



دانشگاه سمنان

دانشکده مهندسی مکانیک

بهینه سازی خنک کاری پره توربین با استفاده از روش های ترکیبی

پایان نامه کارشناسی ارشد

مهندسی مکانیک-تبدیل انرژی

دانشجو:

محمد مهدی ذوالفقاریان

اساتید راهنما:

دکتر محمد صادق ولی پور

دکتر مهران رجبی زرگرآبادی

اسفند ماه ۱۳۸۹

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

تقدیم به

زحمات و دلواپسی های

پدر و مادرم

و

حمایت ها و دلگرمی های

خواهرانم

با تشکر از زحمات بی دریغ و راهنمایی های ارزنده اساتید گرامی، جناب آقای دکتر رجیبی و جناب آقای دکتر ولی پورکه اینجانب را در انجام این پروژه یاری نمودند. همچنین از مهندس مجتبی اسدلهبی، مهندس مصطفی عزیزی، مهندس احسان پرآورفکر، مهندس جواد عیسی وند و که در پیشرفت این پروژه یار و همراه اینجانب بودند، کمال تشکر را دارم.

محمد مهدی ذوالفقاریان

تأییدیه صحت و اصالت نتایج

باسمه تعالی

اینجانب **محمد مهدی ذوالفقاریان** به شماره دانشجویی **۸۷۱۲۱۶۸۰۰۲** دانشجوی رشته **مهندسی مکانیک مقطع تحصیلی کارشناسی ارشد** تأیید می‌نمایم که کلیه نتایج این پایان‌نامه حاصل کار اینجانب و بدون هرگونه دخل و تصرف است و موارد نسخه‌برداری شده از آثار دیگران را با ذکر کامل مشخصات منبع ذکر کرده‌ام. در صورت اثبات خلاف مندرجات فوق، به تشخیص دانشگاه مطابق با ضوابط و مقررات حاکم (قانون حمایت از حقوق مؤلفان و مصنفان و قانون ترجمه و تکثیر کتب و نشریات و آثار صوتی، ضوابط و مقررات آموزشی، پژوهشی و انضباطی ...) با اینجانب رفتار خواهد شد و حق هرگونه اعتراض در خصوص احقاق حقوق مکتسب و تشخیص و تعیین تخلف و مجازات را از خویش سلب می‌نمایم. در ضمن، مسؤولیت هرگونه پاسخگویی به اشخاص اعم از حقیقی و حقوقی و مراجع ذیصلاح (اعم از اداری و قضایی) به عهده‌ی اینجانب خواهد بود و دانشگاه هیچ‌گونه مسؤولیتی در این خصوص نخواهد داشت.

نام و نام خانوادگی: **محمد مهدی ذوالفقاریان**

امضا و تاریخ: **۱۳۸۹/۱۲/۲۵**

مجوز بهره‌برداری از پایان‌نامه

بهره‌برداری از این پایان‌نامه در چهارچوب مقررات کتابخانه و با توجه به محدودیتی که توسط استاد

راهنما به شرح زیر تعیین می‌شود، بلامانع است:

- بهره‌برداری از این پایان‌نامه برای همگان بلامانع است.
- بهره‌برداری از این پایان‌نامه با اخذ مجوز از استاد راهنما، بلامانع است.
- بهره‌برداری از این پایان‌نامه تا تاریخ ممنوع است.

نام اساتید راهنما:

دکتر محمدصادق ولی‌پور

دکتر مهران رجبی زرگرآبادی

تاریخ: ۱۳۸۹/۱۲/۲۵

امضا:

چکیده

در این پایان نامه به بررسی و بهینه سازی سیستم های خنک کاری پره های توربین گازی پرداخته شده است. گازهای حاصل از احتراق در محفظه احتراق توربین گاز، در برخورد به پره های توربین، دارای دمای بسیار بالا می باشند. این دما گاهی تا ۲۴۰۰ کلوین هم می رسد. در حالی که پره توربین توانایی تحمل چنین تنش حرارتی را ندارد. از طرف دیگر برای دسترسی به بازدهی بالاتر در توربین های گاز پیشرفته امروزی، افزایش دمای ورودی به توربین، یک نیاز ضروری می باشد. به این ترتیب، خنک کاری پره توربین راه کار مناسبی برای رفع این مشکل می باشد. از جمله روش های خنک کاری موجود می توان روشهای جابجایی، برخوردی، لایه ای و ترکیبی را نام برد. در این پایان نامه، ابتداتحلیل عددی میدان جریان و دما و محاسبه اثربخشی خنک کاری لایه ای روی هندسه صفحه تخت و پره توربین متقارن AGTB با استفاده از نرم افزار فلوئنت انجام پذیرفته و صحت نتایج بدست آمده با نتایج تجربی، مورد بررسی قرار گرفته است. سپس با تغییر هندسه و استفاده از روش های ترکیبی (برخوردی/لایه ای) و (برخوردی/جابجایی)، از مزایای هر یک از روش های خنک کاری در نقاط مختلف استفاده کرده و ضمن ثابت نگه داشتن دبی هوای مصرفی، علاوه برافزایش اثربخشی خنک کاری، توزیع دما در سطح پره نیز یکنواخت شده است. همچنین اثر هدایت حرارتی پره و تغییر نسبت دمش در خنک کاری ترکیبی مورد بررسی قرار گرفته است. مدل آشفتهگی استفاده شده، مدل $k-\epsilon$ اصلاح شده رینولدز پایین (AKN) می باشد. مقایسه نتایج بدست آمده با نتایج تجربی نشان می دهد مدل AKN، برای پیش بینی جریان و انتقال حرارت آشفته مناسب می باشد و براساس نتایج بدست آمده اثربخشی خنک کاری با استفاده از روش های ترکیبی برخوردی-لایه ای و برخوردی-جابجایی نسبت به روش لایه ای به طور قابل ملاحظه ای بهبود یافته و توزیع دما در سطح پره یکنواخت تر شده است.

کلمات کلیدی:

پره توربین، خنک کاری لایه ای، خنک کاری برخوردی، روش ترکیبی، اثربخشی خنک کاری، مدل آشفتهگی

فهرست

فصل اول

- ۱..... آشنایی با توربین گاز
- ۱-۱) مقدمه
- ۲-۱) تاریخچه
- ۳-۱) مزایا و معایب توربین گازی
- ۴-۱) اجزای توربین های گازی
- ۴-۱-۱) کمپرسور
- ۴-۱-۱) کمپرسورهای دیسکی
- ۴-۱-۲) کمپرسور محوری
- ۴-۱-۲) محفظه احتراق
- ۴-۱-۲-۱) محفظه احتراق چند تایی
- ۴-۱-۲-۲) محفظه احتراق یک تکه
- ۴-۱-۳) محفظه احتراق نوع Cannular
- ۴-۱-۳) توربین
- ۴-۱-۳-۱) پره های توربین گازی
- ۴-۱-۳-۲) سیکل کارکرد توربین

فصل دوم

- ۱۷..... معرفی روش های خنک کاری پره توربین و مروری بر تحقیقات انجام شده
- ۲-۱) مقدمه
- ۲-۲) روش های مختلف خنک کاری
- ۲-۲-۱) خنک کاری خارجی
- ۲-۲-۱) استفاده از T.B.C
- ۲-۲-۲) خنک کاری لایه ای توربین
- ۲-۲-۳) روش خنک کاری فورانی
- ۲-۲-۲) خنک کاری داخلی پره توربین
- ۲-۲-۲-۱) خنک کاری برخوردی
- ۲-۲-۲-۲) خنک کاری جابجایی

۳۰ خنک کاری ترکیبی (۳-۲-۲)
۳۱ خنک کاری ترکیبی جابجایی_برخوردی (۱-۳-۲-۲)
۳۱ خنک کاری ترکیبی برخوردی _ لایه ای (۲-۳-۲-۲)
۳۲ خنک کاری ترکیبی لایه ای _جابجایی (۳-۳-۲-۲)
۳۳ معرفی برخی از پارامتر های مربوط به خنک کاری (۳-۲)
۳۷ مروری بر تحقیقات انجام شده (۴-۲)
۴۴ نتیجه گیری (۵-۲)

فصل سوم

۴۵ اعتبار سنجی تحلیل عددی جریان وانتقال حرارت (۴-۵)
۴۶ ۱-۳ مقدمه (۱-۳-۳)
۴۶ ۲-۳ معادلات حاکم بر جریان آشفته: (۲-۳-۳)
۴۷ ۳-۳ مدل های اشفتگی (۳-۳-۳)
۴۹ ۱-۳-۳ مدل k-ε استاندارد (۱-۳-۳-۳)
۵۲ ۲-۳-۳ مدل دو معادله ای k-ε استاندارد اصلاح شده رینولدز پایین (۲-۳-۳-۳)
۵۵ ۳-۳-۳ روش محاسباتی (۳-۳-۳-۳)
۵۶ ۴-۳ اعتبار سنجی حل برای خنک کاری لایه ای روی صفحه تخت (۴-۳-۳)
۵۶ ۱-۴-۳ هندسه و شبکه انتخابی (۱-۴-۳-۳)
۵۷ ۲-۴-۳ خواص ترمو فیزیکی (۲-۴-۳-۳)
۵۷ ۳-۴-۳ شرایط مرزی (۳-۴-۳-۳)
۵۹ ۴-۴-۳ بررسی حل مستقل از شبکه (۴-۴-۳-۳)
۵۹ ۵-۴-۳ بحث پیرامون نتایج (۵-۴-۳-۳)
۶۰ ۱-۵-۴-۳ توزیع فشار (۱-۵-۴-۳-۳)
۶۰ ۲-۵-۴-۳ توزیع سرعت (۲-۵-۴-۳-۳)
۶۱ ۳-۵-۴-۳ بردارهای سرعت (۳-۵-۴-۳-۳)
۶۲ ۴-۵-۴-۳ توزیع دما (۴-۵-۴-۳-۳)
۶۲ ۵-۵-۴-۳ توزیع اثربخشی خنک کاری (۵-۵-۴-۳-۳)
۶۳ ۶-۵-۴-۳ مقایسه نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی موجود (۶-۵-۴-۳-۳)
۶۴ ۵-۳ اعتبار سنجی حل برای خنک کاری لایه ای روی پره متقارن AGBT (۵-۳-۳)

- ۶۴.....۱-۵-۳)هندسه و شرایط مرزی.....
- ۶۵.....۲-۵-۳)خواص ترمودینامیکی.....
- ۶۷.....۳-۵-۳)بررسی حل مستقل از شبکه.....
- ۶۹.....۴-۵-۳)بحث پیرامون نتایج.....
- ۶۹.....۱-۴-۵-۳)توزیع فشار.....
- ۷۰.....۲-۴-۵-۳)توزیع سرعت.....
- ۷۰.....۳-۴-۵-۳)بردارهای سرعت.....
- ۷۳.....۵-۴-۵-۳)مقایسه نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی موجود.....
- ۷۵.....۳-۶)نتیجه گیری.....

فصل چهارم

- ۷۷.....بهینه سازی خنک کاری پره توربین با استفاده از روش های ترکیبی.....
- ۷۸.....۱-۴)مقدمه.....
- ۷۸.....۲-۴)بهینه سازی با روش ترکیبی برخوردی-جابجایی.....
- ۸۰.....۱-۲-۴)هندسه و شبکه انتخابی.....
- ۸۲.....۲-۲-۴)شرایط مرزی.....
- ۸۳.....۳-۲-۴)بحث پیرامون نتایج.....
- ۸۳.....۱-۳-۲-۴)توزیع سرعت.....
- ۸۳.....۲-۳-۲-۴)بردارهای سرعت.....
- ۸۴.....۳-۳-۲-۴)توزیع دما.....
- ۸۶.....۴-۳-۲-۴)مقایسه توزیع های اثربخشی خنک کاری روی سطح پره.....
- ۸۷.....۵-۳-۲-۴)بررسی نمودارهای اثر بخشی خنک کاری.....
- ۹۲.....۶-۳-۲-۴)بررسی اثر سانش دیواره.....
- ۹۹.....۷-۳-۲-۴)بررسی اثر نسبت دمش.....
- ۱۰۱.....۴-۲-۴)نتیجه گیری.....
- ۱۰۲.....۳-۴)بهینه سازی با روش ترکیبی برخوردی-لایه ای.....
- ۱۰۳.....۱-۳-۴)هندسه و شبکه انتخابی.....
- ۱۰۵.....۲-۳-۴)شرایط مرزی.....
- ۱۰۵.....۳-۳-۴)بحث پیرامون نتایج.....

- ۱۰۵ بردارهای سرعت (۱-۳-۳-۴)
- ۱۰۶ توزیع دما (۲-۳-۳-۴)
- ۱۰۷ توزیع اثر بخشی (۳-۳-۳-۴)
- ۱۰۸ مقایسه نمودارهای اثر بخشی (۴-۳-۳-۴)
- ۱۱۰ بررسی اثر سانس دیواره (۵-۳-۳-۴)
- ۱۱۵ بررسی نمودارهای اثر بخشی خنک کاری جانبی و اثر نسبت دمش (۶-۳-۳-۴)
- ۱۱۹ نتیجه گیری (۴-۴)

فصل پنجم

- ۱۲۱ نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات
- ۱۲۲ (۱-۵) نتیجه گیری
- ۱۲۵ (۲-۵) ارائه پیشنهادات
- ۱۲۶ فهرست منابع

فهرست علائم و نشانه‌ها

c_p	گرمای ویژه (J/Kg.K)	علائم یونانی
D	قطر سوراخ خنک کاری (mm)	α
s	طول قوس اندازه گیری شده از نوک پره (mm)	K
p	فشار (Pa)	η
T	دمای سیال (K)	μ
U	سرعت (m/s)	ν
Pr	عدد پرانتل، ν/α	ρ
Re	عدد رینولدز، $Re = \frac{\rho U D}{\mu}$	k
Re_T	عدد رینولدز آشفتگی، $Re_T = \frac{\rho k^2}{\mu \varepsilon}$	ε
I	نسبت مومنتوم، $\frac{\rho_j u_j^2}{\rho_\infty u_\infty^2}$	زیر نویس ها
M	نسبت دمش، $\frac{\rho_j u_j}{\rho_\infty u_\infty}$	j
$D.R$	نسبت چگالی، $D.R = \frac{\rho_j}{\rho_\infty}$	جت سرد
$V.R$	نسبت سرعت، $V.R = \frac{u_j}{u_\infty}$	دیواره
		∞
		هوای گرم

فصل اول

آشنایی با توربین گاز

۱-۱) مقدمه

واژه توربین برای اولین بار به وسیله (۱۷۹۰-۱۸۷۳) Claude Burdin در سال ۱۸۲۸ به وجود آمد که از لغت یونانی به معنی چرخنده یا سرگردان مشتق شده است. توربین موتوری است که می‌تواند از یک سیال انرژی به دست آورد. ساده‌ترین توربین‌ها یک بخش چرخنده و تعدادی پره دارند که به بخش اصلی متصل شده است سیال به پره‌ها برخورد می‌کند و بدین ترتیب از انرژی ناشی از متحرک بودن آن استفاده می‌کند. به عنوان اولین توربین‌ها می‌توان آسیاب بادی و چرخاب را نام برد. توربین‌های بخار، آبی، بادی، گازی و... از انواع توربین‌های موجود می‌باشند. از زمان تولد توربین‌های گازی امروزی در مقایسه با سایر تجهیزات تولید قدرت، زمان زیادی نمی‌گذرد. با این وجود امروزه این تجهیزات به عنوان سامانه‌های مهمی در امر تولید قدرت مکانیکی مطرح می‌باشند. از تولید انرژی برق گرفته تا پرواز هواپیماهای مافوق صوت همگی مرهون استفاده از این وسیله سودمند می‌باشند. ظهور توربین‌های گازی باعث پیشرفت زیادی در رشته‌های مهندسی مکانیک، متالورژی و سایر علوم مربوطه گشته است. بطوری که پیدایش سوپرآلیاژهای پایه نیکل و تیتانیوم به خاطر استفاده آنها در ساخت پره‌های ثابت و متحرک توربین‌ها که دماهای بالایی در حدود ۱۵۰۰ درجه سانتیگراد و یا بیشتر را متحمل می‌شوند، از سرعت بیشتری برخوردار شده است. به همین خاطر امروزه به تکنولوژی توربین‌های گازی تکنولوژی مادر گفته می‌شود و کشوری که بتواند توربین‌های گازی را طراحی کند و بسازد هر چیز دیگری را هم می‌تواند تولید کند. کارایی توربین‌های گازی از حدود ۳٪ شروع شده و امروزه به حدود ۵۰٪ درسیکلهای ترکیبی رسیده است.

۲-۱) تاریخچه

به صورت دسته بندی زمانی ، تاریخچه توربین گازی و موتور جت را می توان به صورت زیر

نشان داد:

یکصدوپنجاه سال پیش از میلاد : الکساندریا توربین هوای داغ را برای به حرکت درآوردن اجسامی در جشنهای مذهبی ساخت.

هزاروهشتصدویست وچهار : کارنو مقدمات اولیه تئوری موتور جت (توربین گاز) را ارائه کرد. هزاروهشتصدویست و هفت : رابرت استرلینگ برای موتور هایی که در سیکل هوای داغ کار می کنند مبدل حرارتی را اختراع کرد.

هزاروهشتصدوچهل شش: بوردن استفاده از کمپرسور و توربین چند مرحله ای را پیشنهاد کرد.

هزارونهدصدوپنج: سوسیته اولین توربین گاز را که ۴٪ بازدهی داشت را درپاریس راه اندازی کرد.

هزارونهدصدویک : هواپیما با موتور توربین گازی ساخته شد و توسط فرانک ویتل به پرواز در آمد.

هزارونهدصدوچهل و هشت : توربین گازی با سیکل نیمه باز در سوییس آزمایش شد.

هزارونهدصدوپنجاه و شش: سیکل بسته با سوخت پودر زغال آزمایش شد.

هزارونهدصدوشصت : شرکت جنرال الکتریک واحد ترکیبی بخار و گاز را بکار گرفت.

هزارونهدصدوشصت و یک : انگلیسی ها هاور کرافت با موتور توربین گاز را بکار بردند.

هزارونهدصدوشصت و دو : شبکه تولید برق انگلستان واحد گازی به ظرفیت ۱۷.۵ مگاوات را آزمایش

کرد.

۳-۱) مزایا و معایب توربین گازی

مزایا:

۱- توربین گازی نسبت به وزن آن توان زیادی تحویل می دهد.

۲- موتورهای توربین گازی کوچکتر از توربین های دیگر هستند.

۳- سرعت عمل بالا.

معایب:

۱- گران بودن این توربین ها نسبت به انواع مشابه است.

۴-۱) اجزای توربین های گازی

اصول همه توربین های گازی یکی است و همگی دارای کمپرسور، محفظه احتراق و توربین می

باشند است.

۱-۴-۱) کمپرسور

وظیفه کمپرسور فشرده کردن هوا و افزایش فشار هوا برای ورود به محفظه احتراق می باشد.

و بر حسب ساختمان و نحوه تراکم هوای عبوری از آن به دو دسته تقسیم می شوند.

۱-۴-۱-۱) کمپرسورهای دیسکی ۱

این نوع کمپرسور دارای دیسکی است که بر روی آن تیغه هایی تراشیده شده، به صورتی که

مجرای بین آن ها واگراست. اصطلاح جریان گریز از مرکز^۱ به این دلیل است که جریان هوا در

1centrifugal Flow compressor

امتداد شعاع دیسک و در جهت نیروی گریز از مرکز (که در اثر چرخیدن دیسک تولید می شود) می باشد. این دیسک که ایمپلر^۲ نامیده می شود توسط یک توربین به محور متصل است و با آن می چرخد.

در اثر چرخش دیسک، هوا از طریق مرکز آن به داخل تیغه ها مکیده می شود و چون مجرای موجود بین دو تیغه به صورت واگراست هوا در حین عبور از بین آن ها فشارش زیاد و سرعتش کم می شود. ولی با توجه به اینکه خود دیسک در حال چرخش است به هوا انرژی جنبشی داده و سرعت آن را نیز افزایش می دهد.

هوا پس از عبور از این قسمت وارد قسمت دیگری به نام پخش کننده^۳ می شود. این قسمت از تیغه های ثابتی تشکیل شده است که مجرای بین آن ها واگرا بوده و دور تا دور ایمپلر قرار گرفته اند. در این قسمت مجدداً فشار هوا زیاد شده و سرعت آن کم می گردد، به طوری که تقریباً پنجاه درصد افزایش فشار در ایمپلر و بقیه در پخش کننده صورت می گیرد.

کمپرسورهایی که دارای یک دیسک و یک پخش کننده هستند، در یک مرحله افزایش فشار انجام داده و به یک مرحله ای^۴ معروفند، در بعضی از موتورها عمل فشرده‌گی در دو مرحله انجام می گیرد و هوا پس از عبور از یک دیسک به دیسک دیگر وارد می شود و سپس وارد محفظه احتراق می گردد. این نوع کمپرسورها به دو مرحله ای^۵ معروفند.

² centrifugal flow

² Impeller

³ Diffuser

⁴ Single Stage

⁵ Double stage

هوا پس از عبور از دیفیوزر وارد محفظه احتراق شده و قبل از رسیدن به محفظه احتراق باز هم به علت واگرا بودن فشارش زیاد و سرعتش کم می‌شود. این ازدیاد فشار نهائی، آمادگی هوا را جهت احتراق بیشتر می‌کند. در محفظه احتراق، سوخت به داخل هوای فشرده شده پاشیده شده و مخلوط سوخت و هوا بوسیله شمع محترق می‌گردد. در اثر احتراق مخلوط سوخت و هوا، گازهای منبسط شده با درجه حرارت زیاد وارد نازل توربین شده و باعث گشتن توربین و در نتیجه گردش کمپرسور و متعلقات گردنده آن می‌شوند. گازهای سوخته سپس وارد اگزوز شده و با سرعت زیاد از دهانه اگزوز خارج می‌شوند که عکس‌العمل آنها باعث بوجود آمدن تراست در موتورهای جت خواهد شد.



شکل (۱-۱) کمپرسورهای دیسکی

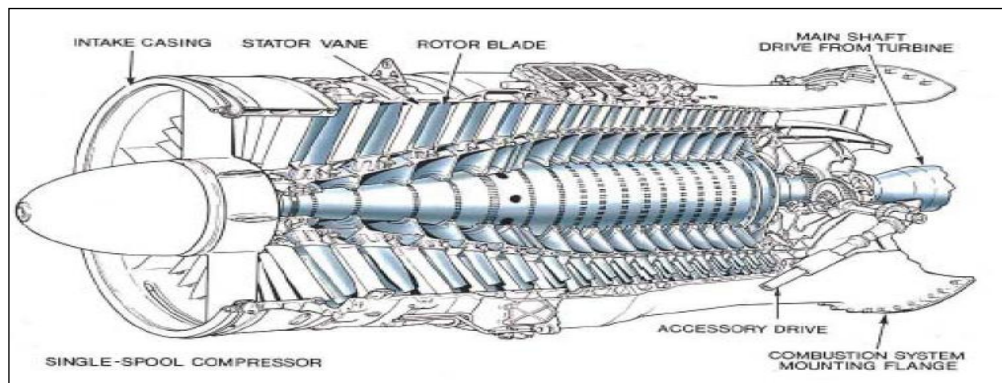
۱-۴-۲) کمپرسور محوری^۱

هر گاه جهت جریان هوای عبوری از کمپرسور موازی شفت موتور باشد آن کمپرسور جریان محوری به هوا داده و به کمپرسور تیغه‌ای (محوری) معروف است. این کمپرسور از چند ردیف تیغه

¹ Axial flow compressor

های ثابت و گردنده تشکیل شده است. اولین ردیف آن مربوط به تیغه های گردنده^۱ است که معمولاً بر روی محیط خارجی یک دیسک سوار شده اند و ردیف بعدی تیغه های ثابت^۲ (استاتور) است که از داخل بر روی پوسته موتور نصب شده اند و به همین صورت ردیف های بعدی در کنار هم قرار می گیرند. اصطلاحاً یک ردیف تیغه های روتور و استاتور را با هم یک مرحله^۳ ی کمپرسور گویند.

این تیغه ها زیاد می شود و چون دیسکی که این تیغه ها بر روی آن سوار است با سرعت زیاد در حال چرخش است، این کار به هوا انرژی جنبشی داده و سرعتش نیز زیاد می گردد. پس از عبور از تیغه های گردنده هوا وارد تیغه های ثابت می شود مجرای بین تیغه های استاتور نیز واگرا بوده ولی چون ثابت است فشار هوا را زیاد و سرعت آن را کم می کند و به این ترتیب در هر استاتور فشار افزایش می یابد. در هر مرحله افزایش فشار معمولاً ۰.۱ تا ۰.۲ فشار هوا در مرحله قبلی است.



شکل (۱-۲) کمپرسور محوری

- ¹ Rotor Blades
- ² Stator Blades
- ³ Stage

۱-۴-۲) محفظه احتراق^۱

هوای فشرده شده پس از خروج کمپرسور و دیفیوزر وارد قسمت دیگری می شود که در آنجا با مقدار متناسب سوخت مخلوط شده و مشتعل می گردد و باعث افزایش انرژی جنبشی هوای عبوری از موتور می گردد. مقداری از این انرژی صرف چرخاندن توربین و کمپرسور شده و بقیه به صورت گازهای با سرعت زیاد از دهانه خروجی به بیرون فرستاده شده و ایجاد نیروی محرکه می کند. یک محفظه احتراق از دو لوله داخل تشکیل شده است. لوله داخلی را لوله شعله^۲ و لوله خارجی را لوله هوا^۳ می نامند. دهانه ورودی هر دو لوله واگرا و دهانه خروجی شان همگراست. در جلوی لوله داخلی سوخت پاش قرار دارد و قسمت بعد از آن منطقه احتراق^۴ نامیده می شود. در این منطقه هوا و سوخت ترکیب شده عمل سوختن انجام می گیرد. بین دو لوله نام برده فاصله ای وجود دارد که هوا از بین این دو حرکت کرده و به داخل محفظه احتراق راه می یابد و وظیفه خنک کاری محفظه احتراق را دارد. هوا با سرعت حدود ۸۰ فوت بر ثانیه محفظه احتراق می گردد. تقریباً ۱۸٪ هوای ورودی از طریق صفحه مشبک و تیغه هایی که در اطراف سوخت پاش نصب شده اند و به نام تیغه های پیچاننده^۵ معروف است وارد لوله شعله می شود و بقیه هوا به مجرای بین دو لوله هدایت می شود حدود ۱۰٪ از هوا از طریق سوراخ هایی که در محفظه احتراق قرار دارد وارد این منطقه می شود. هوایی که از این سوراخ ها وارد می شود و هوایی که از طریق تیغه های پیچاننده می آید از دو جهت مختلف با هم ترکیب شده و بدین ترتیب محیط مناسبی برای نگهداری شعله در این منطقه به وجود می آید.

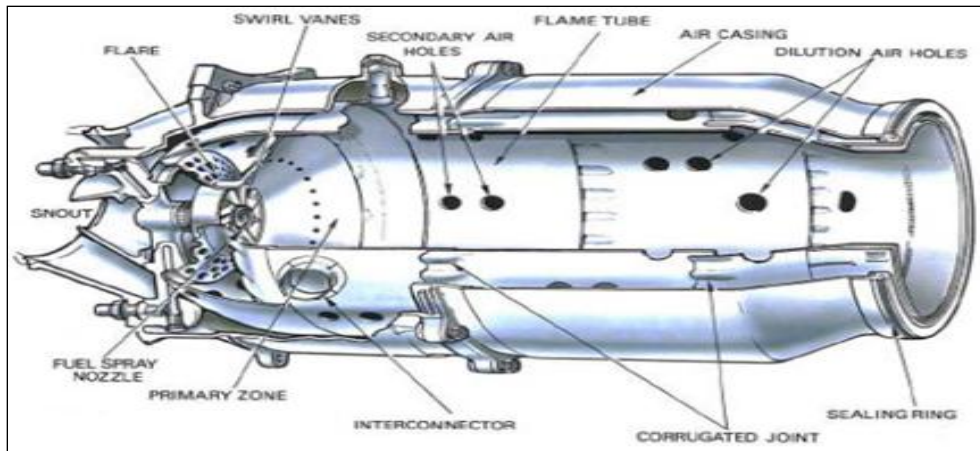
¹ Combustion Chamber

² Flame Tube

³ Air casing

⁴ Combustion Zone

⁵ Swirl Vanes



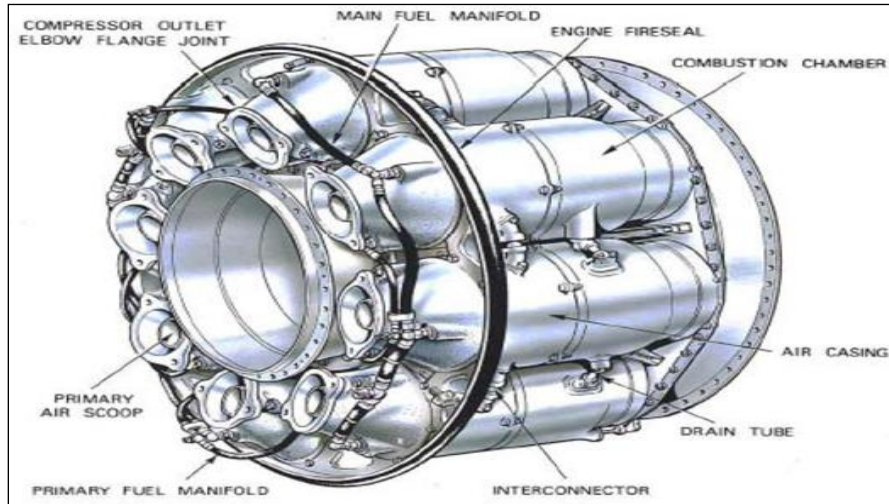
شکل (۳-۱) محفظه احتراق توربین گاز

۱-۲-۴-۱) محفظه احتراق چند تایی^۱

شامل چند محفظه احتراق است که به طور منظم دور تا دور موتور چیده شده اند و هوای خروجی از کمپرسور توسط مجراهایی به طور یکسان وارد تک تک آن ها می شود. هر محفظه دارای یک لوله داخلی است که لوله شعله^۱ نامیده می شود. و با لوله هوا پوشیده شده است. لوله های شعله توسط لوله های اتصال دهنده^۲ با یکدیگر ارتباط داشته و این امکان را به وجود می آورد که فشار در همه آن ها یکسان باشد. تنها دو عدد از محفظه ها که در مقابل هم هستند دارای شمع می باشند و این لوله ها شعله بدست آمده را به تمام محفظه ها منتقل می کنند.

¹ flame tube

² Interconnector



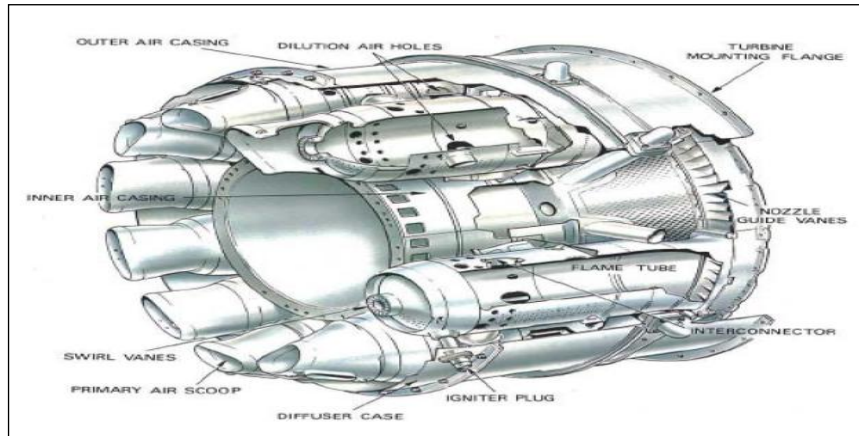
شکل (۴-۱) محفظه احتراق چند تایی

۱-۴-۲-۲) محفظه احتراق یک تکه^۱

این محفظه اساساً از یک لوله شعله بزرگ به صورت حلقوی تشکیل شده که دارای دو پوشش یکی داخلی^۲ و دیگری پوشش خارجی است. از طریق این فاصله و سوراخ‌هایی که در روی بدنه لوله تعبیه کرده اند، هوا به داخل آن راه می‌یابد. این هوا به منظور پایین آوردن درجه حرارت شعله و در وسط نگهداشتن آن و خنک کردن بدنه لوله شعله به کار می‌رود. مزیتی که محفظه احتراق یک تکه نسبت به نوع اول دارد این است که چون یک تکه ساخته می‌شود از نظر وزن سبک‌تر از نوع اول می‌باشد، ضمناً این محفظه احتراق ساده‌تر و دارای راندمان بیشتری نسبت به نوع قبلی است.

¹ Anular combustion chamber

² inner casing



شکل (۱-۵) محفظه احتراق یک تکه

۱-۴-۳) محفظه احتراق نوع Cannular

این محفظه احتراق ترکیبی از دو نوع قبلی است. بدین صورت که متشکل از تعدادی لوله شعله بوده که دور تا دور تمام آن ها توسط دو پوشش حلقوی یکی داخلی و دیگری خارجی احاطه شده و لوله های شعله توسط لوله های متصل کننده به یکدیگر ارتباط دارند و در دهانه ورودی هر لوله یک سوخت پاش وجود دارد. این نوع محفظه احتراق بهترین نوعی است که در موتورهای جت از آن ها استفاده می کنند.

۱-۴-۳) توربین^۱

گازهای خروجی از محفظه احتراق که دارای انرژی زیادی است. به قطعه ای به نام توربین برخورد کرده و آن را می چرخاند. توربین که انرژی جنبشی خود را از گازهای داغ خروجی از محفظه احتراق می گیرد، کمپرسور و بقیه قطعات متحرک موتور را می چرخاند. در تمام موتورها، توربین از نوع تیغه ای است. بدین صورت که متشکل از چند ردیف تیغه بوده که یک در میان ثابت

¹ Turbine

و متحرک هستند. تعداد محورها در یک موتور بستگی به نوع آن دارد. مثلاً موتور با نسبت تراکم زیاد دارای دو محور می باشد. یعنی دارای دو کمپرسور فشار پایین^۱ و فشار بالا^۲ بوده که به هر کدام از آن ها یک کمپرسور اختصاص داده می شود بدین ترتیب که توربین جلویی (توربین فشار زیاد) به وسیله محور فشار زیاد^۳ به کمپرسور فشار زیاد و توربین فشار کم توسط محور فشار کم به کمپرسور فشار کم متصل می باشد و این دو محور مستقل از یکدیگر با دوره‌های متفاوت می چرخند و شفت (L.P) داخل و شفت (H.P) روی آن قرار دارد و استارتر با شفت H.P درگیر بوده و در موقع استارت زدن این شفت را می چرخاند.

چون برای چرخاندن توربین احتیاج به انرژی جنبشی زیادی هست، تبدیل انرژی فشاری گازها به انرژی جنبشی (با افزایش سرعت) در تیغه های ثابت و منحرف کردن توسط این تیغه ها روی تیغه های توربین، سرعت لازم را جهت چرخاندن توربین تولید می کند. همان طور که بیان شد، گازها پس از خروج از تیغه های ثابت تحت زاویه ای به تیغه های گردان یا تیغه های توربین برخورد می کنند. تیغه های توربین دور تا دور یک دیسک چیده شده اند که این دیسک به محور موتور متصل است. با ضربه زدن گازها به تیغه های توربین دیسک و در نتیجه محور موتور می چرخد گازها پس از خروج از تیغه های توربین دوباره وارد تیغه های ثابت از مرحله دیگر می شود. در اینجا نیز سرعت گازها زیاد شده و تحت زاویه ای معین به تیغه های توربین برخورد می کنند. جزء ثابت توربین^۴ شامل دو پوشش یکی خارجی و دیگری داخلی بوده که بین آن ها تیغه های ثابت (N.G.V) نصب شده چون تیغه ها در معرض درجه حرارت زیادی قرار دارند در موقع نصب

¹ L . P Compressor

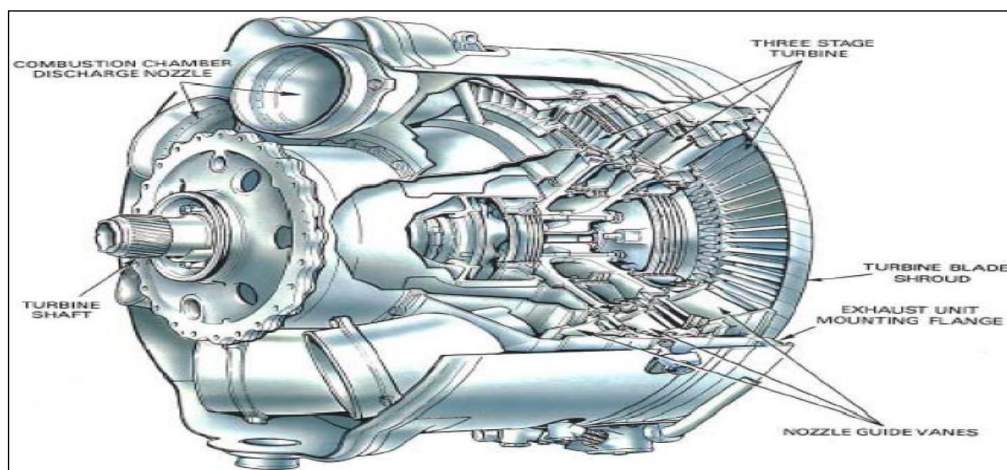
² H . P Compressor

³ H . P Shaft

⁴ Turbine Nozzle Vanes

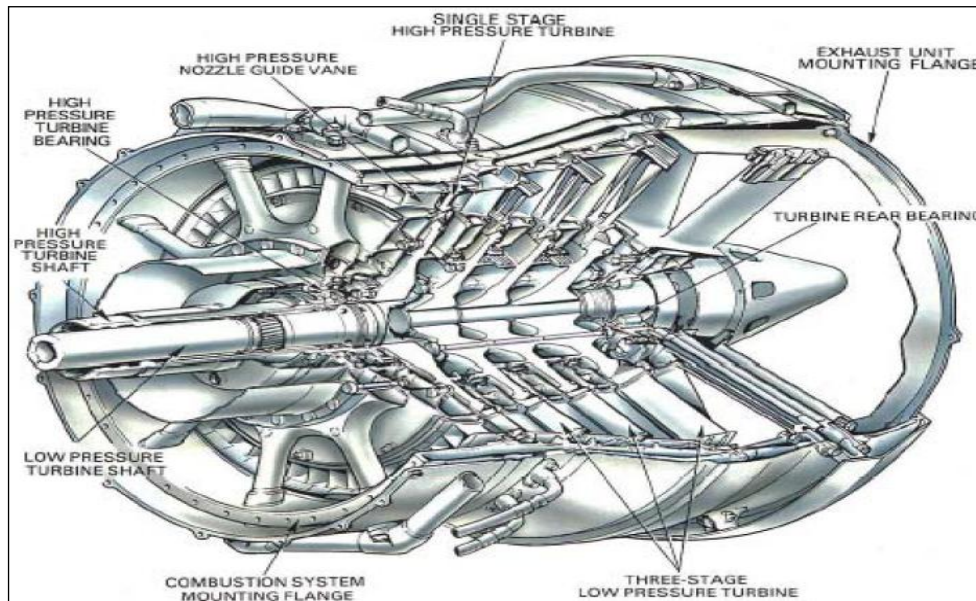
آن‌ها باید انبساط حرارتی و تغییر شکل تیغه‌ها در اثر آن توجه داشت. بدین منظور دو روش برای نصب این تیغه‌ها بین دو پوشش ذکر شده وجود دارد.

جزء متحرک توربین اساساً شامل یک چرخ و یک محور است چرخ توربین شامل تیغه‌هایی است (پره) که متصل به دیسک است. دیسک توربین و تیغه‌های نصب شده بر روی آن را با هم چرخ توربین^۱ گویند. سرعت دورانی زیاد چرخ توربین نیروی گریز از مرکز زیادی تولید می‌کند این نیرو بر روی تیغه‌های چرخ توربین اثر می‌گذارد. علاوه بر آن تیغه‌ها در معرض درجه حرارت زیادی قرار دارند و باعث ایجاد فشار حرارتی^۲ می‌گردد. ضمناً به خاطر انبساط حرارتی فاصله‌ای جزئی بین چرخ توربین و بدنه موتور در نظر می‌گیرند. علاوه بر آن در محل نصب نیز فاصله‌ای خیلی جزئی بین تیغه‌ها و شیارهای محل نصب پیش‌بینی می‌کنند.



شکل (۱-۶) توربین گاز

¹ Turbine wheel
² Thermal Stress



شکل (۷-۱) توربین چند محوره

۱-۳-۴-۱ پره های توربین گازی

پره های توربین گازی در قسمت کمپرسور و توربین شامل پره ثابت یا نازل^۱ و پره متحرک^۲ می باشد که از این به بعد پره ثابت را با نام نازل و پره متحرک را با نام پره ذکر می کنیم. پره های کمپرسور معمولاً از جنس استنلس استیل هستند و شامل دو قسمت ایرفویل و ریشه هستند و بوسیله فرایند فورج ساخته می شوند و ترتیب عملیات بصورت ۱- اکستروژن^۲ - پهن سازی^۳ از میله فورج است و با چند مرحله فورج و بعد ماشینکاری، پره بدست می آید. پره های توربین ابتدا با روش فورج و از مواد مقاوم در برابر حرارت ساخته می شدند، زیرا در فورج همراستایی مولکولها واستحکام بیشتر است. اما با پیشرفت ریخته گری دقیق و طراحی هندسه

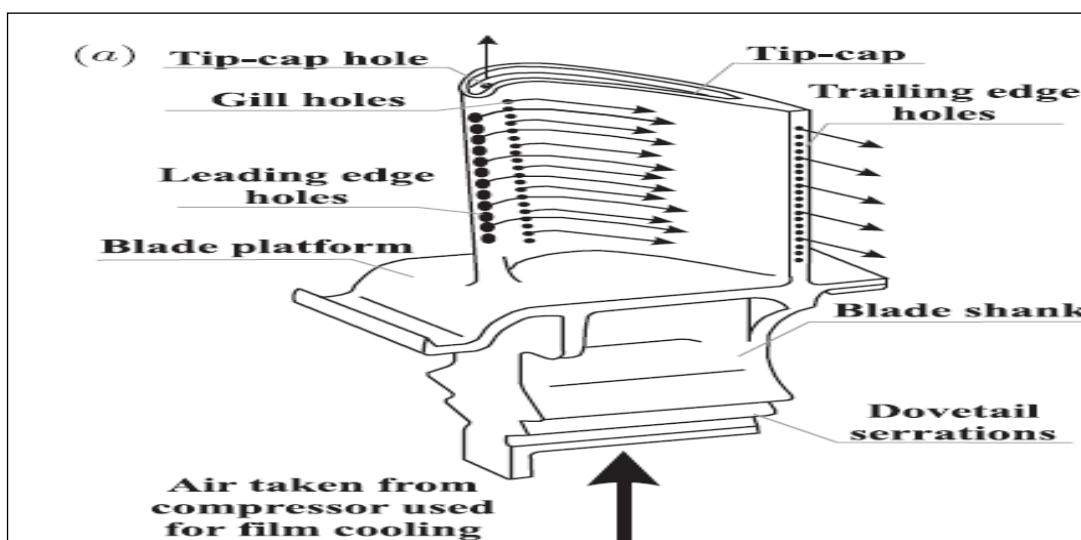
¹ Stationary Vane

² Rotor blade

³ upsetting

پیچیده مسیرهای خنک کاری پره موجب شد تا پره های ریختگی بطور تدریجی جانشین پره های فورج شوند.

با توجه به شرایط خشن کاری که دمای محیط بالا، تنش مکانیکی بالا، خستگی گرمایی، گاز خورنده و غیره موجب شده است که پره های توربین از سوپر آلیاژ ساخته شوند. سوپر آلیاژها، با استفاده از عناصر گروه VIII-A جدول تناوبی، در سه گروه (i): سوپر آلیاژهای پایه نیکل، (ii): سوپر آلیاژهای پایه کبالت و (iii): سوپر آلیاژهای پایه آهن، طراحی و توسعه یافته اند.



شکل (۸-۱) پره توربین

۱-۴-۳-۲ سیکل کارکرد توربین

سیکل ترمودینامیکی توربینهای گازی، سیکل استاندارد هوایی یا برایتون می باشد که در حالت ایده ال مطابق شکل زیر شامل دو فرایند آیزنتروپیک در کمپرسور و توربین و دو فرایند ایزو بار در محفظه احتراق و دفع گازها می باشد. سیکل های توربین گازی در دونوع باز و بسته می باشند. در

سیکل باز، گازهای خروجی از توربین به درون اتمسفر تخلیه می شوند که این سیکل بیشتر در موتورهای هواپیما مورد استفاده قرار می گیرد. در نوع بسته که عمدتاً در نیروگاههای برق مورد استفاده قرار می گیرد. گازهای خروجی از توربین (مرحله ۴) از درون بخش دفع گرما عبور کرده و بعد از خنک شدن مجدداً وارد کمپرسور شده و این سیکل تکرار می شود.



شکل (۹-۱) سیکل توربین گاز

فصل دوم

معرفی روش های خنک کاری پره توربین و مروری بر تحقیقات

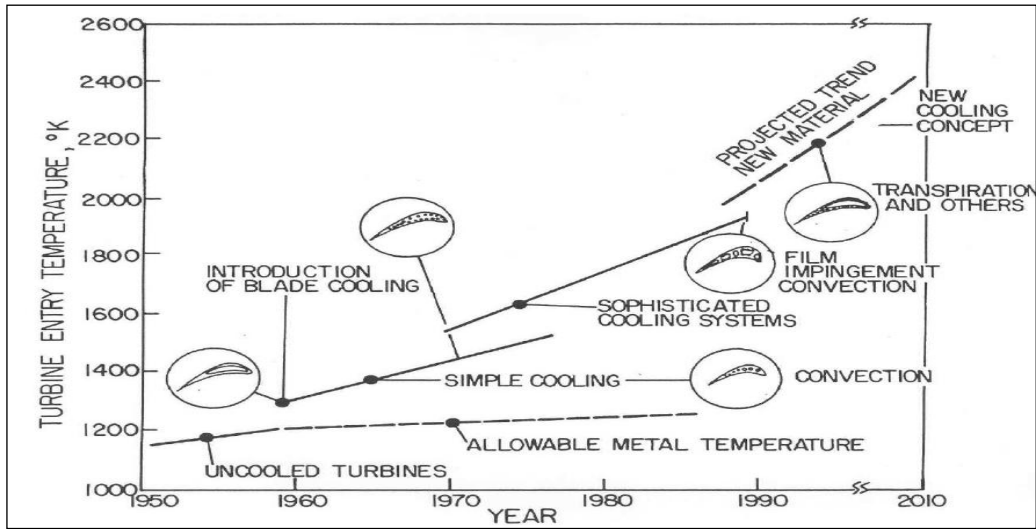
انجام شده

۲-۱ مقدمه

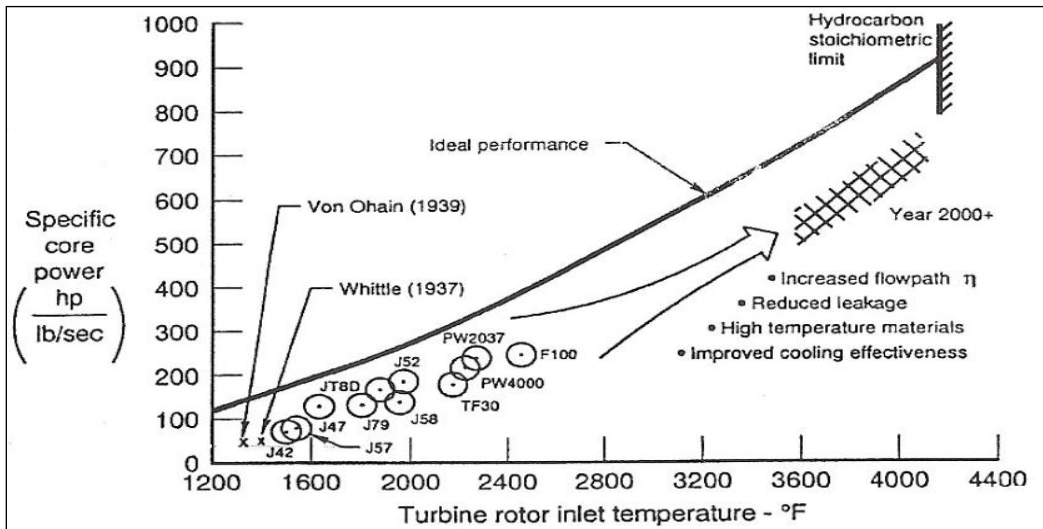
انسانها همواره برای بهره گیری حداکثری از محیط پیرامون خود تلاش کرده است و افزایش راندمان در توربین های گازی از این قاعده مستثنی نبوده است. امروزه یکی از متداول ترین روشهای افزایش راندمان(علاوه بر بهره گیری از سیکل های ترکیبی) بالا بردن دما در محفظه احتراق و به تبع آن بالا بردن دمای ورودی توربین(TIT) می باشد. به همین دلیل برای بدست آوردن عمر و کارکرد قابل قبول پره توربین زیر بارهای حرارتی، علاوه بر بهبود ظرفیت حرارتی مواد و استفاده از پوشش های حرارتی، تکنیک های موثر خنک کاری باید مورد استفاده قرار گیرد.

با افزایش دمای ورودی توربین در طی سالیان اخیر، نسل های جدیدی از خنک کاری مورد استفاده قرار گرفته است که در شکل (۱-۲) تغییر نسل های مختلف خنک کاری را می بینیم. همان طور که مشاهده می شود گاهی دمای ورودی توربین حتی از نقطه ذوب مواد تشکیل دهنده توربین بالاتر می رود، به همین دلیل مبحث خنک کاری پره و روشهای نوین خنک کاری از اهمیت ویژه ای برخوردار می شوند. امروزه در هردو مورد توربین های تولید برق وچه در توربین های موتورجت دمای ورودی روتور تا حدود $F(۲۵۰۰-۳۵۰۰)$ افزایش می یابد.

برای خنک کاری پره توربین از هوای خروجی کمپرسور(حدود ۰.۳% هوای خروجی) استفاده می شود. توربین گازهای نسل آینده علی رغم ثابت بودن مقدار هوای ورودی برای خنک کاری از کمپرسور دارای دمای ورودی بیشتری خواهد شد. بنابراین نیاز برای استفاده از پوششهای حرارتی (TBC) وبا استفاده از روش های خنک کاری با تاثیر بیشتر، دو نیاز موضوعی جدید برای عملکرد بهتر توربین خواهد بود.



شکل (۱-۲) تغییر نسل های خنک کاری



شکل (۲-۲) رابطه دمای ورودی روتور توربین و کار

همان طور که پیشتر گفته شد، توربین های گاز پیشرفته عملکرد بهتری در دماهای بالا دارد همچنان که اجازه می دهیم که دمای ورودی افزایش یابد، انتقال حرارت به پره توربین هم افزایش می یابد. عمدتاً دمای کارکرد توربین ها به مراتب بالاتر از دمای مجاز برای فلزات است. پس برای امنیت و کار کرد بهتر پره توربین نیاز به خنک کاری داریم و برای خنک کاری از هوای استخراجی از کمپرسور استفاده می شود. این استخراج هوا سبب کاهش در راندمان حرارتی نیز می شود. پس نیاز است که روش های مختلف خنک کاری و بهینه سازی آنها، شرایط کار کرد و هندسه پره توربین را به خوبی شناخته شود.

روش های محافظت از پره توربین را می توان به دو دسته تقسیم کرد:

۱) استفاده از پوشش حرارتی.

۲) روشهای خنک کاری با هوا که خود به چهار دسته خنک کاری لایه ای، خنک کاری فورانی، خنک کاری برخوردی و خنک کاری جابجایی تقسیم می شود.

پره توربین هم به صورت داخلی و هم به صورت خارجی خنک کاری می شود. خنک کاری داخلی به وسیله طراحی راهروها و شکاف های ماریپیچ افزایشی و عبور جریان خنک کننده از داخل این راهروها به سمت بیرون انجام می پذیرد. روش های خنک کاری برخوردی و خنک کاری جابجایی عمدتاً روش های خنک کاری داخلی محسوب می شوند. روش های خنک کاری خارجی عمدتاً بدین صورت کار می کنند، که جریان خنک کننده از درون سوراخ ها و یا شکاف هایی به سمت بیرون خارج می شوند و یک لایه خنک کننده برای محافظت سطوح خارجی ایجاد می کند. سیستم های خنک کاری باید طوری طراحی شوند که به ما اطمینان لازم را برای محافظت سطوح از افزایش دما و یا گرادیان های دمایی شدید بدهند .

مقدار کم جریان خنک کننده، به ما پره ای با سطوح داغ می دهد در حالی که این موضوع سبب کاهش عمر پره می شود و اگر این مقدار از میزان مورد نیاز بیشتر شود این عمل سبب کاهش کار کرد توربین می شود. بنابراین باید مقدار هوای ورودی را بهینه سازی کنیم تا هم راندمان مناسبی داشته باشیم و هم پره ای با طول عمر مناسب داشته باشیم.

برای طراحی یک سیستم خنک کاری با راندمان بهتر در توربین ابتدا باید جزئیات و فیزیک جریان گاز گرم را بهتر شناخته شود، باید توجه کرد که در بعضی از موارد اضافه بار حرارتی اندک حتی در اندازه 50°F ممکن است عمر پره را به نصف کاهش دهد. بنابراین، این مهم است که یک طراح توربین گاز تأثیرات افزایش بارهای حرارتی را بر روی اجزای مختلف توربین بداند تا بتواند با پیش بینی روش خنک کاری با راندمان کافی به محافظت از اجزای آن بپردازد. در این فصل به معرفی روش های مختلف و مهم در خنک کاری پره توربین و پارامترهای مهم بر خنک کاری پرداخته می شود و سپس به مروری بر تحقیقات انجام شده در این زمینه پرداخته شده است.

۲-۲ روش های مختلف خنک کاری

۲-۲-۱ خنک کاری خارجی

۲-۲-۱-۱ استفاده از T.B.C¹

در این روش از یک پوشش محافظ در برابر دماهای بالا برای محافظت دیواره محفظه احتراق استفاده می گردد. پوششهای محافظ دمایی می بایست از لحاظ شیمیایی خنثی بوده و همچنین

¹ Thermal barrier coating

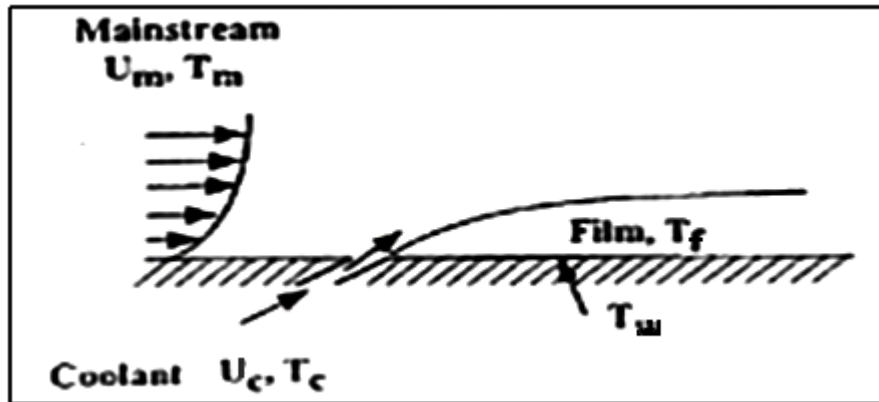
مقاومت مکانیکی بالا، انعطاف پذیری مناسب در برابر شوکهای حرارتی و مقاومت بالایی در برابر سایش و خوردگی نیز داشته باشند.

در این روش از موادی همچون نیکل - کبالت به عنوان پوشش محافظ داخل محفظه احتراق استفاده می شود T که از آلیاژهایی از این مواد نیز می توان به کار برد، Hostelloy X Nimonic ۲۶۳ از دیگر موادی هستند که در این زمینه می توان از آن استفاده نمود. امروزه بیشترین تحقیقات به سوی موادی چون کربن، کامپوزیتهای کربنی، سرامیکها و آلیاژهای کبالت کربن و Columbium متمایل می باشد

در گذشته از آجر های نسوز در دیوار، محفظه های احتراق نیز استفاده می شده که البته در توربینهای گازی صنعتی مورد توجه بوده چون باعث ایجاد وزن زیاد محفظه می شده که در صنایع هوایی قابل استفاده نبوده است.

۲-۲-۱-۲) خنک کاری لایه ای توربین

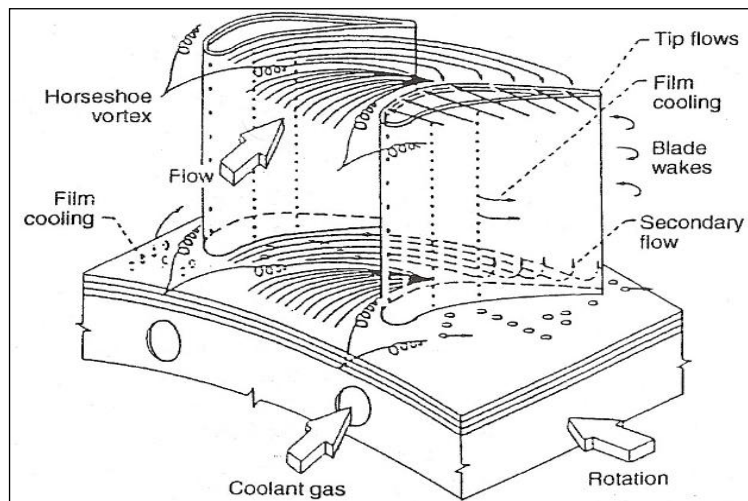
در این قسمت تمرکز بر روی نحوه خنک کاری لایه ای و پارامترهای تأثیر گذار بر روی خنک کاری لایه ای قرار دارد. عمدتاً برای خنک کاری، مقداری از هوای فشرده شده در کمپرسور مورد استفاده قرار می گیرد، که این امر یعنی خارج کردن سیال، که سبب تلفاتی در راندمان می شود. بنابراین باید با اتخاذ راه حل مناسب و بهینه کردن از این مشکل جلوگیری کرد. خنک کاری لایه ای یعنی اجازه دادن به سیال خنک کننده برای خنک کاری و عبور از سوراخ ها و شکاف ها و تشکیل یک لایه محافظ از جریان خنک کاری و در نهایت پیوستن به جریان گاز اصلی. شکل (۲-۳) نمای شماتیک از خنک کاری لایه ای را نشان می دهد.



شکل (۲-۳) شماتیکی از خنک کاری لایه ای

برای خنک کاری سطح پره توربین، دیواره ها و نوک پره ها و قسمت انتهایی پره عمدتاً از خنک کاری لایه ای استفاده می کنند. در شکل (۲-۴) به صورت شماتیک، نقاط مختلفی را که از خنک کاری لایه ای در آنجا استفاده شده است، نشان می دهد. روش های خنک کاری لایه ای به صورت مستقیم از سطوح پره محافظت می کنند، در حالی که روش های خنک کاری داخلی با استفاده از خارج کردن حرارت از سطوح داخلی به محافظت از آنها می پردازند. از طرفی خنک کاری فیلمی با خارج کردن مقداری از حرارت در قسمت سوراخ ها به وسیله جابجایی داخلی به خنک کاری آن منطقه نیز می پردازد.

بنابراین یک طراح باید میزان بار حرارتی بر روی قسمت های مختلف یک پره را با توجه به تزریق سیال خنک کننده بداند. به علت پیچیدگی طبیعی حاصل از سوراخ های تزریق از هم گسسته نیاز برای دانستن دماهای محلی دیواره بیشتر از پیش احساس می شود در شکل (۲-۳) هندسه تزریق برای درک بیشتر نشان داده شده است.



شکل (۲-۴) خنک کاری لایه ای پره توربین

۳-۱-۲-۲ روش خنک کاری فورانی^۱

خنک کاری فورانی، یکی از ساده ترین روش های تراوشی برای خنک کاری می باشد، که در آن دیواره دارای تعداد زیادی سوراخ می باشد و سوراخهای دیوار می بایست به اندازه کافی بزرگ بوده تا به راحتی در اثر وجود ناخالصی در هوا مسدود نگردد و همچنین به اندازه کافی کوچک باشد تا بیش از حد هوا وارد محفظه نگردد. زیرا این امر باعث مخلوط شدن هوا و گازهای داغ می گردد که بازده خنک کاری را به شدت کاهش می دهد.

این روش کاربردهای فراوانی دارد ولی به علت مصرف زیاد هوا بهتر است که بیشتر برای نقاط داغ محلی از آن استفاده گردد. از دیگر مزایای این روش بهبود بازده حرارتی خنک کاری لایه ای معمولی می باشد. وقتی لایه ای از هوا از شیار عبور پیدا می کند هرچه جلوتر می رود گرمتر می شود، تا اینکه دیگر خاصیت خنک کاری خود را از دست می دهد و برعکس به جای خنک کردن

¹ Effusion cooling

دیواره آن را گرم می نماید. حال اگر قبل از رسیدن به این نقطه از روش خنک کاری فورانی استفاده شود، می توان این پیوستگی را در خنک کاری حفظ نمود.

کلیه روشهای ارائه شده در قسمت های قبل دارای مصرف بالای هوا برای خنک کاری می باشند، که امروزه کمتر از این روشها استفاده می گردد. به همین علت بیشتر به دنبال روشهایی با مصرف هوای کمتر می باشند. یکی از این روشها خنک کاری فورانی همراه با زاویه¹ (AEC) می باشد. این روش همانند خنک کاری فورانی می باشد با این تفاوت که سوراخهای دیواره در این روش به صورت زاویه دار هستند که این زاویه دار کردن سوراخها دو کمک عمده را به ما می نماید.

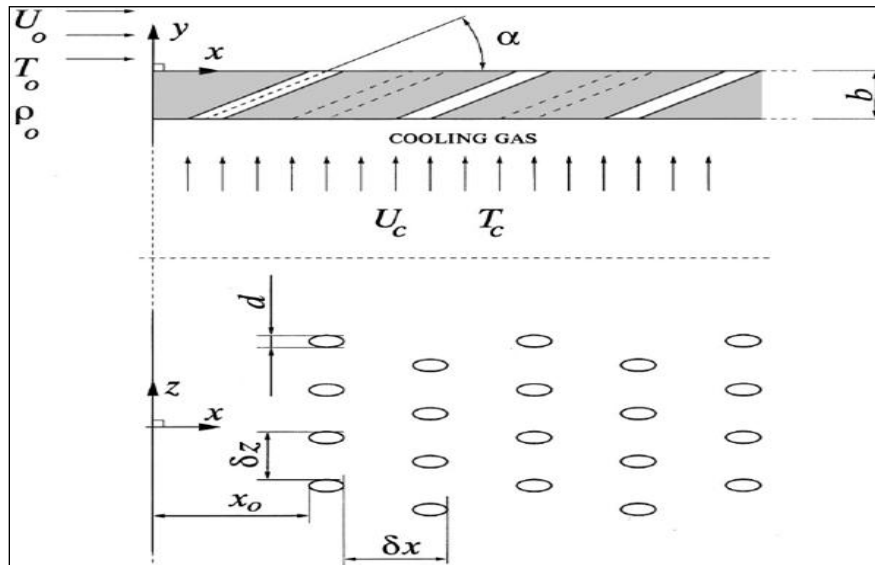
۱. با زاویه دار کردن سوراخها مساحت داخلی افزایش می یابد که این امر باعث افزایش انتقال حرارت می گردد. این مساحت به طور معکوس با سینوس زاویه سوراخ متناسب است. بنابراین به طور مثال برای یک سوراخ با زاویه^{۲۰°} چیزی حدود سه برابر بیشتر از حالت معمولی می باشد.

۲. جت ایجاد شده بوسیله سوراخهای زاویه دار دارای نفوذ کمتر و توانایی بیشتر برای ایجاد لایه هوای خنک کاری می باشد. همچنین بایستی توجه نمود که بازده خنک کاری با کاهش سایز سوراخها و زاویه بهبود می یابد.

براساس شرح کوتاهی که در بالا داده شد واضح است که این روش وابستگی بسیاری به توانایی

در ایجاد سوراخهایی ریز با تعداد بالا و دقت و کیفیت مناسب دارد که این کار با روش Laser drilling امکان پذیر می باشد.

¹ Angled Effusion cooling



شکل (۲-۵) شماتیکی از خنک کاری فورانی

فواصل سوراخها که منجر به افزایش یا کاهش تعداد سوراخها می شود از پارامترهای مهم و تاثیر گذار می باشد که برنارد گاستافسن^۱ به بررسی تاثیر این پارامتر بر روی خنک کاری فورانی پرداخت، نکته قابل توجه در افزایش تعداد سوراخها میزان استحکام قسمت خنک کاری شونده می باشد، زیرا با افزایش تعداد سوراخها استحکام قسمت خنک کاری شونده که تحت تاثیر تنشهای حرارتی می باشد کاهش می یابد. پس می بایستی به دنبال فواصل بهینه بود.

۲-۲-۲ خنک کاری داخلی پره توربین

۱-۲-۲-۲ خنک کاری برخوردی^۲

از میان روش های افزایش انتقال حرارت، جت های برخوردی پتانسیل خوبی برای افزایش ضریب انتقال حرارت محلی دارند. اگر چه ساختمان این نوع خنک کاری سبب سست شدن مقاومتی پره

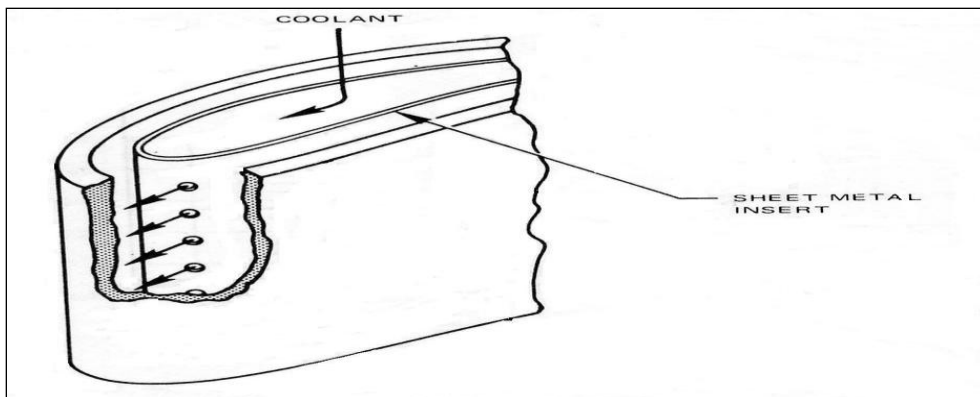
^۱ Bernhard Gustafsson

^۲ impingement

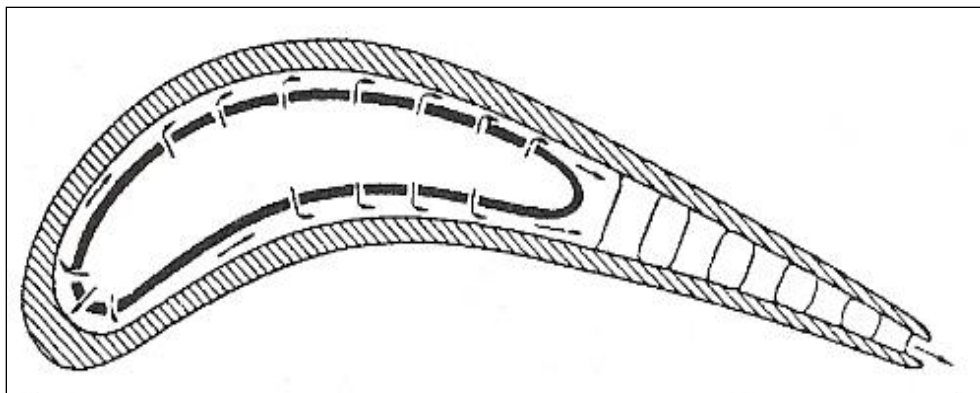
می شود. ولی این نوع خنک کاری مناسب ترین روش برای خنک کاری مناطقی است که عمدتاً بارهای حرارتی بالایی دارند. خنک کاری برخوردی مناسب ترین روش برای خنک کاری داخلی منطقه لبه حمله می باشد. استفاده از جت برخوردی برای خنک کاری قطعات داغ به دلیل فراهم آوردن نرخهای بالای انتقال حرارت و جرم، یکی از روش های معمول و کارآمد انتقال حرارت می باشد، که در این روش هوای خنک کننده توسط جت های سریع به سطح داخلی پره برخورد می کند و مقداری گرمای اضافی از سطح به هوای خنک کننده انتقال می یابد و بیشتر برای خنک کاری موضعی و در لبه حمله پره استفاده می شود. شکل (۲-۶) نمونه ای از خنک کاری برخوردی را نشان می دهد. شکل (۲-۷) یک دسته جت برخوردی را برای نقاط میانی پره نشان می دهد. این شکل نشان می دهد که سطوح برخوردی هدف دارای انحنا می باشند و جت های برخوردی به صورت نامنظم به سطوح برخورد می کنند. منطقه حمله پره دارای بار حرارتی بیشینه است. به همین دلیل در این قسمت تمرکز جت های برخوردی را مشاهده می کنیم.

اگر چه پره در منطقه میانی دارای انحنا می باشد و شعاع انحنای صفحه هدف نسبت به قطر جت بیشتر می باشد برای اغلب آنالیزها در منطقه میانی، صفحه هدف را صاف و تخت فرض می کنند و جت های برخوردی به صورت عمود به سطوح برخورد می کنند. عمدتاً دسته جت ها کارکردی متفاوت نسبت به عملکرد یک جت دارند که یکی از مقدماتی ترین تفاوت ها، جریان های صلیبی یا عرضی است که توسط جت های رها شده ی ضعیف ایجاد می شود، جریان خارج شده از جت ها پس از برخورد در جهت جریان های عرضی حرکت می کند و می تواند بر روی کارکرد جت ها در همسایگی تغییر ایجاد کنند. جت های چند تایی می توانند به دو صورت چیدمانی در خط و

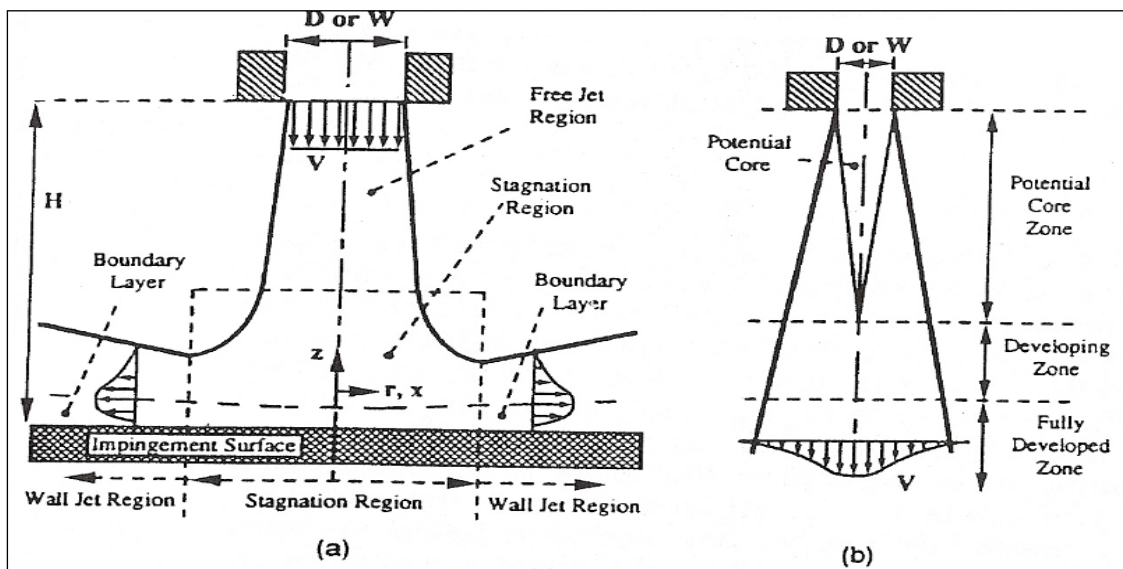
متناوب به کار بپردازند. همانطور که پیشتر بیان شد می توان منطقه میانی را به صورت صفحات صاف در نظر گرفت .



شکل (۶-۲) شماتیکی از خنک کاری برخوردی



شکل (۷-۲) دسته جت برخوردی



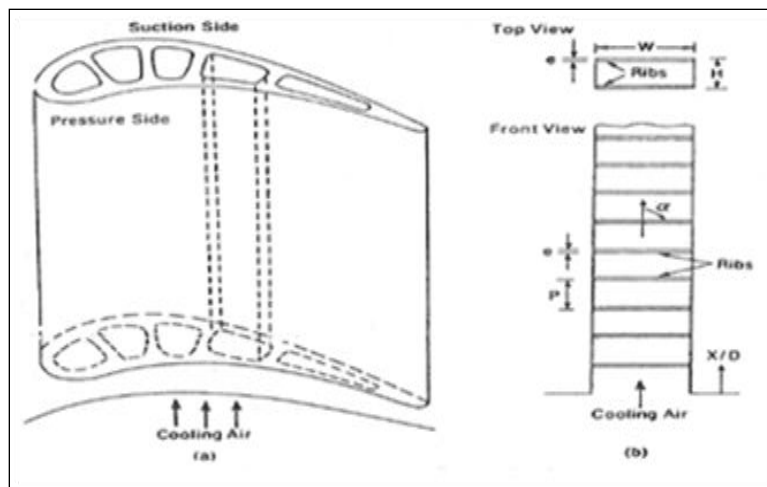
شکل (۲-۸) نواحی مختلف جت برخوردی

۲-۲-۲-۲ خنک کاری جابجایی^۱

خنک کاری جابجایی یکی از روش های رایج و مهم در خنک کاری داخلی پره توربین به حساب می آید. عمدتاً از این روش برای دفع حرارت در قسمت های میانی و انتهایی پره استفاده می گردد. مکانیزم کار کرد این روش بسیار ساده می باشد. در روش جابجایی، هوا مستقیماً از کمپرسور در داخل پره و جداره توربین جریان می یابد و از درون شیار ها و یا سوراخ هایی در درون پره عبور داده می شود و در طول مسیر به صورت انتقال حرارت جابجایی سبب دفع حرارت می شود. نکته جالب در ارتباط با این روش استفاده از ابزار های کمکی برای افزایش راندمان می باشد. این ابزار ها به دو دسته ایجاد دندانه در طول مسیر و یا استفاده از پین های ریز تقسیم می شوند که هر دوی آنها به علت افزایش میزان درهمی سیال خنک کننده به افزایش انتقال حرارت کمک می

¹ Convection cooling

کنند. ولی در کل روش جابجایی به تنهایی کارایی لازم برای خنک کاری را ندارد و کمتر مورد استفاده قرار می گیرد.



شکل (۲- ۹) خنک کاری جابجایی پره توربین

۳-۲-۲) خنک کاری ترکیبی

از راه های افزایش راندمان خنک کاری می توان به روشهای ترکیبی اشاره کرد. که این روشها در توربین های گاز بیشتر در خنک کاری پره های توربین استفاده شده اند. برنارد گاستافسن^[۱]، به چند نمونه از این روشها اشاره کرده که عبارتند از : خنک کاری جابجایی به همراه خنک کاری فیلمی^۱ و خنک کاری برخوردی به همراه خنک کاری فیلمی^۲ و خنک کاری فورانی به همراه خنک کاری فیلمی^۳. افرادی چون اکرت و لیرینگود^۴ [۲] تقریباً جزو اولین افرادی بودند که در سال ۱۹۵۴ از یک روش ترکیبی خنک کاری فیلمی و فورانی و کانوکشنی به صورت همزمان برای خنک

¹ convection cooling and film cooling

² Impingement cooling with film cooling

³ film and effusion cooling

⁴ Eckert & Liringood

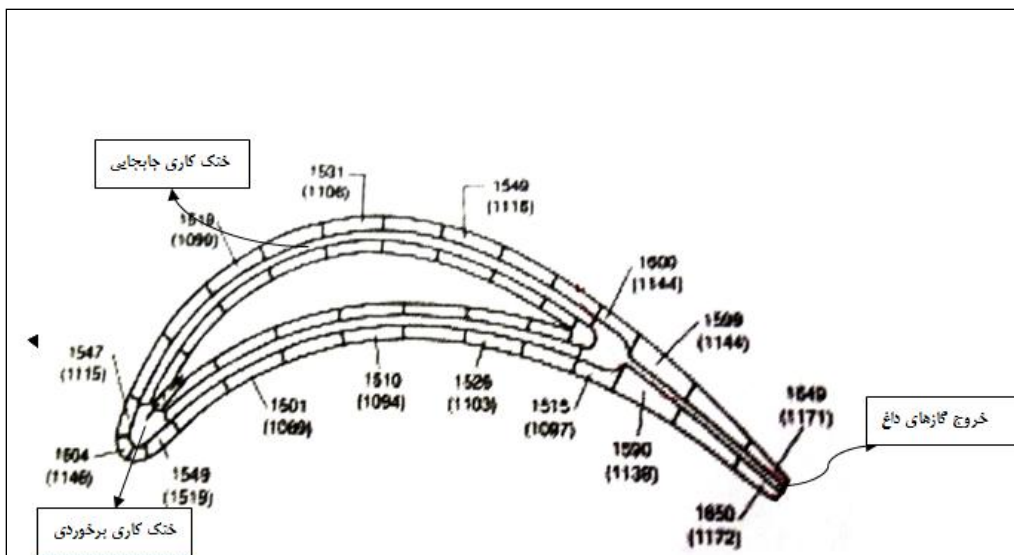
کاری استفاده کردند و نتایج قابل قبولی بدست آوردند. در شکل‌های (۲-۱۰) تا (۲-۱۲) شماتیکی از انواع خنک کاری ترکیبی نشان داده شده است.

۲-۲-۳-۱) خنک کاری ترکیبی جابجایی_برخوردی

در روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) قسمت میانی پره از طریق مجاری افقی به صورت جابجایی ولبه حمله از طریق برخوردی خنک می شود و هوای خنک کننده از شکاف لبه فرار خارج می شود. هوا در داخل حفره مرکزی به طرف بالا جریان می یابد. جداره بیرونی این حفره از یک سری مجاری افقی تشکیل گردیده و در لبه حمله آن تعداد زیادی سوراخ قرار دارد. هوا از طریق این سوراخ ها پس از خنک کردن تصادمی به لبه حمله پره در داخل مجاری افقی موجود در بین جداره و پوسته می چرخد و سپس از طریق شکاف لبه فرار تخلیه می گردد. این روش به همراه توزیع درجه حرارت حاصل در شکل ۲-۱۰ نشان داده شده است. با استفاده از این روش از مزایای هر دو روش در هر قسمت پره استفاده کرده ایم، مخصوصا اگر دبی هوای خنک کننده نسبت به به کارگیری هر یک از روش ها به تنهایی، افزایش نیابد. این روش یکی از روش های بکار گرفته شده در این پایان نامه می باشد که روی هندسه یک پره متقارن AGBT اعمال شده است.

۲-۲-۳-۲) خنک کاری ترکیبی برخوردی _ لایه ای

هوا در داخل حفره مرکزی به طرف بالا جریان می یابد. جداره بیرونی این حفره از یک سری مجاری افقی تشکیل گردیده و در حمله آن تعداد زیادی سوراخ قرار دارد. هوا از طریق این سوراخ ها پس از خنک کردن تصادمی لبه حمله پره، از طریق سوراخ های خنک کاری لایه ای بیرون می رود و بقیه سطح پره از طریق خنک کاری لایه ای خنک می شود. که این روش نسبت به روش



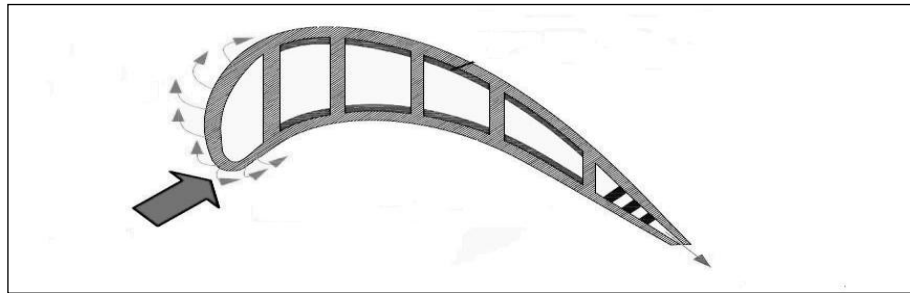
شکل (۲-۱۰) خنک کاری بر خوردی_جابجایی

لایه ای و بر خوردی به تنهایی، همچنین نسبت به روش ترکیبی بر خوردی-جابجایی، اثر بخشی بالاتری دارد، مخصوصاً چنانچه دبی سیال خنک کننده نسبت به بکارگیری هر یک از روش ها به تنهایی ثابت بماند، بالا رفتن اثر بخشی با استفاده از این روش حسن بزرگی محسوب می شود. چرا که بدون استخراج هوای بیشتر از کمپرسور که باعث کاهش راندمان حرارتی می شود، اثر بخشی خنک کاری افزایش یافته است. نمایی از این روش خنک کاری در لبه حمله پره در شکل ۲-۱۰ نشان داده شده است.

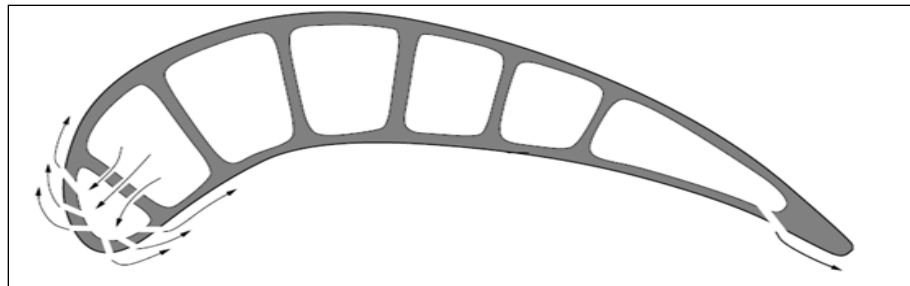
۲-۳-۳) خنک کاری ترکیبی لایه ای_جابجایی

در این روش ناحیه میانی پره به صورت جابجایی خنک می شود و لبه حمله به هر دو صورت جابجایی و لایه ای خنک می گردد. هوای خنک کن از پایه پره به طرف حفره های مرکزی و یک حفره مربوط به ناحیه لبه حمله تزریق می گردد. در لبه حمله، هوا از طریق سوراخ های مربوط به خنک کاری لایه ای گذر می کند. لبه فرار هم توسط هوا توسط هوای تخلیه از شکاف به روش

جابجایی خنک می گردد. داغ ترین مقطع پره، لبه فرار آن و خنک ترین قسمت متعلق به ناحیه ای نزدیک به لبه حمله می باشد، که پر تنش ترین منطقه می باشد.



شکل (۲-۱۱) خنک کاری لایه ای_ جابجایی



شکل (۲-۱۲) خنک کاری برخوردی_ لایه ای

۲-۳) معرفی برخی از پارامترهای مربوط به خنک کاری
اثربخشی خنک کاری:

اثربخشی خنک کاری η از رابطه ۲-۱ محاسبه می شود که در آن T_w دمای دیوار، T_∞ دمای جریان

اصلی و T_{Jet} دمای جت برخوردی می باشد.

$$\eta = \frac{T_w - T_\infty}{T_{Jet} - T_\infty} \quad (۲-۱)$$

نسبت دمش:

نسبت دمش مطابق رابطه ۲-۲ تعریف می شود، که در آن ρ_j و u_j چگالی و سرعت سیال جت و ρ_∞ و u_∞ چگالی و سرعت جریان اصلی می باشد.

$$M = \frac{\rho_j u_j}{\rho_\infty u_\infty} \quad (2-2)$$

روی صفحه صاف با افزایش M از مقدار ۰/۱ به ۰/۵، η نیز افزایش می یابد، اما با افزایش مقدار M به مقادیری بیشتر با وجود اینکه میزان هوای خنک کاری تزریقی افزایش پیدا کرده است ولی مقدار η کاهش می یابد. علت این امر نفوذ جریان تزریقی در جریان اصلی و فاصله گرفتن توده سیال خنک کننده تزریقی از دیواره می باشد. لذا گازهای داغ جریان اصلی، جریان جت را دور زده و به زیر جریان سیال خنک تزریقی رفته و باعث افزایش دمای دیواره می شوند. بنابراین، مقدار M بهینه به حالتی اطلاق می شود که هم میزان دبی جرمی سیال تزریقی بر ای خنک کاری کافی باشد و هم خطوط جریان سیال طوری باشد که به خوبی سطح را پوشانیده و محافظت از گازهای داغ را به نحو مطلوبی انجام دهد. نکته یاد شده در مقدار M برابر با ۰/۵ مشاهده شده است. چراکه هم در فواصل نزدیک به سوراخ تزریق، بهترین اثربخشی را دارد و هم در فواصل دور از سوراخ تزریق بطور تقریبی می توان گفت بهترین اثربخشی خنک کاری را دارا می باشد.

روی صفحه صاف در نزدیکی سوراخ تزریق به ترتیب، M برابر با ۰/۳ و ۰/۸. بیشترین و کمترین مقدار η را دارا می باشند. در فواصل دور از سوراخ تزریق به ترتیب M برابر با ۰/۳ و ۰/۸. کمترین و بیشترین مقدار η را دارا می باشند. مقادیر M برابر ۰/۵ و ۰/۶. مقدار مناسبی از η را در کل ناحیه پایین دست سوراخ تزریق دارا می باشند.

بنابراین در صورتی که هدف خنک کاری نواحی نزدیک به سوراخ تزریق باشد و یا فاصله سوراخ های تزریق در امتداد جریان از یکدیگر کم باشد، مقادیر کوچک M ، ($0.15 < M < 0.3$) پیشنهاد می شوند. در مواردی که خنک کاری در نواحی دوراز (پایین دست) سوراخ تزریق مورد نظر استفاده از مقادیر بزرگتر، ($0.6 < M < 1$) مناسب تر است

نسبت مومنتوم (I)

نسبت مومنتوم مطابق رابطه ۲-۳ محاسبه می شود در آن ρ_j و u_j چگالی و سرعت سیال جت و ρ_∞ و u_∞ چگالی و سرعت جریان اصلی می باشد.

$$I = \frac{\rho_j u_j^2}{\rho_\infty u_\infty^2} \quad (3-2)$$

روی صفحه صاف با افزایش نسبت شار مومنتوم، مقدار اثربخشی خنک کاری در نزدیکی سوراخ تزریق، کاهش می یابد. دلیل آن افزایش نفوذ جت تزریقی در جریان اصلی می باشد. در نزدیکی سوراخ تزریق بیشترین مقدار η در حالت کمترین I ، مقدار ($I=0/0$) رخ می دهد. بالعکس، کمترین مقدار η در حالت بیشترین مقدار I ، ($I=2$) به وقوع می پیوندد. مقدار بهینه I نزدیک به مقدار 0.18 و 0.13 می باشد. زیرا هدف در خنک کاری لایه ای محافظت ناحیه وسیعی از طول دیواره است و نه فقط خنک کاری نقاط مجاور سوراخ تزریق. در ضمن مقدار بهینه مذکور برای

$$I = 0.18 \text{ و } I = 0.13 \text{ معادل مقدار بهینه } M \text{ می باشد. (} M = 0.15 \text{ و } M = 0.16 \text{)}$$

نسبت چگالی (D.R)

نسبت چگالی مطابق رابطه ۲-۴ تعریف می شود.

$$D.R = \frac{\rho_j}{\rho_\infty} \quad (4-2)$$

ρ_∞ و ρ_j چگالی جت و جریان اصلی می باشد. و سیال به صورت سیال ایده ال تراکم ناپذیر در نظر گرفته می شود. و چگالی تابعی از دما می باشد.

نسبت سرعت (V.R)

نسبت سرعت مطابق رابطه ۲-۵ تعریف می شود.

$$V.R = \frac{u_j}{u_\infty} \quad (5-2)$$

u_∞ و u_j سرعت جت و جریان اصلی می باشد.

دمای بی بعد (Dimensionless Temperature)

$$T^* = \frac{T_f - T_\infty}{T_{Jet} - T_\infty} \quad (6-2)$$

این پارامتر به نوعی بیان گر اثربخشی محلی خنک کاری می باشد. که T_f دمای سیال می باشد.

۲-۴) مروری بر تحقیقات انجام شده

تا کنون تحقیقات بسیاری در مورد روش های مذکور روی هندسه های مختلف صفحه صاف و پره توربین انجام گرفته است.

در این بخش از پایان نامه به بررسی تحقیقات انجام شده در داخل و خارج از کشور ایران پرداخته می شود. در کشور ایران در دو قطب عمده در زمینه تحقیقات خنک کاری لایه ای دانشگاه علم و صنعت ایران و دانشگاه صنعتی شریف می باشند.

در سال ۱۹۸۲، گلدشتاین (Goldstein) و تیمر (Timmer) [۳]، تاثیر متقابل جتهای دایروی در کاهش انتقال حرارت و ایجاد نوسانات پیچیده در ضریب انتقال حرارت را در جریان بررسی کرده اند.

در سال ۱۹۸۲ هالیلا Halila و همکاران [۴]، به بررسی روش خنک کاری ترکیبی (برخوردی/لایه ای) روی یک مدل تجربی پره توربین پرداختند جریان هوای خنک کاری از طریق یک ردیف سوراخ های جت برخوردی به داخل محفظه جریان می یابد و به پره برخورد می کند و سپس از طریق یک ردیف سوراخ های خنک کاری روی سطح پره خارج می شود. آنها به این نتیجه رسیدند که با استفاده از این روش اثربخشی کلی بهبود می یابد.

در سال ۱۹۸۷، دانز (Downs) و جیمز (James) [۵] در تحقیق خود استفاده از چندین جت جهت افزایش انتقال حرارت و یکنواخت کردن توزیع دما بر روی سطح را در کنار اثرات منفی جتهای مجاور مورد بررسی قرار داده اند.

در سال ۱۹۸۹ هانگ (Huang) و همکاران [۶]، طی کار تجربی و عددی خود بر روی جت برخوردی، به عدم توانایی مدل $k-\epsilon$ در شبیه سازی انتقال حرارت ناحیه سکون اشاره کرده اند. آنها همچنین استفاده از مدل‌های رینولدز پایین را جهت شبیه سازی جریانهای جت برخوردی با انحنای زیاد خطوط جریان و گرادیان فشار پیشنهاد کرده اند.

در سال ۱۹۹۲، سعد (Saad) و همکاران [۷]، پارامترهای آشفستگی، جریان متوسط و انتقال حرارت یک ردیف جت دو بعدی و یک جت تنها را با یکدیگر مقایسه کرده اند.

در سال ۱۹۹۲، آمر و همکاران (Amer et al.) [۸]، مقایسه ای بین مدل های آشفستگی مختلف در پیش بینی جریان خنک کاری لایه ای دو ردیف سوراخ جابجا شده انجام دادند. آنها از طریق مقایسه جواب های حاصل از مدل های آشفستگی مختلف، شامل $k-\epsilon$ ، $k-\epsilon$ غیر ایزوتروپ، $k-\omega$ و $k-\omega$ بهبود یافته با نتایج تجربی موجود، نتیجه گرفتند که توانایی مدل های آشفستگی برای پیشگویی جریان خنک کاری لایه ای با نسبت سرعت و فاصله پایین دست از سوراخهای جت رابطه ای مستقیم دارد.

در سال ۱۹۹۴، هابر (Huber) و ویسکانتا (Viskanta) [۹]، تاثیر ایجاد مجاری خروج هوا در بین جتها، بر توزیع ضریب انتقال حرارت یک ردیف جت برخوردی و کاهش اثرات منفی جریان عرضی را مورد بررسی قرار داده اند.

در سال ۱۳۷۵ بازدیدی تهرانی و مستاجر [۱۰]، تأثیر تعداد و قطر سوراخها توسط روش خنک کاری لایه ای از طریق پوشش کامل Full Coverage Film Cooling را مورد بررسی تجربی قرار دادند. آنها نشان دادند که افزایش تعداد و قطر سوراخها موجب افزایش اثربخشی خنک کاری کلی

و آدیباتیک و همچنین کاهش ضریب انتقال حرارت جابجایی از طرف جریان گازهای داغ به جداره می شود.

در سال ۱۳۷۶، بازدیدی تهرانی و احمدیان [۱۱]، به تحلیل عددی روش خنک کاری لایه ای از طریق یک شیار برای نسبتهای سرعت ۰/۳۹، ۰/۵۸، ۰/۸۸. پرداختند. مدل آشفتگی $k-\epsilon$ در این تحلیل مورد استفاده قرار گرفت و نتایج بدست آمده تحت شرایط دایم و دوبعدی از انطباق خوبی با نتایج تجربی موجود برخوردار بوده است.

در سال ۱۹۹۶ شمیت و همکاران (Schmidt et al.) [۱۲]، خنک کاری لایه ای با زوایای تزریق مرکب را مورد ارزیابی قرار دادند و به این نتیجه رسیدند که با ایجاد زاویه مرکب در مسیر تزریق، می توان اثربخشی خنک کاری لایه ای را افزایش داد.

روش خنک کاری لایه ای روی پره توربین AGTB ابتدا در سال ۱۹۹۷ توسط هاسلینگر و هنک (W.Haslinger,DK.Hennecke) [۱۳]، به صورت آزمایشگاهی برای نسبت دمش های مختلف بررسی قرار گرفت و اثربخشی آدیباتیک η و نمودارهای مربوط به اثربخشی آدیباتیک متوسط جانبی $\bar{\eta}$ در نسبت دمش های مختلف بررسی شد و به این نتیجه رسیدند که برای نسبت دمش بالا، $\bar{\eta}$ در جهت جریان به طور یکنواخت افزایش می یابد و برای نسبت دمش پایین، کاهش میابد.

در سال ۱۹۹۷ والترز و لی لک (Walters and Leylek) [۱۴]، به تحلیل عددی روش خنک

کاری لایه ای با استفاده از کد فلوئنت پرداختند. در این بررسی، جریان داخل کانال جت تزریق و پلنوم نیز به عنوان بخشی از میدان محاسباتی حل گردید.

در سال ۱۹۹۸ حسن و همکاران (Hassan et al.) [۱۵]، موضوع خنک کاری لایه ای با زاویه مرکب را مورد تحلیل عددی قرار دادند. برای مدل سازی آشفتگی، از مدل های آشفتگی مختلف مدل $k-\epsilon/k-\omega$ ترکیبی و $k-\epsilon$ استاندارد استفاده کردند. آنها نتیجه گرفتند که توانایی مدل های ترکیبی برای پیشگویی میدان جریان شدیداً به نسبت سرعت و فاصله از سوراخ های جت بستگی دارد.

در سال ۱۹۹۸، بهنیا (Behnia) و همکاران [۱۶]، خنک کاری صفحه داغ بوسیله جت دایروی کاملاً آشفته متقارن محوری را مورد بررسی عددی قرار داده اند. آنها از دو مدل $k-\epsilon$ و $v2-f$ استفاده و نتایج به دست آمده را با داده های تجربی موجود مقایسه کرده اند. نتایج حاصل از مدل $v2-f$ ، بر خلاف نتایج شبیه سازی بوسیله مدل $k-\epsilon$ ، تطابق بسیار خوبی با داده های تجربی داشته است.

در سال ۱۹۹۹ در تحقیقی دیگر، به نیا (Behnia) و همکاران [۱۷]، جریان جت برخوردی با عدد رینولدز بالا را با استفاده از مدل های $k-\epsilon$ و $v2-f$ شبیه سازی کرده اند. آنها در مقاله خود به اهمیت مدل های نزدیک دیواره در شبیه سازی جریان جت برخوردی اشاره کرده اند.

در سال ۱۹۹۹ در سال طیبی رهنی و ابراهیمی [۱۸]، به تحلیل جریان در روش سرمایش لایه ای تک سوراخ پرداختند. آنها از روش حل شبیه سازی عددی مستقیم (Direct Numerical

(Simulation) استفاده کردند که در آن معادلات ناویراستوکس در شرایط آرام و یا آشفته، بدون در نظر گرفتن مدل آشفتهگی بصورت مستقیم حل می شوند.

در سال ۲۰۰۰ کسزتا و سیمون (Kaszeta and Simon) [۱۹]، از بررسی تجربی تزریق با زاویه مرکب به این نتیجه رسیدند که تزریق مرکب در هر دو جهت جانبی و عمود بر دیواره نتایج بهتری در مقایسه با تزریق با زاویه ساده نشان می دهد. همچنین، در نسبتهای دمشی بالاتر از ۱ برای تزریق جانبی، امکان خیزش جت از روی سطح افزایش می یابد که منجر به افزایش ضرایب انتقال حرارت می گردد.

در سال ۱۳۸۱ طیبی رهنی و کیماسی [۲۰]، به حل عددی موضوع خنک کاری لایه ای سه بعدی با تزریق از سوراخهای جداگانه با مقطع مربعی بر روی یک سطح صاف پرداختند و با مقایسه اثربخشی خنک کاری برای نسبت های سرعت و زاویه های تزریق مختلف، مقدار بهینه نسبت سرعت برابر با ۰/۵ و زاویه تزریق برابر با ۳۰ درجه را بدست آوردند.

در سال ۲۰۰۱ بازدید تهران و محمودی [۲۱]، تأثیر زاویه تزریق و شدت آشفتهگی در میدان جریان و دما در روش سرمایه لای های تک سوراخه را به صورت سه بعدی با استفاده از روش اجزاء محدود (FEM) با المانه ای مکعبی مورد بررسی قرار دادند. در این تحلیل، بهترین زاویه تزریق برابر با 35° و بهترین نسبت دمشی برابر با ۰/۵، منطبق با نتایج تجربی گزارش شد.

در سال ۲۰۰۲ شی (Shi et al) همکاران [۲۲]، تاثیر مدل های آشفتهگی، مدل های نزدیک دیواره، شدت آشفتهگی، عدد رینولدز و شرایط مرزی را بر روی انتقال حرارت یک جت دو بعدی با استفاده

از دو مدل κ - ε و RSM بررسی کرده اند. نتایج کار آنها نشان دهنده عدم توانائی این دو مدل در پیش بینی دقیق انتقال حرارت، به خصوص در حالت نزدیکی جت به صفحه برخورد است.

در سال ۲۰۰۵ بیدار (Baydar) و ازمن (Ozmen) [۲۳]، جتهای هوای برخوردی با رینولدز بالا را با استفاده از مدل آشفتگی κ - ε Standard مورد تحلیل عددی قرار داده اند. نتایج کار آنها، توانائی این مدل در پیش بینی پارامترهای جریانی در رینولدزهای مختلف و فواصل مختلف جت از صفحه، به جز در حالتی که فاصله جت از صفحه بر خورد کمتر از قطر جت است را نشان داده است.

در سال ۲۰۰۵، وانگ (Wang) و موجومدار (Mujumdar) [۲۴]، انتقال حرارت یک جت دوبعدی رینولدز κ - ε را توسط پنج مدل پایین بررسی و نتایج تحلیلی را با نتایج تجربی موجود مقایسه کرده اند. آنها در مقاله خود به ناتوانی این مدلها در پیش بینی مطلوب عدد نوسلت، به خصوص در فواصل کم جت از صفحه برخورد اشاره کرده اند.

در سال ۲۰۰۵، وانگ (Wang) و همکاران [۲۵]، توزیع ضریب انتقال حرارت ناشی از چند ردیف جت برخوردی در یک محفظه بسته را با استفاده از دو روش کریستال مایع گذرای یک بعدی و سه بعدی محاسبه کرده اند. آنها در مقاله خود به برتری روش سه بعدی نسبت به روش یک بعدی اشاره کرده اند.

در سال ۲۰۰۶ ایمرجین و حسن (A. Immarigeon and I. Hassan) [۲۶]، به بررسی خنک کاری ترکیبی روی سطح صاف پرداختند. آنها با ایجاد یک هندسه جدید به بررسی نمودارهای اثر

بخشی خنک کاری روی سطح صاف پرداختند و چگونگی توزیع اثر بخشی خنک کاری در پایین دست جریان سوراخ های خنک کاری لایه ای را محاسبه کردند.

در سال ۲۰۰۸ نمیدیلی (Nemidli et al) و همکاران [۲۷]، با استفاده از روشهای RSM و SKE در خنک کاری لایه ای روی پره توربین AGTB و مقایسه آن با روشهای آزمایشگاهی به این نتیجه رسیدند که روش RSM، توافق خوبی با نتایج اندازه گیری شده داشته است.

در همان سال، اسلامی و همکاران [۲۸]، به بررسی تغییرات بخشی آدیاباتیک خنک کاری از طریق شکل دهی سوراخ خنک کاری در ناحیه ورودی جت به جریان اصلی در خنک کاری لایه ای روی پره توربین AGTB پرداختند و به این نتیجه رسیدند که برای همه نسبت دمش ها، سوراخ های شکل داده شده اثر بخشی خنک کاری بهتری دارند.

در سال ۲۰۰۹ بازدید تهران و همکاران [۲۹]، به بررسی خنک کاری ترکیبی (برخوردی/لایه ای)، روی هندسه صفحه صاف پرداختند مقایسه نتایج بدست آمده برای روش ترکیبی با نتایج تجربی و تحلیلی بدست آمده برای خنک کاری لایه ای نشان می دهد که اثر بخشی خنک کاری با استفاده از خنک کاری ترکیبی به طور قابل ملاحظه ای بهبود می یابد.

در سال ۲۰۰۹ ژانگ ژینگژو (zhang jingzho) و همکاران [۳۰]، به بررسی خنک کاری ترکیبی (برخوردی/فورانی) پرداختند. آنها میدان جریان و دما و همچنین اثر بخشی خنک کاری را در نسبت دمش های مختلف بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که اثر بخشی خنک کاری با کاهش فاصله مرکز تا مرکز سوراخ های همجوار یا افزایش نسبت دمش افزایش می یابد

۲-۵) نتیجه گیری

در روش لایه ای، هوای خنک کننده به صورت لایه جدا کننده بین گازداغ وجداره پره شکل می‌گیرد، که در این روش به دلیل اختلاط هوای خنک کننده با جریان اصلی، اثر بخشی خنک کاری، در پایین دست جریان به سرعت کاهش می‌یابد. در روش جابجایی، هوا مستقیماً از کمپرسور در داخل پره وجداره توربین جریان یافته و حرارت دیواره ها را کاهش می‌دهد. ولی این روش به تنهایی کارایی لازم برای خنک کاری را ندارد و کمتر مورد استفاده قرار می‌گیرد. استفاده از جت برخوردی برای خنک کاری قطعات داغ به دلیل فراهم آوردن نرخهای بالای انتقال حرارت و جرم، یکی از روش های معمول و کارآمد انتقال حرارت می باشد، که در این روش هوای خنک کننده توسط جت های سریع به سطح داخلی پره برخورد می کند و مقداری گرمای اضافی از سطح به هوای خنک کننده انتقال می یابد و بیشتر برای خنک کاری موضعی و در لبه حمله پره استفاده می شود. در این پایان نامه سعی شده است تا ضمن ثابت نگه داشتن دبی هوای مصرفی با تغییر هندسه و بکارگیری روشهای ترکیبی (برخوردی/لایه ای) و (برخوردی/جابجایی) از مزایای هر یک از روش های مذکور در قسمت های مختلف پره استفاده کرده و راندمان خنک کاری را در نقاط مختلف پره افزایش یابد.

فصل سوم

اعتبار سنجی تحلیل عددی جریان و انتقال حرارت

۳-۱- مقدمه

قبل از آنکه به تحلیل عددی میدان جریان و دمای سوراخ های خنک کاری مورد نظر در این پروژه پرداخته شود، ابتدا باید اعتبار روش حل عددی مورد استفاده مورد بررسی قرار گیرد. برای این منظور هندسه و مدلی از مسائل خنک کاری لایه ای که نتایج تحلیل عددی و تجربی برای آن موجود می باشد، مورد بررسی قرار می گیرد که این کار هم برای خنک کاری لایه ای روی هندسه صفحه تخت و هم برای خنک کاری لایه ای روی پره متقارن AGTB، انجام شده است. در نهایت نیز نتایج به دست آمده با نتایج موجود مقایسه خواهد گردید. نرم افزارهای مورد استفاده در تحقیق حاضر شامل دو نرم افزار GAMBIT و FLUENT می باشد، که مورد اول برای مدل سازی و تولید شبکه و دومی برای انجام تحلیل ها می باشد.

۳-۲ معادلات حاکم بر جریان آشفته:

شرایط حاکم بر جریان به صورت سه بعدی، آشفته، تک فاز و دائم در نظر گرفته شده است. سیال انتخابی نیز هوا با شرایط گاز ایده آل و تراکم ناپذیر می باشد. معادلات پیوستگی و مومنتوم و انرژی برای جریان آشفته با استفاده از متوسط گیری رینولدز به ترتیب به صورت معادلات (۳-۱) و (۳-۲) و (۳-۳) می باشد.

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (۳-۱)$$

$$\rho U_i \frac{\partial U_j}{\partial x_i} = -\frac{\partial P}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u_i u_j} \right] \quad (۳-۲)$$

$$\rho c_p U_i \frac{\partial T}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[k \frac{\partial T}{\partial x_i} - \overline{\rho u_i \theta} \right] \quad (3-3)$$

که در آن $\overline{\rho u_i \theta}$ تنش رینولدز و $\overline{\rho u_i \theta}$ شار حرارتی اشفته می باشند.

برای مدل سازی میدان جریان آشفته بر اساس تقریب بوزینسک [۳۱]، تنش رینولدز از طریق عبارت لزجت اشفتگی ($\nu_t = \mu_t / \rho$) با گرادیان محلی سرعت متوسط مرتبط می شود:

$$\overline{u_i u_j} = -\nu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (4-3)$$

برای مدل سازی میدان حرارتی ارتباط میان شار حرارتی اشفته و گرادیان دمای متوسط از طریق معرفی ضریب نفوذ حرارتی اشفتگی (α_t) برقرار می شود. با استفاده از تقریب بوزینسک [۳۱] داریم

$$\overline{u_i \theta} = -\alpha_t \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (5-3)$$

برای محاسبه لزجت اشفتگی ν_t و ضریب نفوذ حرارت اشفتگی α_t نیاز به استفاده از مدل‌های اشفتگی هستیم که در قسمت بعد به معرفی آنها می پردازیم.

۳-۳ مدل های آشفته

تا به امروز مدل‌های آشفته زیادی ارائه شده‌اند که هر یک برای رژیم‌های خاص جریان و حتی در ناحیه‌ای خاص از میدان جریان معتبر و دقیق می‌باشند. دو رویکرد اصلی که در دینامیک سیالات محاسباتی وجود دارد عبارتند از:

۱- مدل های مرتبه اول: که فرض اساسی در آنها این است که شار آشفته مومنتوم و حرارت مستقیماً با گرادیان های سرعت و دمای جریان اصلی مرتبط است .

۲- مدل مرتبه دوم (SMC): در این روش شار حرارتی آشفته از حل معادلات مجزا برای هر مولفه $\overline{u_i' \phi}$ بدست می آید. این مدل، مدل تنش رینولدز نیز نامیده می شود.

مدل های مرتبه اول بر مبنای تقریب بوزینسک هستند. که شار آشفته را بر حسب گرادیان مقادیر متوسط بیان می کند. در این تقریب فرض می شود که تنش های رینولدز در هر نقطه از جریان با نرخ کرنش متوسط متناسب است. تقریب بوزینسک، ضرورت تعریف مقیاس طولی و زمانی آشفتهگی برای محاسبه چسبندگی گردابه ، μ_t ، را به دنبال دارد.

هدف هر مدل، توصیف رابطه بین μ_t و کمیت های قابل اندازه گیری فیزیکی جریان و یا کمیت های محاسبه شده میدان جریان است . به طور کلی این مدلها را می توان به سه دسته تقسیم نمود:

۱- مدل های صفر معادله ای

۲- مدل های یک معادله ای

۳- مدل های دو معادله ای

مدل های صفر معادله ای، تنها از روابط و معادلات جبری جهت توصیف رابطه بین μ_t و خواص محاسبه شده و یا قابل اندازه گیری استفاده می کنند. مدل های یک معادله ای از یک معادله انتقال PDE اضافی نیز در این بین استفاده می کنند، مدل های دو معادله ای شامل دو عدد معادله اضافی هستند.

واضح است که هیچ مدل آشفتگی وجود ندارد که برای تمامی مسائل مهندسی قابل قبول باشد.

انتخاب مدل از بین مدل‌های موجود بستگی دارد به :

الف) فیزیک جریانی که با آن در مساله مورد نظر درگیر هستیم.

ب) وجود یا عدم وجود همزمان چند رژیم متفاوت جریانی در کنار یکدیگر

ج) میزان دقت مورد نیاز

د) امکانات محاسباتی موجود از قبیل CPU و یا RAM

ه) میزان زمان مورد نیاز برای رسیدن به جوابی معقول دارد.

مدلهای دو معادله ای به عنوان زیربنای بسیاری از تحقیقات مربوط به مدلسازی جریانات آشفته ، بالاخص در سالیان اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته اند. حل دو معادله انتقال جداگانه باعث تعیین شدن مستقلانه مقیاس سرعت آشفتگی و مقیاس طول آشفتگی می شوند. نقطه آغاز آنها استفاده از تقریب بوزینسک و معادله انتقال برای انرژی جنبشی آشفتگی k می باشد. انتخاب متغیر دوم دلخواه بوده و تا امروز پیشنهادات بسیاری برای این انتخاب ارائه شده است.

۳-۳-۱) مدل $k - \epsilon$ استاندارد

مدل $k - \epsilon$ معروفترین مدل دو معادله ای می باشد. چرا که فهم آن آسان و استفاده از آن

در برنامه نویسی ساده می باشد. در مدل‌های آشفتگی $k - \epsilon$ ، میدان آشفته بر حسب دو متغیر بیان

می شود. [۳۲]

الف) انرژی جنبشی جریان آشفته k

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_i' u_i'} \quad (۶-۳)$$

ب) نرخ اضمحلال ویسکوز انرژی جنبشی آشفته ε

$$\varepsilon = \left(\frac{\mu}{\rho} \right) \overline{u_{i,j}' u_{i,j}'} \quad (۷-۳)$$

می توان به کمک آنالیز ابعادی نشان داد که ویسکوزیته آشفته μ_t را می توان به طول مقیاس ادی های بزرگ جریان آشفته مرتبط ساخت

$$\mu_t \propto \rho u_l \delta_l \quad (۸-۳)$$

که در آن u_l و δ_l به ترتیب سرعت مقیاس و طول مقیاس بزرگترین ادی ها در میدان جریان آشفته می باشند. بعلاوه می توان نشان داد که :

$$u_l \propto \sqrt{k} \quad (۹-۳)$$

$$\delta_l \propto \frac{\sqrt{k^3}}{\varepsilon} \quad (۱۰-۳)$$

با جایگذاری معادلات (۹-۳) و (۱۰-۳) درون معادله (۸-۳) به نتیجه زیر می رسیم:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (۱۱-۳)$$

که در آن C_μ یک ضریب تجربی است و مقدار آن معمولا برابر ۰/۰۹ در نظر می گیرند.

در مدل استاندارد $\varepsilon - k$ ، مقادیر ε ، k توسط معادلات نیمه تجربی زیر بدست می آیند. [۳۲]

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_j k_{,j} = \left(\mu + \frac{\mu_t}{S_t} k_{,j} \right)_{,j} + G + B - \rho \varepsilon \quad (12-3)$$

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho u_j \varepsilon_{,j} = \left(\mu + \frac{\mu_t}{Pr_t} \varepsilon_{,j} \right)_{,j} + C_1 \frac{\varepsilon}{k} G + C_1 (1 - C_3) \frac{\varepsilon}{k} B - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (13-3)$$

که در آن C_1 و C_2 و C_3 ضرایب تجربی بوده، S_t عدد اشمیت آشفته و Pr_t عدد پرانتل آشفته می باشد. ترمهای $C_1 \frac{\varepsilon}{k} G$ و $C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$ در معادله (۱۳-۳) به ترتیب بیانگر فرآیندهای تولید برشی ε و اضمحلال ویسکوز ε می باشند. ترم $C_1 (1 - C_3) \frac{\varepsilon}{k} B$ بیانگر اثرات بویانسی می باشد.

در معادله (۱۲-۳)، ترم G ، بیانگر میزان تولید انرژی آشفته ناشی از اندرکنش بین جریان متوسط و میدان جریان آشفته می باشد. لذا به آن اصطلاحاً ترم تولید برشی گفته می شود. ترم B نیز بیانگر ترم تولید-اتلاف بویانسی ناشی از میدان چگالی نوسان کننده جریان می باشد.

روابط صریح برای G و B بصورت زیر هستند:

$$G = -\rho \overline{u_i' u_j' u_{i,j}} \quad (14-3)$$

$$B = \overline{\rho' u_i' g_i} \quad (15-3)$$

معادلات حاکم بر مدل هایی همچون $k-\varepsilon$ بر اساس فرض جریان کاملاً آشفته نوشته شده است، که دارای خصوصیات زیر می باشد.

- برای هسته مرکزی آشفته جریان مناسب هستند.
- استفاده از مدل های مزبور برای نواحی دیواره که جریان آرام می باشد مناسب نمی باشد.

• حل مشکل:

• ۱- استفاده از توابع دیواره

• ۲- استفاده از مدل های دو معادله ای رینولدز پایین

۳-۲-۳) مدل دو معادله ای $k - \epsilon$ استاندارد اصلاح شده رینولدز پایین

این مدل یکی از مدل های رینولدز پایین می باشد که نواحی رینولدز پایین زیر لایه لزج را حل می کند و نیاز به استفاده مجزا از توابع دیواره برای این نواحی نمی باشیم. از جمله خصوصیات این روش می توان به موارد زیر اشاره کرد

۱- حجم محاسباتی بیشتر

۲- دقیقتر

مدلهای آشفته رینولدز پایین فراوانی ارائه شده است که در این پایان نامه برای شبیه سازی ترم های آشفته، مدل $k-\epsilon / AKN$ (مدل $k-\epsilon$ اصلاح شده رینولدز پایین) به کار برده شده است.

برای مدل سازی میدان جریان اشفته بر اساس تقریب بوزینسک (معادله ۳-۴)، تنش رینولدز از طریق عبارت لزجت اشفته $(\nu_t = \mu_t / \rho)$ با گرادیان محلی سرعت متوسط مرتبط می شود.

مقدار لزجت اشفته با حل دو معادله برای کمیت های انرژی جنبشی اشفته k و نرخ استهلاک ϵ قابل دستیابی است. در تحقیق حاضر، معادلات دیفرانسیل زیر که به عنوان مدل $k-\epsilon$ اصلاح

شده (AKN) شناخته می شوند، مورد استفاده قرار گرفته است. [۳۳]

$$\rho U_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon \quad (16-3)$$

$$\rho U_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + f_1 C_1 \mu_t \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \rho f_2 C_2 \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (17-3)$$

که در آن توابع تجربی f_1 و f_2 عبارتند از:

$$f_1 = 1.0 \quad (18-3)$$

$$f_2 = \left\{ 1 - 0.3 \exp \left[- \left(\frac{\text{Re}_T}{6.5} \right)^2 \right] \right\} \times \left\{ 1 - \left(\frac{\text{Re}_\varepsilon}{3.1} \right) \right\}^2 \quad (19-3)$$

عدد رینولدز آشفتگی به صورت زیر تعریف می شود:

$$\text{Re}_T = \frac{\rho k^2}{\mu \varepsilon} \quad (20-3)$$

در نهایت با حل معادلات (۱۶-۳) و (۱۷-۳)، لزجت آشفتگی (ν_t) از معادله (۲۱-۳) بدست می آید

$$v_t = f_{\mu} C_{\mu} \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (21-3)$$

تابع تجربی f_{μ} عبارت است از

$$f_{\mu} = 1 + \frac{5.0}{\text{Re}_T^{3/4} \exp\left[-\left(\frac{\text{Re}_T}{200}\right)^2\right]} \times \left(1 - \exp\left(-\left(\frac{\text{Re}_\varepsilon}{14}\right)\right)\right)^2 \quad (22-3)$$

ضرایب عمومی مدل، عبارت است از $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$, $C_{\mu} = 0.09$, $C_1 = 1.44$, $C_2 = 1.92$, $C_3 = 1.3$ و برای مدل سازی میدان حرارتی ارتباط میان شار حرارتی آشفته و گرادیان دمای متوسط از طریق معرفی ضریب نفوذ حرارتی آشفتهگی (α_t) برقرار می شود. با استفاده از تقریب بوسینسک داریم

$$\overline{u_i \theta} = -\alpha_t \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (23-3)$$

ضریب نفوذ حرارت آشفتهگی در این روش با معرفی عدد پرانتل آشفتهگی (Pr_t) به عنوان نسبت لزجت آشفتهگی به ضریب نفوذ حرارت آشفتهگی و با استفاده از رابطه زیر مدل سازی می شود:

$$\alpha_t = \frac{v_t}{\text{Pr}_t} \quad (24-3)$$

به عبارت دیگر، در صورت معلوم بودن میدان جریان، میدان دما با ارائه عدد پرانتل آشفتهگی قابل دستیابی است. در بسیاری از تحقیقات انجام شده، ضریب نفوذ حرارت آشفتهگی از طریق معرفی عدد پرانتل آشفتهگی ثابت ($\text{Pr}_t = 0.9$) مدل سازی شده است. مشاهدات تجربی نشان داده اند که مقدار (0.9) مرتبط با ناحیه لگاریتمی در جریان آشفته درون کانال است. با این وجود باید خاطر نشان ساخت، که این مقدار را نباید به عنوان یک ثابت عمومی در تمامی هندسه ها و شرایط بکار برد، چرا که عدد رینولدز آشفتهگی خاصیتی از جریان است. مقدار عدد پرانتل آشفتهگی تابعی از عدد

رینولدز جریان می باشد [۳۴ و ۳۵]، هنگامی که عدد رینولدز افزایش می یابد، نوسانات سرعت شدیدتر شده و منجر به افزایش انتقال حرارت جابجایی می شود، که به نوبه خود کاهش در انتقال حرارت هدایت مولکولی را به دنبال دارد. همچنین بر اساس تحقیقات انجام شده [۳۴-۳۶]، مقدار عدد پرانتل اشفتگی (Pr_t)، وابسته به مقادیر عدد پرانتل مولکولی (Pr) است. نتایج دو ناحیه مجزا را برای مقادیر عدد پرانتل اشفتگی نشان می دهد:

$Pr_t \leq 1$ برای $Pr \geq 1$ و $Pr_t >> 1$ برای $Pr \ll 1$. ناحیه نخست عموماً شامل فرایندهای انتقال حرارت گازها و مایعات است. ناحیه دوم که در آن کوچک بودن عدد پرانتل مولکولی منجر به بزرگ شدن عدد پرانتل اشفتگی می شود مربوط به انتقال حرارت فلزات مایع است. در تحقیق حاضر به منظور در نظر گرفتن تاثیرات ذکر شده، در مدل سازی عدد پرانتل اشفتگی به جای استفاده از فرض مرسوم Pr_t ثابت از رابطه زیر استفاده شده است. [۳۶]

$$Pr_t = K_1 + K_2 \frac{1}{Pr \cdot Re^m} \quad (25-3)$$

مقادیر K_1 ، K_2 و m در معادله (۱۵) بر اساس اندازه گیری تجربی [۳۶]، بدست آمده و به ترتیب برابر

$$K_2 = 182 \text{ و } M = 0.888, K_1 = 0.09 \text{ است}$$

۳-۳-۳ روش محاسباتی

شبهه سازی عددی میدان جریان و انتقال حرارت با استفاده از نرم افزار فلوئنت و به روش حجم کنترلی در یک هندسه سه بعدی و در شرایط دائم انجام شده است و معادلات حاکم، معادلات ناویراستوکس متوسط گیری شده رینولدز به صورت کاملاً ضمنی می باشد واز الگوریتم

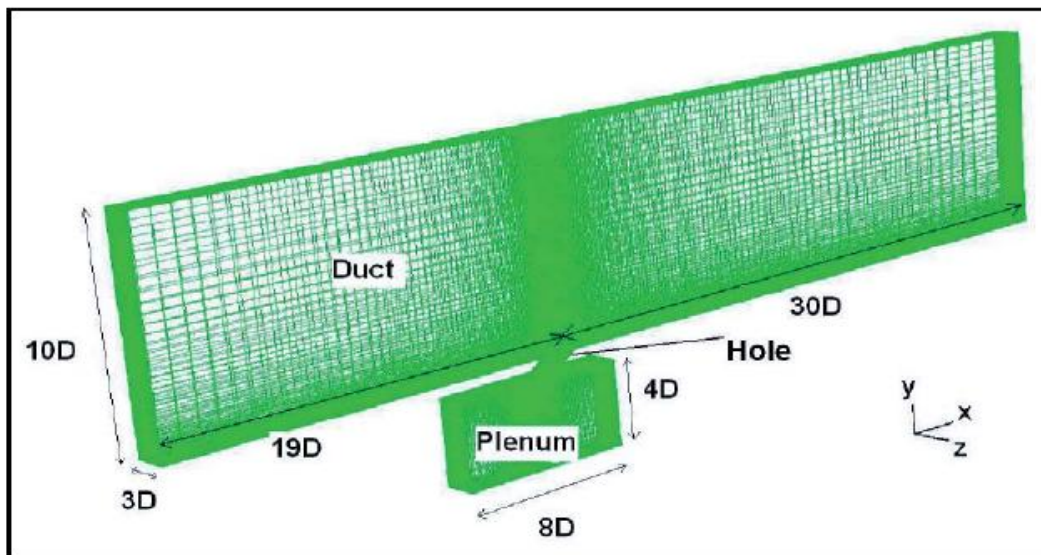
سیمپل برای تصحیح ترم فشاراستفاده شده است، این شبیه سازی با استفاده از مدل اشفتگی k-ε اصلاح شده (AKN) به جای استفاده از توابع دیواره انجام شده است. برای استفاده از این مدل نواحی نزدیک دیواره به خوبی ریز شده است تا مقدار y^+ در محدوده مجاز قرار بگیرد. معیار همگرایی رسیدن باقی مانده نرمال سازی شده به مقدار 10^{-4} و در نظر گرفته شده است

۴-۳) اعتبار سنجی حل برای خنک کاری لایه ای روی صفحه تخت

۳-۴-۱) هندسه و شبکه انتخابی

هندسه مورد بررسی در این قسمت همان هندسه آقای سینها در مرجع [۳۷] می باشد، که شامل سه بلوک مجزا می باشد، کانال جریان اصلی، سوراخ تزریق سیال خنک کننده، پلنوم که سیال خنک کننده از طریق آن وارد سوراخ می گردد. این هندسه در شکل (۳-۱) نشان داده شده است. زاویه تزریق 35° ، فاصله مراکز سوراخ ها در جهت عرضی با $3D$ و طول سوراخ $1.75D$ می باشد. قطر سوراخ تزریق 12.7mm می باشد. طراحی و مش بندی و ایجاد شرایط مرزی و تعریف سیال مورد بررسی در نرم افزار GAMBIT انجام شده است. شبکه های ایجاد شده به صورت با سازمان (Structured) می باشند و در نزدیکی دیواره ها شبکه ریزتر شده است تا مقدار y^+ در محدوده مجاز قرار بگیرد. همچنین در نزدیکی سوراخ نیز شبکه ریز شده است. میدان حل مورد استفاده، از وسط فاصله بین دو سوراخ همسایه تا وسط دو سوراخ بعد می باشد. ابعاد انتخابی برای کانال اصلی جریان مکعب مستطیلی به ابعاد $49D \times 10D \times 3D$ به ترتیب در جهات X, Y, Z می باشد. فاصله مرکز سوراخ در محل تقاطع با دیواره معبر اصلی جریان، از بالا دست جریان $19D$

و تا پایین دست جریان $30D$ می باشد. پلنوم نیز دارای ابعاد $2D \times 8D \times 4D$ به ترتیب در جهات Z , Y , X است. شکل زیر نمای شبکه بندی میدان حل را نشان می دهد.



شکل (۳-۱) هندسه و شبکه انتخابی

۳-۴-۲) خواص ترموفیزیکی

سیال انتخابی هوا بوده و به صورت گاز ایده آل، تراکم ناپذیر و در فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است. خواص ترموفیزیکی هوا عبارتند از: چگالی، ρ ، لزجت دینامیکی μ ، ظرفیت گرمایی ویژه، C_p ، ضریب هدایت حرارتی هوا، k

۳-۴-۳) شرایط مرزی

در تحلیل حاضر از ۴ شرط مرزی به صورت مرز ورودی سرعت، مرز خروجی جریان، مرز دیواره آدیاباتیک، و مرز تقارن استفاده شده است. دیوار تحتانی کانال جریان اصلی که سوراخهای تزریق

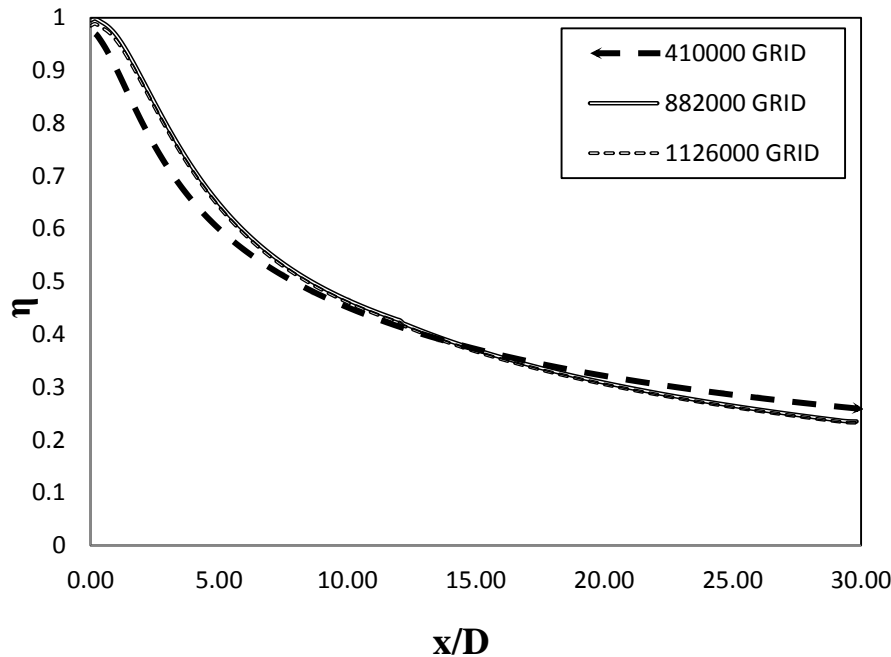
آن را قطع می کنند، دیواره سوراخ تزریق و دیواره های داخل پلنوم به صورت آدیباتیک فرض شده اند. سطوح جانبی کانال و پلنوم که سطوح تقارن می باشند و سطح تقارن گذرنده از سوراخ تزریق بعنوان شرط مرزی تقارن تعریف شده اند. از آنجاییکه سطح بالایی کانال در فاصله نسبتاً دوری از سطح پایینی قرار دارد (10 D) گرادیان متغیرها در راستای عمود بر این سطح برابر با صفر بوده و انتخاب شرط مرزی تقارن در این سطح قابل قبول می باشد. در ضمن، کلیه مقادیر سرعت و دما در شرایط مرزی حاضر با توجه به نتایج تجربی موجود در مرجع [۳۷] مورد استفاده قرار گرفته است.

در ورودی کانال جریان اصلی، از شرط مرزی ورودی سرعت استفاده شده و مقدار سرعت در ورودی بصورت یک پروفیل یکنواخت و برابر با 20m/s و دمای سیال برابر با 302K در نظر گرفته شده است. یک توزیع یکنواخت برای ε و k با شدت آشفستگی جریان آزاد برابر با 0.5% و لزجت گردابه بدون بعد $\mu_t/\mu=50$ اعمال شده است. برای سطح تحتانی پلنوم، شرط مرزی ورودی دبی جرمی در نظر گرفته شده که در آن دمای سیال خنک کننده برابر با 153K بوده و یک توزیع یکنواخت برای ε و k با شدت آشفستگی جریان آزاد برابر با 2% و $\mu_t/\mu=30$ منظور شده است. با توجه به مشخصه ها و مقادیر در نظر گرفته شده در بالا، نسبت دمش برابر با 0.5 و نسبت چگالی جریان تزریقی به جریان اصلی برابر با 2 می باشد. در مرز خروجی کانال، معادله موقعیت گرادیان صفر مورد استفاده قرار گرفته که این کار با تعیین سطح خروجی کانال بعنوان مرز خروجی (Outflow) اعمال شده است.

۳-۴-۴) بررسی حل مستقل از شبکه

در شکل (۳-۱)، حل مستقل از شبکه بررسی شده است. از ۸۸۲۰۰۰ گره برای حل مسئله استفاده

شده است.



شکل (۳-۱) هندسه و شبکه انتخابی

۳-۴-۵) بحث پیرامون نتایج

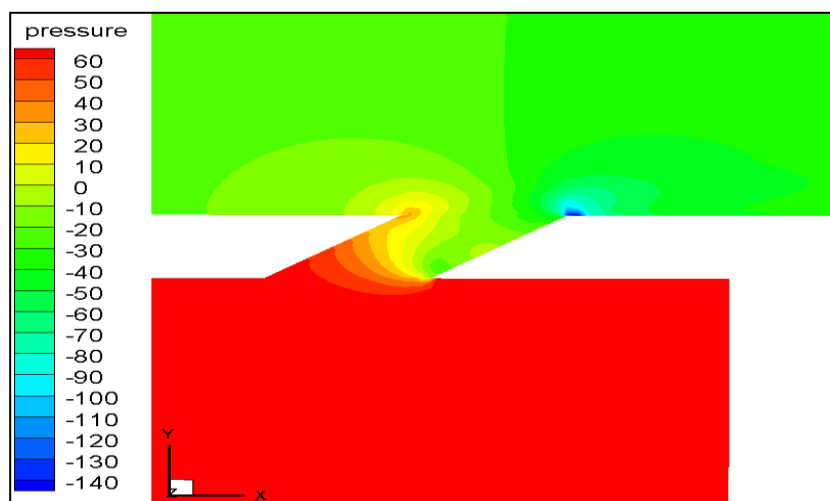
در این بخش از تحقیق، اثر بخشی خنک کاری لایه ای، برای نسبت دم‌ش، $M=0.5$ ، بررسی

شده است. کانتورهای فشار و سرعت و اثربخشی خنک کاری و بردارهای سرعت ارائه شده است.

نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی مقایسه شده است.

۳-۴-۵-۱) توزیع فشار

شکل (۳-۳)، تغییرات پروفیل فشار را در داخل سوراخ تزریق و در نواحی نزدیک به ورودی و خروجی نشان می دهد. تغییرات نشان داده شده به صورت فشار نسبی و بر حسب پاسکال است.



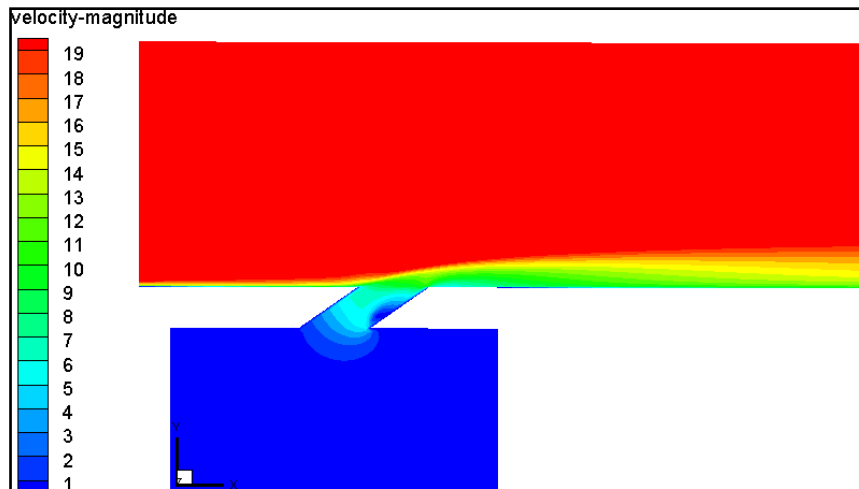
شکل (۳-۳) کانتور فشار در صفحه $Z=0$

فشار مرجع $P_a = 101325 \text{ Pa}$ در نظر گرفته می شود. افت فشار (فشار نسبی منفی) در ناحیه پایین دست سوراخ تزریق (در لبه خروجی سوراخ و پس از آن) به خوبی قابل مشاهده است.

۳-۴-۵-۲) توزیع سرعت

شکل (۴-۳) کانتور سرعت را در صفحه تقارن گذرنده از مرکز سوراخ تزریق را نشان می دهد.

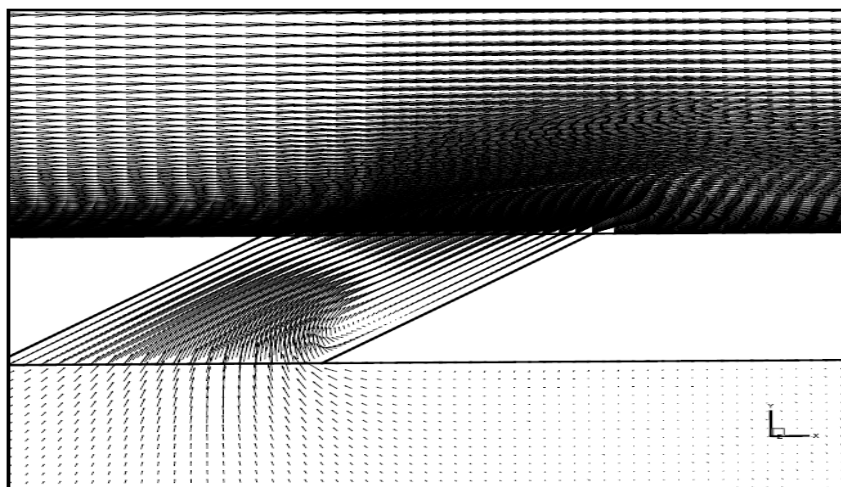
افزایش مقدار سرعت با فاصله گرفتن از دیواره، در این شکل قابل مشاهده است.



شکل (۳-۴) کانتور سرعت در صفحه $Z=0$

۳-۴-۵ بردارهای سرعت

شکل (۳-۵) بردارهای سرعت در نزدیکی سوراخ تزریق و در بالادست جریان را نشان می دهد. پروفیل لایه مرزی ورشد بردارهای سرعت با فاصله گرفتن از دیواره به خوبی از روی شکل قابل تشخیص است. همچنین از روی این بردارها می توان تشخیص داد که ارتفاع در نظر گرفته شده برای کانال در جهت y به اندازه کافی در نظر گرفته شده است، زیرا با دور شدن از دیوار به اندازه کافی موجب رسیدن به ناحیه ای می گردد که جریان در آن سرعت ثابت و یکنواختی دارد.

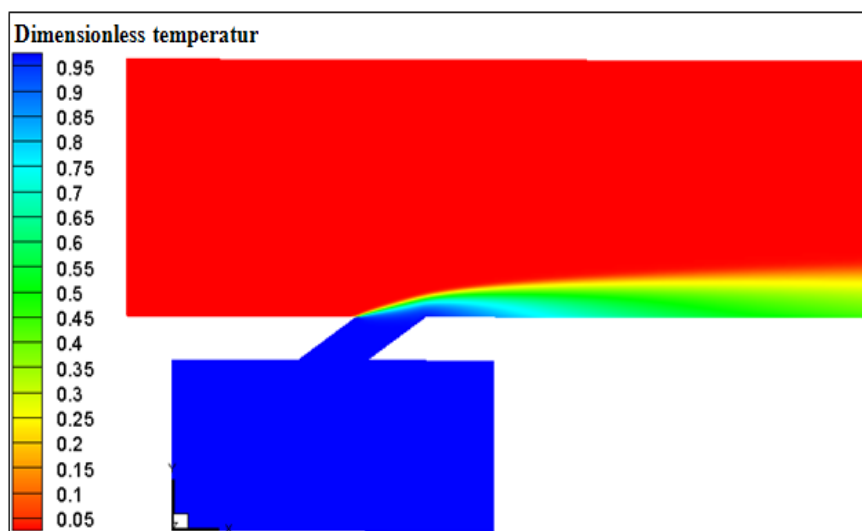


شکل (۳-۵) بردارهای سرعت در صفحه $Z=0$

۳-۴-۵) توزیع دما

شکل (۳-۶) کانتور دما را در صفحه تقارن گذرنده از مرکز سوراخ تزریق نشان می دهد. در این

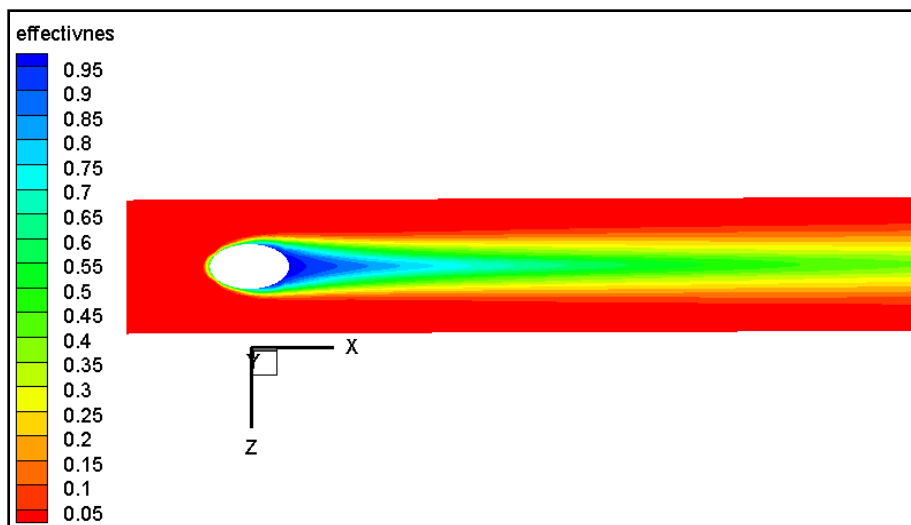
نما چگونگی تاثیر سیال خنک کننده بر جریان اصلی نشان داده شده است.



شکل (۳-۶) توزیع دما در صفحه $Z=0$

۳-۴-۵) توزیع اثربخشی خنک کاری

شکل (۳-۷) کانتورهای توزیع اثربخشی خنک کاری روی صفحه صاف مورد بررسی در نواحی اطراف سوراخ خنک کاری و پایین دست جریان را نشان می دهد. همان طور که مشخص است بیشترین مقدار اثربخشی مربوط به نواحی اطراف سوراخ می باشد و با فاصله گرفتن از سوراخ بدلیل مخلوط شدن سیال خنک کاری با جریان اصلی به تدریج مقدار اثر بخشی کاهش می یابد. همچنین سیال خنک کاری با فاصله گرفتن از سوراخ به تدریج به سمت جانبی گسترش می یابد و خنک کاری در جهت جانبی گسترش می یابد.

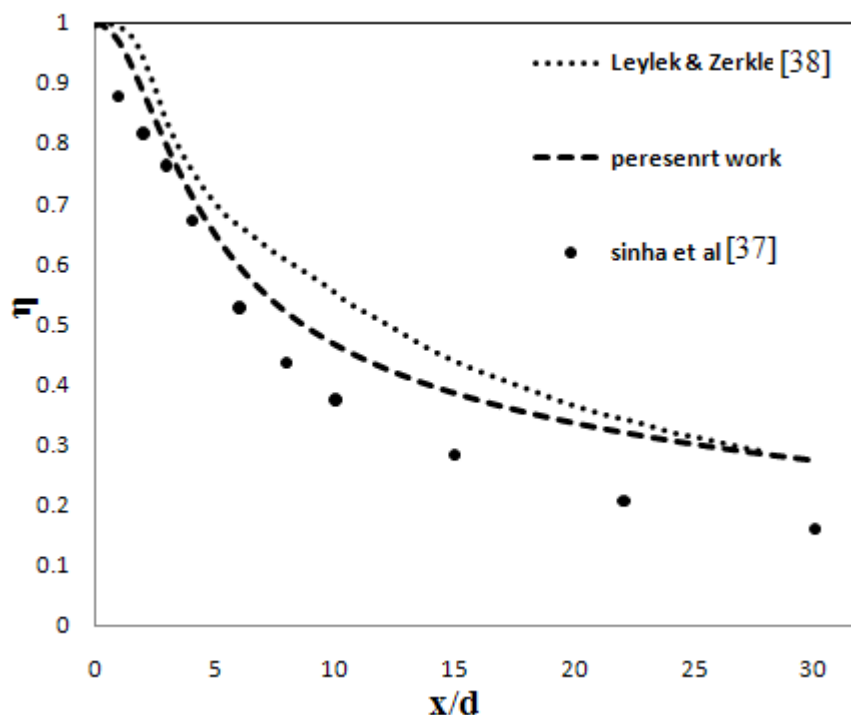


شکل (۷-۳) کانتور اثربخشی خنک کاری روی سطح

۳-۴-۵-۶) مقایسه نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی موجود

در این قسمت پایان نامه، نتایج به دست آمده از حل عددی تحقیق حاضر با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه شده است و اعتبار روش حل عددی حاضر از روی آنها به اثبات رسیده است. همان طور که در شکل (۸-۳) مشاهده می شود، نتایج کار عددی حاضر برای η در $M=0.5$ با نتایج تجربی سینها [۳۷] و عددی لی لک^۱ [۳۸]، مقایسه گردیده است. نتایج بدست آمده از روش K-ε استاندارد اصلاح شده AKN در این پایان نامه، نسبت به روش K-ε استاندارد که از توابع دیواره برای جریان در زیر لایه لزج استفاده می کند و توسط لی لک به کار گرفته شده است، به نتایج تجربی نزدیک تر می باشد.

¹ leyлек



شکل (۳-۸) مقایسه تغییرات η بر روی خط مرکز

۳-۵) اعتبار سنجی حل برای خنک کاری لایه ای روی پره متقارن AGBT

۳-۵-۱) هندسه و شرایط مرزی

شکل (۳-۹) هندسه پره متقارن هندسه مورد بررسی در این قسمت که همان هندسه هاسلینگر و هنک^۱ [۱۳] می باشد را نشان می دهد. شکل بیرونی قسمت حمله پره متناسب با سمت مکش یک پره توربین فشار بالا به نام AGTB است که در هر طرف آن یک ردیف سوراخ با قطر 4mm با فاصله جانبی پنج برابر قطر (5 D) قرار دارد. در جهت جریان سوراخ ها در زاویه 110° نسبت به سطح پره طوری قرار گرفته اند که لبه انتهایی سوراخ ها در موقعیت محوری

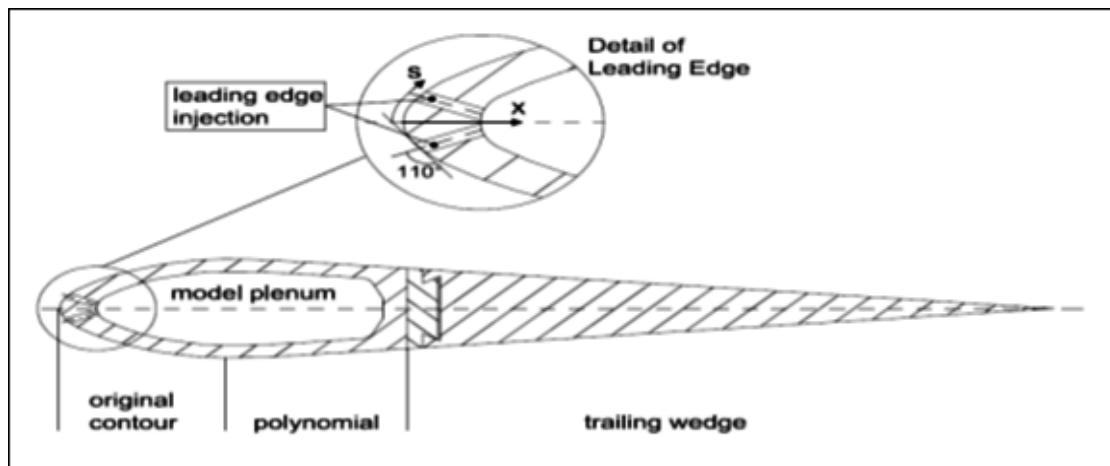
¹ W.Haslinger,DK.Hennecke

3.1 $(s/D) = 3.1$ است که S نشان دهنده فاصله در راستای سطح پره از نقطه سکون می باشد. سیال انتخابی، هوا، در فشار اتمسفر بوده و به صورت گاز ایده آل در نظر گرفته شده است. سرعت ورودی جریان اصلی 30m/s بوده، در نتیجه می توان آن را تراکم ناپذیر در نظر گرفت. شبیه سازی عددی در نسبت دمش های $M = 0.3$ و $M = 0.5$ و $M = 0.7$ انجام شده و با نتایج تجربی مقایسه شده است. از آن جایی که سرعت ورودی جریان اصلی 30m/s و به طور مثال برای نسبت دمش $M = 0.3$ ، با توجه به ثابت بودن نسبت چگالی، سرعت جت ورودی، 9m/s می باشد. اغتشاش جریان آزاد ۰/۵٪ فرض شده و محاسبات برای عدد رینولدز (بر پایه قطر سوراخ تزریق D و سرعت جریان اصلی) انجام گرفته است. هندسه مورد بررسی در تحقیق حاضر یک پره توربین سه بعدی متقارن به طول 515mm و ماکزیمم ضخامت 72mm است. به علت تقارن، مطابق شکل (۳-۹) تنها نیمی از یک سوراخ به همراه فاصله جانبی آن $2.5D$ ، به عنوان میدان حل در نظر گرفته شده است. سطوح جانبی کانال جریان و سطح گذرنده از مرکز سوراخ تزریق به عنوان شرط مرزی تقارن تعریف شده اند. از آنجا که سطح بالایی کانال در فاصله نسبتاً دوری از سطح پایینی $45D$ ، قرار دارد و گرادیان متغیرها در راستای عمود بر آن قابل نظر است، شرط مرزی تقارن در این سطح اعمال شده است. مطابق شکل (۳-۱۰)، مرز جریان ورودی در فاصله $90D$ در بالادست پره و سطح خروجی جریان در فاصله $96D$ از انتهای پره قرار گرفته اند. طول لوله تزریق $5D$ در نظر گرفته شده تا جریان کاملاً توسعه یافته باشد. کلیه مقادیر سرعت، دما و شرایط مرزی، مطابق با تحقیق تجربی [۱۳]، در هندسه یکسان در نظر گرفته شده است.

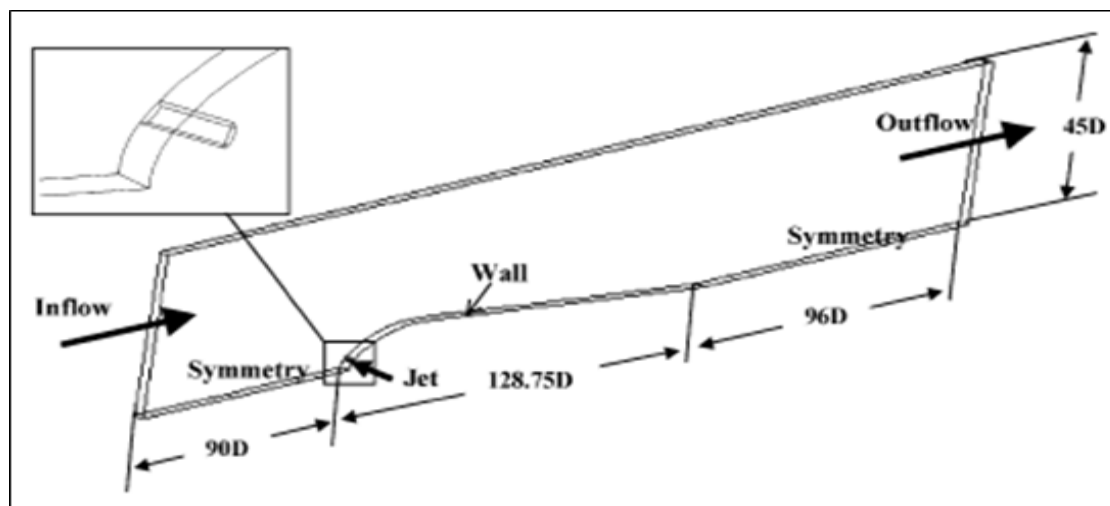
۳-۵-۲) خواص ترمودینامیکی

سیال انتخابی هوا بوده و به صورت گاز ایده آل، تراکم ناپذیر و در فشار اتمسفر در نظر گرفته شده

است. خواص ترموفیزیکی هوا عبارتند از: ρ ، چگالی، μ ، لزجت دینامیکی، C_p ، ظرفیت گرمایی ویژه، k ، ضریب هدایت حرارتی هوا



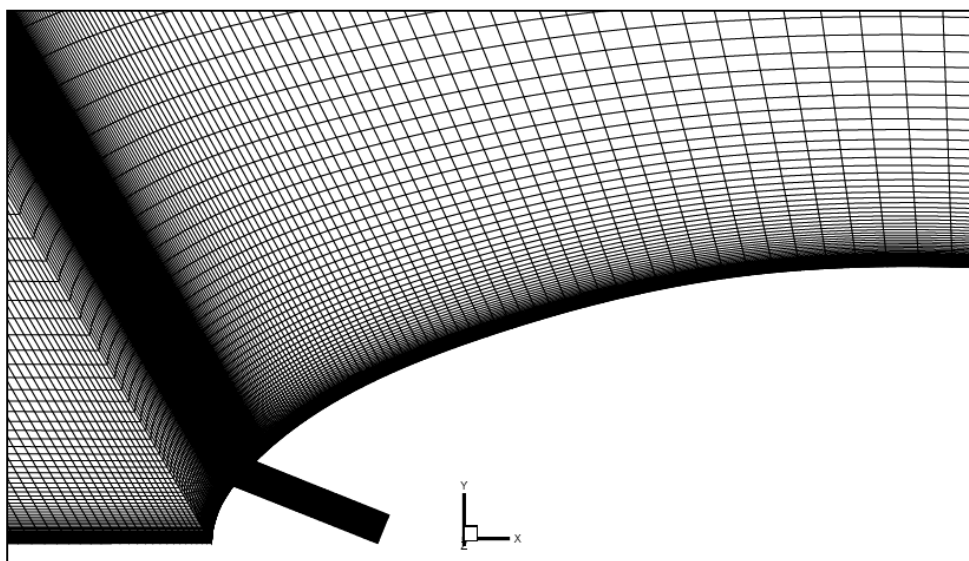
شکل (۳-۹) هندسه پره متقارن [۱۳]



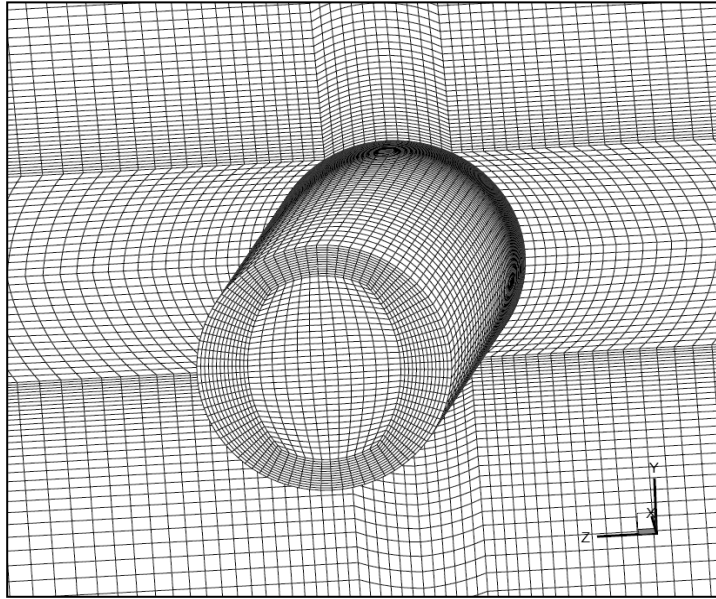
شکل (۳-۱۰) شرایط مرزی

۳-۵-۳) بررسی حل مستقل از شبکه

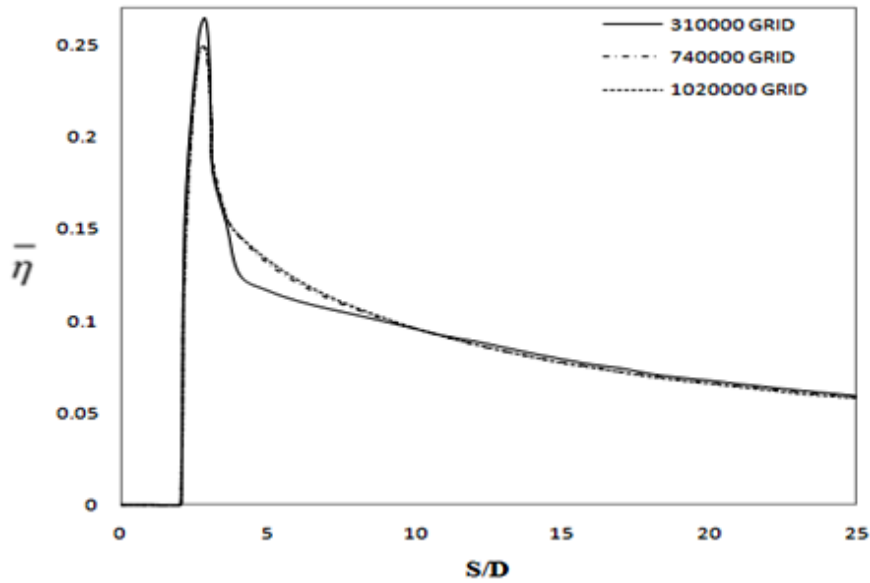
شبکه های ایجاد شده به صورت با سازمان (Structured) می باشند و در نزدیکی دیواره ها شبکه ریزتر شده است تا مقدار y^+ در محدوده مجاز قرار بگیرد. همچنین در نزدیکی سوراخ نیز به دلیل بالا بودن گرادیان های میدان جریان و انتقال حرارت، شبکه ریز شده است تا ضمن قرار گرفتن ضریب منظر در محدوده مجاز حل دقیق تر شود. همچنین با استفاده از مش بندی مناسب در ناحیه سوراخ خنک کاری، میزان کشیدگی سلول ها (skewness) به مقدار کمتر از ۰/۷ کاهش داده شده است تا در این نواحی که گرادیان های جریان و انتقال حرارت شدید می باشد. حل دقیق تری حاصل شود. بر اساس نتایج بدست آمده افزایش مش به بیشتر از ۷۴۰۰۰۰، تاثیر ی بر جواب ها ندارد. بنا براین تعداد شبکه مورد استفاده برای حل مسئله ۷۴۰۰۰۰ می باشد.



شکل (۳-۱۱) نمای جانبی از شبکه بندی ایجاد شده



شکل (۳-۱۲) نمایی از شبکه بندی ایجاد شده در داخل و اطراف لوله خنک کاری لایه ای



شکل (۳-۱۳) بررسی استقلال حل از شبکه

۳-۵-۴) بحث پیرامون نتایج

در این بخش از تحقیق به بررسی نتایج عددی حاصل از مدل سازی جریان و انتقال حرارت در خنک کاری لایه ای روی پره توربین متقارن AGBT می پردازیم، و سپس نتایج بدست آمده برای اثربخشی خنک کاری را با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه می نماییم. از آنجایی که هدف از این پروژه بهینه سازی اثر بخشی خنک کاری پره توربین با استفاده از روش های ترکیبی می باشد و یکی از اهداف بهینه سازی استفاده از حداقل دبی هوای مصرفی می باشد، بنابراین نتایج ابتدا برای نسبت دمش نسبتا پایین $M=0.3$ ارائه شده است تا در فصل بعد با استفاده از روش های ترکیبی، در این نسبت دمش، که بیان گر هوای مصرفی نسبتا پایین تری می باشد، اثر بخشی خنک کاری بهبود یابد. سپس اثرافزایش نسبت دمش در نسبت دمش های $M=0.5$ و $M=0.7$ نیز بررسی شده است

۳-۵-۴-۱) توزیع فشار

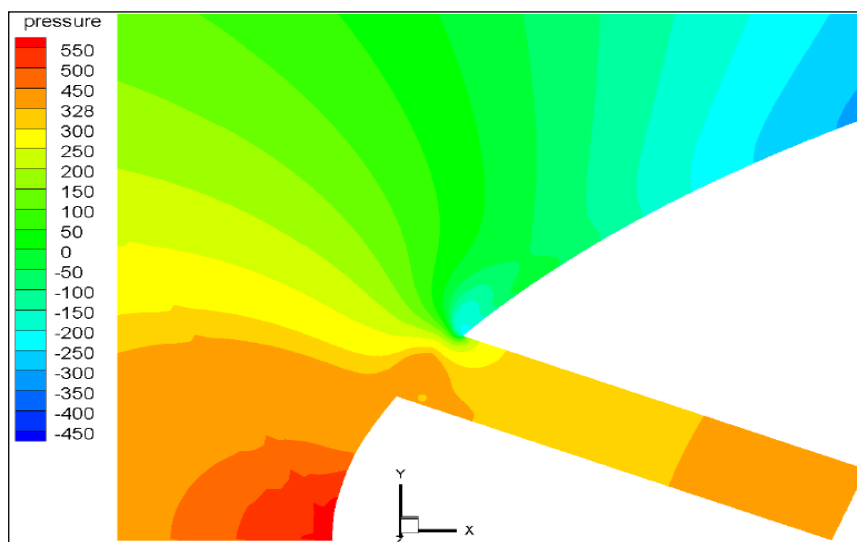
شکل (۳-۱۴)، تغییرات پروفیل فشار را در داخل سوراخ تزریق و در نواحی نزدیک به خروجی آن را نشان می دهد. تغییرات داده شده به صورت فشار نسبی و بر حسب پاسکال می باشند. فشار مرجع $P_{atm}=101325Pa$ در نظر گرفته می شود. افت فشار (فشار نسبی منفی) در ناحیه پایین دست سوراخ تزریق (لبه سوراخ و پس از آن) به خوبی مشاهده می گردد. این مطلب را می توان با توجه به جریان برگشتی در شکل بردار های سرعت ناحیه پایین دست سوراخ تزریق نیز به خوبی مشاهده کرد.

۳-۴-۵-۲) توزیع سرعت

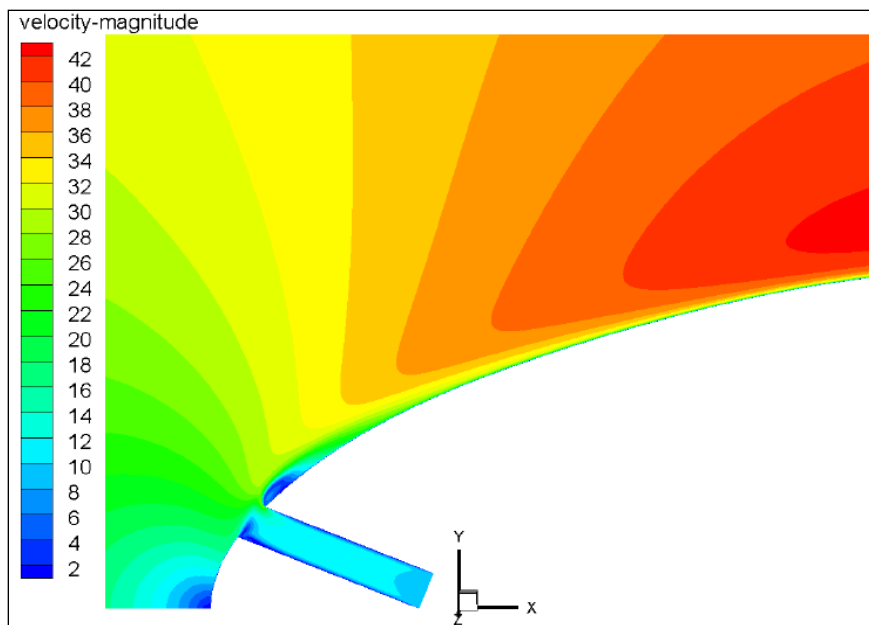
شکل (۳-۱۵) کانتور سرعت را در صفحه تقارن گذرنده از مرکز سوراخ تزریق را نشان می دهد. با کاهش سطح جریان عبوری و همچنین افت فشار، افزایش سرعت در جریان سیال مشاهده می شود.

۳-۴-۵-۳) بردارهای سرعت

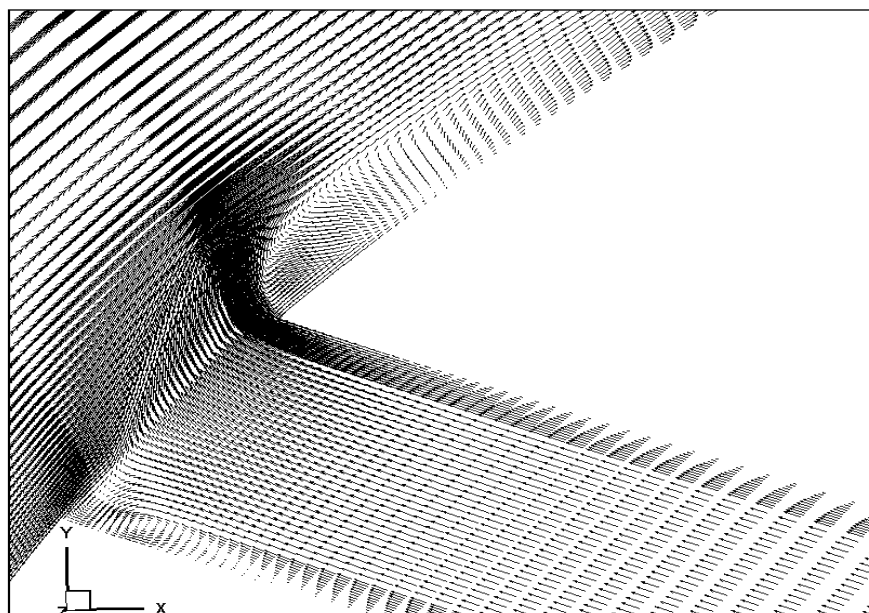
شکل (۳-۱۶) بردارهای سرعت در نزدیکی سوراخ تزریق و در پایین دست جریان ($S/D > 1.3$) را نشان می دهد. با دقت بر روی بردارهای نمایش داده شده در ناحیه پایین دست سوراخ می توان پدیده جریان برگشتی که در این ناحیه بوجود آمده است را مشاهده نمود.



شکل (۳-۱۴) توزیع فشار بر روی صفحه تقارن ($Z=0$) برای $M=0.3$



شکل (۳-۱۵) توزیع سرعت بر روی صفحه تقارن ($Z=0$) برای $M=0.3$



شکل (۳-۱۶) توزیع بردارهای جریان بر روی صفحه تقارن ($Z=0$) در ناحیه سوراخ برای $M=0.3$

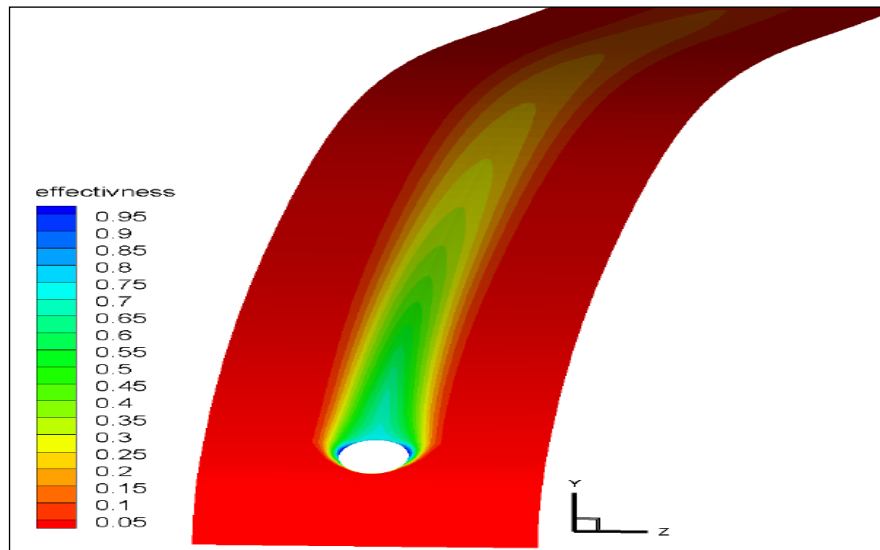
۳-۵-۴) توزیع اثر بخشی خنک کاری

شکل (۳-۱۷) چگونگی توزیع اثر بخشی خنک کاری (η) سطح پره را نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود، بیشترین مقدار اثر بخشی بدست آمده مربوط به نواحی نزدیک سوراخ می باشد و با فاصله گرفتن از سوراخ و اختلاط سیال خنک کاری با جریان اصلی و در نتیجه گرم شدن سیال خنک کاری، اثر بخشی در جهت جریان کاهش می یابد. همچنین همان طور که مشاهده می گردد با پیشروی در جهت S، سیال خنک کاری به تدریج در جهت جانبی (Z) گسترش می یابد و نواحی بیشتری را تحت پوشش قرار می دهد. همان طور که در شکل (۳-۱۷) مشاهده می شود، بیشترین مقدار η مربوط به نواحی نزدیک به سوراخ و برابر ۰/۹۷ می باشد و کمترین مقدار آن مربوط به نواحی دور از سوراخ و قبل از سوراخ می باشد که سیال خنک کاری به آنجا نمی رسد یا به اندازه ای گرم شده است که خاصیت خنک کننده گی خود را از دست داده است. مطابق شکل مقدار خنک کاری در برخی از این نواحی به صفر می رسد.

یکی از معایب این روش خنک کاری اختلاط سیال خنک کاری با جریان اصلی و کاهش ناگهانی اثر بخشی بر اثر این اختلاط می باشد. همچنین سیال خنک کاری بتدریج گرم شده و اثر بخشی خنک کاری کاهش می یابد. همچنین نواحی قبل از سوراخ به دلیل عدم گسترش سیال به آن ناحیه خنک نمی شود و مقدار اثر بخشی خنک کاری در آن نواحی صفر می باشد. در فصل بعد با استفاده از روشهای ترکیبی در صدد رفع این مشکلات بر می آییم.

۳-۵-۴-۵) مقایسه نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی موجود

در این قسمت نتایج بدست آمده برای اثر بخشی متوسط جانبی $\bar{\eta}$ در روش خنک کاری لایه



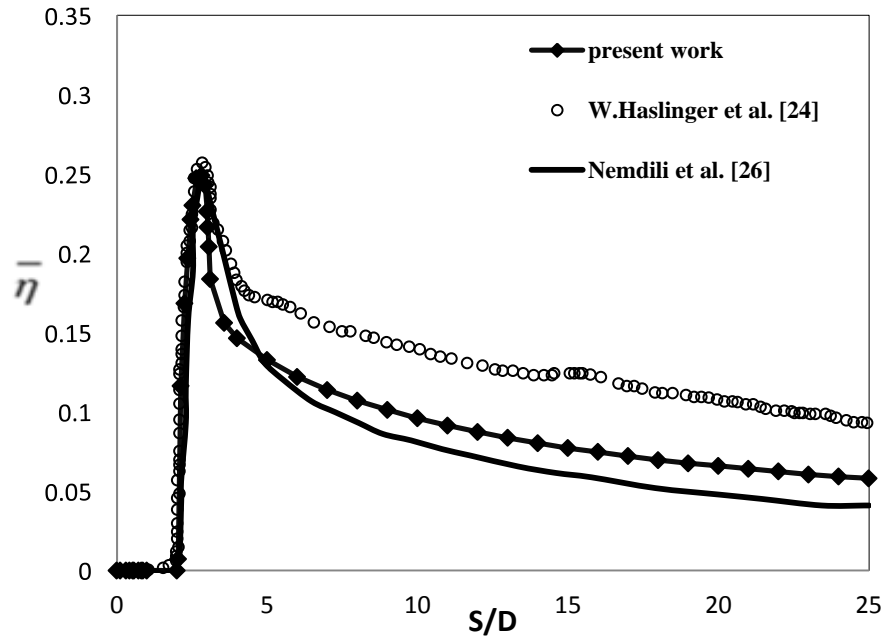
شکل (۳-۱۷) کانتور اثر بخشی خنک کاری روی سطح پره

ای و نسبت دمش های $M=0.3$, $M=0.5$ و $M=0.7$ ارائه می شود و با نتایج تجربی و عددی پیشین مقایسه می شود.

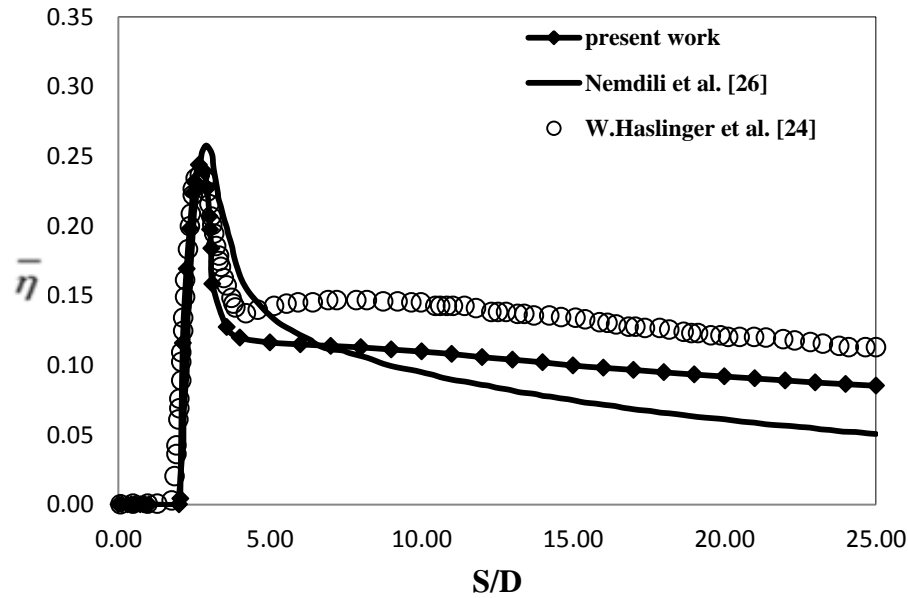
اثر بخشی متوسط جانبی $\bar{\eta}$ از فرمول (۳-۲۷) محاسبه می شود

$$\bar{\eta} = 1/L \int_L \eta dz \quad (۳-۲۷)$$

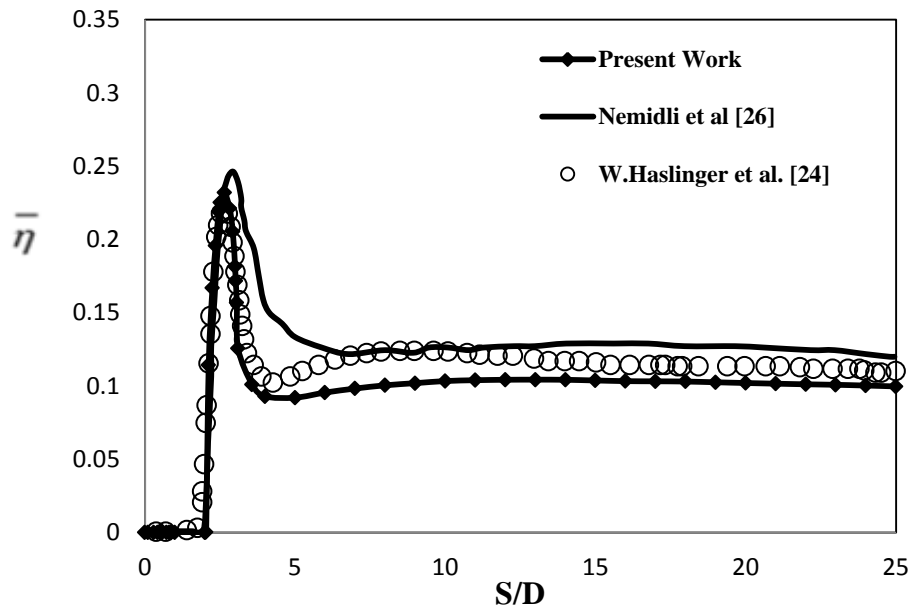
همان طور که مشاهده می شود، نتایج بدست آمده از روش κ - ε استاندارد اصلاح شده رینولدز پایین AKN نسبت به روش κ - ε استاندارد، به نتایج تجربی موجود نزدیکتر می باشد.



شکل (۳-۱۸) نمودار تغییرات اثر بخشی متوسط جانبی برای برای $M=0/3$ و مقایسه با نتایج موجود



شکل (۳-۱۹) نمودار تغییرات اثر بخشی متوسط جانبی برای برای $M=0/5$ و مقایسه با نتایج موجود



شکل (۳-۲۰) نمودار تغییرات اثر بخشی متوسط جانبی برای $M=0.7$ و مقایسه با نتایج موجود

۳-۶ نتیجه گیری

با توجه به نتایج بدست آمده در این فصل برای خنک کاری لایه ای روی پره توربین متقارن AGTB و مقایسه با نتایج عددی و تجربی موجود نتیجه می شود روش حل عددی به کار گرفته شده برای حل جریان و انتقال حرارت در هندسه موجود مناسب می باشد. همچنین نتایج بدست آمده نشان می دهد در روش خنک کاری لایه ای علی رقم اثر بخشی بالا در نواحی نزدیک سوراخ، دارای مشکلاتی به شرح زیر می باشد

۱- به دلیل اختلاط سیال خنک کاری با جریان اصلی شاهد کاهش ناگهانی اثر بخشی بر اثر این اختلاط می باشیم.

۲- سیال خنک کاری بتدریج گرم شده و اثر بخشی خنک کاری کاهش می یابد.

۳- نواحی قبل از سوراخ به دلیل عدم گسترش سیال به آن ناحیه خنک نمی شود و مقدار اثر بخشی خنک کاری در آن نواحی صفر می باشد.

۴- افزایش سوراخ های خنک کاری لایه ای در سطح پره باعث کاهش استحکام پره می گردد.

در فصل بعد با استفاده از روشهای ترکیبی در صدد رفع این مشکلات بر می آییم.

فصل چهارم

بهینه سازی خنک کاری پره توربین با استفاده از روش های ترکیبی

۴-۱) مقدمه

در روش لایه ای، هوای خنک کننده به صورت لایه جدا کننده بین گازداغ و جداره پره شکل می‌گیرد، که در این روش به دلیل اختلاط هوای خنک کننده با جریان اصلی، اثر بخشی خنک کاری، در پایین دست جریان به سرعت کاهش می‌یابد. در روش جابجایی، هوا مستقیماً از کمپرسور در داخل پره و جداره توربین جریان یافته و حرارت دیواره ها را کاهش می‌دهد ولی این روش به تنهایی کارایی لازم برای خنک کاری را ندارد و کمتر مورد استفاده قرار می‌گیرد. استفاده از جت برخوردی برای خنک کاری قطعات داغ به دلیل فراهم آوردن نرخهای بالای انتقال حرارت و جرم، یکی از روش های معمول و کارآمد انتقال حرارت می باشد که در این روش هوای خنک کننده توسط جت های سریع به سطح داخلی پره برخورد می کند و مقداری گرمای اضافی از سطح به هوای خنک کننده انتقال می یابد و بیشتر برای خنک کاری موضعی و در لبه حمله پره استفاده می شود. در این بخش از پایان نامه سعی شده است تا ضمن ثابت نگه داشتن دبی هوای مصرفی با تغییر هندسه و بکارگیری روشهای ترکیبی (برخوردی/لایه ای) و (برخوردی/جابجایی) از مزایای هر یک از روش های مذکور در قسمت های مختلف پره استفاده کرده و ضمن افزایش راندمان خنک کاری را در نقاط مختلف پره به توزیع دمای یکنواخت تری نیز دست پیدا کنیم.

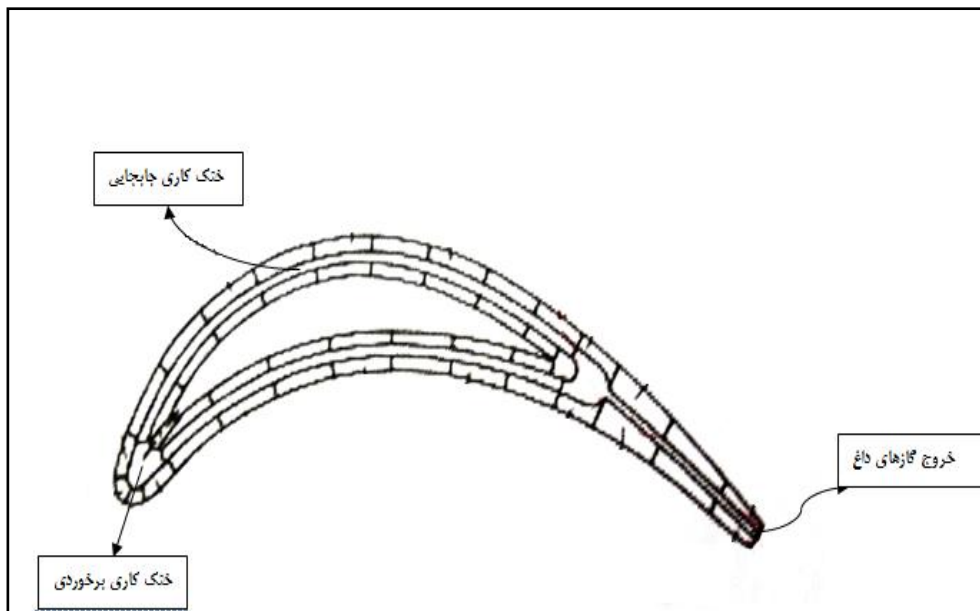
۴-۲) بهینه سازی با روش ترکیبی برخوردی-جابجایی

در این قسمت به بررسی روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) روی هندسه پره توربین متقارن AGBT می پردازیم. این هندسه همانطور که در فصل قبل گفته شد، اولین بار در سال ۱۹۹۷ توسط هاسلینگر (Haslinger) [۱۳] برای بررسی اثر بخشی خنک کاری لایه ای بکار گرفته شد

و در فصل قبل ضمن بررسی عددی جریان و انتقال حرارت در کار انجام شده توسط هاسلینگر (Haslinger) [۱۳] و همکاران، صحت روش عددی بکار گرفته شده در این پایان نامه بررسی شده است. در این قسمت با تغییر هندسه مطابق شکل (۴-۱) به بررسی روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) در هندسه مذکور می پردازیم.

در روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) قسمت میانی پره از طریق مجاری افقی به صورت جابجایی و لبه حمله از طریق برخوردی خنک می شود و هوای خنک کننده از شکاف لبه فرار خارج می شود. هوا در داخل حفره مرکزی به طرف بالا جریان می یابد. جداره بیرونی این حفره از یک سری مجاری افقی تشکیل گردیده و در حمله آن تعداد زیادی سوراخ قرار دارد. هوا از طریق این سوراخ ها پس از خنک کردن برخوردی لبه حمله پره در داخل مجاری افقی موجود در بین جداره و پوسته می چرخد و سپس از طریق شکاف لبه فرار تخلیه می گردد. نمای کلی از این روش در شکل (۴-۱) نشان داده شده است. با استفاده از این روش از مزایای هر دو روش در هر قسمت پره استفاده کرده ایم و به دلیل عدم اختلاط سیال خنک کاری به جریان اصلی، مانند روش لایه ای، شاهد کاهش ناگهانی اثر بخشی خنک کاری نمی باشیم. مخصوصاً اگر دبی هوای خنک کننده نسبت به به کارگیری هر یک از روش ها به تنهایی، افزایش نیابد مزیت این روش چشم گیرتر خواهد بود. این روش یکی از روش های بکار گرفته شده در این پایان نامه می باشد که روی هندسه یک پره متقارن AGBT اعمال شده است و ضمن ثابت نگه داشتن دبی هوای ورودی، با تغییر هندسه و استفاده از روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) اثربخشی خنک کاری افزایش یافته و توزیع دما یکنواخت تر شده است. در این پایان نامه ابتدا اثر بخشی خنک کاری (برخوردی/جابجایی) بدون در نظر گرفتن رسانش دیواره بررسی شده است. بدین ترتیب ابتدا تنها اثر عدم اختلاط دو سیال،

که از یکی از مزیت های این روش است و مانع از کاهش ناگهانی اثر بخشی خنک کاری می شود، بررسی می شود و در گام بعدی با اضافه کردن اثر رسانش دیواره، نتایج نهایی حاصل از بهینه سازی انجام شده به این روش، ارائه می شود.

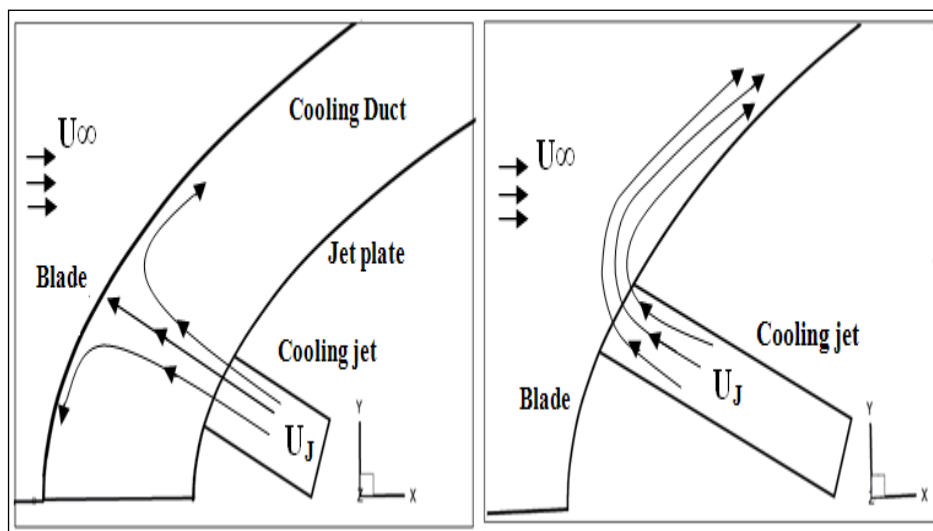


شکل (۴-۱) شمای کلی از خنک کاری ترکیبی برخوردی جابجایی

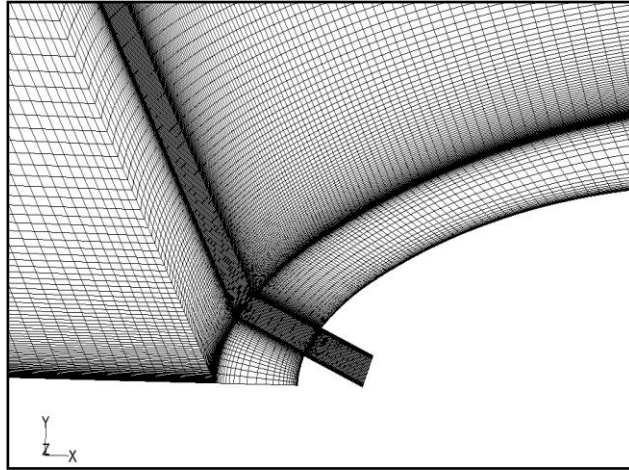
۴-۲-۱) هندسه و شبکه انتخابی

مطابق شکل (۴-۲)، هندسه خنک کاری از حالت الف (خنک کاری لایه ای) به حالت ب خنک کاری ترکیبی (برخوردی/جابجایی) تغییر یافته است. همان طور که در شکل مشاهده می شود در حالت ب، با اضافه کردن یک محفظه با نسبت عرض به قطر $3 (H/D=3)$ و قرار دادن سوراخ با قطر ۴ میلی متر مربوط به خنک کاری برخوردی، پس از برخورد جت با سرعت U_j ، به سطح داخلی پره، به دلیل فراهم آمدن نرخهای بالای انتقال حرارت و جرم ناشی از برخورد، مقداری

گرمای اضافی از سطح به هوای خنک کننده انتقال می یابد و سپس سیال خنک کاری در داخل مجاری افقی موجود در بین جداره و پوسته می چرخد و این نواحی را از طریق جابجایی خنک کرده و در نهایت از طریق شکاف لبه فرار تخلیه می گردد. خصوصیات هندسی اعمال شده با خنک کاری لایه ای یکسان می باشد. شبکه های ایجاد شده به صورت با سازمان (Structured) می باشند و در نزدیکی دیواره ها شبکه ریزتر شده است تا مقدار y^+ در محدوده مجاز قرار بگیرد. همچنین در نزدیکی سوراخ نیز به دلیل بالا بودن گرادیان های میدان جریان و انتقال حرارت، شبکه ریز شده است تا ضمن قرار گرفتن ضریب منظر در محدوده مجاز، حل دقیق تر شود. همچنین با استفاده از شبکه بندی مناسب در ناحیه سوراخ خنک کاری، میزان کشیدگی سلول ها (skewness) به مقدار کمتر از ۰/۷ کاهش داده شده است تا در این نواحی که گرادیان های جریان و انتقال حرارت شدید می باشد حل دقیق تری حاصل شود. نمایی از شبکه بندی مورد استفاده در شکل (۳-۴) نشان داده شده است.



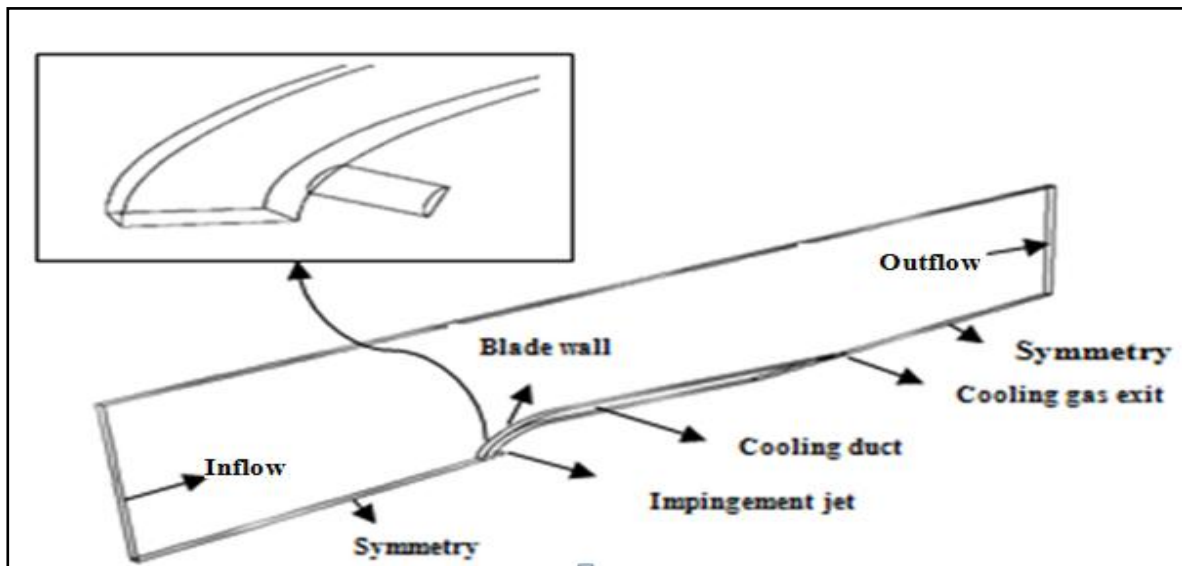
شکل (۳-۴) شمای کلی از تغییرهندسه خنک کاری لایه ای به خنک کاری ترکیبی بر خوردی جابجایی



شکل (۴-۳) نمایی از شبکه بندی مورد استفاده برای خنک کاری ترکیبی برخوردی جابجایی

۲-۲-۴) شرایط مرزی

شرایط مرزی به کار گرفته شده در این قسمت مشابه شرایط مرزی هندسه خنک کاری لایه ای می باشد و در شکل (۴-۴) نشان داده شده است. که سرعت ورودی جریان اصلی ۳۰ متر بر ثانیه



شکل (۴-۴) هندسه و شرایط مرزی

می باشد و سرعت جت ورودی، از آن جایی که نسبت چگالی ثابت می باشد، برای نسبت دمش $0/3$ ،
۹ متر بر ثانیه، خواهد بود. برای دو نسبت دمش دیگر نیز به همین ترتیب محاسبه می شود.

۴-۲-۳) بحث پیرامون نتایج

در این قسمت نتایج عددی حاصل از حل میدان جریان و حرارت در هندسه جدید، در دو حالت الف) بدون در نظر گرفتن هدایت دیواره و ب) با در نظر گرفتن هدایت دیواره ارائه می شود. کانتورهای مربوطه برای حالت $M=0/3$ نمایش داده شده است. اثر افزایش نسبت دمش به مقادیر $M=0/5$ و $M=0/7$ در این برای انتهای همین فصل بررسی شده است.

۴-۲-۳-۱) توزیع سرعت

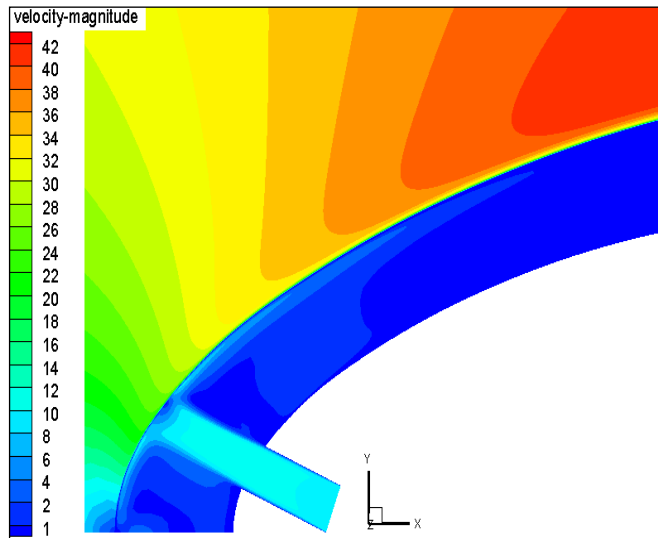
شکل (۴-۵) نمایی از کانتور مقدار سرعت در صفحه تقارن در جریان اصلی و محفظه خنک کاری را نشان می دهد. همان طور که در شکل مشخص است با افزایش ضخامت پره توربین، به علت کاهش مقطع عبوری جریان و همچنین افت فشار می باشد.

۴-۲-۳-۲) بردارهای سرعت

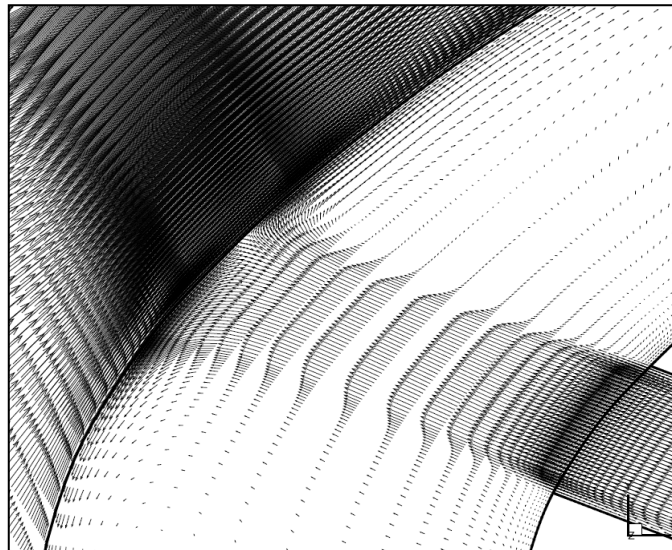
شکل (۴-۶) بردارهای سرعت در نزدیکی سوراخ تزریق و در ناحیه برخورد و همچنین بالا دست جریان را نشان می دهد. پروفیل لایه مرزی ورشد بردارهای سرعت با فاصله گرفتن از دیواره به خوبی از روی شکل قابل تشخیص است. گردابه های به وجود آمده در بالادست و پایین دست ناحیه برخورد در این شکل قابل مشاهده می باشد.

۳-۳-۲-۴ توزیع دما

در شکل (۷-۴) کانتور دمای بی بعد از نمای جانبی در صفحه تقارن نشان داده شده است. در این



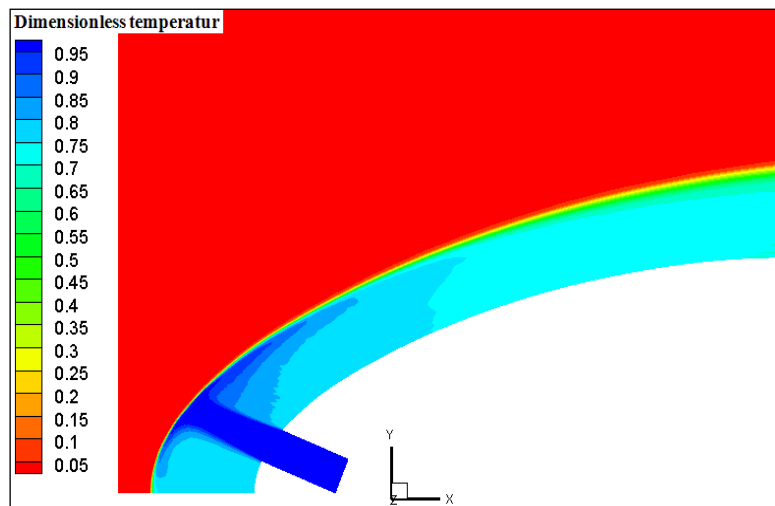
شکل (۵-۴) کانتور سرعت بر روی صفحه تقارن ($Z=0$) برای $M=0.3$



شکل (۶-۴) بردارهای سرعت بر روی صفحه تقارن ($Z=0$) برای $M=0.3$

شکل، چگونگی توزیع دما در داخل سیال درون محفظه خنک کاری و نزدیک مرز دیواره قابل مشاهده است. همانطور که مشاهده می شود بیشترین مقدار خنک کاری مربوط به ناحیه خنک کاری برخوردی می باشد و به تدریج با دور شدن از ناحیه برخوردی، دمای سیال داخل محفظه، به دلیل جذب حرارت سطح پره از طریق جابجایی، افزایش می یابد و به همین دلیل به تدریج اثر بخشی خنک کاری کاهش می یابد.

این کانتور دما بدون در نظر گرفتن هدایت حرارتی و صرفاً اثر عدم اختلاط دو سیال و انتقال حرارت جابجایی بین سطح وسیال در نظر گرفته شده است. در انتهای این فصل نتایج مربوط به تاثیر هدایت عرضی و طولی در داخل سطح پره نیز بررسی می شود.

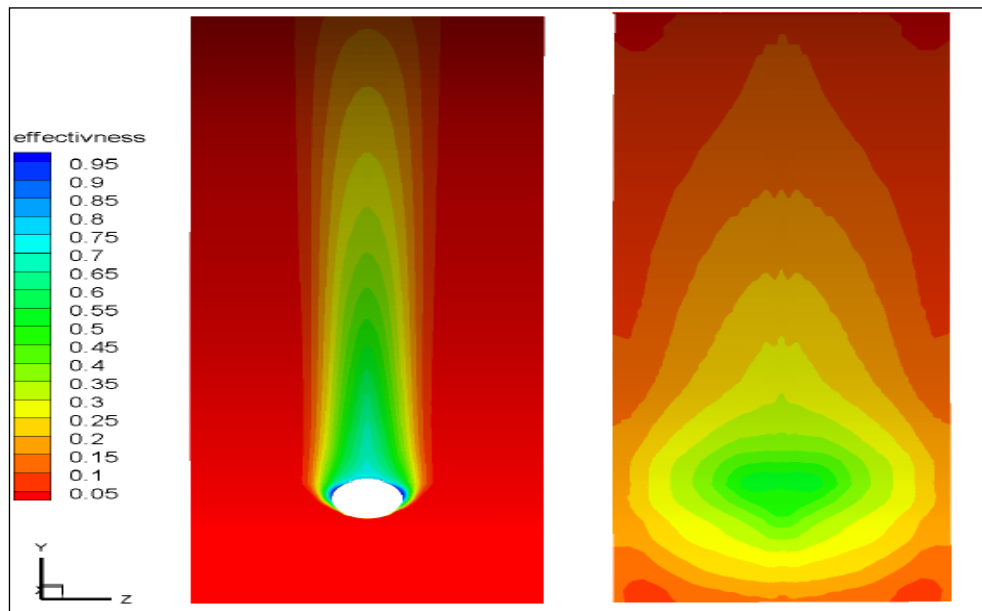


شکل (۷-۴) کانتور دمای بی بعد بر روی صفحه تقارن ($Z=0$) برای $M=0.3$

۴-۲-۳-۴) مقایسه توزیع های اثربخشی خنک کاری روی سطح پره

شکل (۴-۸) توزیع اثر بخشی خنک کاری، بر روی سطح پره در دو روش الف) خنک کاری ترکیبی (برخوردی/جابجایی)، و ب) خنک کاری لایه ای را نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود توزیع اثر بخشی در روش ترکیبی نسبت به روش لایه ای به طور قابل ملاحظه ای بهبود پیدا کرده است و در Z/D بیشتری توزیع شده است. این پدیده به دلیل گسترش سیال برخوردی در جهات مختلف می باشد. در حالی که مطابق شکل (۴-۸) ب، در روش لایه ای ناحیه بسیار محدودتری تحت تاثیر خنک کاری قرار می گیرد. همچنین در روش لایه ای، سیال خنک کاری به نواحی قبل از سوراخ گسترش نمی یابد و در نتیجه همان طور که در شکل (۴-۸) ب مشاهده می شود در این روش، این نواحی خنک نمی شود. مطابق شکل (۴-۸) ب سیال خنک کاری لایه ای با پیشروی در جهت جریان اصلی، به تدریج در جهت جانبی نیز گسترش می یابد ولی این گسترش نسبت به روش ترکیبی ناچیز می باشد. مطابق شکل (۴-۸) الف در ناحیه برخورد سیال به سطح به دلیل نرخ بالای انتقال حرارت بر اثر برخورد سیال به سطح، میزان اثر بخشی خنک کاری، بالا و بیشترین مقدار اثر بخشی در این روش مربوط به این نواحی می باشد. همانطور که مشاهده می شود در روش ترکیبی نیز به تدریج با پیشروی در جهت جریان مقدار اثر بخشی خنک کاری روی سطح کاهش می یابد، که به دلیل گرم شدن تدریجی سیال خنک کاری، بر اثر جذب حرارت از سطح، از طریق جابجایی می باشد. میزان این کاهش اثر بخشی، به دلیل عدم اختلاط دو سیال در روش ترکیبی، از روش لایه ای کمتر می باشد. همان طور که ذکر شد نتایج این قسمت بدون در نظر گرفتن انتقال حرارت هدایتی طولی و عرضی در داخل پره می باشد و تنها اثر عدم اختلاط دو

سیال و انتقال حرارت جابجایی بین سطح و سیال بررسی شده است و در انتهای این فصل ضمن در نظر گرفتن اثر انتقال حرارت هدایتی، نتایج موجود مقایسه می گردد.



(ب)

(الف)

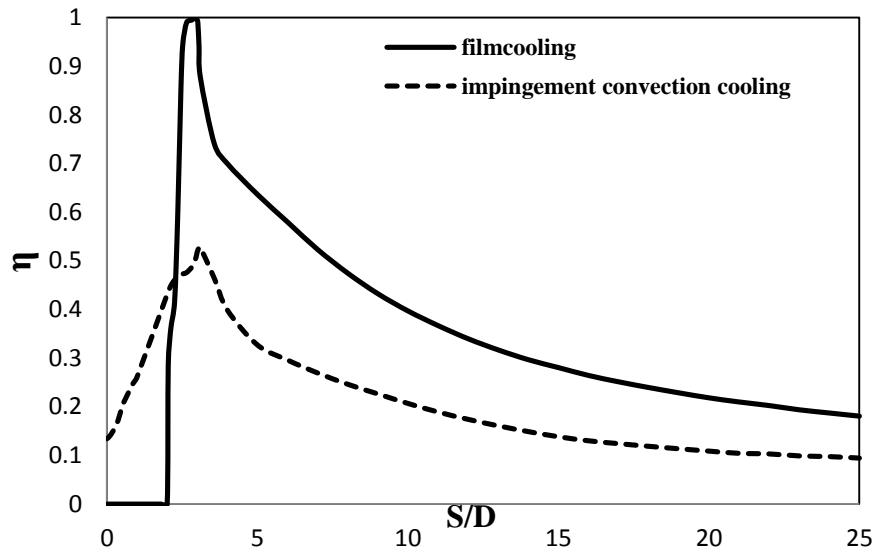
شکل (۴-۸) (الف) توزیع η در خنک کاری ترکیبی (ب) توزیع η در خنک کاری لایه ای

۴-۳-۵) بررسی نمودار های اثر بخشی خنک کاری

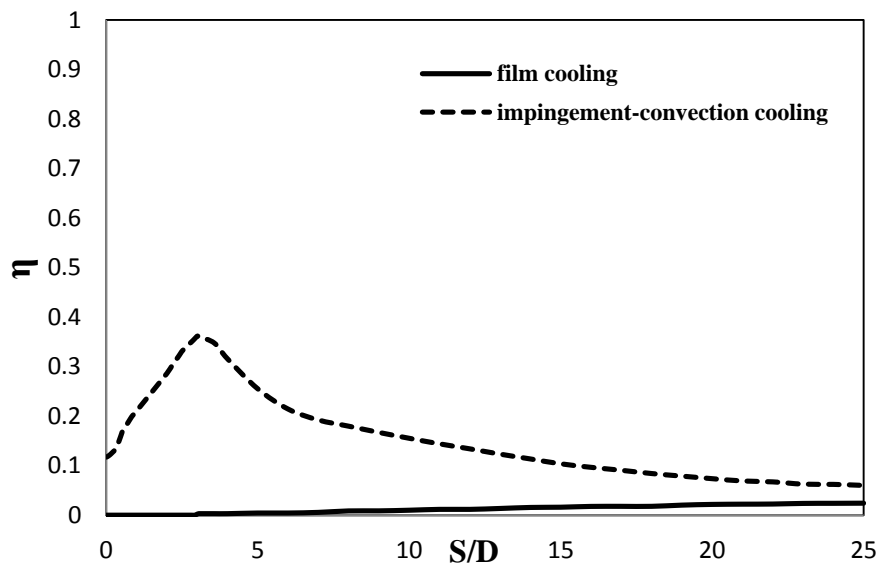
در این قسمت ابتدا نتایج مربوط به مقایسه نمودار های اثر بخشی خنک کاری در مقاطع مختلف در دو روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) و لایه ای ارائه شده و سپس نمودار های مربوط به اثر بخشی خنک کاری متوسط جانبی در دو روش مقایسه شده است.

شکل (۴-۹) نمودار تغییرات اثر بخشی آدیباتیک خنک کاری را در ($Z/D = 0$) در طول پره نشان می دهد، که بر اساس آن در طول این خط، در نواحی قبل از سوراخ خنک کاری، اثر بخشی آدیباتیک خنک کاری ترکیبی بدلیل گسترش سیال جت برخوردی به سمت نواحی ابتدایی پره، به طور قابل ملاحظه ای بالاست، در حالی که در روش لایه ای این مقدار تقریباً صفر می باشد، اما با دور شدن از خط مرکزی ($Z/D = 0$)، اثر خنک کاری لایه ای کمتر می شود، و مطابق شکل (۴-۱۰) در ($Z/D = 1/25$) مقدار اثر بخشی آدیباتیک در روش ترکیبی، در همه نواحی نسبت به خنک کاری لایه ای بیشتر می باشد. و افزایش تدریجی اثر بخشی آدیباتیک خنک کاری لایه ای در شکل (۴-۱۰)، همانطور که در شکل (۴-۸) نیز مشخص است، به دلیل گسترش تدریجی سیال خنک کاری لایه ای در جهت Z با افزایش S ، می باشد..

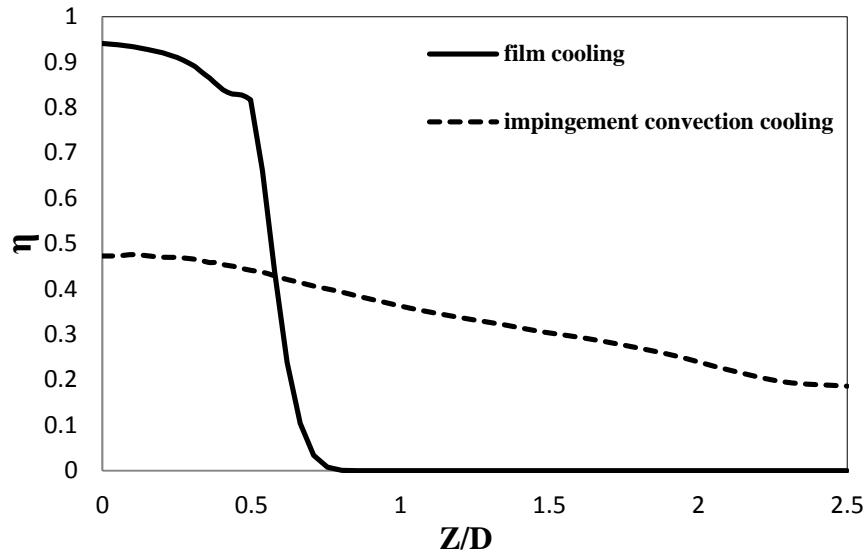
شکل های (۴-۱۱) تا (۴-۱۳)، توزیع اثر بخشی آدیباتیک را در راستای عرض پره، در دو روش لایه ای و ترکیبی، نشان می دهند. مطابق نمودار های مذکور، مقادیر اثر بخشی خنک کاری، در ناحیه مربوط به سوراخ خنک کاری لایه ای و نواحی نزدیک سوراخ، بیشتر از روش ترکیبی می باشد، اما در خنک کاری ترکیبی (برخوردی-جابجایی)، گسترش جانبی سیال خنک کاری، نسبت به خنک کاری لایه ای بیشتر می باشد و در نتیجه ناحیه بیشتری تحت تاثیر خنک کاری قرار می گیرد و توزیع آن در جهت جانبی بهبود می یابد و در نهایت مقدار متوسط جانبی آن مطابق شکل (۴-۱۴) بیشتر می باشد.



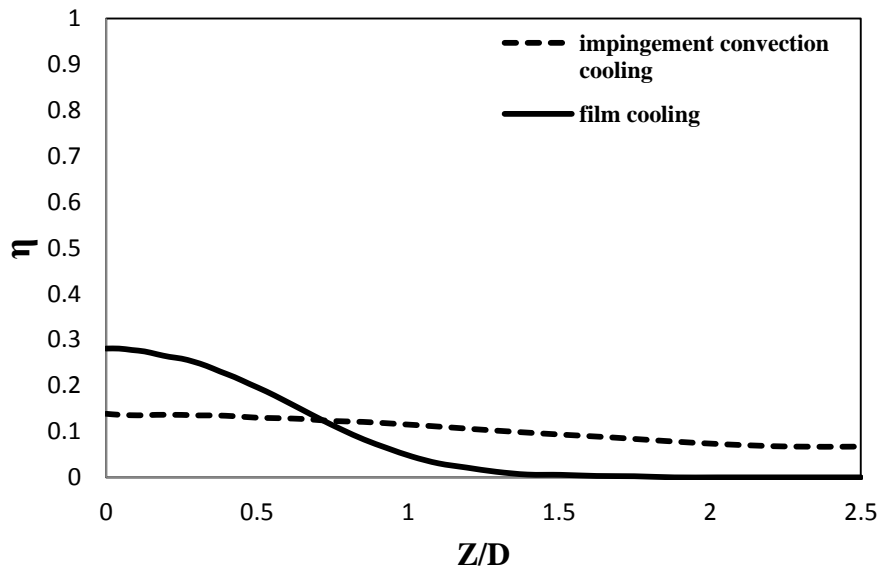
شکل (۴-۹) مقایسه اثر بخشی خنک کاری در دو روش لایه ای و ترکیبی برای $M=0.3$ و $Z/D=0$



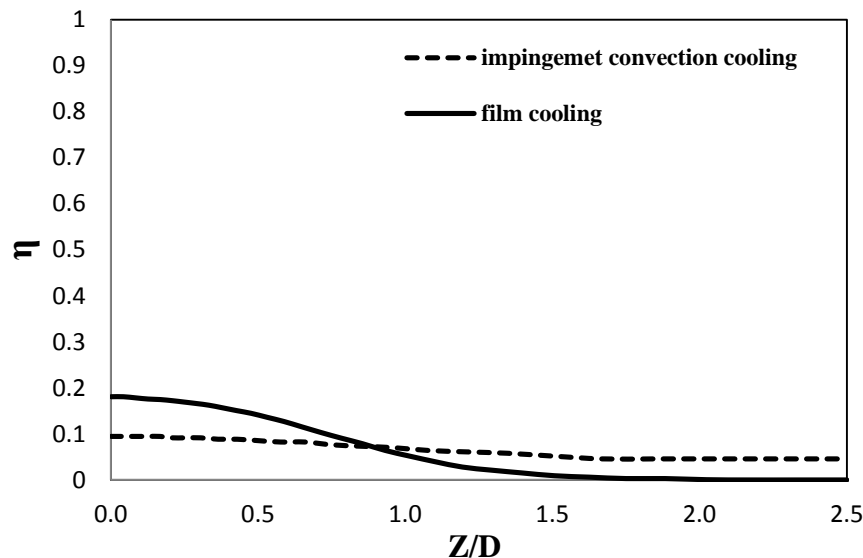
شکل (۴-۱۰) مقایسه اثر بخشی خنک کاری در دو روش لایه ای و ترکیبی برای $M=0.3$ و $Z/D=1/25$



شکل (۴-۱۱) مقایسه اثر بخشی خنک کاری در دو روش لایه ای و ترکیبی برای $M=3$ و $S/D=2/5$



شکل (۴-۱۲) مقایسه اثر بخشی خنک کاری در دو روش لایه ای و ترکیبی برای $M=3$ و $S/D=15$

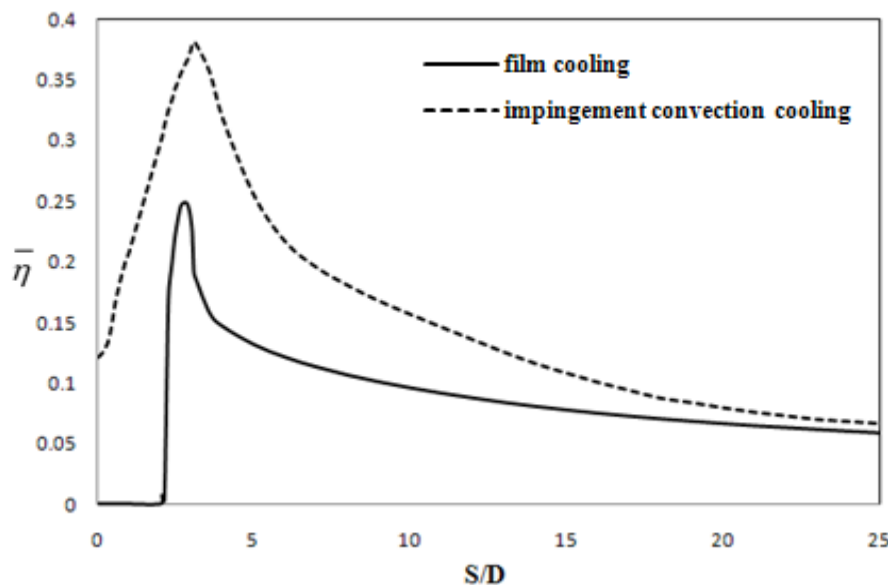


شکل (۴-۱۳) مقایسه اثر بخشی خنک کاری در دو روش لایه ای و ترکیبی برای $M=0/3$ و $S/D=25$

شکل (۴-۱۲) توزیع اثربخشی متوسط جانبی رادر طول پره، نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود، علی رغم اینکه، مطابق شکل های پیشین، مقدار اثر بخشی خنک کاری لایه ای، در برخی نواحی، بالاتر می باشد، اما مطابق شکل (۴-۱۲)، مقدار متوسط جانبی این پارامتر، برای خنک کاری ترکیبی (برخوردی- جابجایی)، در همه نواحی، از خنک کاری لایه ای بالاتر می باشد.

همانطور که مشاهده می شود مقدار $\bar{\eta}$ ، در نواحی قبل از سوراخ، در روش لایه ای صفر می باشد در حالی که در روش ترکیبی (برخوردی جابجایی)، به میزان قابل توجهی افزایش می یابد. همچنین با استفاده از روش ترکیبی، مقدار $\bar{\eta}$ ، در نواحی پس از ناحیه برخورد جت به میزان قابل

توجهی بالا می باشد و توزیع آن نسبت به حالت لایه ای یکنواخت تر است، در نتیجه توزیع دما نیز با استفاده از این روش یکنواخت تر خواهد بود.



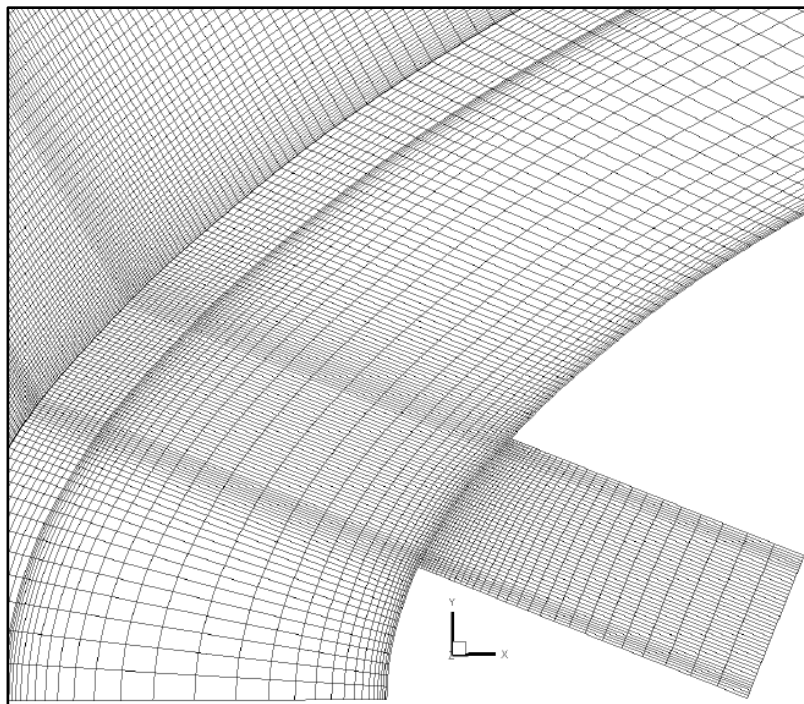
شکل (۴-۱۴) مقایسه اثر بخشی خنک کاری متوسط جانبی $\bar{\eta}$ در دو روش لایه ای و ترکیبی برای

$M=0.3$ در طول پره

۴-۲-۳-۶ بررسی اثر سانش دیواره

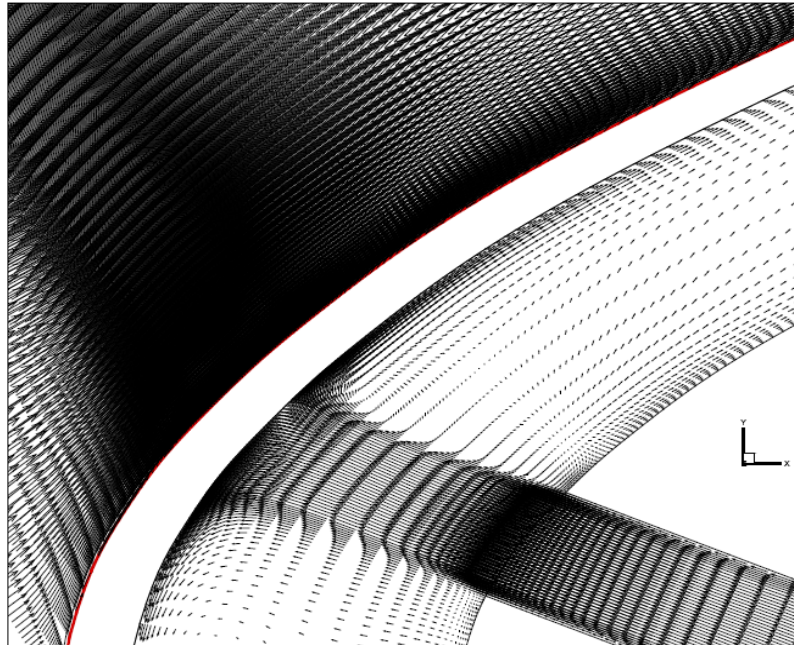
نتایج بدست آمده برای خنک کاری ترکیبی (برخوردی-جابجایی)، در قسمت قبل بدون در نظر گرفتن ضخامت دیواره، محاسبه شده است و تنها اثر عدم اختلاط دو جریان با استفاده از روش ترکیبی بررسی شده است، در نتیجه تاثیر هدایت حرارتی داخل دیواره، در محاسبات قبلی منظور نشده است. در این قسمت از پایان نامه با در نظر گرفتن ضخامت ۲ میلیمتری برای دیواره، به بررسی تاثیر هدایت حرارتی دیواره، بر اثر بخشی خنک کاری در روش ترکیبی می پردازیم.

در شکل (۴-۱۵) نمایی از شبکه بندی مورد استفاده برای حل، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره، نشان داده شده است. از آن جایی که نواحی سیال نزدیک دیواره ریز شده است تا y^+ در محدوده مجاز قرار گیرد و همچنین به منظور محاسبه دقیق تر هدایت حرارتی داخل دیواره، ضخامت ۲ میلی متری دیواره به ۱۰ قسمت تقسیم شده است.



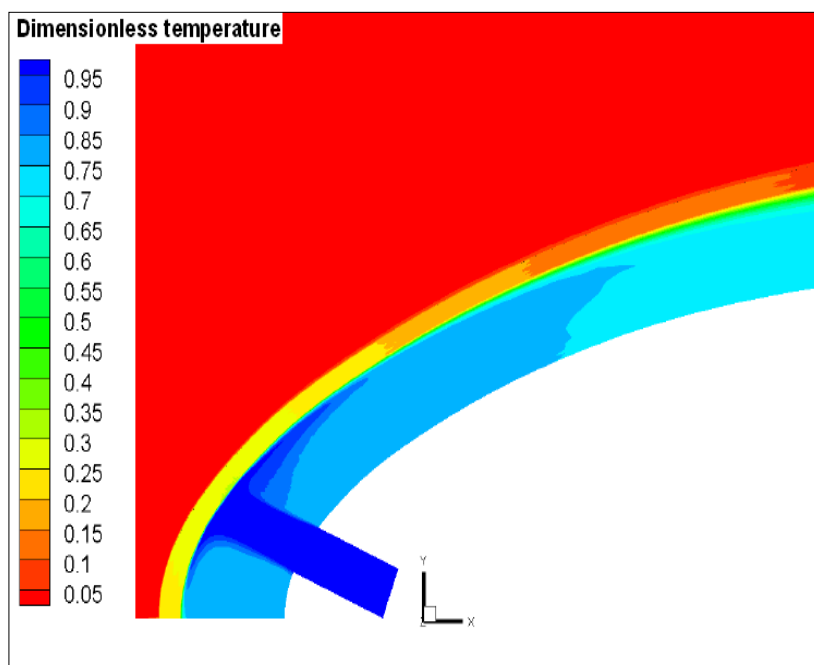
شکل (۴-۱۵) نمایی از شبکه بندی مورد استفاده برای خنک کاری ترکیبی با در نظر گرفتن ضخامت دیواره

شکل (۴-۱۶)، بردارهای سرعت در نزدیکی سوراخ تزریق و در ناحیه برخورد و همچنین بالا دست جریان را نشان می دهد. پروفیل لایه مرزی ورشد بردارهای سرعت با فاصله گرفتن از دیواره به خوبی از روی شکل قابل تشخیص است. گردابه های به وجود آمده در بالادست و پایین دست ناحیه برخورد، در این شکل قابل مشاهده می باشد.



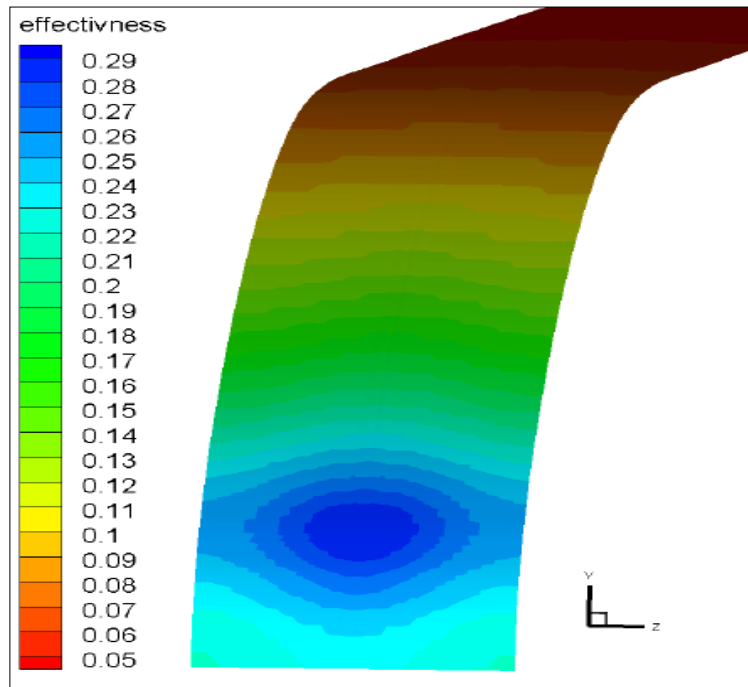
شکل (۴-۱۶) نمایشی از بردارهای سرعت سیال در خنک کاری ترکیبی با در نظر گرفتن ضخامت دیواره

در شکل (۴-۱۷) کانتور دمای بی بعد سیال در خنک کاری ترکیبی در صفحه $Z=0$ ، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره $M=0/3$ رسم شده است. توزیع دما در داخل دیواره جامد به خوبی بیان گر چگونگی خنک شدن پره می باشد. همانطور که مشاهده می شود خنک ترین قسمت دیواره پره مربوط به ناحیه جت برخوردی می باشد. در ناحیه برخورد سیال به پره، به دلیل نرخ بالای انتقال حرارت ناشی از جریان آشفته ایجاد شده ناشی از برخورد جت به سطح، اثر بخشی خنک کاری بالا می باشد. جت کاری پس از برخورد به دیوار داخلی پره و جذب به سمت پایین دست و بالا دست ناحیه برخورد منحرف می شود. همانطور که مشاهده می شود با سیال خنک کاری پیشروی به سمت پایین دست جریان و جذب حرارت از سطح از طریق جابجایی، به تدریج گرم می شود و به این ترتیب دمای داخل دیواره نیز نسبت به نواحی بالا دست بالا می رود.



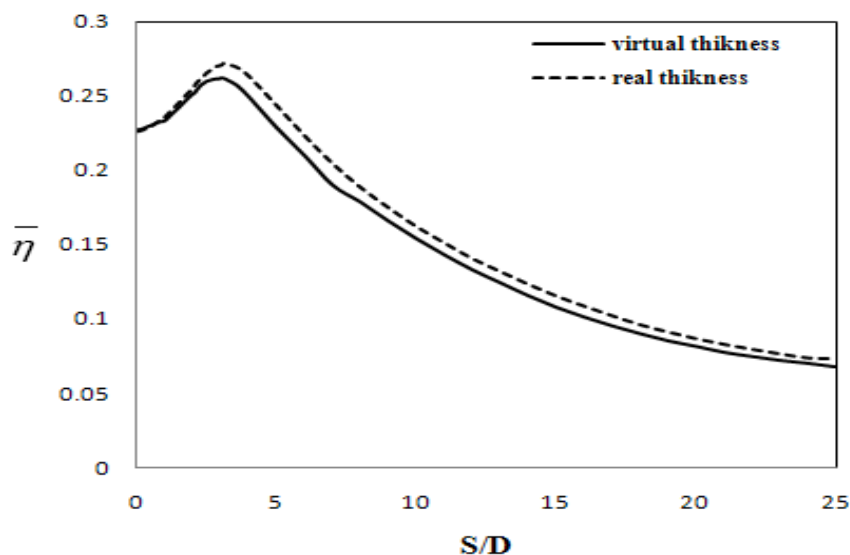
شکل (۴-۱۷) کانتور دمای بی بعد سیال در خنک کاری ترکیبی (برخوردی / جابجایی) در صفحه $Z=0$ ، با
در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M=0/3$

شکل (۴-۱۸) به خوبی بیان گر چگونگی توزیع اثر بخشی خنک کاری روی سطح پره می باشد. همانطور که در این شکل نیز پیداست، بیشترین اثر بخشی مربوط به ناحیه برخوردی می باشد. برای حل مسائل هدایت حرارتی به دو روش می توان عمل کرد. در روش اول، نرم افزا فلوننت با اعمال ضخامت مجازی و اعمال مقاومت $\Delta x/k$ در محل دیواره، مسئله را حل می کند. در این هیچ ضخامت واقعی و مش بندی در این ناحیه انجام نمی شود.



شکل (۴-۱۸) کانتور توزیع اثر بخشی روی سطح پره در روش ترکیبی (برخوردی-جابجایی) با در نظر گرفتن هدایت حرارتی داخل پره در $M=0/3$

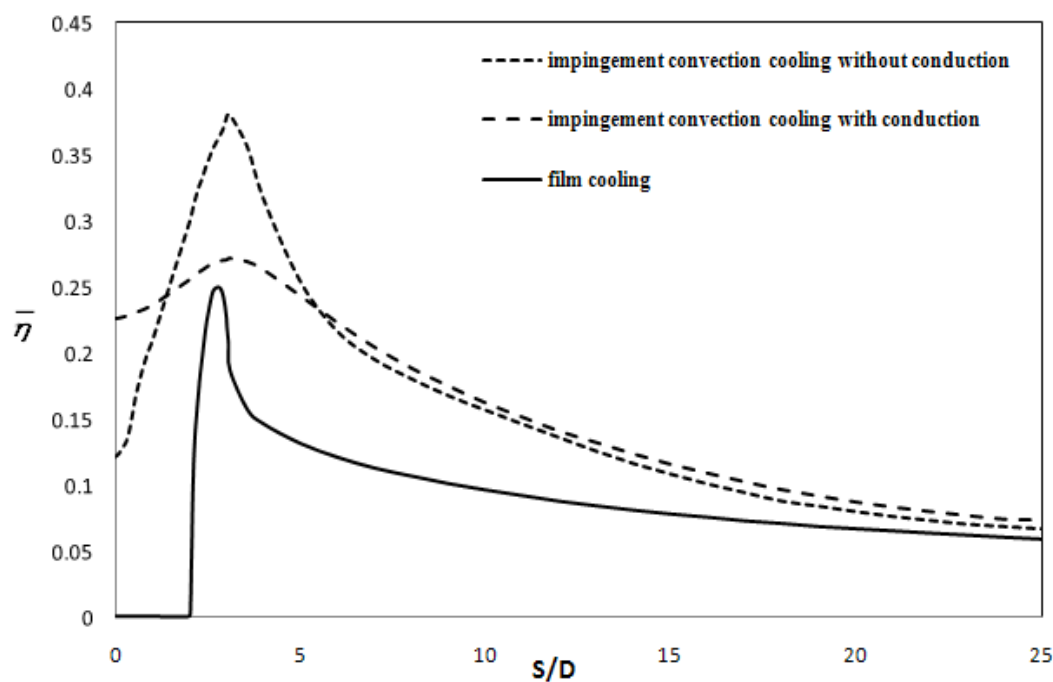
روش دیگر ایجاد ضخامت واقعی در نرم افزار Gambit و شبکه بندی این ناحیه و سپس حل مسئله می باشد. نتایج هر دو روش در شکل (۴-۱۹) نشان داده شده است. طبق نتایج محاسبه شده، بیشترین اختلاف عددی این دو روش $0/03$ می باشد. به منظور حل دقیق تر، در ادامه محاسبات، از روش ضخامت حقیقی استفاده شده است.



شکل (۴-۱۹) توزیع اثر بخشی خنک کاری متوسط جانبی در دو حالت ضخامت مجازی و حقیقی

شکل (۴-۲۰) توزیع اثر بخشی خنک کاری ترکیبی در دو حالت، با در نظر گرفتن هدایت حرارتی و بدون در نظر گرفتن هدایت حرارتی را نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود با در نظر گرفتن ضخامت دیواره و هدایت حرارتی، مقدار اثر بخشی خنک کاری در ناحیه برخورد جت کاهش می یابد. در پایین دست و بالا دست ناحیه برخورد جت، با در نظر گرفتن هدایت حرارتی، شاهد افزایش نسبی اثر بخشی خنک کاری نسبت به حالت دیگر می باشیم. این افزایش نسبی می تواند به دو دلیل باشد. اول اینکه با در نظر گرفتن ضخامت، جت برخوردی نسبت به حالت بدون ضخامت، گرمای کمتری از دست می دهد و در نتیجه سیالی که به سمت پایین دست و بالا دست ناحیه برخورد جریان می یابد، نسبت حالتی که هدایت حرارتی در نظر نمی گیریم خنک تر می باشد. از طرف دیگر از آن جایی که در ابتدای برخورد جت به سطح، ناحیه برخورد نسبت به باقی

نواحی خنک تر می باشد، در نتیجه به دلیل هدایت طولی در داخل پره، مقداری از حرارت آن نواحی به ناحیه برخوردی انتقال می یابد. در نهایت به دلیل مجموع دو اثر ذکر شده، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره و اثر هدایت حرارتی، میزان اثر بخشی در نواحی پایین دست و بالا دست جریان، نسبت به حالت بدون ضخامت افزایش می یابد و در ناحیه برخورد، به دلیل هدایت عرضی و طولی، کاهش می یابد. همانطور که مشاهده می شود توزیع اثر بخشی خنک کاری در حالت نهایی، با در نظر گرفتن ضخامت، نسبت به حالت بدون ضخامت و نسبت به روش خنک کاری لایه ای، یکنواخت تر می باشد. در نتیجه با استفاده از روش ترکیبی علاوه بر افزایش اثر بخشی خنک کاری، توزیع دما روی سطح پره نیز یکنواخت تر می شود.



شکل (۴-۲۰) مقایسه توزیع اثر بخشی متوسط جانبی در روش ترکیبی (برخوردی - جابجایی) و $M=0.3$

۴-۲-۳-۷) بررسی اثر نسبت دمش

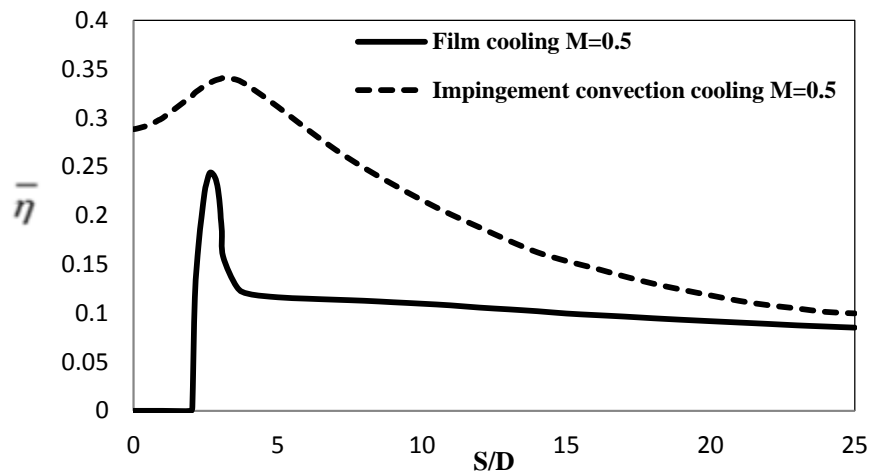
همانطور که در فصل دوم ذکر شد عموماً نسبت دمش بهینه برای روش خنک کاری لایه ای مقدار $M=0/5$ می باشد. استفاده از نسبت دمش های پایین تر به لحاظ استفاده از دبی هوای مصرفی پایین تر بهتر است، ولی به دلیل کاهش میزان اثر بخشی خنک کاری، مفید نمی باشد در نتیجه بهینه سازی اثر بخشی خنک کاری، در نسبت دمش های پایین تر می تواند مفید باشد. به همین دلیل در این پایان نامه ضمن تاکید بر نسبت دمش $0/3$ ، کانتورهای مربوط به این نسبت دمش ارائه شده است. با این حال به منظور بررسی اثر تغییر نسبت دمش در روش ترکیبی (برخوردی-جابجایی)، در این قسمت از پایان نامه نمودارهای اثر بخشی متوسط جانبی خنک کاری در این روش، برای نسبت دمش های متفاوت ارائه شده است.

همان طور که مشاهده می شود مطابق شکل های (۴-۲۱) و (۴-۲۳) در نسبت دمش های بالاتر $M=0/5$ و $M=0/7$ ، نیز اثر بخشی خنک کاری و توزیع دما در حالت ترکیبی نسبت به حالت لایه ای، بهتر می باشد.

نکته مهمی که از مقایسه شکل های (۴-۱۹) تا (۴-۲۲) بدست می آید، این است که میزان افزایش اثر بخشی خنک کاری از روش ترکیبی به روش لایه ای، در نسبت دمش های بالاتر بیشتر می باشد. که این به دلیل اختلاط جریان و وجود گردابه ها در ناحیه سوراخ در نسبت دمش بالاتر است.

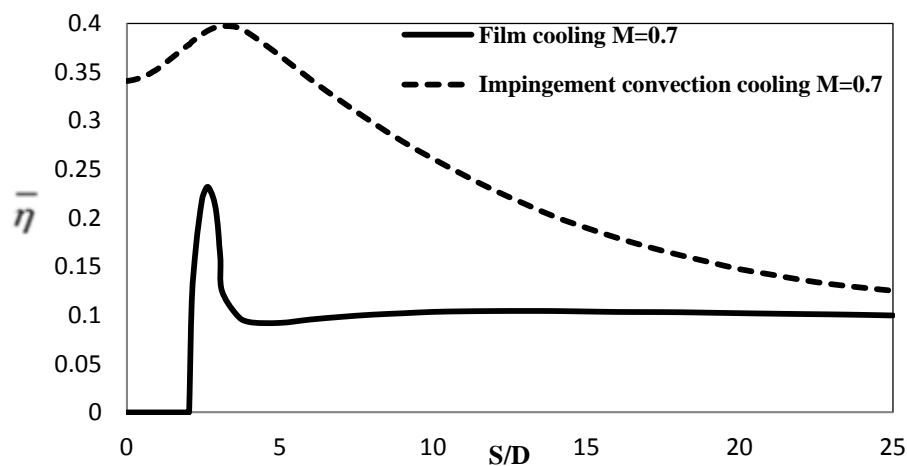
همانطور که در شکل (۴-۲۳) نشان داده شده است، با افزایش نسبت دمش و در نتیجه افزایش سرعت جت برخوردی، سیال با سرعت بالاتری در محفظه جریان می یابد و نرخ انتقال حرارت

جابجایی، افزایش می یابد. در نتیجه اثر بخشی خنک کاری در ناحیه برخورد و بقیه نواحی با افزایش نسبت دمش بالا می رود.



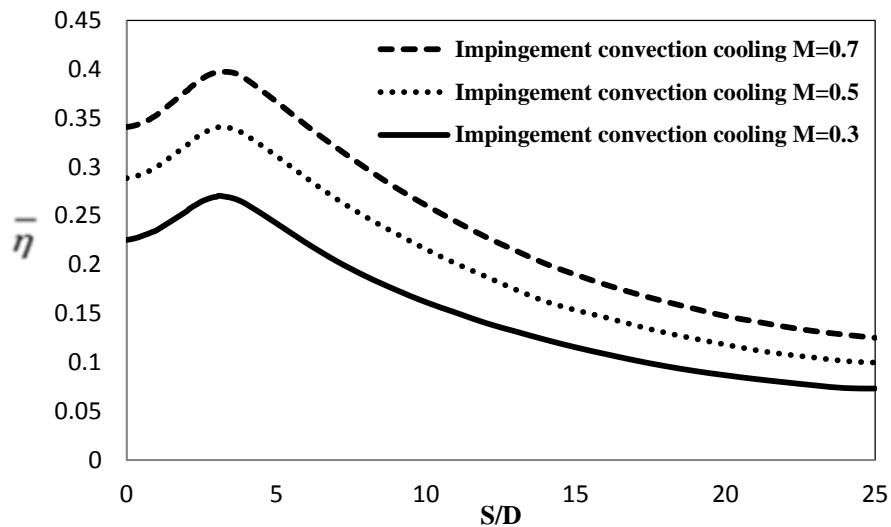
شکل (۴-۲۱) مقایسه توزیع اثر بخشی متوسط جانبی در روش ترکیبی (برخوردی - جابجایی) و لایه ای

در نسبت دمش $M=0.5$



شکل (۴-۲۲) مقایسه توزیع اثر بخشی متوسط جانبی در روش ترکیبی (برخوردی - جابجایی) و لایه ای

در نسبت دمش $M=0.7$



شکل (۴-۲۳) مقایسه توزیع اثر بخشی متوسط جانبی در روش ترکیبی (برخوردی-جابجایی) در نسبت دمش های متفاوت

۴-۲-۴ نتیجه گیری

بر اساس نتایج بدست آمده در این فصل، استفاده از روش ترکیبی (برخوردی-جابجایی)، باعث افزایش اثر بخشی خنک کاری نسبت به روش لایه ای می شود. همچنین توزیع اثر بخشی خنک کاری در حالت نهایی، با در نظر گرفتن ضخامت، نسبت به حالت بدون ضخامت و روش خنک کاری لایه ای، یکنواخت تر می باشد. در نتیجه با استفاده از روش ترکیبی علاوه بر افزایش اثر بخشی خنک کاری، توزیع دما روی سطح پره نیز یکنواخت تر می شود. با این حال در انتهای لبه پره اثر بخشی خنک کاری مجددا کاهش می یابد. به منظور افزایش اثر بخشی خنک کاری در انتهای لبه پره می توان با استفاده از خنک کاری لایه ای در این نواحی از کاهش اثر بخشی در این نواحی جلوگیری کرد. در قسمت بعد به بهینه سازی خنک کاری به این روش می پردازیم.

۳-۴) بهینه سازی با روش ترکیبی برخورداری- لایه ای

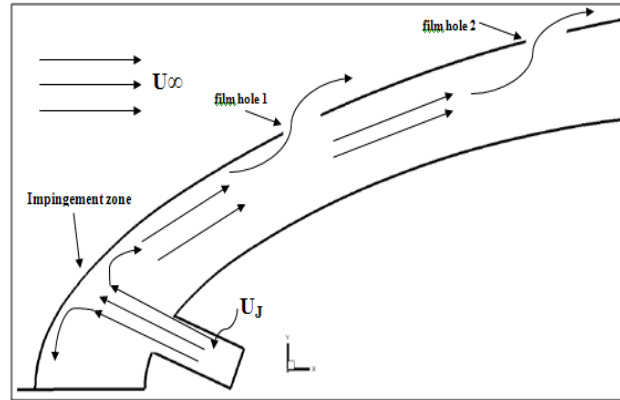
در این قسمت به بررسی روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای) روی هندسه پره توربین متقارن AGTB می پردازیم. در فصل سوم ضمن بررسی عددی جریان و انتقال حرارت در کار انجام گرفته توسط هاسلینگر (Haslinger) [۱۳] و همکاران صحت روش عددی بکار گرفته شده در این پایان نامه بررسی شده است.

در این فصل، همچنین با بکارگیری روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) اثر بخشی خنک کاری روی سطح پره نسبت به روش لایه ای بهینه شد. ولی بر اساس نتایج بدست آمده، اثر بخشی خنک کاری در انتهای لبه پره، مجددا کاهش می یابد. در این قسمت با تغییر هندسه مطابق شکل (۴-۲۴) به بررسی روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای) در هندسه مذکور می پردازیم.

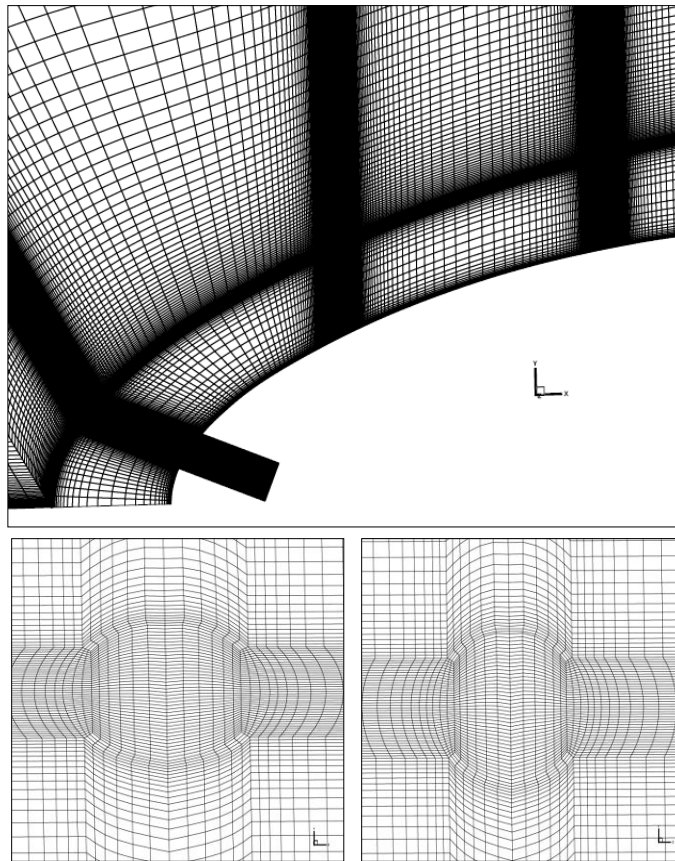
در این روش هوا از طریق سوراخ جت پس از خنک کردن تصادمی لبه حمله پره، از طریق سوراخ های خنک کاری لایه ای بیرون می رود و بقیه سطح پره از طریق خنک کاری لایه ای خنک می شود. که این روش نسبت به روش لایه ای و برخورداری به تنهایی، همچنین نسبت به روش ترکیبی برخورداری-جابجایی، اثر بخشی بالاتری دارد. مخصوصاً چنانچه دبی سیال خنک کننده نسبت به بکارگیری هر یک از روش ها به تنهایی ثابت بماند، بالا رفتن اثر بخشی با استفاده از این روش حسن بزرگی محسوب می شود. چرا که بدون استخراج هوای بیشتر از کمپرسور که باعث کاهش راندمان حرارتی می شود، اثر بخشی خنک کاری را افزایش یافته است.

۴-۳-۱) هندسه و شبکه انتخابی

در هندسه به کار گرفته شده در این قسمت، ناحیه پس از برخورد جت به ۳ قسمت تقسیم شده و در انتهای ناحیه اول یعنی $S/D=10$ و انتهای ناحیه دوم $S/D=17$ ، ۲ سوراخ خنک کاری لایه ای به قطر $2/5$ میلیمتر، وبا زاویه 35 درجه با خط مماس در آن نقاط، قرار گرفته است تا مقادیر جدید اثر بخشی روی سطح پره به صورت یکنواخت تر توزیع گردد. در این قسمت نیز ابتدا نتایج بدون بررسی اثر هدایت داخل دیواره ارائه شده است و سپس با اضافه کردن اثر هدایت حرارتی داخل دیواره نتایج حاصل مقایسه شده است. پس از برخورد جت با سرعت U ، به سطح داخلی پره، به دلیل فراهم آمدن نرخهای بالای انتقال حرارت و جرم ناشی از برخورد، مقداری گرمای اضافی از سطح به هوای خنک کننده انتقال می یابد و سپس سیال خنک کاری در داخل مجاری افقی موجود در بین جداره و پوسته می چرخد و از طریق سوراخ های خنک کاری لایه ای بیرون می رود و بقیه سطح پره از طریق خنک کاری لایه ای خنک می شود. بقیه خصوصیات هندسی مانند قسمت قبل می باشد. شبکه های ایجاد شده به صورت با سازمان (Structured) می باشند و در نزدیکی دیواره ها شبکه ریزتر شده است تا مقدار γ^+ در محدوده مجاز قرار بگیرد. همچنین در نزدیکی سوراخ نیز به دلیل بالا بودن گرادیان های میدان جریان و انتقال حرارت، شبکه ریز شده است تا ضمن قرار گرفتن ضریب منظر در محدوده مجاز، حل دقیق تر شود. همچنین با استفاده از شبکه بندی مناسب در ناحیه سوراخ خنک کاری، همان طور که در شکل (۴-۲۵) نیز نمایش داده شده است، میزان کشیدگی سلول ها (skewness) به مقدار کمتر از 0.7 کاهش داده شده است تا در این نواحی که گرادیان های جریان و انتقال حرارت شدید می باشد، حل دقیق تری حاصل شود. نمایی از شبکه بندی مورد استفاده در شکل (۴-۲۵) نشان داده شده است.



شکل (۴-۲۴) نمایی از هندسه مورد استفاده در روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای)



شکل (۴-۲۵) نمایی از شبکه بندی مورد استفاده در روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای)

۴-۳-۲) شرایط مرزی

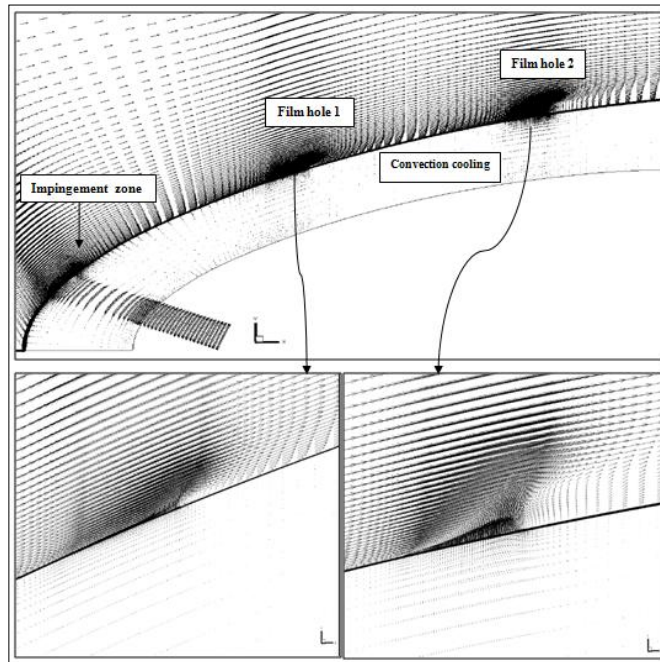
شرایط مرزی به کار گرفته شده در این قسمت مشابه شرایط مرزی هندسه های قبلی می باشد.

۴-۳-۳) بحث پیرامون نتایج

در این قسمت نتایج عددی حاصل از حل میدان جریان و حرارت در هندسه جدید، در دو حالت الف) بدون در نظر گرفتن هدایت دیواره و ب) با در نظر گرفتن هدایت دیواره ارائه می شود. کانتورهای مربوطه برای حالت $M=0$ / ۳ نمایش داده شده است. اثر افزایش نسبت دمش به مقادیر $M=0$ / ۷ و $M=0$ / ۵ در این برای انتهای همین فصل بررسی شده است.

۴-۳-۳-۱) بردارهای سرعت

شکل (۴-۲۶)، نمایی از بردار های سرعت در صفحه تقارن را نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود در این شکل، به منظور وضوح بیشتر چگونگی جریان، نواحی مربوط به سوراخ اول و سوراخ دوم، با بزرگنمایی نشان داده شده است جهت بردارهای سرعت در ناحیه سوراخ های خنک کاری به خوبی چگونگی شکل گیری جریان در نواحی پس از سوراخ های خنک کاری را نشان می دهد. همچنین تاثیر لایه اول بر روی لایه دوم و افزایش مومنتوم در ناحیه سوراخ دوم به خوبی در این شکل نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، جریان اصلی در ناحیه سوراخ دوم دارای سرعت بالاتری می باشد.

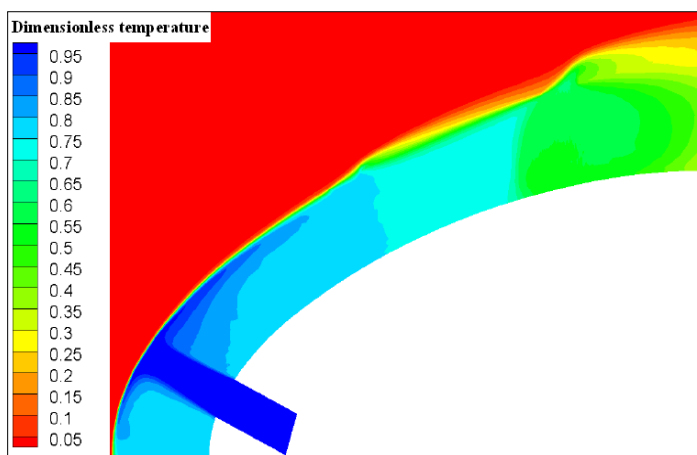


شکل (۴-۲۶) نمایی از بردارهای سرعت در روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای) در $M=0.3$

۴-۳-۲ توزیع دما

در شکل (۴-۲۷) کانتور دمای بی بعد از نمای جانبی در صفحه تقارن نشان داده شده است. در این شکل چگونگی توزیع دما در داخل سیال درون محفظه خنک کاری و نزدیک مرز دیواره قابل مشاهده است. همانطور که مشاهده می شود، بیشترین مقدار خنک کاری مربوط به ناحیه خنک کاری برخوردی می باشد و به تدریج با دور شدن از ناحیه برخوردی، دمای سیال داخل محفظه، به دلیل جذب حرارت سطح پره از طریق انتقال حرارت جابجایی، افزایش می یابد و به همین دلیل به تدریج اثر بخشی خنک کاری کاهش می یابد. در ناحیه سوراخ اول مقداری از سیال داخل محفظه به جریان اصلی راه می یابد و لایه خنک کاری ایجاد شده روی سطح، ناحیه بین دو سوراخ را خنک می کند و سپس با وارد شدن سیال خنک کاری از سوراخ دوم، دو لایه ترکیب شده و سطح پره

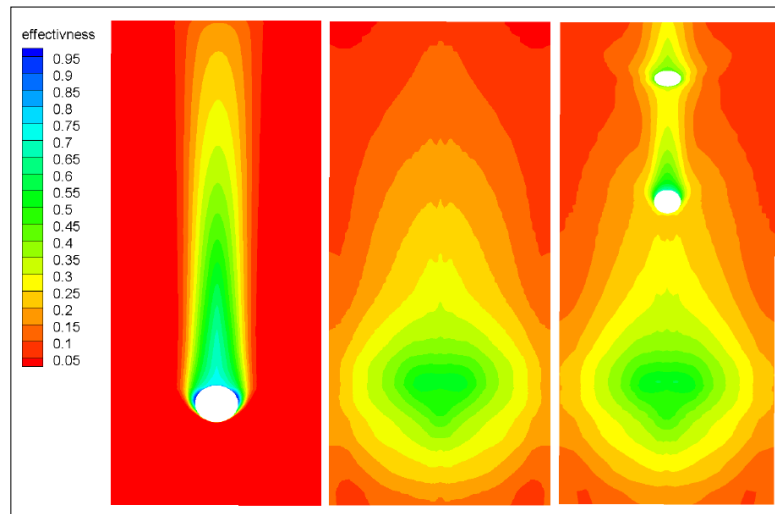
خنک می شود. این کانتور دما بدون در نظر گرفتن هدایت حرارتی در انتهای این فصل نتایج مربوط به تاثیر هدایت عرضی و طولی در داخل سطح پره نیز بررسی می شود.



شکل (۴-۲۷) توزیع دمای بی بعد سیال در خنک کاری ترکیبی (برخوردی / لایه ای) در صفحه $Z=0$ ، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M=0/3$

۴-۳-۳-۳) توزیع اثر بخشی

در شکل (۴-۲۸) توزیع اثر بخشی روی سطح پره در سه روش لایه ای و ترکیبی (برخوردی/جابجایی) و ترکیبی (برخوردی/لایه ای)، بدون در نظر گرفتن ضخامت دیواره و اثر هدایت حرارتی، مقایسه شده است. همان طور که از شکل مشخص است، مقدار و توزیع اثر بخشی در دو روش ترکیبی نسبت به روش لایه ای بهینه شده است. در روش لایه ای در ناحیه نزدیک سوراخ، اثر بخشی بالا می باشد، که بدلیل اختلاط دو جریان به سرعت کاهش می یابد.



(الف) (ب) (ج)

شکل (۴-۲۸) مقایسه توزیع های اثر بخشی خنک کاری در الف) برخورداری لایه ای ب) برخورداری

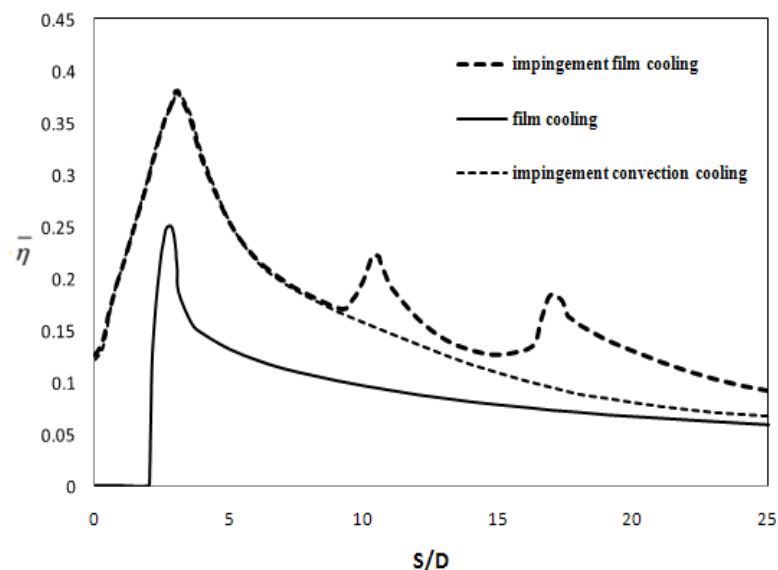
جابجایی ج) لایه ای بدون در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M=0.3$

در مقایسه بین دو روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) و (برخوردی/لایه ای)، همانطور که مشاهده می شود، نواحی قبل از سوراخ خنک کاری، از نظر توزیع اثر بخشی مانند هم می باشند و ناحیه بالا دست سوراخ خنک کاری لایه ای در روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای)، چندان تحت تاثیر خنک کاری لایه ای اضافه شده نمی باشد. ولی در نواحی پس از سوراخ های خنک کاری اضافه شده، بهبود توزیع اثر بخشی خنک کاری در روش برخورداری/لایه ای نسبت به روش برخورداری/جابجایی به خوبی قابل مشاهده است.

۴-۳-۳-۴) مقایسه نمودار های اثر بخشی

در شکل (۴-۲۹) توزیع اثر بخشی خنک کاری متوسط جانبی سه روش لایه ای، برخورداری/جا بجایی و برخورداری/لایه ای نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود در این شکل نیز

همانند شکل (۴-۲۸)، بهبود اثربخشی خنک کاری در نواحی بعد از اضافه شدن سوراخ های خنک کاری به خوبی نشان داده شده است.

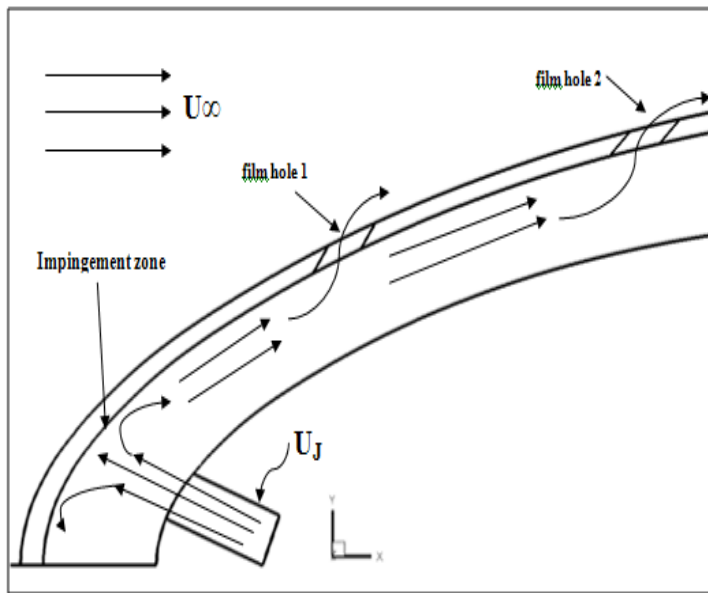


شکل (۴-۲۹) نمودار مقایسه اثر بخشی خنک کاری متوسط جانبی در دو روش برخوردی/لایه ای و برخوردی/جابجایی در حالت بدون ضخامت $M=0/3$

نواحی انتهایی لبه پره، در روش برخوردی/جابجایی و لایه ای تفاوت چندانی ندارند، در حالی که، با اضافه شدن سوراخ های خنک کاری، مقدار اثر بخشی در این نواحی به میزان قابل توجهی افزایش یافته است. شیب کاهش اثر بخشی متوسط جانبی پس از سوراخ دوم، نسبت به سوراخ اول، کمتر می باشد، که این به این دلیل است که خنک کاری در نواحی بعد از سوراخ دوم، حاصل از ترکیب لایه حاصل از سوراخ خنک کاری اول و لایه حاصل از سوراخ خنک کاری دوم، می باشد.

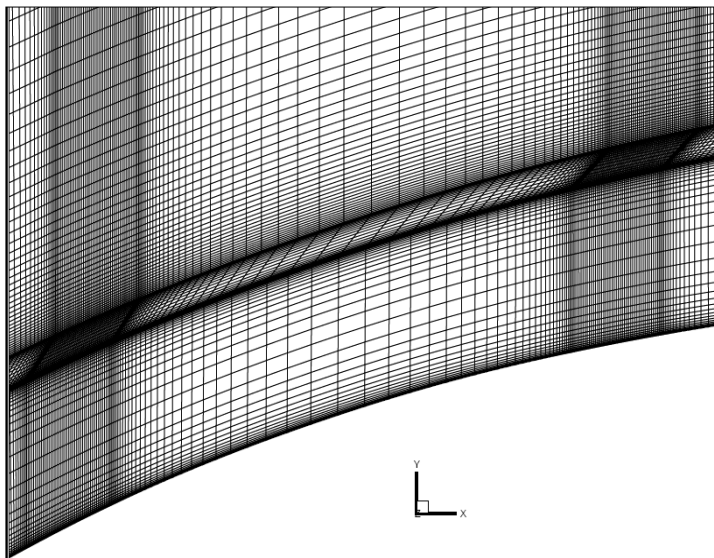
۴-۳-۵) بررسی اثر سانش دیواره

نتایج بدست آمده برای خنک کاری ترکیبی (برخوردی-لایه ای)، در قسمت قبل بدون در نظر گرفتن ضخامت دیواره، محاسبه شده است. در نتیجه تاثیر هدایت حرارتی داخل دیواره، در محاسبات قبلی منظور نشده است. در این قسمت از پایان نامه با در نظر گرفتن ضخامت ۲ میلیمتری برای دیواره، مطابق شکل (۴-۳۰) به بررسی تاثیر هدایت حرارتی دیواره، بر اثر بخشی خنک کاری در روش ترکیبی می پردازیم.



شکل (۴-۳۰) نمایی از هندسه خنک کاری در روش برخوردی/لایه ای با در نظر گرفتن ضخامت دیواره

در شکل (۴-۳۱) نمایی از شبکه بندی مورد استفاده برای حل، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره، در نواحی نزدیک سوراخ های خنک کاری نشان داده شده است.



شکل (۴-۳۱) نمایی از شبکه بندی در روش برخوردی/لایه ای ، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره در نواحی نزدیک سوراخ های خنک کاری

شکل (۴-۳۲)، نمایی از بردار های سرعت در صفحه تقارن را نشان می دهد. جهت بردارهای سرعت در ناحیه سوراخ های خنک کاری به خوبی چگونگی شکل گیری جریان در نواحی پس از سوراخ های خنک کاری را نشان می دهد. همچنین تاثیر لایه اول بر روی لایه دوم و افزایش مومنتوم در ناحیه سوراخ دوم به خوبی در این شکل نشان داده شده است. همچنین جریان اصلی در ناحیه سوراخ دوم دارای سرعت بالاتری می باشد.

در شکل (۴-۳۳) کانتور دمای بی بعد از نمای جانبی در صفحه تقارن نشان داده شده است. در این شکل چگونگی توزیع دما در داخل سیال درون محفظه خنک کاری و نزدیک مرز دیواره قابل مشاهده است. همانطور که مشاهده می شود بیشترین مقدار خنک کاری مربوط به ناحیه خنک

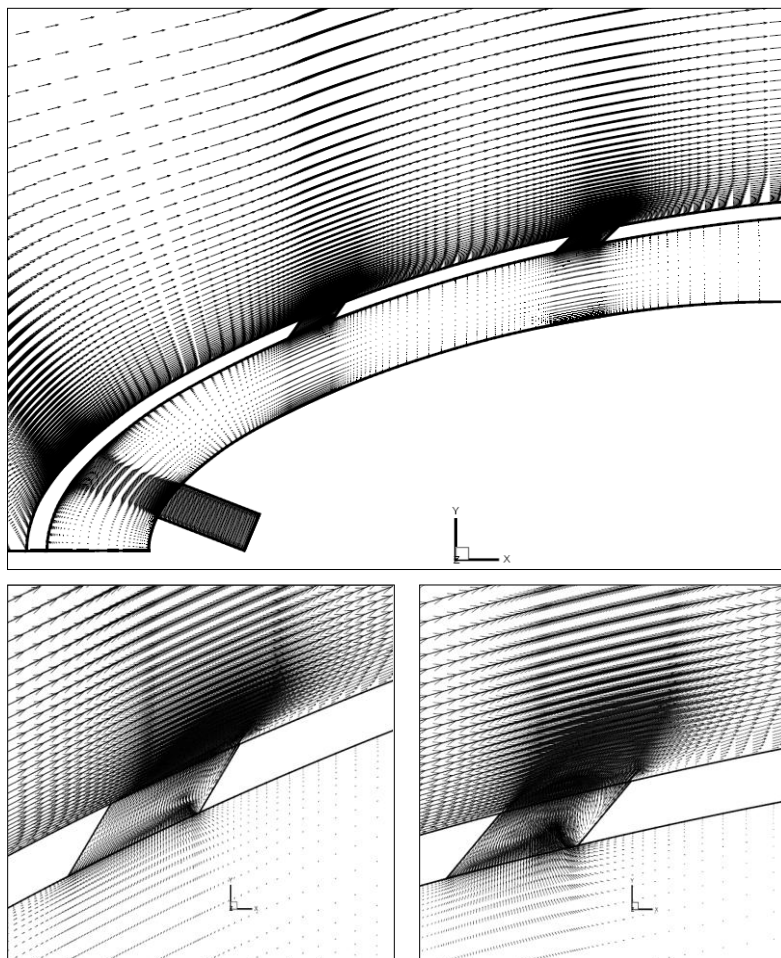
کاری برخوردار می باشد و به تدریج با دور شدن از ناحیه برخوردی، دمای سیال داخل محفظه، به دلیل جذب حرارت سطح پره از طریق انتقال حرارت جابجایی، افزایش می یابد.

در ناحیه سوراخ اول مقداری از سیال داخل محفظه به جریان اصلی راه می یابد و لایه خنک کاری ایجاد شده روی سطح، ناحیه بین دو سوراخ را خنک می کند و سپس با وارد شدن سیال خنک کاری از سوراخ دوم، دو لایه ترکیب شده و سطح پره خنک می شود.

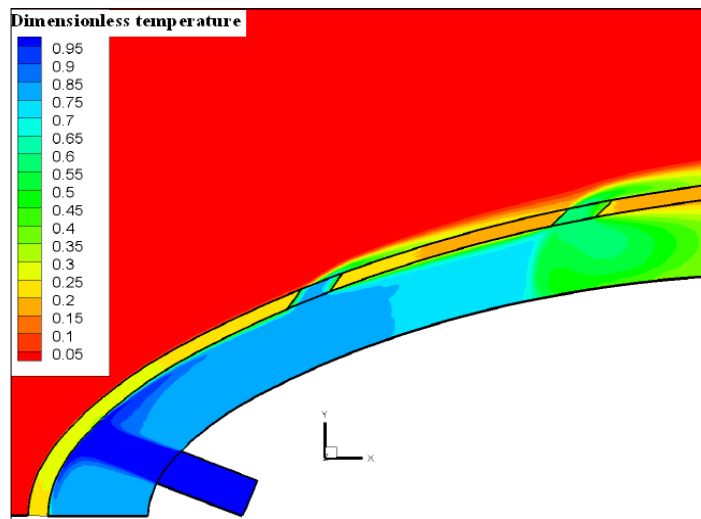
تفاوت این حالت با حالت قبلی این است که در این حالت دیواره پره از طریق جداره سوراخ های خنک کاری نیز خنک می شود و سیال ورودی به سوراخ اول نسبت به حالت بدون ضخامت خنک تر می باشد و در نتیجه خنک کاری لایه ای با اثر بخشی بالاتری نسبت به حالت بدون ضخامت انجام می شود.

در شکل های (۴-۳۴) و (۴-۳۵) توزیع اثر بخشی روی سطح پره در سه روش لایه ای و ترکیبی (برخوردی/جابجایی) و ترکیبی (برخوردی/لایه ای)، با در نظر گرفتن ضخامت دیواره و اثر هدایت حرارتی، مقایسه شده است. همان طور که از شکل مشخص است، مقدار و توزیع اثر بخشی در دو روش ترکیبی نسبت به روش لایه ای بهینه شده است. در روش لایه ای در ناحیه نزدیک سوراخ اثر بخشی بالا می باشد، که بدلیل اختلاط دو جریان به سرعت کاهش می یابد. در مقایسه بین دو روش ترکیبی (برخوردی/جابجایی) و (برخوردی/لایه ای)، همانطور که مشاهده می شود نواحی قبل از سوراخ خنک کاری، از نظر توزیع اثر بخشی مانند هم می باشند و ناحیه بالا دست سوراخ خنک کاری لایه ای در روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای)، چندان تحت تاثیر خنک کاری لایه ای اضافه شده نمی باشد. ولی در نواحی پس از سوراخ های خنک کاری اضافه شده، بهبود توزیع اثر بخشی

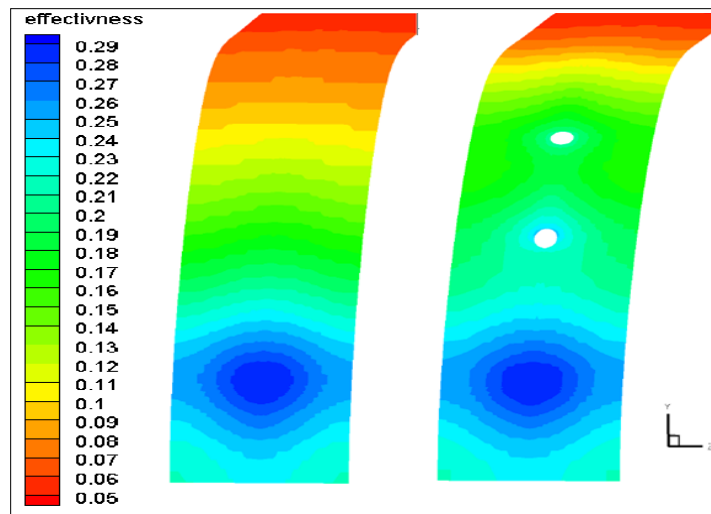
خنک کاری در روش (برخوردی/لایه ای) سبب به روش (برخوردی/جابجایی) به خوبی قابل مشاهده است. توزیع اثر بخشی خنک کاری، در حالتی که ضخامت برای پره در نظر می گیریم، بنا به وجود اثرات هدایت حرارتی یکنواخت تر می باشد.



شکل (۴-۳۲) نمایی از بردارهای سرعت در روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای) در $M=0.3$



شکل (۴-۳۳) کانتور دمای بی بعد در روش ترکیبی (برخوردی/لایه ای) در $M=0.3$

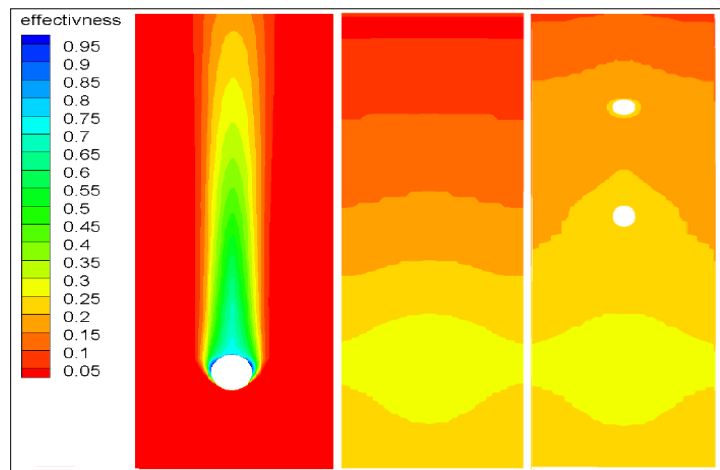


(ب)

(الف)

شکل (۴-۳۴) مقایسه کانتورهای اثر بخشی خنک کاری در (الف) برخوردی لایه ای (ب) برخوردی

جابجایی با در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M=0.3$



(الف) (ب) (ج)

شکل (۴-۳۵) مقایسه کانتورهای اثر بخشی خنک کاری در الف) بر خوردی لایه ای ب) بر خوردی جانبی

ج) لایه ای با در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M = 0/3$

۴-۳-۳-۶) بررسی نمودارهای اثر بخشی خنک کاری جانبی و اثر نسبت دمش

استفاده از نسبت دمش های پایین تر به لحاظ استفاده از دبی هوای مصرفی پایین تر بهتر است، ولی به دلیل کاهش میزان اثر بخشی خنک کاری، مفید نمی باشد. در نتیجه بهینه سازی اثر بخشی خنک کاری، در نسبت دمش های پایین تر می تواند مفید باشد. به همین دلیل در این پایان نامه ضمن تاکید بر نسبت دمش $M=0/3$ ، کانتورهای مربوط به این نسبت دمش ارائه شده است. با این حال به منظور بررسی اثر تغییر نسبت دمش در روش ترکیبی (بر خوردی-لایه ای)، در این قسمت از پایان نامه نمودارهای اثر بخشی متوسط جانبی خنک کاری در این روش، برای نسبت دمش های متفاوت ارائه شده است. همان طور که مشاهده می شود مطابق شکل های (۴-۳۶) تا (۴-۳۸) در همه نسبت دمش ها، اثر بخشی خنک کاری و در نتیجه توزیع دما در حالت ترکیبی نسبت به حالت لایه ای، افزایش می یابد.

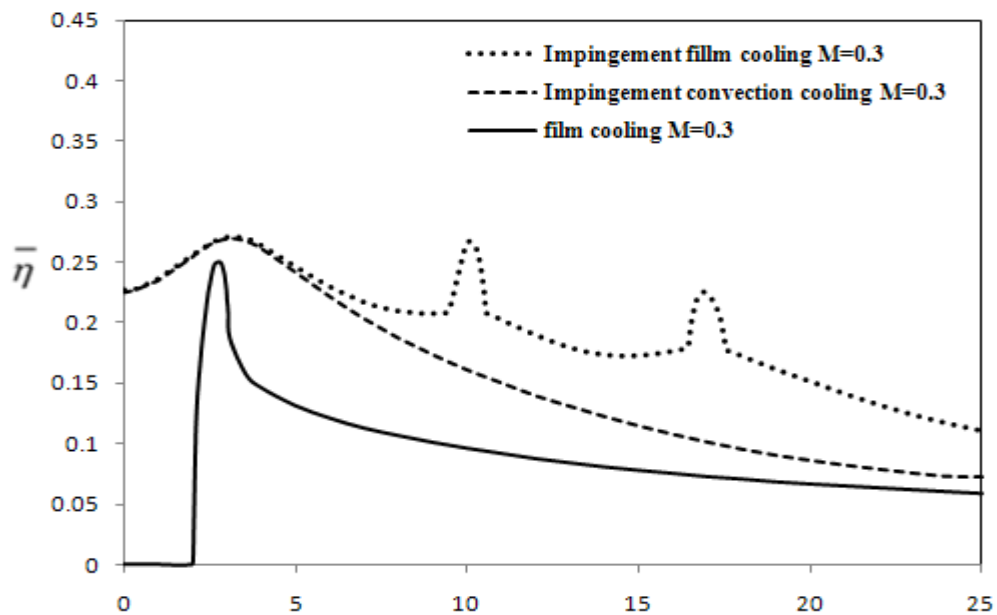
دو نکته قابل توجه از مقایسه شکل های (۴-۳۶) تا (۴-۳۸) بدست می آید. نکته اول این است که میزان افزایش اثر بخشی خنک کاری از روش ترکیبی به روش لایه ای، در نسبت دمش های بالاتر بیشتر می باشد. نکته دیگری که مشاهده می شود این است که با اضافه شدن سوراخ های خنک کاری لایه ای، به منظور تغییر روش از برخوردی جابجایی به روش برخوردی لایه ای، اثر بخشی خنک کاری در بالا دست سوراخ خنک کاری نیز افزایش می یابد. این افزایش به این دلیل است که در حالتی که برای پره ضخامت در نظر می گیریم، پره توربین از جداره لوله به طریق جابجایی نیز خنک می شود. در نتیجه بر اثر این خنک کاری و هدایت طولی در داخل پره، در نواحی قبل از اولین سوراخ خنک کاری نیز، نسبت به روش برخوردی جابجایی، اثر بخشی افزایش می یابد. این موضوع از مقایسه کانتورهای شکل (۴-۳۴) نیز مشخص می باشد.

از مقایسه نمودارهای شکل (۴-۳۶) و (۴-۲۹)، متوجه می شویم، جهش نمودار اثربخشی در ناحیه سوراخ های خنک کاری در حالتی که ضخامت در نظر می گیریم، نسبت به حالت بدون ضخامت، بیشتر می باشد. علت این امر خنک تر بودن سیال ورودی به سوراخ های خنک کاری در حالت با ضخامت نسبت به حالت بدون ضخامت می باشد. خنک بودن سیال خنک کاری در این حالت به این دلیل می باشد که به دلیل وجود ضخامت در این حالت، سیال قبل از رسیدن به سوراخ های خنک کاری، گرمای کمتری را از دست می دهد.

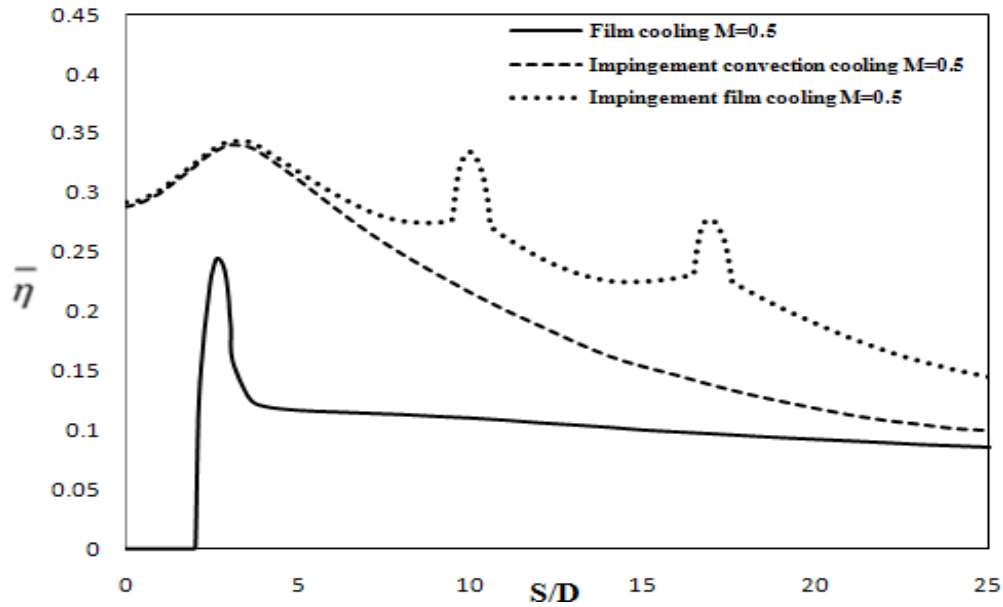
همانطور که در شکل (۴-۳۹) نشان داده شده است با افزایش نسبت دمش و در نتیجه افزایش سرعت جت برخوردی، سیال با سرعت بالاتری در محفظه جریان می یابد و نرخ انتقال حرارت جابجایی، افزایش می یابد. در نتیجه اثر بخشی خنک کاری در ناحیه برخورد و بقیه نواحی با

افزایش نسبت دمش بالا می رود. بالا می رود. نکته قابل توجه در این شکل این است که با افزایش نسبت دمش از ۰/۵ به ۰/۷ علی رغم افزایش سرعت جت، سیال خنک کاری در انتهای لبه پره گرم شده است و اثر بخشی خنک کاری با حالت قبل تفاوت چندانی نمی کند.

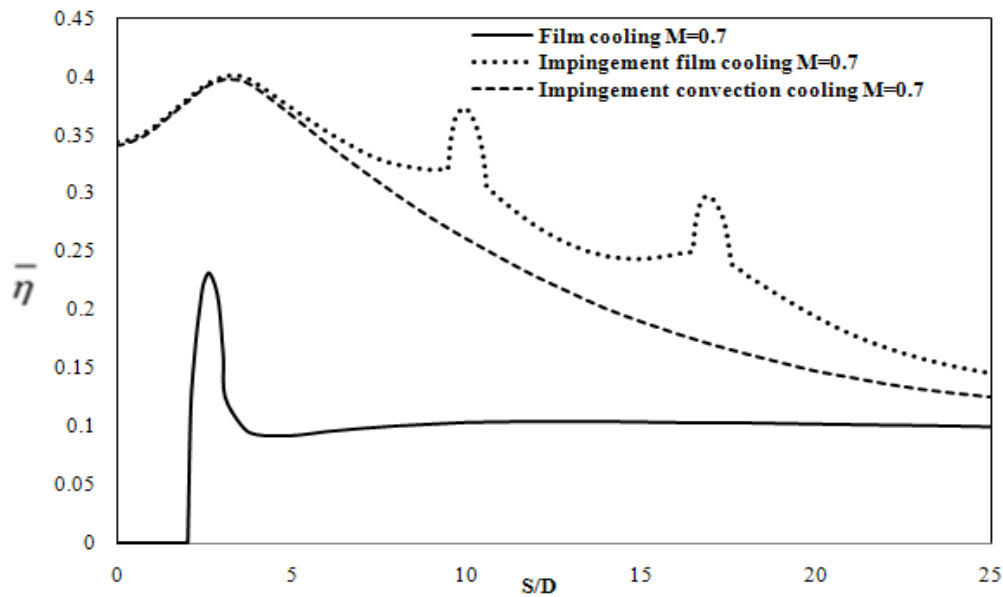
بنا براین با توجه به محدودیت استفاده از هوای مصرفی کمتر، برای خنک کاری، و استفاده از هوا برای تراکم در کمپرسور، به منظور عدم کاهش کارایی توربین گاز، بدست آوردن نسبت دمش بهینه در این حالت می تواند موضوع قابل تحقیق باشد.



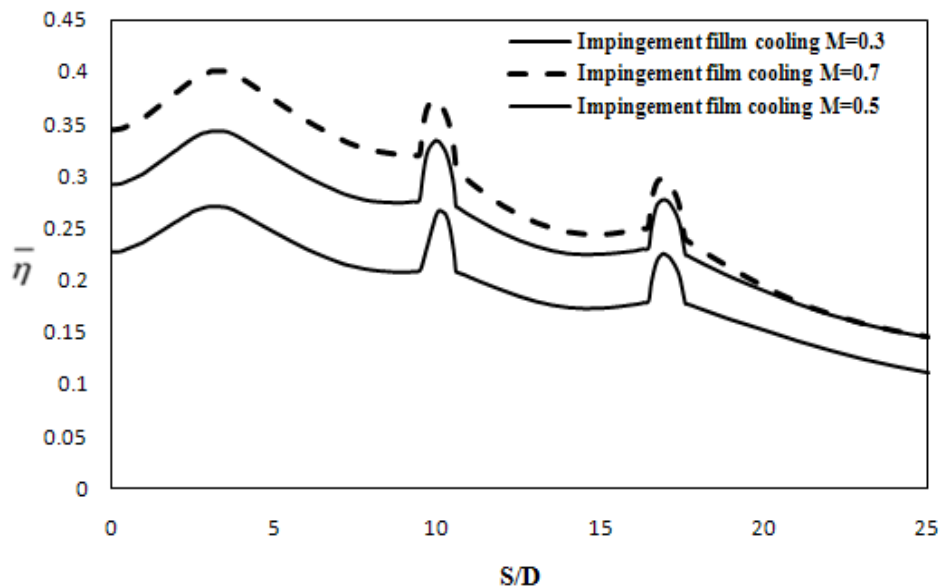
شکل (۴-۳۶) مقایسه نمودارهای اثر بخشی متوسط جانبی در روش های برخوردی لایه ای، برخوردی جابجایی ولایه ای با در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M=0/3$



شکل (۴-۳۷) مقایسه نمودارهای اثر بخشی متوسط جانبی در روش های برخوردی لایه ای، برخوردی جابجایی ولایه ای با در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M=0.5$



شکل (۴-۳۸) مقایسه نمودارهای اثر بخشی متوسط جانبی در روش های برخوردی لایه ای، برخوردی جابجایی ولایه ای با در نظر گرفتن ضخامت دیواره در $M=0.7$



شکل (۴-۳۹) مقایسه تاثیر افزایش نسبت دمش بر اثر بخشی متوسط جانبی خنک کاری در روش برخوردی لایه ای

نتیجه گیری (۴-۴)

استفاده از روش خنک کاری ترکیبی (برخوردی/جابجایی) علی رغم افزایش قابل توجه اثر بخشی خنک کاری در نواحی ابتدایی و میانی لبه پره، در انتهای لبه پره کارایی چندانی ندارد. به این منظور با تعبیه سوراخ های خنک کاری لایه ای پس از ناحیه برخورد و استفاده از روش خنک کاری (برخوردی/لایه ای)، می توان از کاهش مجدد اثربخشی خنک کاری در انتهای لبه پره جلوگیری نمود و مقدار اثر بخشی در این نواحی را بهبود بخشید. با استفاده از سوراخ های خنک کاری لایه ای، علاوه بر خنک کاری نواحی پس از سوراخ، در نواحی قبل از سوراخ نیز شاهد افزایش اثر بخشی خنک کاری می باشیم. این پدیده بدلیل خنک شدن پره از طریق دیواره سوراخ ها، و اثر هدایت حرارتی داخل دیواره می باشد. با افزایش نسبت دمش، به دلیل افزایش سرعت سیال خنک

کاری، انتقال حرارت جابجایی افزایش می یابد، اثر بخشی خنک کاری، با افزایش نسبت دمش از مقدار ۰.۵ به ۰.۷، علی رغم افزایش درنقاط ابتدایی و میانی، در نقاط انتهایی افزایش چندانی ندارد و از این حیث، پیدا کردن نرخ دمش بهینه در این روش می تواند مفید باشد. در مجموع با استفاده از روش برخوردی/ لایه ای، شاهد بهینه شدن اثر بخشی خنک کاری پره توربین، مخصوصا در نواحی پس از برخورد، نسبت به دو روش دیگر می باشیم.

فصل پنجم

نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات

۵-۱) نتیجه گیری

همان طور که پیشتر گفته شده توربین های گاز پیشرفته عملکرد بهتری در دماهای بالا دارد همچنان که اجازه می دهیم که دمای ورودی افزایش یابد انتقال حرارت به پره توربین هم افزایش می یابد. عمدتاً دمای کارکرد توربین ها به مراتب بالاتر از دمای مجاز برای فلزات است. پس برای امنیت و کارکرد بهتر پره توربین نیاز به خنک کاری داریم و برای خنک کاری از هوای استخراجی از کمپرسور استفاده می شود. این استخراج هوا سبب کاهش در راندمان حرارتی نیز می شود. پس نیاز است که روش های مختلف خنک کاری و بهینه سازی آنها، شرایط کارکرد و هندسه پره توربین را به خوبی بشناسیم.

در روش لایه ای، هوای خنک کننده به صورت لایه جدا کننده بین گازداغ و جداره پره شکل می-گیرد، که در این روش به دلیل اختلاط هوای خنک کننده با جریان اصل، اثر بخشی خنک کاری، در پایین دست جریان به سرعت کاهش می یابد. در روش جابجایی، هوا مستقیماً از کمپرسور در داخل پره و جداره توربین جریان یافته و حرارت دیواره ها را کاهش می دهد ولی این روش به تنهایی کارایی لازم برای خنک کاری را ندارد و کمتر مورد استفاده قرار می گیرد. استفاده از جت برخوردی برای خنک کاری قطعات داغ به دلیل فراهم آوردن نرخهای بالای انتقال حرارت و جرم، یکی از روش های معمول و کارآمد انتقال حرارت می باشد، که در این روش هوای خنک کننده توسط جت های سریع به سطح داخلی پره برخورد می کند و مقداری گرمای اضافی از سطح به هوای خنک کننده انتقال می یابد و بیشتر برای خنک کاری موضعی و در لبه حمله پره استفاده می شود.

با توجه به نتایج بدست آمده برای خنک کاری لایه ای روی پره توربین متقارن AGTB و مقایسه با نتایج عددی و تجربی موجود نتیجه می شود. روش حل عددی به کار گرفته شده برای حل جریان و انتقال حرارت در هندسه موجود مناسب می باشد. همچنین نتایج بدست آمده نشان می دهد در روش خنک کاری لایه ای علی رقم اثر بخشی بالا در نواحی نزدیک سوراخ، دارای مشکلاتی به شرح زیر می باشد

۱- به دلیل اختلاط سیال خنک کاری با جریان اصلی شاهد کاهش ناگهانی اثر بخشی بر اثر این اختلاط می باشیم.

۲- سیال خنک کاری بتدریج گرم شده و اثر بخشی خنک کاری کاهش می یابد.

۳- نواحی قبل از سوراخ به دلیل عدم گسترش سیال به آن ناحیه خنک نمی شود و مقدار اثر بخشی خنک کاری در آن نواحی صفر می باشد.

۴- افزایش سوراخ های خنک کاری لایه ای در سطح پره باعث کاهش استحکام پره می گردد.

در این پایان نامه ضمن ثابت نگه داشتن دبی هوای مصرفی با تغییر هندسه و بکارگیری روشهای ترکیبی (برخوردی/لایه ای) و (برخوردی/جابجایی) از مزایای هر یک از روش های مذکور در قسمت های مختلف پره استفاده کرده و راندمان خنک کاری را در نقاط مختلف پره افزایش داده شده است.

بر اساس نتایج بدست آمده، استفاده از روش ترکیبی (برخوردی-جابجایی)، باعث افزایش اثر بخشی خنک کاری نسبت به روش لایه ای می شود. همچنین توزیع اثر بخشی خنک کاری در حالت

نهایی، با در نظر گرفتن ضخامت، نسبت به حالت بدون ضخامت و روش خنک کاری لایه ای، یکنواخت تر می باشد. در نتیجه با استفاده از روش ترکیبی برخوردی/ جابجایی، علاوه بر افزایش اثر بخشی خنک کاری، توزیع دما روی سطح پره نیز یکنواخت تر می شود.

استفاده از روش خنک کاری ترکیبی (برخوردی/ جابجایی) علی رغم افزایش قابل توجه اثر بخشی خنک کاری در نواحی ابتدایی و میانی لبه پره، در انتهای لبه پره کارایی چندانی ندارد. به این منظور با تعبیه سوراخ های خنک کاری لایه ای پس از ناحیه برخورد و استفاده از روش خنک کاری (برخوردی/ لایه ای)، می توان از کاهش مجدد اثربخشی خنک کاری در انتهای لبه پره جلوگیری نمود و مقدار اثر بخشی در این نواحی را بهبود بخشید.

با استفاده از سوراخ های خنک کاری لایه ای، علاوه بر خنک کاری نواحی پس از سوراخ، در نواحی قبل از سوراخ نیز شاهد افزایش اثر بخشی خنک کاری می باشیم. این پدیده بدلیل خنک شدن پره از طریق دیواره سوراخ ها، و اثر هدایت حرارتی داخل دیواره می باشد. با افزایش نسبت دمش، به دلیل افزایش سرعت سیال خنک کاری، انتقال حرارت جابجایی افزایش می یابد، اثر بخشی خنک کاری، با افزایش نسبت دمش از مقدار ۰/۵ به ۰/۷، علی رغم افزایش در نقاط ابتدایی و میانی، در نقاط انتهایی افزایش چندانی ندارد و از این حیث، پیدا کردن نرخ دمش بهینه در این روش می تواند مفید باشد. در مجموع با استفاده از روش برخوردی/ لایه ای، شاهد بهینه شدن اثر بخشی خنک کاری پره توربین، مخصوصا در نواحی پس از برخورد، نسبت به دو روش دیگر می باشیم.

۵-۲) ارائه پیشنهادات

با توجه به نتایج بدست آمده در این پایان نامه، استفاده از روش های ترکیبی نسبت به بکارگیری هر یک از روش های خنک کاری به تنهایی، از نظر افزایش اثر بخشی خنک کاری و توزیع بهتر آن، مفید می باشد. با این حال استفاده از روش های ترکیبی نیز می تواند با تحقیقات بیشتر و اعمال تغییراتی بهینه شود از جمله پیشنهاد هایی که در این زمینه می توان ارائه نمود عبارتند از:

۱- تعیین فاصله بهینه سوراخ های خنک کاری لایه ای در روش ترکیبی برخوردی / لایه ای، به منظور توزیع یکنواخت تر اثر بخشی و در نتیجه توزیع دمای بهتر

۲- بررسی اثر تغییر قطر و زاویه سوراخ های خنک کاری، روی توزیع اثر بخشی خنک کاری در روش های ترکیبی در روش ترکیبی برخوردی / لایه ای

۳- بررسی اثر تعداد سوراخ ها و چگونگی توزیع آنها روی سطح، بر توزیع اثر بخشی در روش ترکیبی برخوردی / لایه ای

۴- تعیین ضخامت بهینه دیواره پره به منظور افزایش اثر بخشی خنک کاری و عدم کاهش استحکام پره در روش های ترکیبی

۵) بررسی تاثیر ضریب هدایت جامد بر اثر بخشی خنک کاری در روش های ترکیبی

۶) افزایش تعداد جت های برخوردی و تعیین فاصله بهینه آنها برای توزیع یکنواخت تر اثر بخشی خنک کاری

فهرست منابع

- [1] Gustafson, K. M., B, 1998, "An Experimental Study of the Surface Temperature of an Effusion-Cooled Plate using Infrared Thermography," thesis for the degree of Licentiate in Engineering, No. 98/9, Department of Thermo and Fluid Dynamics, Chalmers University of Technology, Goteborg, Sweden.
- [2] ECKERT, E. R. G. & LIVINGOOD, J. N. B. 1954 Comparison of effectiveness of convection-, transpiration-, and film-cooling methods with air as coolant. *NACA Rep.* 1182.
- [3] Goldstein, R. J., Trimmer, J. F., "Visualization of Heat Transfer from Arrays of Impinging Jets", *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 25, pp. 1857-1868, 1982.
- [4]. Halila E.E., Lenahan D.T. and Thomas T.T., HighPressure Turbine Test Hardware Detailed Design Report, *General Electric Company, NASA-Lewis Research center CR-167955*, 1982
- [5] Downs, S. J., James, E. H., "Jet Impingement Heat Transfer—a Literature Survey", ASME paper, No. 87-Ht-35, 1987.
- [6] Plat, S., Huang, B., Mujumdar, A. S., Douglas, W. J., "Numerical Flow and Heat Transfer under Impinging Jets", *Annual Review of Numerical Fluid Mechanics and Heat Transfer*, Vol. 2, pp. 157-197, 1989.
- [7] Saad, N. R., Polat, S., Douglas, W. J. M., "Confined Multiple Impinging Slot Jets without Cross-Flow Effects", *Int. Heat Fluid Flow*, Vol. 13, pp. 2-14, 1992.
- [8] A.A., Amer, B.A. Jubran and M. A., Hamdan, "Comparison of Different Two Equation Turbulence Models for Prediction of Film Cooling From Two Rows of Holes", *Numerical Heat Transfer, Part A*, Vol. 21, pp. 143-162, 1992.
- [9] Huber, A. M., Viskanta, R., "Convective Heat Transfer to a Confined Impinging Array of Air Jets with Spent Air Exits", *ASME J. Heat Transfer*, Vol. 116, pp. 570-576, 1994.
- [۱۰] ف.، بازدید تهرانى و ا.، مستأجر حقیقی، "تأثیر تعداد و قطر سوراخها در خنک کردن جداره محفظه احتراق توربین گاز توسط روش خنک کنندگی لایه ای"، دومین کنفرانس بین المللی مهندسی مکانیک، جلد اول، صفحه دانشگاه شیراز، ۱۷-۲۳
- [۱۱] ف. بازدید تهرانى و م. احمدیان، "حل عددی روش در جریان آشفته با تزریق Open Slot Film Cooling مماسی"، پنجمین کنفرانس سالانه انجمن مهندسان مکانیک ایران، دانشگاه تبریز، 1376
- [12] D.L., Schmidt, B. Sen and D.G., Bogard, "Film Cooling with Compound Angle Holes: Adiabatic Effectiveness", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 118, pp. 807-813, 1996.

- [13] W. Haslinger and D. K. Hennecke, Highly Resolved Distribution of Adiabatic Film Cooling Effectiveness for Turbine Leading Edge Film Cooling, in Proc. 13th Int. Symp. Air Breathing Engines, Chattanooga, TN, ISBE 97-7113, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
- [14] D.K., Walters and J.H. Leylek, "A Systematic Computational Methodology Applied to a Three-Dimensional Film-Cooling Flow Field", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 119, pp. 777-785, 1997.
- [15] I., Hassan, M., Findlay, M. Salcudean and I., Gartshore, "Prediction of Film Cooling with Compound Angle Injection Using Different Turbulence Models", CFD98, pp. 1-6, 1998.
- [16] Behnia, M., Paranoid, S., Durbin, P. A., "Prediction of Heat Transfer in an Ax symmetric Turbulent Jet Impinging on a Flat Plate", Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 41, pp. 1845-1855, 1998.
- [17] Behnia, M., Parneix, S., Shabany, Y., Durbin, P. A., "Numerical Study of Turbulent Heat Transfer in Confined and Unconfined Impinging Jets", Int. Heat Fluid Flow, Vol. 20, pp. 1-9, 1999.
- [18] M., Taeibi-Rahni and H.R., Ebrahimi-Kebria, "Turbine Blade Film Cooling Numerical Simulations", CFD99 Proceeding, Canada, 1999.
- [19] R.W. Kaszeta and T.W. Simon, "Measurement of Eddy Diffusivity of Momentum in Film Cooling Flows with Streamwise Injection", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 122, Jan. 2000.

[۲۰] م. طیبی رهنی و م. کیماسی، " شبیه سازی عددی خنک کاری لایه ای جریان آشفته با استفاده از مد های استاندارد ((و)) انتقال تنش برشی آشفتگی $k-\epsilon$ مجله شریف، شماره بیست و دوم، صفحه. - ۱۳۸۱-۶۵۵۹.

- [21] F. Bazdidi-Tehrani and A.A. Mahmoodi, "Finite Element Analysis of Flowfield in the Single Hole Film Cooling Technique", Annals of the New York Academy of Sciences, Vol. 934, pp. 393-400, 2001.
- [22] Shi, Y. L., Ray, M. B., Mujumdar, A. S., "Computational Study of Impingement Heat Transfer under a Turbulent Slot Jet", Industrial & Engineering Chemistry Research, Vol. 41, pp. 4643-4651, 2002.
- [23] Baydar, E., Ozmen, Y., "An Experimental and Numerical Investigation on a Confined Impinging Air Jet at High Reynolds Numbers", Appl. Therm. Eng., Vol. 25, pp. 409-421, 2005.
- [24] Wang, S. J., Mujumdar, A. S., "A Comparative Study of Five Low Reynolds Number $k-\epsilon$ Models for Impingement Heat Transfer", Applied Thermal Engineering, Vol. 25, pp. 31-44, 2005.
- [25] Wang, T., Lin, M., Bunker, R. S., "Flow and Heat Transfer of Confined Impingement Cooling Using a 3-D Transient Liquid Crystal Scheme", Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 48, pp. 4887-4903, 2005.

- [26] A. Immarigeon and I. Hassan, An advanced impingement/film cooling scheme for gas turbines – numerical study International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow Vol. 16 No. 4, 2006 pp. 470-493
- [27]. Nemdili W., and Azzi A., Theodoridis G., Jurban B.A., Reynolds Stress Transport Modeling of Film Cooling at the Leading Edge of a Symmetrical Turbine Blade. Heat Transfer Engineering, v. 29, n. 11, 2008, pp. 950–960.
- [28]. Islami, Sima Baheri, Tabrizi, S. P. Alavi and Jubran, B. A'Computational Investigation of Film Cooling from Trenched Holes near the Leading Edge of a Turbine Blade', Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 53: 3, 308 — 322, 2008
- [29] Farzad Bazdidi-Tehrani 1, Mehdi Amiri-Behgadam 2, Mehran Rajabi 3 Numerical Simulation of Combined (Impingement/Film) Cooling Technique The 8th Iranian Aerospace Society Conference Feb. 17-19/2009, Malek-e-Ashtar University of Technology
- [30] Zhang Jingzhoua,*, Xie Haoa,b, Yang Chengfenga, Numerical Study of Flow and Heat Transfer Characteristics of Impingement/Effusion Cooling , Chinese Journal of Aeronautics 22(2009) 343-348
- [31] Boussinesq, J., “Essay on the theory of water flow”, Memories of Science Academy (Paris)., Vol. 23, pp.601-680, 1877.
- [۳۲] صنیعی نژاد، م ، جزوه مقدمه ای بر مفاهیم جریان های اشغته و مدل سازی آن هاف ویرایش سوم، خرداد ۱۳۸۳
- [33] S.J. Wang *, A.S. Mujumdar, A comparative study of five low Reynolds number k–e models for impingement heat transfer, Applied Thermal Engineering 25 (2005) 31 44
- [34] Weigand B., Ferguson J. R., Crawford M. E., “An extended Kays and Crawford turbulent Prandtl number model”, Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 40, pp. 4191-4196, 1997.
- [35] Jischa M., Rieke H. B., “Modeling assumptions for turbulent heat transfer”, Proc. Seventh Int. Heat Transfer Conf. München, Vol. 3, pp. 257-262, 1982.
- [36] So R. M. C., Sommer T. P., “A near-wall eddy conductivity model for fluids with different Prandtl numbers”, J. of Heat Transfer, Vol. 116, pp. 884-854, 1994.
- [37] Sinha, A.K., Bogard, D.G., and Crawford, M.E., “Film-Cooling Effectiveness Downstream of a Single Row of Holes with Variable Density Ratio” ASME J. Turbomach., 113 pp. 442-449, 1991.
- [38] Leyk, J. H., and Zirkle, R. D., 1994, “Discrete-Jet Film Cooling: A Comparison of Computational Results with Experiments,” ASME J. Turbomach., 116, pp. 358–368.

Optimization of turbine blade cooling through Combined cooling Techniques

Abstract

In this thesis the analyzing and optimizing of turbine blade cooling systems have been investigated. Since the temperature of combustion gases is too high and sometimes this temperature reaches up to 2400 K, the turbine blade cannot bear such thermal stress. Moreover, for higher efficiency in advanced gas turbine, increasing the blade inlet temperature is needed. Thus, turbine blade cooling is an appropriate way to resolve this problem. Most important cooling methods are film cooling, convection cooling, impingement cooling and combined cooling. In this thesis, firstly, numerical solution of heat and flow field on the flat plate and AGTB symmetrical turbine blade have been investigated, and the results have been validated with experimental data. Then, geometry has been changed and combined cooling (impingement/convection cooling and impingement/film cooling) have been used and high cooling efficiency and more uniform Temperature Distribution have been obtained. The low Reynolds number $k-\epsilon$ model (AKN) has been applied for the turbulence flow simulation in various blowing ratio and two blade thickness. The comparisons of the obtained results with the available experimental and numerical data indicate that AKN model is appropriate to predict the turbulent flow and heat transfer. Combined cooling (impingement/convection cooling and impingement/film cooling) results show that the cooling effectiveness for the combined cooling is considerably enhanced and more uniform Temperature Distribution is obtained.

Keywords:

Turbine blade, film cooling, impingement cooling, combined cooling, cooling effectiveness, Turbulence modeling



Semnan University

Faculty of Mechanical Engineering

Optimization of turbine blade cooling through Combined cooling Techniques

By:

Mohamad Mehdi zolfagharian

Supervisors:

Dr.Mohamad Sadegh Valipoor

Dr.Mehran rajabi Zargarabadi

A Thesis is submitted to Graduate Studies Office in partial fulfillment

Of the requirements for the degree of Master of Science in

Mechanical Engineering

