $N/\sqrt{T}$  سرعت تصحیح شده‌ای است که از تقسیم سرعت برحسب دور بر دقیقه (rpm) بر روی دما برحسب کلوین (K) بدست می‌آید.  $U/C0$  نیز عدد بی‌بعدی است که از طریق رابطه (۱) محاسبه می‌گردد.

## ۲-۶. شبیه‌سازی توربین به همراه خنک‌کاری

به منظور شبیه‌سازی خنک‌کاری پره‌های توربین محوری، با استفاده از قابلیت‌های نرم‌افزار سی اف ایکس (source Point)، منافذ خنک‌کاری بر روی پره‌های استاتور اول تعبیه گردیده است. در شکل ۵ موقعیت این سوراخ‌های خنک‌کاری نشان داده شده است. با اعمال مقدار دبی‌جرمی سیال، میزان سرعت آن، دمای خروجی و جهت جریان، می‌توان خنک‌کاری را مدل‌سازی نمود. با استفاده از نتایج تحقیقات مشخص گردید که سوراخ‌های زاویه‌دار عملکرد بهتری در خنک‌کاری لایه‌ای دارند [۷-۹]. بر این اساس در تحلیل حاضر، سرعت خروجی سیال از سوراخ‌هایی با زاویه‌ی ۳۰ درجه نسبت به پره در نظر گرفته می‌شود. همچنین مقدار دبی و سرعت با دو پارامتر نرخ دمش<sup>۴</sup> و

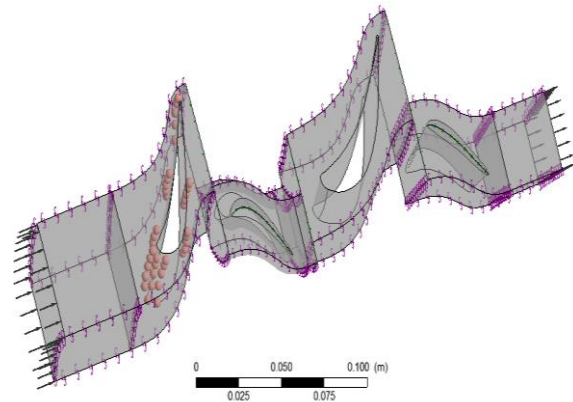
فشار کل توربین کاهش می‌یابد. بنابراین با اعمال خنک‌کاری، نسبت فشار کل توربین که رابطه مستقیم با راندمان توربین دارد کاهش ناچیزی می‌یابد. به عبارت دیگر با اعمال خنک‌کاری راندمان توربین کاهش می‌یابد. با توجه به این موضوع مشخص می‌گردد که اعمال خنک‌کاری می‌بایست بهینه بوده و فقط در مناطقی که دما بسیار بالا است به میزان مورد نیاز خنک‌کاری صورت گیرد و در مناطق دیگر که نیاز کمتری وجود دارد خنک‌کاری لازم نیست انجام شود و یا باید با مقادیر دبی کمتر و سرعت پایین‌تری اعمال گردد تا افت زیادی در راندمان توربین ایجاد نشود.

در شکل ۷ نسبت دمای توربین (نسبت دمای ورودی به دمای خروجی) نشان داده شده‌است. مشخص است که با اعمال خنک‌کاری، نسبت دمای توربین افزایش محسوسی نسبت به حالت بدون خنک‌کاری یافته است. همانطور که در شکل ۱۰ (کانتور دما) نشان داده شده است در حالی که دمای اطراف پره توربین با اعمال خنک‌کاری کاهش محسوسی دارد اما دمای ورودی توربین تغییر چندانی نکرده‌است. اما دمای خروجی توربین کاهش یافته‌است براین اساس افزایش نسبت دمای ورودی به خروجی منطقی می‌باشد.



شکل ۷. منحنی نسبت دما بر حسب فشار استاتیک خروجی

نشان داده شده‌است. منحنی شکل ۹ نشان می‌دهد که در هر دور ثابت، نسبت دما در حالت خنک‌کاری نسبت به حالت بدون خنک‌کاری بیشتر است. میزان تغییرات نسبت دما در دو حالت بدون خنک‌کاری و با خنک‌کاری تقریباً ثابت بوده و لذا مستقل از دور محور است.

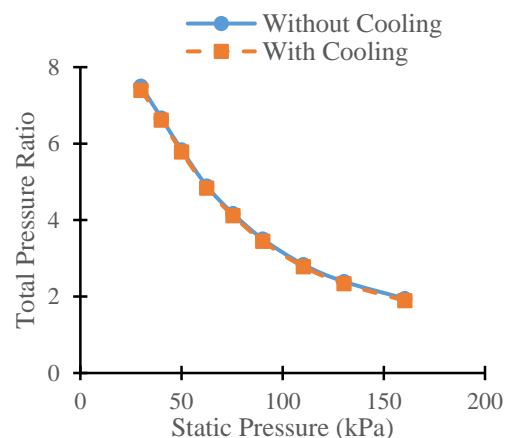


شکل ۵. موقعیت سوراخ‌ها در شرایط مرزی یک ردیف پره

### ۳. نتایج و بحث

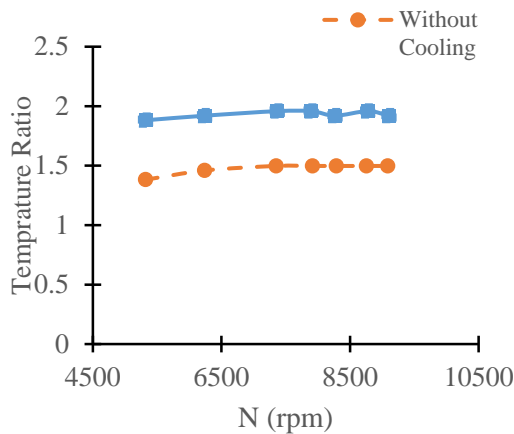
بر اساس مشخصات ذکر شده برای سوراخ‌های خنک‌کاری، تحلیل جریان در توربین محوری با خنک‌کاری انجام گردیده است. تحلیل در دبی‌های مختلف (فشارهای استاتیک) صورت گرفته است.

در شکل‌های ۶ و ۷ مقادیر نسبت فشار و نسبت دمای توربین با تغییر فشار استاتیک خروجی، در دو حالت با اعمال خنک‌کاری و بدون خنک‌کاری نشان داده شده‌است. مشخص است که با افزایش فشار استاتیک (کاهش دبی جرمی جریان) مقدار نسبت

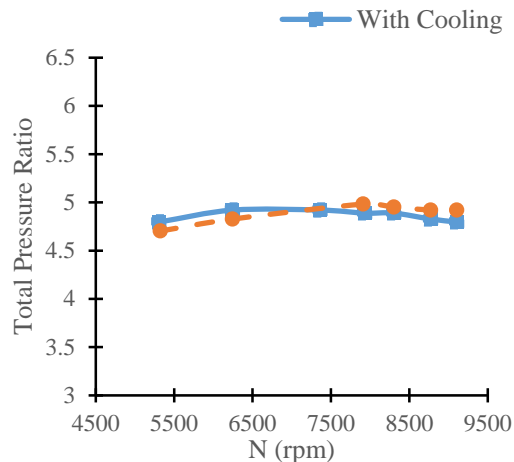


شکل ۶. منحنی نسبت فشار بر حسب فشار استاتیک خروجی

در شکل ۸ تغییرات نسبت فشار بر حسب دور محور در دو حالت بدون اعمال خنک‌کاری و با اعمال خنک‌کاری نشان داده شده‌است. مشخص است که نسبت فشار در این دو حالت تغییر چندانی نکرده‌است. در شکل ۹ تغییرات نسبت دمای توربین بر حسب دور محور در دو حالت بدون خنک‌کاری و با خنک‌کاری



شکل ۹. منحنی نسبت دما بر حسب دور روتور

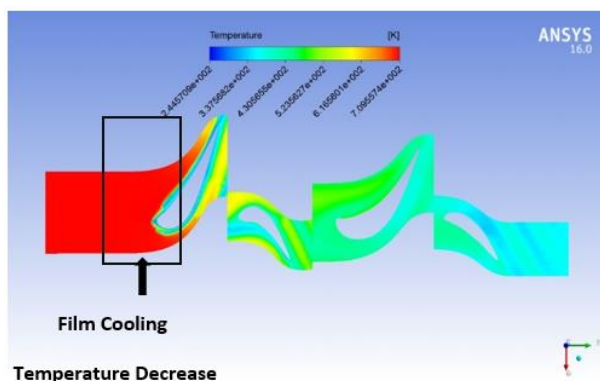


شکل ۸. منحنی نسبت فشار بر حسب دور روتور

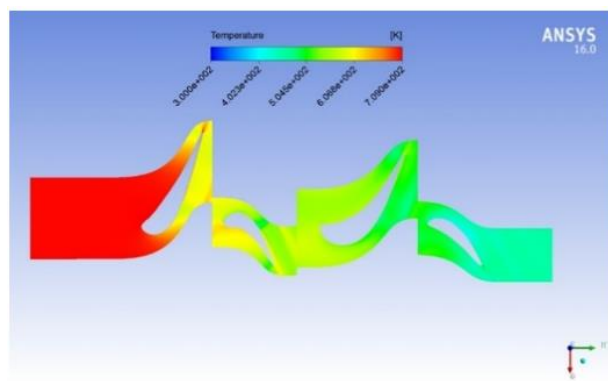
از طریق تحلیل‌های متعدد، تعداد سوراخ‌های خنک‌کاری و دبی آنها استخراج گردیده‌است.

با توجه به شکل ۱۰ مشاهده می‌گردد که بر اثر خنک‌کاری لایه‌ای در استاتور اول، لایه‌ای با دمای کم در اطراف این پره ایجاد می‌گردد. این لایه مانع از تماس گاز با دمای بسیار زیاد با پره گردیده و لذا پره از این لحاظ دچار آسیب نمی‌شود. همچنین ناشی از اعمال خنک‌کاری در پره استاتور اول، دمای جریان در پره‌های پایین‌دست آن نیز کاهش یافته‌است.

به منظور شناسایی نحوه اثرگذاری خنک‌کاری بر دمای توربین، در شکل ۱۰ کانتور دما در ۵۰٪ فاصله‌ی شعاعی ترسیم گردیده‌است. با توجه به این شکل مشخص است که در حالت بدون اعمال خنک‌کاری، استاتور اول بویژه در لبه‌ی حمله و سطح فشار آن دارای بیشترین دما می‌باشد. بر این اساس می‌توان نتیجه گرفت که برای داشتن توزیع دمای یکنواخت و خنک‌کاری مطلوب می‌بایست منافذ خنک‌کاری بیشتر با دبی بیشتر در این مناطق در نظر گرفته‌شود. همانطور که در بخش قبل اشاره گردید، در بررسی حاضر، بر اساس توزیع دما در حالت بدون خنک‌کاری و



(ب)



(الف)

شکل ۱۰. کانتور دمای استاتیک در ۵۰٪ فاصله شعاعی (الف) بدون خنک‌کاری (ب) با اعمال خنک‌کاری

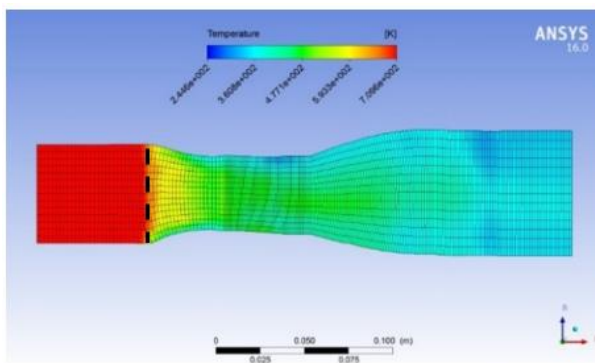
از ۳۰۰ درجه کلوین به ۲۴۴ درجه کلوین کاهش یافته‌است. با مقایسه دو کانتور دما کاملاً مشخص است که اعمال خنک‌کاری لایه‌ای در استاتور اول علاوه بر تاثیر در مجاورت پره استاتور اول، بالتبع موجب کاهش دما در طول گذرگاه و پره‌های بعدی نیز

به منظور بررسی توزیع دما در راستای محوری جریان، کانتور دمای استاتیک در صفحه نصف‌النهاری توربین در دو حالت بدون خنک‌کاری و با اعمال خنک‌کاری در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است. مشخص است که مینیمم دمای استاتیک در کل توربین

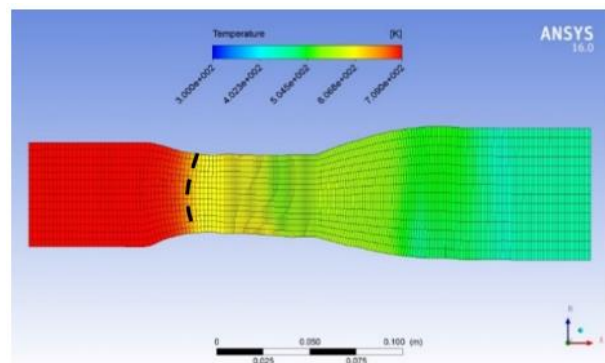
منظور بررسی اثر خنک‌کاری لایه‌ای، بر توزیع فشار، در شکل ۱۲ کانتور فشار استاتیکی در ۵۰٪ فاصله‌ی شعاعی در هر دو حالت بدون خنک‌کاری و با خنک‌کاری نشان داده شده‌است. با مقایسه دو حالت مشخص می‌گردد که در حالت خنک‌کاری در برخی نقاط به مقدار اندکی فشار کاهش پیدا کرده‌است. همچنین مینیمم فشار نیز با اعمال خنک‌کاری کاهش ناچیزی یافته‌است. بر این اساس، اعمال خنک‌کاری تأثیر منفی بر عملکرد توربین محوری ندارد.

می‌گردد. همچنین مقایسه مقدار ماکزیمم دما در هر دو حالت نشان می‌دهد که اگر چه این مقدار تغییر خاصی نکرده‌است اما موقعیت ماکزیمم دما در دو حالت با هم تفاوت دارد. بطوریکه در حالت خنک‌کاری جزین سیال با دمای بالا در موقعیتی دورتر از پره قرار داشته و به سمت بالادست آن حرکت کرده‌است. این موضوع با خطچین در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است. به عبارت دیگر پره به واسطه اعمال خنک‌کاری لایه‌ای از مواجهه با گاز با دمای بالا مصون مانده‌است.

با توجه به اینکه وظیفه اصلی یک توربین محوری در سیکل موتور توربین گاز کاهش فشار و ایجاد توان ناشی از آن است به

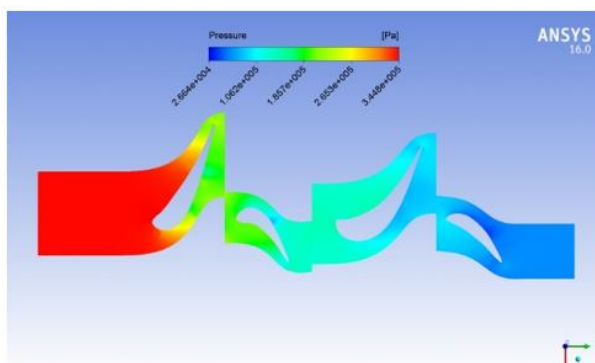


(ب)

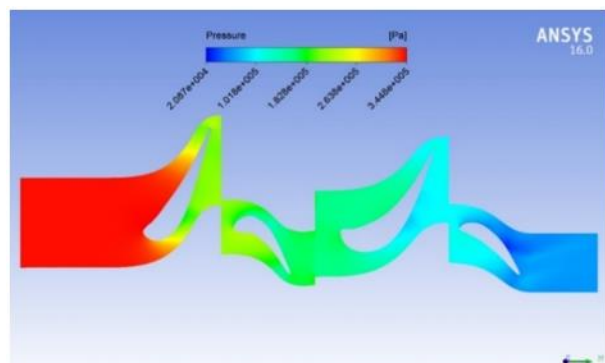


(الف)

شکل ۱۱. کانتور دمای استاتیکی در صفحه نصف‌النه‌ای (الف) بدون خنک‌کاری (ب) با اعمال خنک‌کاری



(ب)



(الف)

شکل ۱۲. کانتور فشار استاتیکی در ۵۰٪ فاصله‌ی شعاعی (الف) بدون خنک‌کاری (ب) با اعمال خنک‌کاری

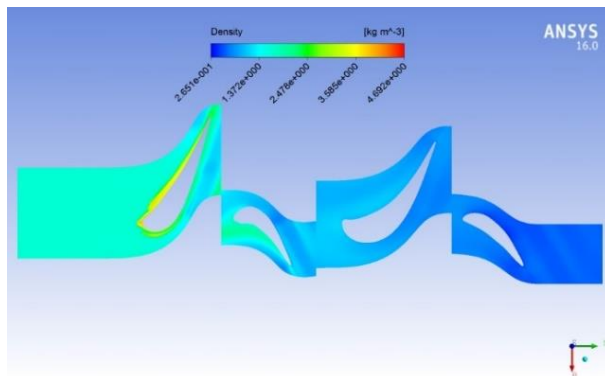
مشخص است که در محل تزریق جریان خنک‌کاری در استاتور اول چگالی سیال افزایش قابل توجهی دارد. همچنین ناشی از تزریق جریان سیال خنک‌کاری، چگالی جریان در پایین دست استاتور اول (بخصوص در رتور اول) نیز افزایش یافته‌است.

به منظور بررسی اثر خنک‌کاری بر چگالی جریان سیال در توربین، در شکل ۱۳ کانتور چگالی در دو حالت بدون وجود خنک‌کاری و با اعمال خنک‌کاری در ۵۰٪ فاصله‌ی شعاعی نشان داده شده‌است.

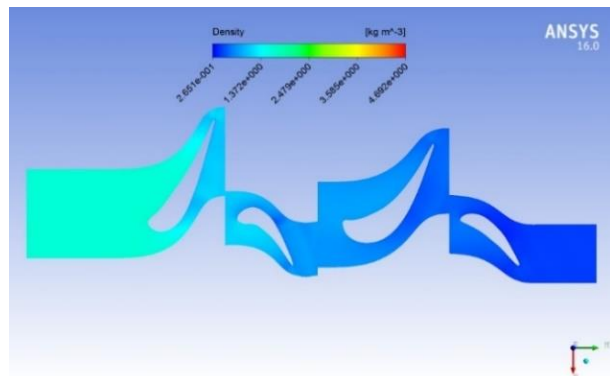


مشاهده می‌گردد که با اعمال خنک‌کاری، مقادیر فشار کل نسبی نسبت به حالت بدون خنک‌کاری کاهش یافته‌است. این موضوع بخصوص در اطراف استاتور اول دیده می‌شود. این امر ناشی از ورود جریان خارجی و برخورد آن با جریان اصلی در گذرگاه می‌باشد که موجب انسداد در مسیر جریان اصلی می‌گردد. این انسداد موجب ایجاد افت و بالتبع کاهش فشار کل نسبی می‌گردد.

بررسی افت‌های موجود در توربین محوری اهمیت فراوانی دارد. وجود افت در توربین موجب می‌شود توربین کارایی و راندمان کمتری داشته باشد. به منظور بررسی میزان افت در توربین بررسی کانتور فشار کل نسبی (که متناسب با میزان آنتروپی است) می‌تواند مفید باشد. در شکل ۱۴ کانتور فشار کل نسبی در دو حالت با اعمال خنک‌کاری و بدون آن در فاصله‌ی شعاعی ۵۰٪ نشان داده شده‌است.

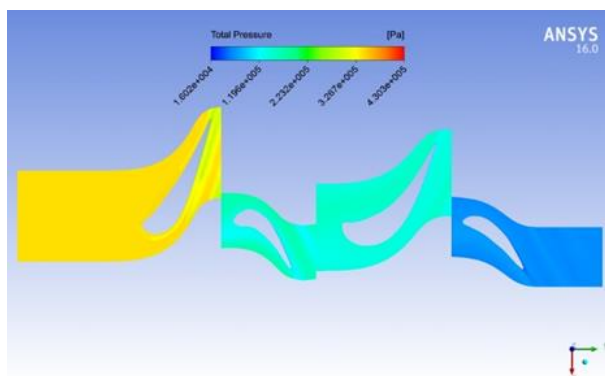


(ب)

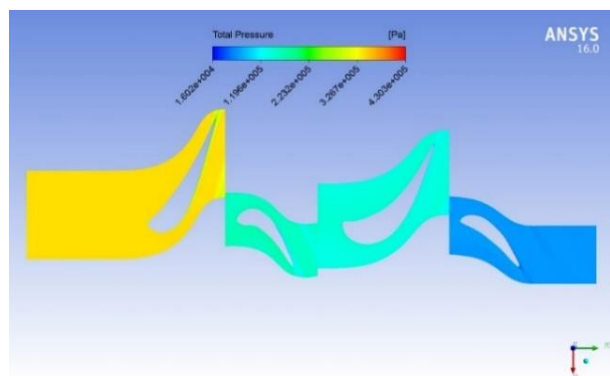


(الف)

شکل ۱۳. کانتور چگالی در ۵۰٪ فاصله‌ی شعاعی (الف) بدون خنک‌کاری (ب) با اعمال خنک‌کاری



(ب)



(الف)

شکل ۱۴. کانتور فشار کل نسبی در فاصله‌ی شعاعی ۵۰٪ (الف) بدون خنک‌کاری (ب) با اعمال خنک‌کاری

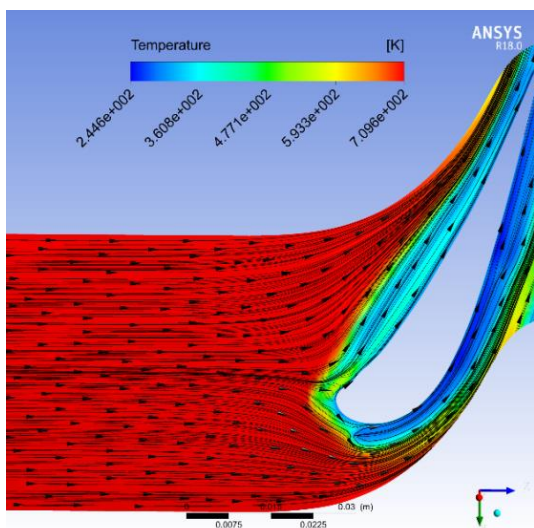
تداخل جریان سیال سرد از منافذ خنک‌کاری با جریان اصلی ایجاد شده‌است.

به منظور بررسی اثرات اعمال خنک‌کاری بر میدان جریان، استخراج نمودارهای توزیعی پارامترها در راستای شعاعی و محوری می‌تواند جزئیات ساختار جریان را بهتر آشکار نماید. بر این اساس در ادامه از این رویکرد در استخراج نتایج استفاده شده‌است.

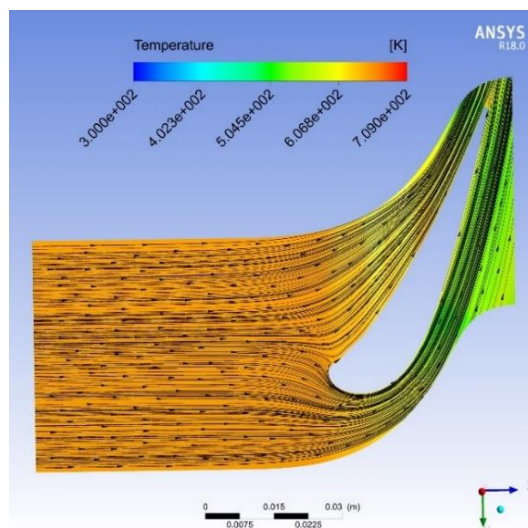
به منظور بررسی اثر تزریق جریان خنک‌کاری بر ساختار جریان توربین، ترسیم خطوط جریان بسیار مفید است. بدین منظور، در شکل ۱۵، خطوط جریان بر کانتور دما در استاتور اول الحاق گردیده‌است. مشخص است که با تزریق زاویه‌دار سیال سرد از منافذ خنک‌کاری و تداخل با جریان اصلی (دارای دمای زیاد)، جریان سیال در اطراف پره دارای دمای مناسب گردیده‌است. به عبارت دیگر لایه‌ای از جریان که دارای دمای کم است در اثر

مشخص است که توزیع فشار کل در لبه‌حمله استاتور به جز بر روی پایه و پوسته که تغییرات ناچیزی دارند در سایر فواصل شعاعی کاملاً بر هم منطبق‌اند. این در حالی است که در لبه فرار، اعمال خنک‌کاری منجر به کاهش قابل ملاحظه فشار کل گردیده‌است. به عبارت دیگر اعمال خنک‌کاری منجر به وقوع افت فشار بیشتری در استاتور می‌شود.

در شکل ۱۶ تغییرات دمای استاتیک در راستای جریان در طول توربین نشان داده شده‌است. مشخص است که با اعمال خنک‌کاری لایه‌ای مقدار دمای استاتیک در طول گذرگاه کاهش می‌یابد. در شکل ۱۷ توزیع شعاعی فشار کل در لبه‌حمله و لبه‌فرار استاتور اول در دو حالت بدون اعمال خنک‌کاری و با اعمال خنک‌کاری نشان داده شده‌است.

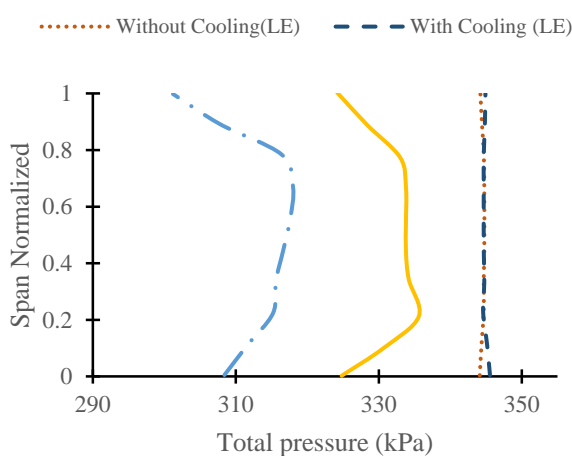


(ب)

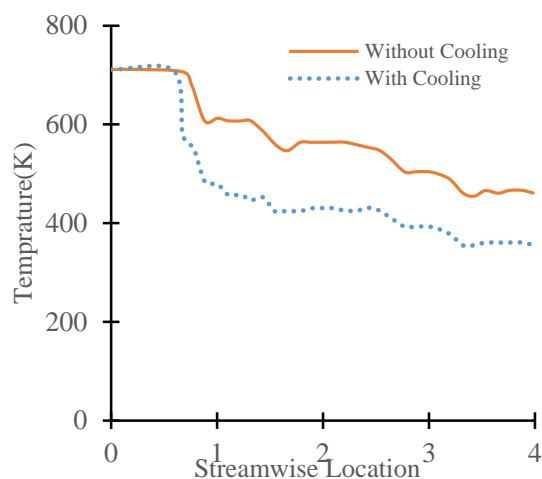


(الف)

شکل ۱۵. خطوط جریان سرعت در فاصله ۵۰٪ فاصله شعاعی (الف) بدون خنک‌کاری (ب) با اعمال خنک‌کاری



شکل ۱۷. توزیع شعاعی فشار کل در دو حالت بدون خنک‌کاری و با خنک‌کاری در لبه حمله و فرار استاتور اول

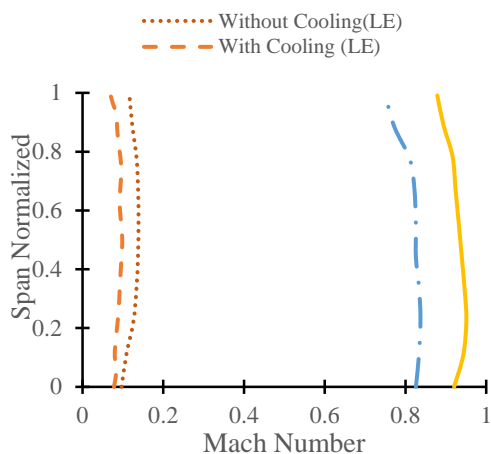


شکل ۱۶. تغییرات دمای استاتیک متوسط‌گیری شده در راستای محوری در دو حالت بدون وجود خنک‌کاری و با اعمال خنک‌کاری

فرار این پره در دو حالت بدون خنک‌کاری و با اعمال خنک‌کاری در شکل ۱۸ نشان داده شده‌است. با توجه به شکل مشخص است

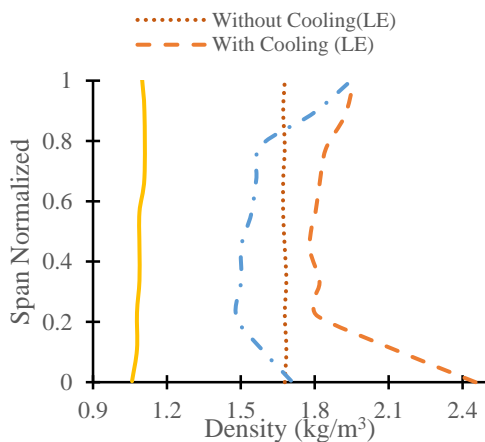
به منظور بررسی اثر خنک‌کاری بر توزیع دمای کل در ورودی و خروجی استاتور اول، توزیع شعاعی این پارامتر در لبه‌حمله و لبه

با اعمال خنک‌کاری، سرعت جریان اصلی در لبه‌حمله و لبه فرار کاهش یافته‌است.



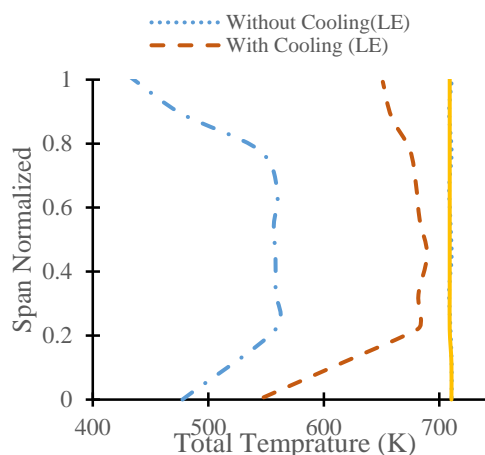
شکل ۱۹. توزیع شعاعی ماخ جریان در دو حالت بدون خنک‌کاری و با خنک‌کاری در لبه حمله و فرار استاتور اول

توزیع شعاعی دانسیته جریان در دو حالت بدون وجود خنک‌کاری و با وجود خنک‌کاری برای لبه‌حمله و لبه‌فرار استاتور اول در شکل ۲۰ نشان داده شده‌است. مشخص است که با اعمال خنک‌کاری دانسیته جریان ورودی به استاتور و خروجی از آن افزایش می‌یابد. با توجه به اینکه توزیع جریان خنک‌کاری ورودی از پایه تا نوک یکسان نیست و وابسته به مقدار دمای مختلف، دبی‌های جرمی جریان خنک‌کاری در طول اسپن پره متفاوت است این امر منجر به ایجاد توزیع دانسیته غیریکنواخت در راستای شعاعی با اعمال خنک‌کاری گردیده است.



شکل ۲۰. توزیع شعاعی دانسیته جریان در دو حالت بدون خنک‌کاری و با خنک‌کاری در لبه حمله و فرار استاتور اول

که بدون اعمال خنک‌کاری دمای کل لبه حمله و لبه فرار با هم تقریباً یکسان است که با رابطه انرژی همخوانی دارد. با اعمال خنک‌کاری، دمای کل در ورودی و خروجی استاتور کاهش می‌یابد. بطوریکه در لبه حمله دمای کل در حدود ۳۰ درجه کلوین و در لبه فرار در حدود ۱۵۰ درجه کلوین نسبت به حالت بدون خنک‌کاری کاهش یافته‌است. همچنین دمای کل ورودی و خروجی با تزریق جریان خنک‌کاری که همراه با تغییر انرژی است تغییر کرده‌است. مشخص است که میزان دمای کل در هر دو حالت در نزدیکی پایه و پوسته نسبت به شعاع‌هایی میانی کاهش یافته‌است.



شکل ۱۸. توزیع شعاعی دمای کل در دو حالت بدون خنک‌کاری و با خنک‌کاری در لبه حمله و فرار استاتور اول

به منظور بررسی اثر خنک‌کاری بر ماخ نسبی جریان در ورودی و خروجی استاتور اول، توزیع شعاعی این پارامتر در لبه‌حمله و لبه‌فرار استاتور اول در دو حالت بدون خنک‌کاری و با اعمال خنک‌کاری در شکل ۱۹ نشان داده شده‌است. مشخص است که از لبه‌حمله تا لبه‌فرار، با پیشروی در طول پره، ناشی از کاهش فشار استاتیک، سرعت جریان و بالتبع ماخ جریان افزایش می‌یابد. بطوریکه در حالت بدون خنک‌کاری ماخ جریان از حدود ۰/۱۲ به ۰/۹۲ افزایش می‌یابد. با اعمال خنک‌کاری، میزان ماخ در ورود و خروج جریان نسبت به حالت ساده (بدون خنک‌کاری) کاهش محسوسی یافته است. بطوریکه در ورودی استاتور ماخ ۰/۰۸ و در خروجی آن به ۰/۸۲ می‌رسد. با اعمال خنک‌کاری دمای استاتیک در طول توربین کاهش می‌یابد بنابراین کاهش ماخ جریان ناشی از کاهش چشمگیر مقدار سرعت جریان می‌باشد. به عبارت دیگر

#### ۴. نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی اثر خنک‌کاری لایه‌ای بر رفتار جریان در توربین محوری EEE با استفاده از نرم افزار Ansys-Cfx پرداخته شد.

مقایسه منحنی‌های عملکرد بدست آمده با نتایج تجربی از دقت خوب رویکرد عددی و قابلیت بالای نرم افزار cfx در تجزیه و تحلیل جریان در توربین محوری خبر می‌دهد. نتایج تحلیل جریان در توربین بدون وجود خنک‌کاری نشان می‌دهد که در لبه‌حمله و همچنین سطح فشار پره های استاتور، دما بالاتر از سایر نقاط است. این امر بر لزوم وجود سوراخ‌های بیشتر با دبی بالاتر در این مناطق تاکید می‌نماید. منحنی‌های عملکرد توربین در دو حالت نشان می‌دهد که اعمال خنک‌کاری موجب کاهش نسبت فشار و بالتبع کاهش راندمان می‌شود. البته با توجه به اینکه با اعمال خنک‌کاری، امکان افزایش دما در ورودی توربین وجود دارد این کاهش راندمان جبران می‌شود. بررسی خطوط جریان ایجاد لایه‌ای در اطراف پره که شامل جریان با دمای کم نسبت به سایر نقاط است را نشان می‌دهد.

بررسی نمودارهای تغییرات شعاعی و محوری حکایت از آن دارد که با اعمال خنک‌کاری عددماخ جریان کاهش، دمای کل در ورود و خروج جریان کاهش و افت فشار افزایش پیدا می‌کنند. کانتور دمای توربین در راستای نصف‌النهاری نشان‌دهنده حرکت منطقه با دمای بالا به سمت بالادست لبه‌حمله و عدم تماس دمای بالای جریان با پره گردیده‌است.

با اعمال خنک‌کاری، دمای کل در ورودی و خروجی استاتور کاهش می‌یابد. بطوریکه در لبه حمله دمای کل در حدود ۳۰ درجه

کلوین و در لبه فرار در حدود ۱۵۰ درجه کلوین نسبت به حالت بدون خنک‌کاری کاهش یافته‌است. مشخص است که میزان دمای کل در هر دو حالت در نزدیکی پایه و پوسته نسبت به شعاع‌هایی میانی کاهش یافته‌است.

مشخص گردید که با پیشروی در طول پره از لبه‌حمله تا لبه‌فرار، ناشی از کاهش فشار استاتیک، سرعت جریان و بالتبع ماخ جریان افزایش می‌یابد. بطوریکه در حالت بدون خنک‌کاری ماخ جریان از حدود ۰/۱۲ به ۰/۹۲ است. با اعمال خنک‌کاری، میزان ماخ در ورود و خروج جریان نسبت به حالت بدون خنک‌کاری کاهش محسوسی یافته است و در ورودی استاتور ماخ ۰/۰۸ و در خروجی آن به ۰/۸۲ رسیده‌است.

#### ۵. نمادها

نسبت دمش	BR
ماخ	M
دور محور (rpm)	N
فشار استاتیک (Pa)	$P_s$
فشار کل (Pa)	$P_T$
فشار استاتیک به فشار کل	$P_s/P_T$
دمای استاتیک (K)	T
دمای شرایط ورودی (K)	$T_{4,1}$
سرعت جریان (m/sec)	V
نسبت سرعت	VR
نسبت گرمای ویژه	$\gamma$

#### ۵. مأخذ

- [1] P. Downs, and K. Landis, Turbine Cooling Systems Design: Past, Present and Future, *ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air*. American Society of Mechanical Engineers, 2009.
- [2] G. Bergeles, A. D. Gosman and B. E. Launder, Near-field character of a jet discharged through a wall at 30 deg to a mainstream, *AIAA journal*, Vol. 15, No. 4, pp. 499-504, 1997.
- [3] W. Foster, and D. Lampard, The flow and film cooling effectiveness following injection through a row of holes, *ASME J. Eng. Power*, Vol. 102, No. 3, pp. 584-588, 1980.
- [4] L. Anderson, Calculation of three-dimensional boundary layers on rotating turbine blades, *Journal of fluids engineering*, Vol. 109, No. 1, pp. 41-49, 1987.
- [5] S. Gerard, and R. M. Morris, Experimental study of heat transfer augmentation near the entrance to a film cooling hole in a turbine blade cooling passage, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 131, pp. 044501. 2009.
- [6] I. Koc, C. Parmaksızoglu, and M. Cakan, Numerical investigation of film cooling effectiveness on the curved surface, *Energy conversion and Management*, Vol. 47, No. 9, pp. 1231-1246, 2006.

- [7] K. Abdullah and K. I. Funazaki, Effects of Blowing Ratio on Multiple Shallow Angle Film Cooling Holes, *Applied Mechanics and Materials. Trans Tech Publications*, Vol. 225, pp. 49-54, 2012.
- [8] S. Sarkar and T. K. Bose, Numerical simulation of a 2-D jet-cross flow interaction related to film cooling applications: Effects of blowing rate, injection angle and free-stream turbulence, *Sadhana*, Vol. 20, No. 6, pp.915-935, 1995.
- [9] C. A. Hale, M. W. Plesniak, and S. Ramadhyani., Film cooling effectiveness for short film cooling holes fed by a narrow plenum, *ASME 1999 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*, American Society of Mechanical Engineers, 1999.
- [10] A. Thakker, P. Frawley, Khaleeq, H.B. Abugihalia Y., T. Setoguchi, Experimental and CFD Analysis of 0.6m Impulse Turbine with Fixed Guide Vanes, *Proceedings of the 11th international offshore and polar engineering conference*, Stavanger, Norway, 2001.
- [11] S.T. Hudson, T.F. Zoladz, D.J. Dorney, Rocket Engine Turbine Blade Surface Pressure Distributions: *Experiment and Computations, Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 3, pp. 364-373, 2003.
- [12] L. P. Timko, Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report, 1984.
- [13] F. R. Menter, M. Kuntz, R. e Langtry, Ten years of industrial experience with the sst turbulence model, in K. Hanjalic, Y. Nagano e M. Tummers (eds.), *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, Vol. 4, Begell House, Inc, 2003.

ع. پی نوشت

- 
1. Energy Efficient Engine
  2. Bladegen
  3. CFX
  4. Blowing Ratio
  5. Velocity Ratio
  6. Meridional