

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه صنعتی شاهرود

دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک-تبدیل انرژی

مطالعه عددی تأثیر استفاده از سوراخ های تغییر شکل یافته و چرخش

جریان خنک کننده بر خنک کاری لایه ای

نگارنده: رضا افروز

استاد راهنما:

دکتر محمود نوروزی

استاد مشاور:

دکتر محمدحسن کیهانی

بهمن ۱۳۹۹

شماره: ۲/۲۹۹/۱۲۴
تاریخ: ۱۴۰۲/۲/۲۰

باسمه تعالی



فرم شماره (۳) صورتجلسه نهایی دفاع از پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

با نام و یاد خداوند متعال، ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد آقای رضاافروز با شماره دانشجویی ۹۶۰۲۷۱۴ رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی تحت عنوان مطالعه عددی تاثیر استفاده از سوراخ های تغییر شکل یافته و چرخش جریان خنک کننده بر خنک کاری لایه ای که در تاریخ ۹۹/۱۱/۱۹ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می گردد:

☒ الف) درجه عالی: نمره ۱۹-۲۰	☐ ب) درجه خیلی خوب: نمره ۱۸/۹۹ - ۱۸
☐ ج) درجه خوب: نمره ۱۷/۹۹ - ۱۶	☐ د) درجه متوسط: نمره ۱۵/۹۹ - ۱۴
☐ ه) کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول و نیاز به دفاع مجدد دارد	
نوع تحقیق: ☒ نظری ☐ عملی	

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنمای اول	دکتر محمود نوروزی	دانشیار	
۲- استاد مشاور	دکتر محمدحسن کیهانی	استاد	
۴- نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر علی خالقی	استادیار	
۵- استاد ممتحن اول	دکتر رامین ذاکری	استادیار	
۶- استاد ممتحن دوم	دکتر محمد محسن شاه مردان	استاد	

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده: دکتر مهدی گردویی

تاریخ و امضاء و مهر دانشکده:



تقدیم به

مادر عزیزم

که با تمام وجود برای آموزش و پیشرفت من زحمات کشید

زندگی و تمام داشته‌هایم را بدون آن، بستم

امیدوارم روزی بتوانم اندکی از خداکاری‌هایش را جبران کنم.

تشکر و قدردانی:

در اینجا لازم میدانم از همه کسانی که این جانب را در امر انجام این پایان نامه یاری نموده اند به خصوص جناب آقای دکتر محمود نوروزی و جناب آقای دکتر محمد حسن کیهانی که همواره از راهنمایی و مشاوره های آن ها بهره مند بوده ام تشکر و قدردانی نمایم.

همچنین لازم میدانم از همه دوستانی که در این مدت این جانب را یاری نموده اند، تشکر نمایم.

رضا افروز

بهمن ۹۹

تعمدنامه

این جانب **رضا افروز** دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته **مهندسی مکانیک** گرایش تبدیل انرژی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه **مطالعه عددی تأثیر استفاده از سوراخ‌های تغییر شکل یافته و چرخش جریان خنک کننده بر خنک کاری لایه‌ای تحت راهنمایی دکتر محمود نوروزی** متعهد می‌شوم.

- تحقیقات در این پایان نامه توسط این جانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش‌های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است .
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد و مقالات مستخرج بانام « دانشگاه صنعتی شاهرود » و یا « Shahrood University of Technology » به چاپ خواهد رسید .
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده‌اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می‌گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه ، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است .
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه‌های رایانه‌ای، نرم‌افزارها و تجهیزات ساخته شده) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

امروزه نیروگاه‌ها حرارتی بیشترین نیاز جهانیان به انرژی را تأمین می‌کنند. یکی از راه‌های افزایش راندمان حرارتی در نیروگاه‌های گازی بالا بردن دمای گاز داغ ورودی به توربین گاز می‌باشد اما سطح تحمل دمایی آلیاژ پره، دمای گاز ورودی به توربین را محدود می‌کند. بنابراین برای افزایش دمای گاز ورودی به توربین استفاده از روش‌هایی برای خنک‌کاری پره توربین الزامی می‌باشد. خنک‌کاری لایه‌ای راهی مؤثر در محافظت سطح پره‌های توربین گاز در برابر گازهای داغ عبوری می‌باشد. از جمله مهم‌ترین پارامترهای تأثیرگذار بر خنک‌کاری لایه‌ای، هندسه سوراخ‌های خنک‌کاری قرار گرفته روی پره‌ها می‌باشد. از این‌رو در این پایان‌نامه در قسمت اول به بررسی هندسه سوراخ‌های خنک‌کاری با استفاده از چهار نوع سوراخ خنک‌کاری به نام‌های (۱) دایروی (۲) فن شکل (۳) دایروی با گسترش جانبی (۴) دایروی با دو مجرای خروجی پرداخته شده و در قسمت دوم تأثیر چرخش جریان خنک‌کننده بر خنک‌کاری لایه‌ای را در موارد فوق بررسی کردیم. مدل آشفتگی استفاده شده نیز، مدل $K - \omega SST$ می‌باشد. طبق نتایج حاصله از شبیه‌سازی، در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی ساده و بدون چرخش جریان خنک‌کننده در نسبت دمش ۱، از شدت جفت گردابه‌های خلاف جهت چرخش تشکیل شده در مرکز سوراخ‌ها کاسته شده و نفوذ جت خنک‌کن به جریان عرضی گرم در این حالت نسبت به سایر موارد کمتر است اما چرخش جریان خنک‌کننده در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی نتیجه نامطلوبی داشته و منجر به کاهش ۳۳ درصدی در راندمان خنک‌کاری می‌شود. اما در سوراخ‌های دایروی و فن شکل، چرخش جریان خنک‌کننده در ورودی مجرای سوراخ‌های خنک‌کاری منجر به پخش‌شدگی بیشتر جت خنک‌کن در راستای عرضی می‌شود. به‌صورت میانگین، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در حالت جریان خنک‌کن چرخشی در سوراخ‌های دایروی به میزان ۱۶٪ و در سوراخ‌های فن شکل در فاصله بین $10 < x/d < 20$ از صفحه تخت، به میزان ۸٪ افزایش می‌یابد. اما در فاصله $20 < x/d < 10$ در سوراخ‌های فن شکل جت خنک‌کن از روی سطح

بلند شده و دمای سطح را افزایش می‌دهد که در کل به‌طور میانگین راندمان خنک کاری را به میزان ۴٪ کاهش می‌دهد. در سوراخ‌های دایروی با دو مجرای خروجی نیز نتایج شبیه‌سازی شده برای حالت چرخش جریان خنک‌کننده حاکی از افزایش ۴۸ درصدی در راندمان خنک کاری لایه‌ای نسبت به حالت ساده آن می‌باشد. اما با افزایش نسبت دمش به مقدار ۱.۵، چرخش جریان خنک‌کننده در سوراخ‌های خنک کاری دایروی و فن شکل نتایج بسیار مطلوبی را به همراه داشت به‌گونه‌ای که در سوراخ‌های دایروی به‌طور میانگین، راندمان خنک کاری در حالت چرخش نسبت به حالت ساده به میزان ۵۰٪ افزایش می‌یابد زیرا در حالت ساده افزایش نسبت دمش منجر به جدا شدن جت خنک‌کننده از روی سطح می‌گردد که در حالت سیکلونی این‌گونه نیست. همچنین اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای سوراخ‌های فن شکل در حالت چرخش به مقدار ۴۲٪ نسبت به حالت ساده افزایش می‌یابد. به‌طور کلی نتایج حل عددی حاکی از آن است که افزایش بازشدگی سطح مقطع در جهت جانبی در سوراخ‌های دایروی منجر به پخش‌شدگی بیشتر سیال خنک‌کن می‌شود اما اثر چرخش در این هندسه مطلوب نبوده و افزایش نسبت دمش به مقدار ۱.۵، اثربخشی را به میزان ۳۶٪ کاهش می‌یابد.

کلمات کلیدی: سوراخ‌های خنک کاری، جفت گردابه‌های خلاف جهت چرخش، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای

فهرست مطالب

فصل اول	۱
۱-۱ مقدمه	۲
۲-۱ آشنایی با توربین های گاز	۴
۳-۱ پره های توربین گاز	۶
۴-۱ ضرورت خنک کاری پره های توربین گاز	۸
۵-۱ تقسیم بندی کلی خنک کاری	۹
۱-۵-۱ خنک کاری داخلی	۹
۲-۵-۱ خنک کاری لایه ای	۱۱
۶-۱ پارامترهای تأثیرگذار در خنک کاری لایه ای	۱۲
۷-۱ ساختار جریان در هنگام تزریق در لایه مرزی	۱۴
فصل دوم	۱۷
۱-۲ مقدمه	۱۸
۲-۲ خنک کاری با سوراخ های دایروی	۱۹
۳-۲ خنک کاری با سوراخ های اسلات	۲۰
۴-۲ خنک کاری با سوراخ های شکل داده شده (کنترل ساختارهای گردابی)	۲۱
۱-۴-۲ هندسه با زاویه بازشدگی عرضی	۲۲
۲-۴-۲ هندسه با زاویه بازشدگی عرضی - طولی	۲۳
۳-۴-۲ زاویه تزریق	۲۳
۴-۴-۲ نسبت طول به قطر	۲۳
۵-۴-۲ اثرات جریان عرضی گرم	۲۴
۵-۲ خنک کاری با سایر حفره ها با هندسه های مختلف	۲۵

۶-۲ معرفی تحقیق حاضر.....	۲۶
۷-۲ معرفی فصل‌های پایان‌نامه.....	۲۷
فصل سوم.....	۲۹
۱-۳ مقدمه.....	۳۰
۲-۳ معادلات حاکم بر جریان سیال.....	۳۰
۱-۲-۳ مدل کی-اِپسیلون.....	۳۵
۲-۲-۳ مدل کی-امگا اس اس تی.....	۳۵
فصل چهارم.....	۳۹
۱-۴ تشریح مسئله.....	۴۰
۲-۴ هندسه مسئله (حالت بدون چرخش).....	۴۰
قسمت اول: سوراخ‌های خنک‌کاری بدون سیکلون چرخشی ۳-۴.....	۴۱
۴-۴ شرایط مرزی.....	۴۳
۵-۴ حل عددی و روش محاسبه.....	۴۴
۶-۴ شبکه‌بندی و حل مستقل از شبکه.....	۴۴
۷-۴ اعتبارسنجی نتایج.....	۴۸
۸-۴ توزیع دما روی صفحه تخت.....	۵۳
۹-۴ اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای.....	۵۹
۱۰-۴ قسمت دوم: چرخش جریان خنک‌کن.....	۶۱
۱۱-۴ ساختار جریان داخل مجرای سوراخ‌های خنک‌کاری.....	۶۴
۱۲-۴ توزیع دما روی صفحه تخت.....	۷۶
۱۳-۴ اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای.....	۷۹
۱۴-۴ تاثیر نسبت دمش.....	۸۲
فصل پنجم.....	۹۳

۹۴ ۱-۵ نتیجه‌گیری

۹۵ ۲-۵ پیشنهادات

۹۶ مراجع

فهرست جداول

جدول ۳-۱: ضرایب مدل توربولانسی اس‌اس‌تی	۳۷
جدول ۴-۱: پارامترهای هندسی سوراخ‌های دایروی و فن شکل	۴۱
جدول ۴-۲: ابعاد کانال جریان گاز داغ و خنک‌کننده	۴۳
جدول ۴-۳: شرایط جریان برای مسئله موردنظر	۴۴
جدول ۴-۵: مقایسه نتایج راندمان خنک کاری میانگین در جهت عرضی برای کلیه حالت‌های شبیه‌سازی در نسبت	
دمش ۱	۸۱
جدول ۴-۶: مقایسه نتایج راندمان خنک کاری میانگین در جهت عرضی برای کلیه حالت‌های شبیه‌سازی در نسبت	
دمش ۱.۵	۹۲

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱: تغییرات دمای ورودی به توربین طی سال‌های اخیر [۱] ۳
- شکل ۲-۱: توربین گاز صنعتی [۲] ۵
- شکل ۳-۱: قسمت‌های مختلف پره توربین [۲] ۷
- شکل ۴-۱: دندان‌های موجود در مجراهای خنک کاری [۷] ۱۰
- شکل ۵-۱: افزایش خنک کاری با استفاده از پین فین [۸] ۱۱
- شکل ۷-۱: انواع روش‌های خنک کاری [۹] ۱۲
- شکل ۸-۱: چهار ساختار گردابی مهم در اندرکنش جت و جریان عرضی [۱۰] ۱۴
- شکل ۹-۱: ساختارهای گردابی در اندرکنش جریان جت و جریان عرضی. الف) گردابه‌های لایه برشی ب) گردابه‌های نعل اسبی شکل ج) جفت گردابه‌های خلاف چرخش د) گردابه دنباله [۱۲] ۱۶
- شکل ۱-۲: نمونه‌هایی از سوراخ‌های خنک کاری با مقاطع خروجی مختلف شامل دایروی، فن شکل، لیدبک فن شکل (گسترش طولی و جانبی)، کانسول [۱۳] ۱۸
- شکل ۲-۲: صفحه آزمایش خنک کاری لایه‌ای با سوراخ‌های دایروی در پژوهش سینه‌ها و همکاران [۱۴] ۲۰
- شکل ۳-۲: فرم گردابه‌های تشکیل شده در خروجی سوراخ‌های خنک کن: a) دایروی b) کانسول در پژوهش یو و همکاران [۱۸] ۲۱
- شکل ۴-۲: انواع شکل سوراخ‌های خنک کاری در پژوهشی کیم و همکاران: a) دودکشی b) دمبلی c) فن شکل d) هلالی [۲۶] ۲۶
- شکل ۱-۴: شماتیک هندسه‌های مورد بررسی در این پژوهش: ۱) سوراخ دایروی ۲) سوراخ فن شکل ۳) سوراخ دایروی گسترش یافته جانبی ۴) سوراخ دایروی با دو خروجی ۴۱
- شکل ۲-۴: ابعاد هندسی به همراه شکل سوراخ‌های خنک کاری برای دو حالت ذکر شده ۴۲
- شکل ۳-۴: دامنه محاسباتی برای قسمت اول (حالت بدون چرخش) ۴۲
- شکل ۴-۴: نمایی از شبکه بندی ۴۵
- شکل ۵-۴: شبکه تولیدی در اطراف سوراخ‌های خنک کاری: الف) دایروی ب) فن شکل ۴۵
- شکل ۶-۴: توزیع مقدار γ ۴۶

- شکل ۴-۷: استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی در مسئله خنک کاری لایه‌ای با سوراخ‌های دایروی ۴۷
- شکل ۴-۸: تأثیر اندازه شبکه بر میانگین دمای سطح ۴۸
- شکل ۴-۹: محدوده در نظر گرفته شده برای اندازه‌گیری متوسط راندمان خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی ۴۹
- شکل ۴-۱۰: مقایسه اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت جانبی پژوهش حاضر با نتایج آزمایشگاهی و عددی مقاله برای سوراخ‌های دایروی [۳۲] ۵۰
- شکل ۴-۱۱: مقایسه اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت جانبی پژوهش حاضر با نتایج آزمایشگاهی و عددی مقاله برای سوراخ‌های فن شکل [۳۲] ۵۰
- شکل ۴-۱۲: هندسه سوراخ‌های خنک کاری برای حالت‌های ۳ و ۴ ۵۱
- شکل ۴-۱۳: کانتور دما روی صفحه $z-x$ (برای نشان دادن میزان نفوذ جت سرد در جریان عرضی گرم) ۵۲
- شکل ۴-۱۴: خطوط جریان خنک‌کننده در سوراخ‌های خنک کاری ۵۳
- شکل ۴-۱۵: توزیع دما روی صفحه تخت برای حالات (۱) دایروی (۲) فن شکل (۳) سوراخ دایروی با گسترش جانبی (۴) سوراخ دایروی با دو خروجی ۵۴
- شکل ۴-۱۶: مقاطع مورد نظر برای بررسی توزیع دما در راستای جانبی ۵۵
- شکل ۴-۱۷: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۱ ۵۵
- شکل ۴-۱۸: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۲ ۵۶
- شکل ۴-۱۹: توزیع دما و بردارهای سرعت در صفحه $y-z$ برای حالات ذکرشده در دو فاصله $XD = 2$ و $XD = 6$ ۵۹
- نسبت به مبداء ۵۹
- شکل ۴-۲۰: نمودار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت عرضی برای چهار هندسه بدون چرخش جریان خنک‌کن ۶۰
- شکل ۴-۲۱: اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای خط مرکزی برای هندسه‌های بدون چرخش جریان خنک‌کننده ۶۱
- شکل ۴-۲۲: سوراخ‌های خنک کاری با ورودی سیکلون چرخشی در چهار حالت دایروی، فن شکل، دایروی با گسترش جانبی و دایروی با دو مجرا ۶۲
- شکل ۴-۲۳: دامنه محاسباتی برای حالت‌های سیکلونی ۶۲
- شکل ۴-۲۴: ابعاد هندسی سیکلون چرخشی ۶۳
- شکل ۴-۲۵: شبکه تولیدی در ناحیه مجرای سیکلون ۶۴
- شکل ۴-۲۶: خطوط جریان در ناحیه مجرای سوراخ‌های خنک کاری ۶۴
- شکل ۴-۲۷: وضعیت حباب جدایش درون مجرای سوراخ‌های خنک کاری (توزیع بردارهای سرعت) ۶۸

- شکل ۴-۲۸: صفحات ترسیم شده در راستای y-z بلافاصله بعد از سوراخ های خنک کاری برای نشان دادن جفت گردابه های خلاف چرخش ۶۹
- شکل ۴-۲۹: توزیع جفت گردابه های تشکیل شده بر روی سطح در صفحه y-z در فاصله $XD=2$: a) ساده b) چرخشی ۷۲
- شکل ۴-۳۰: توزیع جفت گردابه های تشکیل شده بر روی سطح در صفحه y-z در فاصله $XD=18$: a) ساده b) چرخشی ۷۴
- شکل ۴-۳۱: توزیع دما و بردارهای سرعت در صفحه y-z برای حالات سیکلونی در دو فاصله $XD = 2$ و $XD = 6$ نسبت به مبدا ۷۶
- شکل ۴-۳۲: توزیع دما روی صفحه تخت برای حالات الف) دایروی سیکلونی ب) فن شکل سیکلونی ج) دایروی با گسترش جانبی سیکلونی د) دایروی با دو مجرا سیکلونی ۷۷
- شکل ۴-۳۳: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۱ ۷۸
- شکل ۴-۳۴: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۲ ۷۸
- شکل ۴-۳۵: نمودار اثربخشی خنک کاری لایه ای در جهت عرضی در هندسه های سیکلونی ۷۹
- شکل ۴-۳۶: اثربخشی خنک کاری لایه ای در راستای خط مرکزی برای هندسه های با چرخش جریان خنک کننده ... ۸۰
- شکل ۴-۳۷: نمودار اثربخشی خنک کاری لایه ای مربوط به کلیه حالت های شبیه سازی شده در پروژه در نسبت دمش ۱ ۸۱
- شکل ۴-۳۸: توزیع دما در صفحه z-x برای حالت دایروی حالت چرخش در نسبت دمش های مختلف ۸۲
- شکل ۴-۳۹: توزیع دما روی صفحه تخت برای حالت دایروی حالت چرخش در نسبت دمش های مختلف ۸۳
- شکل ۴-۴۰: اثربخشی خنک کاری لایه ای برای حالت دایروی سیکلونی در راستای عرضی در نسبت دمش های مختلف ۸۴
- شکل ۴-۴۱: مقایسه اثربخشی خنک کاری لایه ای برای سوراخ های دایروی در دو حالت ساده و چرخشی ۸۴
- شکل ۴-۴۲: توزیع دما در صفحه z-x برای حالت دایروی ساده در نسبت دمش ۱.۵ ۸۵
- شکل ۴-۴۳: جفت گردابه های خلاف جهت چرخش در صفحه y-z در سوراخ های فن شکل برای نسبت دمش ۱.۵: a) ساده b) چرخش ۸۶
- شکل ۴-۴۴: توزیع دما در صفحه y-x در سوراخ های فن شکل برای نسبت دمش ۱.۵: a) ساده b) چرخش ۸۷
- شکل ۴-۴۵: اثربخشی خنک کاری لایه ای در راستای جانبی در دو حالت ساده و چرخشی در سوراخ های فن شکل برای نسبت دمش ۱.۵ ۸۷

- شکل ۴-۴۶ : توزیع دما در صفحه $y-x$ در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی برای نسبت دمش ۱.۵ (a : ساده b) چرخش ۸۸
- شکل ۴-۴۷ : اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی در دو حالت ساده و چرخشی در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی ۸۹
- شکل ۴-۴۸ : توزیع دما در صفحه $z-x$ برای سوراخ‌های دایروی با دو مجرا در دو نسبت دمش ۱ و ۱.۵ ۸۹
- شکل ۴-۴۹ : اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی در سوراخ‌های دایروی با دو مجرا در حالت ساده ۹۰
- شکل ۴-۵۰ : توزیع دما در صفحه $y-x$ در سوراخ‌های دایروی با دو خروجی: (a : ساده b) چرخش ۹۱
- شکل ۴-۵۱ : اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی در سوراخ‌های دایروی با دو مجرا در حالت چرخش ۹۱

فهرست علائم

نسبت دمش	BR
قطر سوراخ‌های خنک کاری	$d(mm)$
نسبت چگالی	DR
عدد رینولدز جریان گرم	Re_{∞}
دمای جریان عرضی گرم	$T_{\infty}(K)$
دمای جریان خنک‌کن	$T_c(K)$
دمای دیواره آدیاباتیک	$T_{aw}(K)$
سرعت جریان عرضی گرم	$U_{\infty}(\frac{m}{s})$
سرعت جریان خنک‌کن	$U_c(\frac{m}{s})$
عدد بی بعد فاصله از دیواره	y^+
علائم یونانی	
اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای	η
چگالی جریان عرضی گرم	$\rho_{\infty}(\frac{kg}{m^3})$
چگالی جریان خنک‌کن	$\rho_c(\frac{kg}{m^3})$

فصل اول :

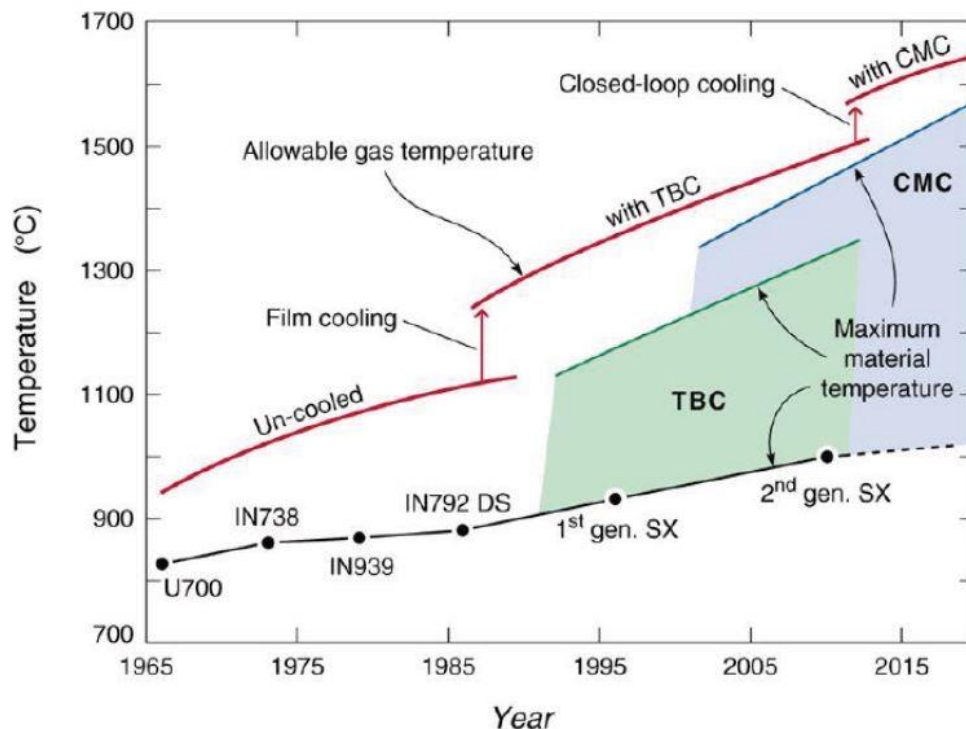
مقدمه

توربین‌های گاز به لحاظ کاربرد گسترده‌ای که در زمینه‌های مختلف از جمله نیروگاه‌های تولید برق، موتور هواپیماهای جت و سایر سیستم‌های پیشران‌های هوا فضایی و دریایی دارند، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار بوده و یک صنعت استراتژیک با فناوری سطح بالا به شمار می‌روند.

افزایش راندمان توربین‌های گازی عامل مهمی در کاهش مصرف انرژی و هزینه‌های عملیاتی ناشی از آن است. یکی از راه‌های افزایش بازده و توان خروجی توربین گاز، افزایش دمای گاز ورودی به توربین می‌باشد. در سال‌های اخیر، بهبود در طراحی محفظه احتراق توربین باعث افزایش دمای ورودی به توربین شده است، اما ماکزیمم دمای مجاز تجهیزات مسیر گاز داغ^۱ و محدودیت متالورژیکی مواد مورد استفاده در ساخت آن‌ها به خصوص پره‌های ردیف اول توربین، مهم‌ترین عامل بازدارنده افزایش دمای ورودی به توربین بوده است. برای افزایش مقاومت پره‌های توربین در مسیر گاز داغ، از دو روش کلی استفاده می‌شود. روش اول استفاده از مواد با مقاومت‌های حرارتی بالا از قبیل مواد سرامیکی در سطح پره‌ها و پوسته توربین بوده و روش دوم خنک‌کاری این تجهیزات با استفاده از جریان هوا (و یا بخار) ثانویه می‌باشد. در پوشش‌های محافظ حرارتی از یک‌لایه سرامیکی با قابلیت رسانندگی پایین استفاده می‌شود که می‌تواند تا حدی مقاومت تیغه‌های توربین به بارهای حرارتی را بهبود بخشد. همچنین پیدایش سوپرآلیاژهای پایه نیکل و تیتانیوم به خاطر استفاده آن‌ها در ساخت پره‌های ثابت و متحرک توربین‌ها که دماهای بالایی در حدود ۱۰۲۲ درجه سانتی‌گراد و یا بیشتر را متحمل می‌شوند، از سرعت بیشتری برخوردار شده است. گروه تحقیقات ودلی [۱] در دانشگاه ویرژینیا تغییرات دمای گاز ورودی به توربین را از سال ۱۹۶۵ میلادی به بعد، با استفاده از مواد مختلف و همچنین استفاده از خنک‌کاری لایه‌ای^۲ مطابق نمودار شکل ۱-۱ ارائه کرده‌اند. در این نمودار مشخص شده است که در سال‌های اخیر دمای ورودی به توربین را می‌توان تا نزدیک ۱۷۰۰ درجه سانتی‌گراد بالا برد، که این مقدار بسیار فراتر از ماکزیمم دمای مجاز مواد مورد استفاده در توربین‌ها می‌باشد.

^۱ Hot-gas-pass

^۲ Film cooling



شکل ۱-۱: تغییرات دمای ورودی به توربین طی سال‌های اخیر [۱]

با وجود پیشرفت فراوان تکنولوژی‌های مربوط به تولید مواد مقاوم حرارتی، پیشرفت تکنولوژی‌های خنک‌کاری پره‌های توربین سرعت بیشتری داشته و سهم بیشتری در افزایش دمای ورودی به توربین داشته‌اند. با توجه به اهمیت موضوع خنک‌کاری پره توربین، تا به امروز روش‌های متعددی برای این امر ارائه شده است که می‌توان آن‌ها را به دو دسته کلی خنک‌کاری داخلی و خنک‌کاری لایه‌ای تقسیم نمود. دسته اول مربوط به روش‌هایی از قبیل استفاده از کانال‌های آجدار^۱ در سطح داخلی پره، خنک‌کاری با برخورد جت سیال^۲ و خنک‌کاری پین‌فین^۳ می‌باشد که باعث افزایش ضریب انتقال حرارت در داخل پره توربین شده و خنک‌کاری را بهبود می‌بخشند. اما هدف از خنک‌کاری لایه‌ای، ایجاد لایه‌ای از هوای خنک در مجاورت سطح بیرونی پره توربین می‌باشد تا انتقال حرارت از گاز داغ به پره‌ها را کاهش دهد. در توربین‌های جدید برای افزایش هر چه بیشتر دمای ورودی به توربین ممکن است از یک یا چند روش خنک‌کاری داخلی به همراه خنک‌کاری لایه‌ای به صورت همزمان استفاده شود. در میان روش‌های خنک‌کاری پره توربین، استفاده از خنک‌کاری برخوردی به همراه خنک‌کاری لایه‌ای کاربرد فراوانی در سال‌های اخیر پیدا کرده است. در این سیستم، متغیرهای هندسی و فیزیکی متعددی بر عملکرد خنک‌کاری تأثیرگذارند و طراحی آن بسیار پیچیده خواهد بود با این وجود با

^۱ Ribbed channel

^۲ Impingement cooling

^۳ Pin fin cooling

پیشرفت روزافزون روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی^۱ و همچنین نرم‌افزارهای کامپیوتری در سال‌های اخیر، امکان مدل‌سازی و بهینه‌سازی سیستم خنک‌کاری پره توربین با دقت نسبتاً بالایی فراهم شده است.

۱-۲ آشنایی با توربین‌های گاز

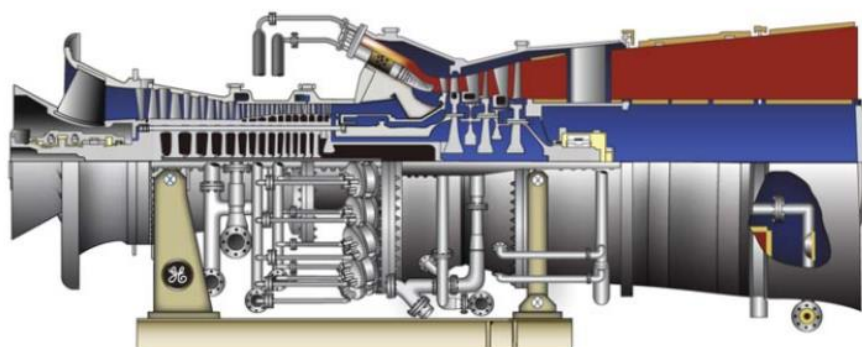
توربین‌های گازی از جمله اختراعات با ارزش بشر در قرن گذشته می‌باشد که تا حد زیادی زندگی بشر در صنایع مختلف از قبیل صنایع هواپیمایی، تولید برق، صنعت کشتی‌رانی، صنایع نفت و پالایشگاه و عموماً در هرجایی که به نوعی تولید نیرو و توان مورد نیاز باشد را دستخوش تغییر قرار داده است. به طوری که حذف توربین گاز از دنیای امروز بشری به صورت کامل، امری غیرقابل تصور می‌باشد. توربین‌های گازی در انواع متفاوتی طراحی و ساخته شده‌اند و در کاربردهای متنوع از آن‌ها استفاده می‌گردد. اصول اولیه طراحی اولیه همه توربین‌ها و سیکل ترمودینامیکی آن‌ها مشابه است لذا توربین‌های پیشرفته موتور هواپیماها که بخش مهم و اصلی هواپیما هستند و یا موتور و نیروی محرکه کشتی‌های اقیانوس‌پیمای چند صد هزارتنی که اقیانوس‌ها را درمی‌نوردند و یا توربین‌های نیروگاهی که نیروی برق و روشنایی شب‌ها را فراهم می‌کنند، با تغییراتی در اجزا و هندسه ولی با اصول کارکردی مشابه در خدمت بشر می‌باشند. در حال حاضر بخش عمده‌ای از نیروی برق کشورها توسط توربین‌های گازی تأمین می‌شود. در برخی از کشورها که دارای منابع غنی گاز طبیعی هستند از جمله کشور ما از این توربین‌ها برای تأمین برق پایه استفاده می‌گردد.

توربین‌های گازی انرژی حرارتی را به مکانیکی تبدیل نموده و در یک تقسیم‌بندی کلی به انواع زمینی (صنعتی) و هوایی (هواپیما) تقسیم‌بندی می‌شوند. از قابلیت‌های بالای توربین‌های گازی تولید نیروی زیاد و گشتاور خروجی بالا است که در موتورهای هواپیما از طریق نیروی تراست و در نیروگاه‌ها و موتورهای زمینی از طریق شافت انتقال می‌یابد. توربین‌های گاز همانند موتورهای درونسوز، سیلندر و پیستون ندارند و به این علت به آن‌ها توربین گاز گفته می‌شود که سیال عامل مورد استفاده در این توربین‌ها، هوا در فاز گاز می‌باشد. سوخت این توربین‌ها هم می‌تواند گاز طبیعی و یا سوخت مایع و یا حتی سوخت جامدی که به صورت گاز درآمده، باشد. اجزا توربین گاز شامل قطعات پیچیده و حساسی می‌باشند که به لحاظ مواجهه با گشتاور بالا، سرعت دورانی بالا و دمای بالا و همچنین حضور مواد خورنده از ویژگی‌های خاص و مقاومی برخوردار می‌باشند.

هر چند از زمان تولد توربین‌های گازی زمان زیادی نمی‌گذرد اما با این وجود، تغییرات و بهبودهای بسیار زیادی در این موتورها انجام شده است. با وجود پیشرفت‌های فراوان در زمینه‌ی طراحی و ساخت این توربین‌ها،

^۱ Computational fluid dynamics

بازده این تجهیزات گران قیمت به نسبت پایین بوده و لذا یافتن راهکارهایی برای افزایش بازده این تجهیزات هنوز ادامه دارد. در ادامه مختصری درباره مزایا و معایب آن‌ها بیان می‌شود.



GE industrial-type gas turbine.

GT18029
MS9001F single-shaft gas turbine
FA-226.5MW (simple-cycle), 50 Hz
FA-348.5MW (combined-cycle), 50 Hz
Cross-section illustration

شکل ۱-۲: توربین گاز صنعتی [۲]

مزایا

- ۱- موتورهای توربین گاز به نسبت توان خروجی، از موتورهای دیگر کوچک‌تر هستند.
- ۲- عرضه فراوان گاز طبیعی به عنوان سوخت توربین گازی و قابلیت دسترسی خوب این سوخت مخصوصاً در کشورمان از مزیت‌های استفاده این ماشین‌ها می‌باشد.
- ۳- عدم نیاز به آب فراوان (در مقایسه با توربین‌های بخار)
- ۴- مهم‌ترین نقطه قوت که نیروگاه‌های گازی با سایر تکنولوژی‌های تولید نیرو دارند، امکان تبدیل آن‌ها به سیکل ترکیبی است. سیکل ترکیبی از یک یا چند واحد توربین گازی که در کنار تجهیزات بویلر نصب می‌شود، می‌تواند با یک توربین بخار کوپل گردد.
- ۵- توربین‌های گاز به جهت شروع کار نیاز به یک گشتاور خارجی دارند، (مثلاً یک موتور خارجی کوچک یا منبع دیگری مانند یک توربین گاز کوچک‌تر). لذا با این مزیت برخلاف توربین‌های بخار که راه‌اندازی آن‌ها ساعت‌ها طول می‌کشد در مدت کوتاهی توربین گاز به حداکثر نیروی خروجی خود می‌رسد.
- ۶- توربین‌های گازی امکان استفاده از طیف وسیعی از سوخت‌ها را دارند. گاز طبیعی رایج‌ترین سوخت توربین‌های ثابت و زمینی است اما در توربین‌های مورد استفاده در هواپیما از برش‌های سبک نفتی (شبیه نفت

سفید) به عنوان سوخت استفاده می‌کنند. گازوئیل و یا باقی‌مانده‌های نفتی که تصفیه شده‌اند نیز می‌توانند به عنوان سوخت مورد استفاده قرار گیرند. همچنین گازهای قابل احتراق خروجی از کوره‌های بلند و سوخت‌های جامدی که به شکل گاز درآیند و یا امکان تصفیه دارند مانند زغال‌سنگ و تراشه‌های چوب نیز می‌توانند بدین جهت مورد استفاده قرار گیرند.

معایب

۱- گران بودن این توربین‌ها نسبت به انواع تولیدکننده‌های انرژی با توان مشابه

۲- راندمان یا بازدهی یک توربین گازی تنها به علت دفع مقدار زیادی انرژی به صورت گرما از اگزوز (برای مثال در یک توربین گازی با قدرت ۲۵ مگاوات دمای خروجی اگزوز، بیشتر از ۵۰۰ درجه سانتی‌گراد است)، پایین‌تر از موتورهای درونسوز و حتی توربین‌های بخار است و متوسط راندمان این توربین‌ها تقریباً ۳۵٪ است. اما با پیشرفت‌های اخیر در زمینه متالورژی و مکانیک و همچنین استفاده از روش هوشمندانه سیکل ترکیبی و تکنولوژی‌های خنک کاری و همچنین استفاده از ابرآلیاژها، راندمان توربین‌های گاز به بالاتر از ۶۰٪ ارتقاء یافته و این روند همچنان ادامه دارد [۳].

۳- در توربین‌های گازی، معمولاً از گاز طبیعی یا سوخت‌های سبک استفاده می‌کنند، که به علت گرانی این سوخت‌ها، توربین‌های گازی شامل مخارج بالایی می‌شود.

۱-۳ پره‌های توربین گاز

پره‌های توربین گاز در قسمت کمپرسور و توربین شامل پره‌های متحرک و ثابت هستند. پروفیل این پره‌ها به دلیل وظیفه و شرایط کاری متفاوت آن‌ها، متفاوت است. جنس پره‌های کمپرسور از فولاد ضدزنگ است اما پره‌های توربین به دلیل تحمل دمای بالای گازهای احتراق باید از سوپر آلیاژهای مقاوم به حرارت ساخته شوند. سوپر آلیاژهای استفاده شده معمولاً از پایه نیکل یا پایه کبالت یا پایه آهن ساخته می‌شوند. پره‌ها در کمپرسور به وسیله فرایند فورج ساخته می‌شوند و عملیات ساخت پره از چند مرحله شامل اکستروژن، پهن سازی و سپس فورجینگ و چندین مرحله ماشین‌کاری تشکیل شده است. پره‌ها در کمپرسور به دلیل تحمل فشار بالا به ماشین‌کاری بسیار دقیق نیاز دارند. پره‌های توربین به دلیل شرایط کاری خشن و وجود مسیرهای پیچیده خنک‌کاری با استفاده از روش ریخته‌گری دقیق تولید می‌شوند.

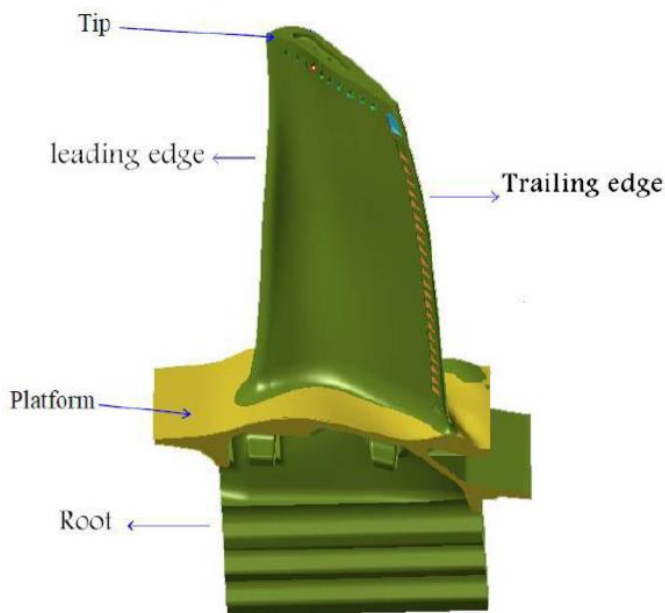
پره‌ها به‌طور کلی از چندین قسمت اصلی تشکیل می‌شوند:

- ریشه پره^۱ که دقیق‌ترین قسمت پره است و ساخت آن به دلیل جنس محکم و شکل پیچیده از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

- پایه پره^۲ که واسط میان ریشه و ایرفویل پره است.

- ایرفویل پره که شامل چند قسمت از جمله لبه جلویی پره (لبه حمله^۳)، لبه انتهایی پره (لبه فرار^۴)، نوک پره^۵، سطح مقعر (سطح فشار^۶) و سطح محدب (سطح مکشی^۷) پره است [۲].

اجزای گفته شده در شکل ۱-۳ به تفکیک نشان داده شده‌اند.



شکل ۱-۳: قسمت‌های مختلف پره توربین [۲]

^۱ Root

^۲ Platform

^۳ Leading edge

^۴ Trailing edge

^۵ Tip

^۶ Pressure side

^۷ Suction side

۴-۱ ضرورت خنک کاری پره‌های توربین گاز

با توجه به کاربردهای فراوان توربین‌های گازی در صنایع و موارد مختلف به منظور ایجاد نیروی پیش‌رانش در هواپیماها و کشتی‌ها می‌توان نتیجه گرفت که افزایش راندمان و توان خروجی از این توربین‌ها عامل بسیار مهمی در صرفه‌جویی انرژی و هزینه‌های ناشی از آن است. سیکل برایتون اساس کار تمامی توربین‌های گازی است که بر اساس آن یکی از راه‌های مؤثر افزایش توان خروجی و راندمان حرارتی این سیکل، افزایش دمای ورودی به توربین می‌باشد. به همین دلیل برای بدست آوردن عمر و کارکرد قابل قبول پره توربین و محفظه احتراق زیر بارهای حرارتی، علاوه بر بهبود ظرفیت حرارتی مواد و استفاده از پوشش‌های حرارتی، تکنیک‌های مؤثر خنک کاری باید مورد استفاده قرار گیرد. برای طراحی یک سیستم خنک کاری کارآمد و پیشرفته، باید درک عمیقی از ویژگی‌های انتقال حرارت در میان جریان سه‌بعدی ناپایا در شرایط کاملاً آشفته داشته باشیم. بنابراین در شبیه‌سازی باید دقت لازمه را به کار گرفت به‌طوری‌که در این فرآیند اگر دمای پره فقط ۳۰ درجه سانتی‌گراد از دمای پیش‌بینی‌شده برای آن بیشتر شود عمر پره به نصف کاهش می‌یابد [۴]. همچنین پیش‌بینی دقیقی از ضریب انتقال حرارت محلی و همچنین دمای محلی پره به منظور جلوگیری از نقاط داغ محلی و افزایش طول عمر پره مورد نیاز می‌باشد.

در توربین‌های گاز پیشرفته امروزی دمای ورودی به توربین می‌تواند تا حدود ۱۷۰۰ درجه سانتی‌گراد افزایش یابد که البته این دما از دمای ذوب پره‌های فلزی بیشتر است [۵]. بنابراین لازم است پره‌های استاتور و روتور خنک کاری شوند تا بتوانند این دمای اضافی را تحمل کنند. هوای کمپرسور به دلیل دمای پایین‌تر نسبت به دمای گازهای ورودی به توربین و دمای پره‌های توربین، وسیله مناسبی جهت خنک کاری است. با انشعاب از کمپرسور، بخشی از هوای فشرده کمپرسور در مراحل میانی آن قبل از ورود به محفظه احتراق از کمپرسور خارج شده و به پره‌های توربین فرستاده می‌شود. هوای خنک با دمای حدود ۶۵۰ درجه سانتی‌گراد به درون پره هدایت می‌شود. در جوار گازهای داغ و هوای خنک، دمای پره تا ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد کاهش می‌یابد که این دما برای عملکرد موتور دمای قابل قبولی به حساب می‌آید [۴]. البته توجه به این نکته ضروری است که افزایش پیوسته‌ی دمای ورودی به توربین، از طرفی راندمان سیکل را افزایش می‌دهد اما همین امر موجب افزایش تقاضا به استخراج هوای خنک‌کاری از کمپرسور می‌شود که منجر به افزایش تلفات آیرودینامیکی می‌گردد. از این رو باید ترتیبی اتخاذ کرد که با کم‌ترین هوای تزریقی، بیشترین راندمان خنک کاری را به دست آورد. به‌طور کلی روش‌های خنک‌کاری پره‌های توربین به دو دسته خنک‌کاری داخلی و خارجی (لایه‌ای) تقسیم‌بندی می‌شوند که در ادامه به توضیح آن‌ها خواهیم پرداخت.

۱-۵ تقسیم بندی کلی خنک کاری

۱-۵-۱ خنک کاری داخلی

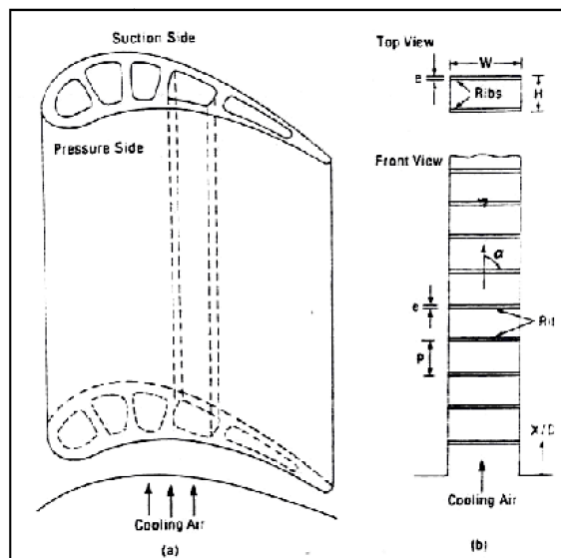
این فرم از خنک کاری که به آن خنک کاری جابجایی نیز گفته می شود. با هدایت جریان هوا به داخل پره توربین و دفع حرارت از طریق دیواره ها انجام می گیرد. در این روش مسیر جریان هوا در جهت شعاعی امتداد یافته و از چند مسیر و کانال مارپیچ از ته تا نوک پره گذشته و خنک کاری صورت می گیرد. خنک کاری داخلی پره تحت تأثیر نسبت طول به عرض کانال، آرایش توربولاتور ها و یا مغشوش کننده ها، شرایط گردشی و پارامترهای جریان می باشد. کانال های خنک کاری می توانند به صورت تک کانال و به صورت چند کانالی در راستای رادیال به سمت خارج و یا به سمت مرکز توربین باشند. هوای خنک کاری در این کانال ها گردش می کند و در نتیجه در اثر انتقال حرارت پره توربین به هوای خنک کاری، پره خنک می شود. خنک کاری داخلی جابجایی در اغلب توربین های گاز در حال حاضر مرسوم می باشد [۶].

در خنک کاری داخلی به منظور افزایش بهره وری از سیال خنک ورودی به پره از روش هایی برای افزایش ضریب انتقال حرارت استفاده می شود که به چندین روش کلی در زیر اشاره شده است:

الف) بهبود خنک کاری با دندانهای افزایش دهنده انتقال حرارت^۱

به جهت افزایش اغتشاش و ضریب انتقال حرارت جابجایی، معمولاً در قسمت میانی پره که از یکسری کانال های مارپیچ تشکیل شده است، از برجستگی های مغشوش کننده تحت عنوان ریب یا دندان استفاده می شود. در پره های توربین گازی پیشرفته، دندانهای مغشوش کننده به صورت پشت سرهم و در دو طرف مقابل کانال خنک کاری با هوا ریخته گری می شوند. حرارت ناشی از گازهای داغ از لبه ها و سطوح فشاری و مکشی پره به ناحیه داخلی پره ها هدایت شده و به وسیله روش های خنک کاری داخلی دفع می شود. به طور کلی ریب ها از طریق مغشوش کردن لایه مرزی و ایجاد توربولانس باعث افزایش انتقال حرارت می شوند [۷].

^۱ Rib turbulated cooling

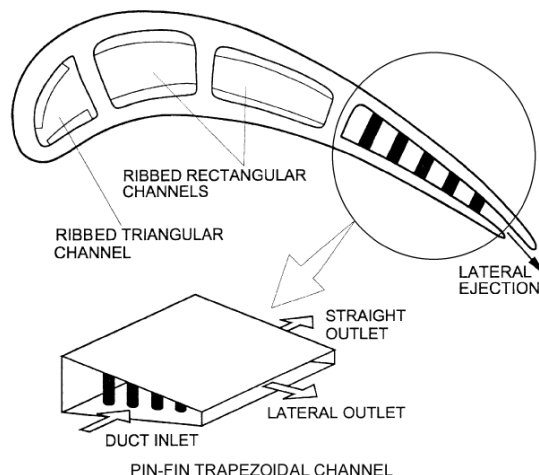


شکل ۱-۴: دندانه‌های موجود در مجراهای خنک کاری [۷]

ب) بهبود خنک‌کاری با پین فین^۱ در کانال‌های خنک کاری

پین‌ها معمولاً موانع گردی هستند که به صورت برآمده در درون ایرفویل پره‌های توربین گاز و در مسیر عبور سیال قرار می‌گیرند. منطقه ویک ایجاد شده توسط هر پین، باعث اغتشاش جریان آزاد می‌شود. پین‌ها علاوه بر افزایش اغتشاش جریان، با افزایش سطح انتقال حرارت، از طریق جابجایی اجباری و رسانایی حرارتی، نرخ انتقال حرارت از صفحه داغ به سیال خنک‌کن را افزایش می‌دهند. پین‌های انتقال حرارت معمولاً در قسمت نازک لبه فرار پره که به علت محدودیت سازه نمی‌توان از سایر روش‌های خنک‌کاری استفاده کرد، به کار می‌روند. لبه فرار پره‌ها مانند لبه حمله آن‌ها، نرخ انتقال حرارت بالایی دارد. همچنین جریان حول پین شبیه جریان حول استوانه است. در اثر عبور جریان از روی پین، جریان دچار جدایش می‌شود و گردابه‌های نعل اسبی شکل در بالادست پایه پین تشکیل می‌گردند که این گردابه‌ها باعث افزایش اختلاط و در نتیجه افزایش انتقال حرارت می‌شوند [۷]. شکل ۱-۵، استفاده از پین فین را در خنک‌کاری داخلی پره‌های توربین نشان می‌دهد.

^۱ Pin fin cooling



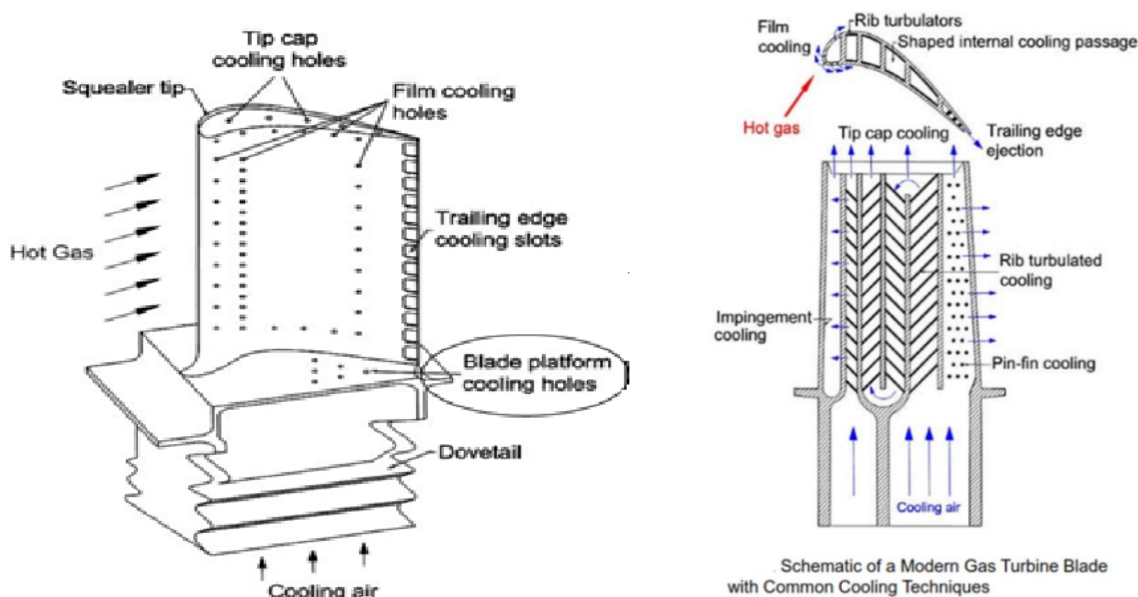
شکل ۱-۵: افزایش خنک کاری با استفاده از پین فین [۸]

اگر خنک کاری جابجایی با شدت بسیار بالا انجام شود به آن خنک کاری برخوردی گفته می شود که در آن هوا با سرعت بسیار زیاد و به صورت فواره به سطح داخلی ایرفویل افشاندن می گردد و باعث می شود که انتقال حرارت زیادی از سطح فلز به هوای خنک کن صورت گیرد. این نوع خنک کاری همواره در بخشی از پره صورت می گیرد تا اینکه توزیع درجه حرارت را در پره یکسان نماید. مثلاً در لبه حمله پره که درجه حرارت بالا می رود از افشاندن هوا استفاده می شود و در بقیه قسمت های پره، نوع خنک کاری معمولاً از نوع جابجایی معمولی می باشد. در لبه حمله پره معمولاً به علت ضخامت مناسب امکان ایجاد این نوع خنک کاری وجود دارد. تأثیر قطر سوراخ جت برخوردی و شکل توزیع هوای خنک کاری در مقطع عرضی کانال خنک کاری و همچنین شکل سطح موردنظر خنک کاری تأثیر به سزایی برروی توزیع ضریب انتقال حرارت روی سطح خنک شونده دارد [۹].

۱-۵-۲ خنک کاری لایه ای

خنک کاری لایه ای روشی مؤثر و مرسوم محافظت از سطح در برابر تنش های حرارتی است. در این روش، سیال خنک خروجی از کمپرسور به پره توربین فرستاده می شود. سیال خنک از طریق ریشه پره به درون آن فرستاده شده و از طریق سوراخ هایی که روی سطح پره قرار دارد از پره خارج و با ایجاد یک لایه خنک از برخورد مستقیم گازهای داغ با پره ها جلوگیری می کند. محدودیت اساسی این روش در آن است که امکان ایجاد دمای یکنواخت در جداره وجود نداشته به نحوی که خنک ترین محل، نقاط مجاور با سوراخ بوده و دما در جهت پایین دست به تدریج افزایش می یابد چراکه لایه خنک کننده به مرور در اثر اختلاط با جریان آزاد از بین می رود. در روش خنک کاری لایه ای محل سوراخ های واقع بر روی سطح پره ها بسته به شرایط پره که در کدام ردیف قرار گرفته است متفاوت است [۷].

به‌طور کلی انواع روش‌های خنک‌کاری مدرن در پره‌ها که شامل خنک‌کاری لایه‌ای، خنک‌کاری با ریب‌هایی در سطح داخلی پره، خنک‌کاری با پین‌فین و خنک‌کاری با برخورد جت سیال است، در شکل ۷-۱ نشان داده شده است. سوراخ‌های خنک‌کاری روی قسمت‌های مختلف از سطوح پره از جمله نواحی لبه حمله، لبه فرار، نوک پره و ناحیه دیواره انتهایی پره (سکو) قرار گرفته‌اند که نقش خنک‌کاری لایه‌ای را ایفا می‌کنند. لبه حمله پره توسط خنک‌کاری برخوردی و لبه فرار به روش پین‌فین خنک می‌گردد و برای افزایش انتقال حرارت همان‌طور که بیان شد، در گذرگاه‌های میانی نیز ریب‌هایی روی آن قرار گرفته شده است.



شکل ۷-۱: انواع روش‌های خنک‌کاری [۹]

۶-۱ پارامترهای تأثیرگذار در خنک‌کاری لایه‌ای

به‌طور کلی پارامترهای مؤثر در روش خنک‌کاری لایه‌ای را می‌توان به دو دسته‌ی اصلی تقسیم کرد. پارامترهای جریانی^۱ و پارامترهای هندسی^۲. پارامترهای جریانی شامل نسبت چگالی^۳، نسبت سرعت، نسبت دمش^۴، عدد رینولدز جت خنک‌کن و جریان اصلی و همچنین مدل آشفتگی به‌کار رفته در حل عددی می‌باشند. پارامترهای

^۱ Flow

^۲ Geometric

^۳ Density ratio

^۴ Blowing ratio

هندسی نیز شامل شکل هندسی و ابعاد سوراخ، زاویه تزریق^۱، فاصله سوراخ‌ها از یکدیگر، طول مجرای سوراخ، تعداد ردیف و نوع چیدمان سوراخ‌ها در جهت طولی و عرضی می‌باشند.

برای سنجش کیفیت خنک‌کاری روی دیواره، پارامترهای مشخصی وجود دارد که از مهم‌ترین آن‌ها اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای آدیاباتیک^۲ است که توسط رابطه زیر تعریف می‌شود. چنانچه مقدار η در این رابطه برابر ۱۰۰ باشد یعنی دمای آن نقطه از دیوار دقیقاً معادل دمای سیال خنک در لحظه خروج از سوراخ است و مقدار ۰۰ به این معنی است که محل موردنظر دقیقاً دمایی مشابه با محیط پیرامون خود دارد و خنک‌کاری در آن محل بی‌اثر است.

اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای آدیاباتیک:

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

در رابطه فوق T_{∞} دمای جریان داغ اصلی، T_{aw} دمای دیواره آدیاباتیک و T_c دمای سیال خنک‌کن می‌باشد.

پارامترهای دیگری که معرف شرایط هیدرودینامیکی جریان می‌باشند عبارت‌اند از :

نسبت چگالی:

$$DR = \frac{\rho_c}{\rho_{\infty}} \quad (2 - 1)$$

ρ_{∞} و ρ_c به ترتیب چگالی جریان جت سرد و جریان داغ اصلی می‌باشند.

نسبت دمش:

نسبت دمش یکی از پارامترهای مهم و اصلی جریان است که به نوعی نشان‌دهنده رژیم جریان و شاخصی برای تعیین میزان مصرف هوای خنک‌کاری از خروجی کمپرسور می‌باشد.

$$BR = \frac{\rho_c u_c}{\rho_{\infty} u_{\infty}} \quad (3 - 1)$$

u_{∞} و u_c به ترتیب سرعت جریان جت سرد در ورود به سوراخ خنک‌کاری و سرعت جریان داغ اصلی است.

^۱ Injection angle

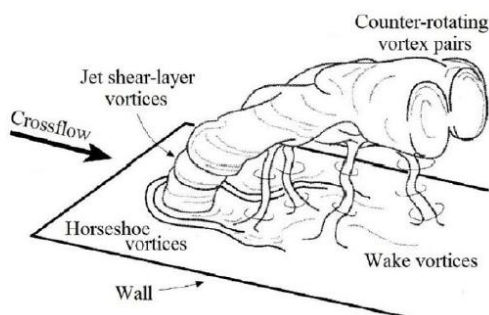
^۲ Adiabatic Film cooling effectiveness

۷-۱ ساختار جریان در هنگام تزریق در لایه مرزی

شناخت فیزیک مسئله خنک‌کاری لایه‌ای، از طریق آگاهی از ساختارهای گردابی غالب^۱ موجود در میدان و دینامیک آن‌ها خواهد بود. لذا در این بخش به مطالعه ساختارهای گردابی در مسئله خنک‌کاری لایه‌ای پرداخته خواهد شد. بسیاری از تحلیل‌هایی که در زمینه شناخت فیزیک خنک‌کاری لایه‌ای مطرح می‌شود بر اساس تحلیل دینامیک ساختارهای گردابی موجود در جریان است. تقریباً ماهیت بیش‌تر ساختارهای گردابی موجود در مسئله خنک‌کاری لایه‌ای چند دهه قبل در پژوهش‌های مرتبط با اندرکنش جت و جریان عرضی شناسایی شده‌اند. لذا در این بخش چهار ساختار گردابی شناخته شده در اندرکنش جت و جریان عرضی که در فیزیک خنک‌کاری لایه‌ای نیز نقش مهمی دارند به اختصار معرفی می‌شوند.

چهار ساختار گردابی مهم نشان داده شده در شکل ۸-۱ شامل گردابه‌های لایه برشی^۲، گردابه‌های نعل اسبی^۳، جفت گردابه خلاف چرخشی^۴ و گردابه‌های دنباله^۵ می‌باشند. دو ساختار گردابه لایه برشی و گردابه دنباله، ذاتاً ناپایدار هستند ولی گرداب نعل اسبی شکل و به ویژه جفت گرداب خلاف چرخشی، از ویژگی‌های متوسط میدان هستند (برای مثال در مدل‌سازی با رهیافت متوسط گیری رینولدز قابل مشاهده می‌باشند).

شکل ۸-۱ تصویر گردابه لایه برشی را نشان می‌دهد. گردابه لایه برشی به واسطه ناپایداری کلین-هلمهولتز^۶ در لایه برشی در مرز جت و جریان عرضی به صورت لوله شدگی جریان پدیدار می‌شود. به دلیل شکل‌گیری این گردابه‌ها در ناحیه بالادست جت، از این‌رو به آن‌ها گردابه‌های لبه حمله نیز می‌گویند، طوری که تشکیل یک حلقه حول جت می‌دهند [۱۰].



شکل ۸-۱: چهار ساختار گردابی مهم در اندرکنش جت و جریان عرضی [۱۰]

^۱ Coherent Vortical Structures

^۲ Jet Shear-Layer Vortices

^۳ Horseshoe Vortices

^۴ Counter rotating vortex pair

^۵ Wake vortices

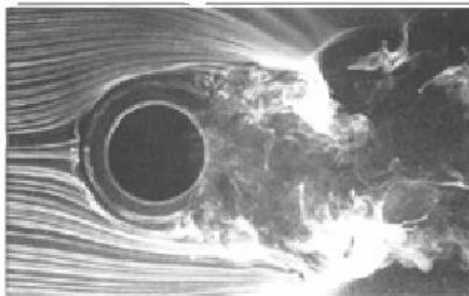
^۶ kelvin helmholtz

گردابه نعل اسبی درجایی که لایه مرزی بالادست به یک جسم بلاف بادی^۱ و یا یک جت عمودی نزدیک می‌گردد، تشکیل می‌شود. ناحیه سکون بالادست جت (یعنی جایی که لایه مرزی جریان عرضی نزدیک به جت می‌شود)، ایجاد یک گرادیان فشار معکوس کرده که منجر به پیچش گردابه ای و شکل‌گیری گردابه نعل اسبی نزدیک دیواره می‌شود. این گردابه ها به اطراف جت منحرف می‌شوند. این موضوع در شکل ۱-۹ نشان داده شده است. پیش از این، چنین ساختاری در برخورد جریان با استوانه‌ای که به صورت عمود بر جریان قرار دارد نیز مشاهده شده است؛ اما این ساختار در مسئله خنک کاری لایه‌ای تنها در برخی شرایط جریان قابل مشاهده است و ثابت شده است که تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر میزان انتقال حرارت در ناحیه مجاور حفره‌های خنک‌کاری خواهد داشت. مهم‌ترین دلایلی که سبب پدید آمدن چنین ساختاری می‌گردد شدت انسداد جریان توسط جت می‌باشد [۱۱] که خود تابعی از زاویه تزریق، شکل حفره، نسبت چگالی، مومنتوم جت و آشفتگی است. از آنجا که در مسئله خنک‌کاری لایه‌ای اغلب زاویه تزریق کم‌تر از ۹۰ درجه است (حدود ۲۰ تا ۳۰ درجه) و نسبت دمش نیز عددی در حدود ۰.۵ الی ۲ است [۷]، به همین سبب در مسئله خنک‌کاری لایه‌ای همواره گرادیان فشار معکوس کافی برای تشکیل چنین ساختاری مهیا نمی‌باشد.

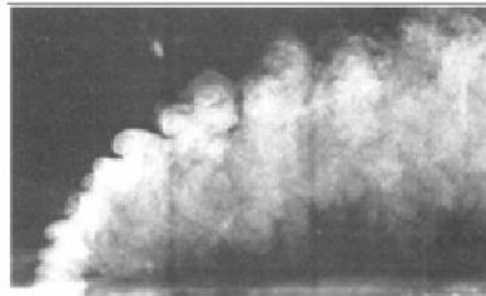
مهم‌ترین و غالب‌ترین ساختار گردابی که در اندرکنش جت و لایه مرزی وجود دارد، جفت گردابه خلاف چرخشی است. در بیان چگونگی شکل‌گیری این ساختار گردابی دو تفسیر مهم وجود دارد. در بیان اول، این ساختار حاصل ضربه جت به جریان عرضی است و می‌توان آن را مانند جریان گردابی پیرامون بال دارای نیروی برا تفسیر کرد [۱۲]. در بیان بهتر جفت گردابه های خلاف چرخش حاصل تاخوردگی صفحه گرداب استوانه‌ای خروجی از حفره (منظور لایه برشی پیرامون ستون جت) حول لبه‌های جانبی خود است. این ساختار از ابتدای خروج جت از دهانه سوراخ شکل می‌گیرد و تا نواحی دور دست شکل خود را حفظ خواهد کرد. این جفت گردابه ها یکی از عوامل اصلی تعیین‌کننده نحوه انتقال حرارت روی سطح است زیرا به علت ساختار گردابی خود عاملی برای نفوذ جریان گرم از اطراف لایه خنک به سمت دیوار می‌باشد.

آخرین ساختار گردابی از چهار ساختار بیان شده، گردابه ناحیه دنباله می‌باشد. این ساختار ناپایدار بوده و منشأ آن تا سال ۱۹۹۴ که فریک و راشکو [۱۲]، به خوبی آن را تفسیر کردند مبهم بوده است. پیش از آن به دلیل تشابه این ساختارهای گردابی به گردابه های کارمن (پشت یک استوانه) تفاسیر اشتباهی از منشأ آن ارائه می‌گردید اما استفاده از روش‌های آشکارسازی جریان برای شناسایی این ساختار ثابت کرده‌اند که ورتیسیته موجود در لایه مرزی جریان عرضی پشت جت عامل پدید آمدن چنین ساختار گردابی است نه جدایش جریان در مجاورت ستون جت (مشابه استوانه). این ساختار گردابی به علت نسبت سرعت کم جریان در جریان عرضی در مشاهدات مربوط به خنک‌کاری لایه‌ای کم‌تر مشاهده و بحث شده است.

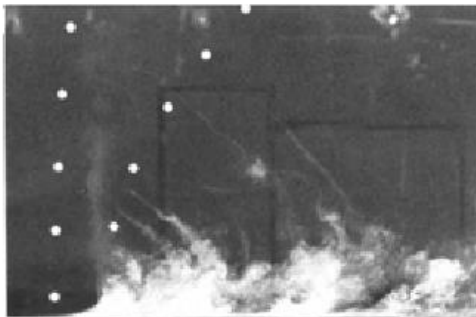
^۱ Bluff body



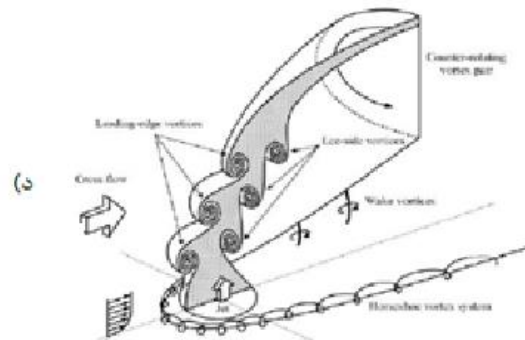
(ب)



(الف)



"X" $\rightarrow$ $\vec{V}_{rel}$



(د)

(ج)

شکل ۱-۹: ساختارهای گردابی در اندرکنش جریان جت و جریان عرضی. الف) گردابه های لایه برشی ب) گردابه های نعل اسبی
شکل ج) جفت گردابه های خلاف چرخش د) گردابه دنباله [۱۲]

فصل دوم :

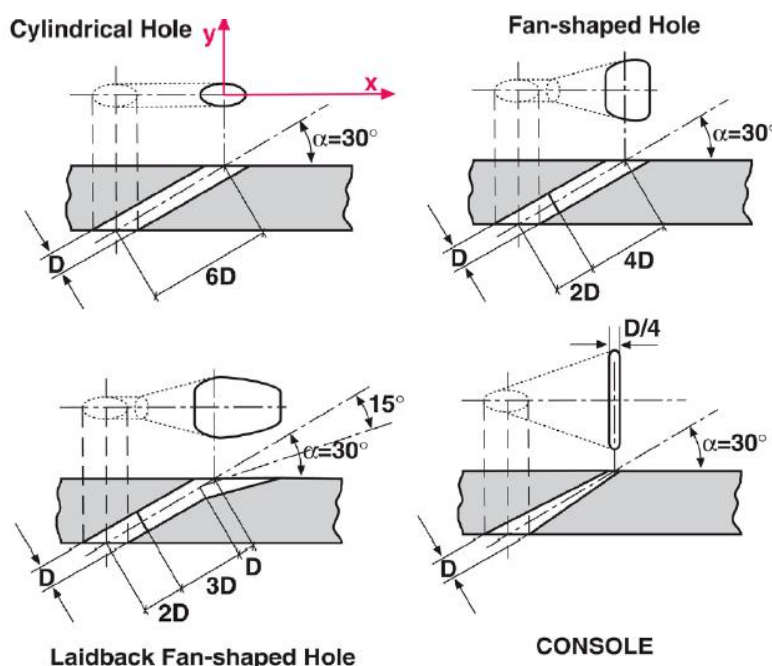
مروری بر تحقیقات انجام شده در زمینه

خنک کاری لایه ای

۱-۲ مقدمه

در این فصل به بررسی و مرور پژوهش‌های عددی و تجربی انجام شده در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای و عوامل مؤثر بر آن پرداخته شده است. در بسیاری از مطالعات تجربی در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای از مدل صفحه تخت استفاده گردیده است. تحقیقات نشان داده است که نتایج حاصل از سطوح تخت را می‌توان با کمی اصلاحات در موتورهای واقعی به کاربرد. از این رو افراد بسیاری برای مطالعه خنک‌کاری لایه‌ای از این طرح استفاده کرده‌اند.

در طول ۳۰ سال گذشته پیشرفت چشمگیری در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای پره‌های توربین گاز صورت گرفته و آن هم استفاده از سوراخ‌های خنک‌کاری شکل یافته با مقاطع خروجی مختلف در خروجی مجرای خنک‌کاری سوراخ‌ها می‌باشد. شکل زیر نمونه‌ای از هندسه‌های مربوط به سوراخ‌های خنک‌کاری که توسط ساموبر و شولز [۱۳]، پیشنهاد شده نشان داده شده است. در این شکل حالت دایروی به عنوان حالت مبنا در نظر گرفته می‌شود و از سایر موارد به عنوان سوراخ‌های شکل یافته نام می‌برند که در این سوراخ‌ها خروجی مجرا در جهات و زوایای مختلف بسط داده شده و گسترش یافته است. در ادامه به تعدادی از مطالعات صورت گرفته برای حالت مبنا پرداخته و سپس دلایل برتری استفاده از سوراخ‌های شکل یافته را به همراه مطالعات صورت گرفته در این زمینه بررسی می‌کنیم.



شکل ۱-۲: نمونه‌هایی از سوراخ‌های خنک‌کاری با مقاطع خروجی مختلف شامل دایروی، فن شکل، لیدبک فن شکل (گسترش طولی و جانبی)، کانسول [۱۳]

در شکل ۱-۲ به ترتیب از سمت چپ سوراخ‌های دایروی، با بازشدگی عرضی (فن شکل^۱)، با بازشدگی طولی-عرضی (لیدبک فن شکل^۲) و سوراخ مدل کانسول^۳ که شکل خروجی آن به صورت شیار است، مشاهده می‌شود. توجه شود که در تمامی شکل‌های سوراخ‌های خنک کاری پیشنهاد شده تاکنون ورودی مجرا به شکل دایروی بوده و شکل ناحیه خروجی است که حالت‌های مختلف به خود می‌گیرد و تغییر می‌کند.

۲-۲ خنک کاری با سوراخ‌های دایروی

استفاده از سوراخ‌های ساده دایروی در خنک کاری لایه‌ای از گذشته مرسوم بوده و در این زمینه مطالعات زیادی انجام شده است.

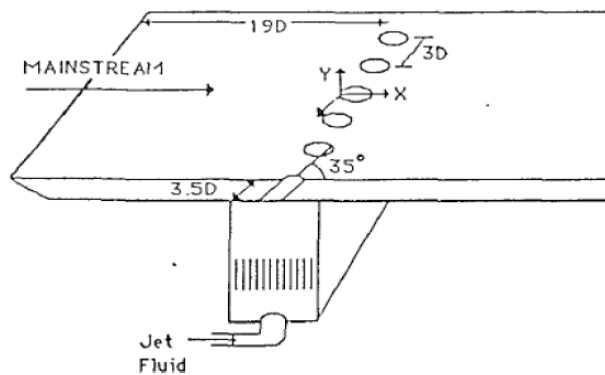
سینها و همکاران [۱۴]، مسئله اثربخشی خنک کاری لایه ای از طریق یک ردیف سوراخ دایروی را برای نسبت چگالی‌های متفاوت به صورت تجربی، بررسی کردند. برای اندازه‌گیری اثربخشی خنک کاری لایه‌ای، در نسبت دمش‌های ۰.۲۵ تا ۱ و نسبت چگالی‌های ۱.۲ تا ۲ انجام دادند. آن‌ها اثر پارامترهای جریان مانند نسبت چگالی، نسبت سرعت، نسبت مومنتوم و نسبت دمش را روی اثربخشی خنک کاری لایه‌ای، در این پژوهش مطالعه کردند. آزمایش‌ها بر روی صفحه تخت که در آن جت دایروی با نسبت طول به قطر ۱.۷۵ و در زاویه ۳۵ درجه وارد جریان اصلی می‌شد، انجام شد. آن‌ها نشان دادند که اثربخشی متوسط خنک کاری لایه‌ای وابسته به نسبت چگالی و نسبت مومنتوم است به طوری که با افزایش نسبت مومنتوم و کاهش نسبت چگالی، ناحیه خنک‌کاری پوشش داده شده روی صفحه کاهش می‌یابد.

در آزمایش سینها [۱۴]، تغییرات نسبت دمش به وسیله تغییرات نرخ جریان جت و تغییرات نسبت چگالی به وسیله تغییر دادن دمای جت انجام می‌شد. نتایج مطالعات آن‌ها در غالب اثربخشی آدیاباتیک خط مرکزی و اثربخشی متوسط عرضی تا فاصله ۶۰ برابر قطر سوراخ، در پایین دست سوراخ‌ها ارائه شد و این نتایج به عنوان معیاری برای اعتبار سنجی نتایج پژوهش‌هایی که قصد اندازه‌گیری اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را دارند قرار گرفت.

^۱ Fan-shaped

^۲ Laidback fan-shaped

^۳ Console



شکل ۲-۲: صفحه آزمایش خنک کاری لایه‌ای با سوراخ‌های دایروی در پژوهش سینها و همکاران [۱۴]

کلهی و بوگارد [۱۵] در یک مطالعه تجربی، مقدار اثربخشی و توزیع دما و توزیع سرعت را برای دو زاویه تزریق بر روی یک سطح صاف اندازه‌گیری کردند آن‌ها نتایج مربوط به زوایای ۵۵ و ۳۵ درجه را برای نسبت دمش ۰.۵ و ۱ با یکدیگر مقایسه کردند و نشان دادند که زاویه تزریق ۳۵ درجه نسبت به زاویه تزریق ۵۵ درجه، حدود ۱۰٪ راندمان خنک کاری لایه‌ای را افزایش می‌دهد.

بالدوف و همکاران [۱۶]، فاصله عرضی سوراخ‌ها را در مسئله خنک کاری لایه‌ای صفحه تخت که در آن جت با سطح مقطع دایروی وارد جریان عرضی می‌شد، به صورت تجربی مورد مطالعه و بررسی قرار دادند. آن‌ها آزمایشات خود را برای سه نسبت گام به قطر سوراخ ۲ و ۳ و ۵ انجام دادند. نتایج مطالعات آن‌ها نشان می‌دهد که با افزایش فاصله عرضی بین سوراخ‌ها اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد و علت این کاهش، کم شدن برهم‌کنش عرضی بین جت‌ها می‌باشد.

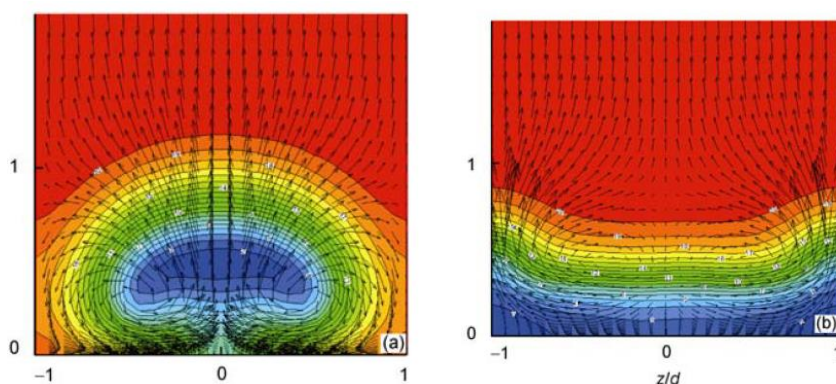
۲-۳ خنک کاری با سوراخ‌های اسلات^۱

استفاده از حفره‌های اسلات شکل پیوسته روی پره توربین می‌تواند باعث افزایش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای شود. ولی با وجود محدودیت‌هایی مانند: آیرودینامیک، تنش‌های حرارتی و مکانیکی و از همه مهم‌تر مسئله ساخت، استفاده از این نوع حفره‌ها را برای خنک کاری لایه‌ای تقریباً غیرممکن می‌سازد.

ایده استفاده از حفره‌های کانسول برای اولین بار توسط والتر و همکاران [۱۷]، مطرح شد. سطح مقطع حفره‌های کانسول از یک حفره دایروی در ورودی مجرای خنک کاری شروع می‌شود و این سطح مقطع تا رسیدن به سطح پره به طور پیوسته کاهش می‌یابد. به‌طوری‌که شکل این حفره دایروی در مقطع ورودی مجرا خنک کاری هنگام رسیدن به سطح پره، تبدیل به شیاری پیوسته می‌گردد. یو و همکاران [۱۸]، عملکرد

^۱ slot

خنک‌کاری لایه‌ای حفره کانسول را با حفره‌های دایروی و انبساطی (دارای بازشدگی) به دو صورت تجربی و عددی مورد مطالعه قرار دادند. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که استفاده از حفره‌های کانسول باعث بهبود اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای و بازده آیرودینامیکی می‌شود. به عبارتی برهم‌کنش بین جریان جت خنک‌کن خروجی از حفره‌های کانسول و جریان داغ عرضی، منجر به شکل‌گیری گردابه‌هایی خلاف چرخش در لبه شیار می‌شود (در سوراخ‌های دایروی جفت گردابه‌های خلاف جهت چرخش از مرکز سوراخ‌ها شکل می‌گرفت) که جهت چرخش این نوع گردابه‌ها خلاف جهت جفت گردابه‌هایی است که در سوراخ‌های گرد معمولی دیده شده است. طبق مشاهدات، در این حالت از نفوذ جریان خنک‌کن به داخل جریان گاز داغ کاسته شده و پوشش جانبی سیال خنک‌کن گسترده‌تر می‌شود.



شکل ۲-۳: فرم گردابه‌های تشکیل‌شده در خروجی سوراخ‌های خنک‌کن (a: دایروی b: کانسول در پژوهش یو و همکاران [۱۸])

ازی و جبران [۱۹]، در یک پژوهش عددی، میدان جریان و گرما را در مسئله خنک‌کاری لایه‌ای با استفاده از حفره‌های کانسول مطالعه کردند. آن‌ها مشاهده کردند که مدل ناهمسانگرد *eddy viscosity/diffusivity* پخش عرضی میدان حرارت را به‌درستی پیش‌بینی می‌کند و حفره‌های کانسول در مقایسه با حفره‌های دایروی و فن شکل دارای پوشش خنک‌کنندگی بیشتری می‌باشند.

۴-۲ خنک‌کاری با سوراخ‌های شکل داده شده (کنترل ساختارهای گردابی)

همان‌طور که پیش از این بیان شد، برهم‌کنش میان جت خنک‌کننده و جریان عرضی گرم باعث ایجاد جریانانی با ساختار پیچیده شامل گردابه‌هایی در پایین‌دست سوراخ‌های تزریق می‌شود. که در میان این ساختارها، جفت گردابه‌های خلاف چرخش بیشترین تأثیر را روی عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای دارند [۱۷]. این نوع ساختار که تنها دارای اثرات زیان‌آور در فرایند خنک‌کاری می‌باشد، در سوراخ‌های گرد نسبت به سوراخ‌های شکل یافته شدیدتر است. تلاش‌هایی به منظور افزایش عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای از طریق کنترل ساختارهای گردابی جریان صورت گرفته است و محققان برای کاهش این ساختارهای مضر، استفاده از سوراخ‌های شکل داده شده با

هدف گسترش مجرای خروجی در جهات طولی و عرضی را پیشنهاد کرده‌اند. گسترش مجرا در خروجی (همان‌طور که در شکل ۲-۱ نشان داده شده است)، باعث کاهش سرعت و مومنتوم جت سرد هنگام خروج از سوراخ شده و حتی در نسبت دمش‌های بالا نیز مانع جدایش جت سرد از روی سطح می‌شود که این امر افزایش اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را در پی خواهد داشت [۱۳]. همچنین در سوراخ‌های شکل یافته، جفت گردابه‌های خلاف جهت چرخشی از یکدیگر فاصله گرفته و اثرات القایی آن‌ها بر روی سطح ضعیف‌تر می‌شود. عملکرد اثربخشی سوراخ‌های شکل داده شده به شدت به هندسه سوراخ بستگی دارد ولی با توجه به پژوهش‌های متداول انجام شده، اثربخشی آدیاباتیک خنک‌کاری لایه‌ای روی صفحه تخت در حضور این سوراخ‌ها تا نسبت دمش ۲.۵ افزایش می‌یابد [۱۳]، درحالی‌که در سوراخ‌های دایروی در نسبت دمش‌های بالای ۰.۷ جریان جت سرد از سطح جدا می‌شود و اثربخشی کاهش می‌یابد.

هندسه سوراخ‌های شکل داده شده می‌تواند پیچیده باشد و در مورد اثر پارامترهای هندسی این سوراخ‌ها در ادامه بحث می‌شود.

۲-۴-۱ هندسه با زاویه بازشدگی عرضی

زاویه بازشدگی عرضی در سوراخ‌های شکل داده شده از طریق افزایش گسترش عرضی و کاهش مومنتوم عمودی جت هنگام خروج از حفره، باعث افزایش اثربخشی می‌شود. این زاویه، پوشش دهی سطحی جت را بهبود می‌بخشد و فاصله بین جفت گردابه‌های خلاف چرخش را افزایش می‌دهد و از این طریق آن‌ها را تضعیف می‌کند و بدین‌صورت از جدایش جت سرد جلوگیری می‌کند [۲۰].

ساموبرو و همکاران [۱۳] در یک تحلیل عددی، اثر زاویه بازشدگی عرضی را در خنک‌کاری لایه‌ای صفحه تخت با حفره‌های فن شکل^۱ در زاویه‌های بازشدگی ۶ درجه، ۱۰ درجه و ۱۴ درجه مطالعه کردند. همه سوراخ‌ها دارای نسبت طول به قطر ۶ و زاویه تزریق ۳۰ درجه بودند. نتایج پژوهش‌های آن‌ها در نسبت چگالی ۱.۷ نشان می‌دهد که با افزایش زاویه بازشدگی عرضی اثربخشی تا نسبت دمش ۲.۵ افزایش می‌یابد. در نسبت دمش ۰.۵، اثربخشی متوسط عرضی سه سوراخ مشابه می‌باشند درحالی‌که در نسبت دمش ۲.۵، کارایی این سه متفاوت می‌شود و سوراخ با زاویه بازشدگی عرضی ۱۴ درجه بهترین و سوراخ با زاویه بازشدگی ۶ درجه بدترین عملکرد را دارند.

^۱ Fan shaped

۲-۴-۲ هندسه با زاویه بازشدگی عرضی - طولی

با توجه به این که بازشدگی عرضی و طولی هرکدام به نحوی اثربخشی را افزایش می‌دهند، یک ایده در سوراخ‌های شکل داده شده استفاده همزمان از هردو بازشدگی می‌باشد. اما استفاده از این نوع هندسه می‌تواند باعث انواع جدایش جت شود و عملکرد خنک کاری لایه‌ای را ناپایدار کند.

تل و همکاران [۲۱]، میدان جریان خنک کاری لایه‌ای را برای صفحه تخت برای دو نوع سوراخ شکل داده شده و دایروی به صورت تجربی مطالعه کردند. سوراخ‌های شکل داده شده شامل یک سوراخ دارای بازشدگی عرضی با زاویه ۱۴ درجه و یک سوراخ دارای بازشدگی طولی-عرضی با زاویه بازشدگی عرضی ۱۴ درجه و بازشدگی طولی ۱۵ درجه می‌باشد. در این پژوهش نسبت دمش و چگالی واحد می‌باشند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که سوراخ‌های دارای بازشدگی طولی-عرضی به‌طور مؤثری مؤلفه عمودی سرعت و نفوذ جت را کاهش می‌دهد ولی به علت زاویه بازشدگی بالا دارای سطح آشفته‌گی زیادی می‌باشند. یکی دیگر از معایب سوراخ‌های دارای بازشدگی طولی-عرضی این است که جریان خنک‌کننده به سمت لبه پایینی سوراخ منحرف شده و به جریان عرضی داغ اجازه نفوذ به لبه بالایی سوراخ را می‌دهد و بدین ترتیب عملاً عملکرد جت خنک‌کن را کاهش می‌دهد.

۲-۴-۳ زاویه تزریق

منظور از زاویه تزریق، زاویه مجرای خنک‌کاری با افق می‌باشد. زاویه تزریق یکی از پارامترهای هندسی تأثیرگذار بر خنک کاری لایه‌ای است. در تمامی هندسه سوراخ‌های خنک کاری ذکرشده، زاویه تزریق پایین، جدایش جریان را در پایین دست سوراخ تزریق به حداقل رسانده، مؤلفه عمودی سرعت را کاهش می‌دهد و جریان جت را متصل به سطح نگه می‌دارد. به‌طورمعمول زاویه تزریق حدود ۳۰ درجه به‌طور گسترده‌ای در مطالعات مربوط به خنک کاری استفاده شده است.

سیواسگرام و وایت [۲۲]، تأثیر زاویه تزریق را برای سه حالت ۳۰ درجه، ۶۰ و ۹۰ درجه بر روی سطح تخت به شکل تجربی بررسی کردند و نشان دادند که افزایش این پارامتر تأثیری معکوس بر عملکرد خنک کاری لایه‌ای دارد.

۲-۴-۴ نسبت طول به قطر

منظور از طول سوراخ‌های شکل داده شده، نسبت طول کل مجرای سوراخ به قطر قسمت دایروی سوراخ می‌باشد. طول کل سوراخ $(\frac{L}{D})$ ، شامل طول ناحیه با مقطع دایروی و طول ناحیه دارای بازشدگی می‌باشد.

لاتوم و جانسون [۲۳]، در یک مطالعه به صورت تجربی به بررسی اثر نسبت طول به قطر برای سوراخ‌های دایروی به این نتیجه رسیدند که در نسبت طول به قطرهای کوچک‌تر از ۵، با کاهش نسبت طول به قطر، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد و در نسبت‌های بالاتر، سیال داخل مجرای خنک کاری قبل از خروج از حفره کاملاً توسعه یافته می‌شود و پروفیل سرعت خروجی به اندازه کافی از اثرات پدیده جتینگ^۱ دور می‌شود.

سامویر و شولز [۱۴]، در یک تحلیل عددی اثر نسبت طول به قطر سوراخ‌های دایروی و سوراخ‌های فن شکل (با زاویه بازشدگی ۱۴ درجه) را برای خنک‌کاری لایه‌ای بر صفحه تخت مطالعه کردند. آن‌ها با تغییر نسبت طول به قطر سوراخ‌های دایروی از ۶ به ۱۰ در نسبت چگالی ۷۵.۱ و برای نسبت دمش‌های ۰.۵، ۱ و ۱.۵ مشاهده کردند که اثربخشی خنک کاری لایه‌ای تغییر نمی‌کند. بررسی‌ها برای سوراخ‌های فن شکل نیز برای محدوده نسبت طول به قطر ۶ تا ۱۰ انجام شد ولی طول بخش دارای بازشدگی ثابت بود (به عبارتی دیگر، طول بخش دارای مقطع دایروی از ۲ تا ۶ تغییر می‌کرد). آن‌ها متوجه شدند که با تغییر نسبت طول به قطر از ۶ تا ۱۰ فقط در نسبت دمش ۲.۵، اثربخشی ۱۵ درصد کاهش می‌یابد و در سایر نسبت دمش‌ها اثربخشی با تغییر نسبت طول به قطر تغییر نمی‌کند. کانتورهای اثربخشی آدیاباتیک نشان می‌دهد که سوراخ‌هایی که نسبت طول به قطر بخش دایروی آن‌ها کوچک می‌باشد جریان جت در آن‌ها به دو انشعاب تقسیم می‌شود. در واقع با افزایش طول قسمت دارای مقطع دایروی از انشعابی شدن جت جلوگیری می‌شود و جریان جت یکنواخت می‌گردد. نویسندگان تأکید می‌کنند که با افزایش طول بخش دارای مقطع دایروی جریان جت یکنواخت می‌شود و اثرات جتینگ کاهش می‌یابد و از جدایش جت در مجرای خنک کاری و دو انشعابی شدن آن جلوگیری می‌شود.

۲-۴-۵ اثرات جریان عرضی گرم

الف) عدد ماخ جریان اصلی

در گذشته تصور می‌شد که مادامی که جریان مادون صوت است اثرات عدد ماخ جریان اصلی قابل صرف نظر است ولی اخیراً روی این فرضیه پژوهش‌هایی روی سوراخ‌های شکل داده شده انجام شده است. بر روی سطح، افزایش عدد ماخ جریان گاز داغ باعث کاهش ضخامت لایه مرزی می‌شود. به عبارتی نازک شدن ضخامت لایه مرزی با افزایش سرعت گازهای داغ نزدیک دیواره متناسب است که این امر منجر به خم‌شدگی رگه‌های جریان خنک‌کن به سمت دیواره و در نتیجه افزایش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای هرچند به میزان کم می‌گردد. سامویر و شولز [۱۴] اثر عدد ماخ جریان اصلی را در خنک کاری لایه‌ای بر صفحه تخت برای سوراخ‌های دایروی و فن

^۱ jetting

شکل مطالعه کردند. وقتی که آن‌ها عدد ماک جریان عرضی را از ۰.۱۵ تا ۰.۴۵ افزایش دادند حدود ۰.۰۳ افزایش در اثربخشی متوسط عرضی مشاهده کردند.

ب) شدت آشفته‌گی جریان اصلی

شدت آشفته‌گی جریان اصلی روی اثربخشی خنک کاری لایه‌ای با سوراخ‌های فن شکل و دایروی تأثیر مشابهی دارند. اگر جریان جت متصل به سطح باشد، افزایش نسبت آشفته‌گی موجب افزایش اختلاط بین جت و جریان عرضی داغ می‌شود و اثربخشی کاهش می‌یابد ولی وقتی جریان جت از سطح جدا می‌شود افزایش شدت آشفته‌گی به علت افزایش اختلاط، هوای خنک جدا شده از سطح را به سمت دیوار می‌کشاند و موجب افزایش اثربخشی می‌شود.

سامور و شولز [۲۴]، به مطالعه عددی اثر شدت آشفته‌گی جریان عرضی بر روی خنک کاری لایه‌ای در حضور سوراخ‌های دایروی و فن شکل پرداختند. برای سوراخ‌های دایروی وقتی جت به سطح متصل است (نسبت دمش پایین) افزایش شدت آشفته‌گی از ۲ درصد به ۵.۲ درصد و ۷.۵ درصد، موجب کاهش اثربخشی می‌شود ولی در نسبت دمش ۱.۵ که جت از سطح جدا می‌شود افزایش شدت آشفته‌گی موجب عریض شدن جت می‌شود و جت سرد را به سمت سطح می‌کشاند و باعث افزایش اثربخشی می‌شود. به طور مشابه برای سوراخ‌های فن شکل نیز افزایش شدت آشفته‌گی در نسبت دمش ۰.۵ و ۲.۵ باعث کاهش اثربخشی می‌شود.

۲-۵ خنک کاری با سایر حفره‌ها با هندسه های مختلف

لی و همکاران [۲۵]، در یک تحلیل عددی، دو نوع حفره بیضوی^۱ و دمبلی^۲ شکل را معرفی کردند. این نوع حفره‌ها اثربخشی متوسط عرضی را نسبت به حفره‌های فن شکل ۳۳ درصد افزایش می‌دهند. در واقع سطح دایروی مقطع خروجی به دو دایره که شکل دمبل دارند تبدیل می‌شود و همین امر منجر به تولید جفت گردابه‌هایی خلاف جهت گردابه‌های خلاف جهت چرخش که قبلاً بیان شد می‌شود و از این جهت راندمان خنک کاری لایه‌ای را بهبود می‌بخشد.

کیم و همکاران [۲۶]، به بررسی تغییر شکل سوراخ‌های خنک کاری پرداختند. بر اساس سطح مقطع سوراخ‌های خنک کاری، شکل سوراخ‌ها به ترتیب به نام‌های سوراخ‌های هلالی شکل^۳، دودکش شکل^۴، فن شکل و دمبلی شکل نامگذاری شدند. سوراخ‌های دمبلی شکل بین چهار حفره مذکور، در نسبت دمش‌های ۰.۵

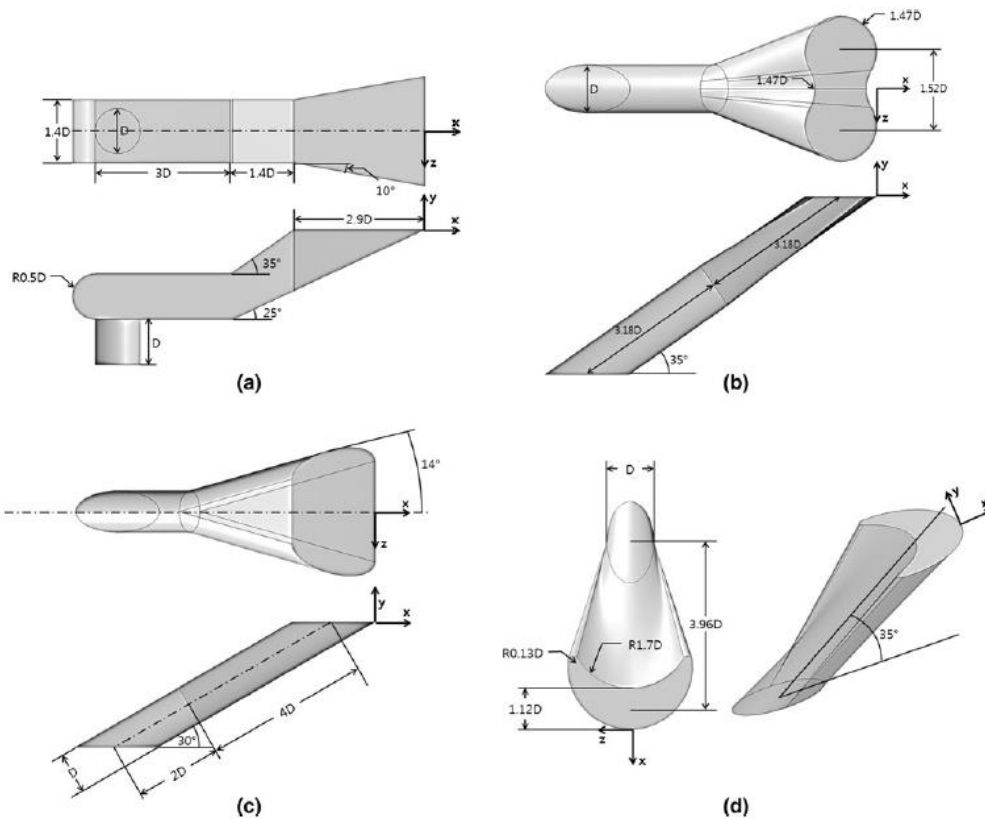
^۱ bean

^۲ dumbell

^۳ crescent

^۴ louver

تا ۲ بهترین اثربخشی متوسط را دارند. حفره‌های هلالی شکل برای نسبت دمش‌های پایین، پخش عرضی خوبی دارند.



شکل ۲-۴: انواع شکل سوراخ‌های خنک کاری در پژوهشی کیم و همکاران : (a) دودکشی (b) دمبلی (c) فن (d) هلالی [۲۶]

۲-۶ معرفی تحقیق حاضر

تغییر در هندسه سوراخ‌های خنک کاری و استفاده از سوراخ‌های شکل یافته برای رسیدن به راندمان بالاتر، یکی از اهداف اصلی محققان در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای پره‌های توربین گاز بوده است. اما چرخش جریان خنک‌کننده در ورود به مجرای سوراخ‌های خنک کاری از جمله مواردی است که تاکنون به آن پرداخته نشده است. در این پژوهش سعی شده است که علاوه بر معرفی دو هندسه جدید به نام سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی و سوراخ‌های خنک کاری با دو مجرای خروجی و بررسی اثر تغییر شکل سوراخ‌ها، تأثیر چرخش جریان خنک‌کننده بر خنک‌کاری لایه‌ای را نیز در سوراخ‌های خنک کاری بررسی کنیم. برای رسیدن به این هدف در ورودی مجرای سوراخ‌های خنک کاری از یک هندسه مخروطی شکل استفاده شده و جریان خنک‌کن در

هنگام خروج از مجرا به حالت چرخشی در می‌آید که در فصل ۴ به شبیه‌سازی و تأثیر آن بر خنک‌کاری لایه‌ای خواهیم پرداخت.

۷-۲ معرفی فصل‌های پایان‌نامه

این پایان‌نامه از پنج فصل تشکیل شده است. در فصل اول به مقدماتی در رابطه با آشنایی با توربین‌های گاز و روش‌های خنک‌کاری پرداخته شده و همچنین به توصیف ساختارهای گردابه‌ای شکل گرفته در هنگام خروج جریان خنک‌کن از سوراخ‌های خنک‌کاری پرداخته شده است. در فصل دوم (فصل حاضر)، به بررسی و مرور تحقیقات صورت گرفته در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای پرداخته شده است. در فصل سوم به بررسی معادلات حاکم بر جریان سیال و در فصل چهارم به تشریح مسئله و مدل‌سازی هندسه و نتایج حاصل از شبیه‌سازی پرداخته می‌شود. در نهایت در فصل پنجم به نتیجه‌گیری کلی این پایان‌نامه و ارائه‌ی پیشنهادها و توصیه‌هایی برای ارتقای سطح کیفی تحقیق حاضر و انجام مطالعه‌ی جامع‌تر در راستای موضوع این پایان‌نامه، خواهیم پرداخت.

فصل سوم :

معادلات حاکم

در فصل قبل به بررسی پژوهش‌های انجام شده در زمینه خنک کاری لایه‌ای روی صفحه تخت پرداخته شد. در این فصل به تشریح معادلات حاکم بر جریان سیال خواهیم پرداخت.

۳-۱ مقدمه

معادلات ناویراستوکس^۱، یکی مدل ریاضی کامل برای سیال ارائه می‌دهند. به دلیل پیچیده بودن این معادلات در فرم کامل ناویراستوکس، حل تحلیلی غیرممکن است، بنابراین روش‌های عددی بهترین گزینه برای حل بخشی از این معادلات می‌باشند. پیشرفت سریع در زمینه‌ی تکنولوژی رایانه در چند دهه اخیر باعث استفاده گسترده دینامیک سیالات محاسباتی در حل عددی مسائل جریان سیال شده است. با توجه به اینکه تمامی حل‌کننده‌های معادلات ساده شده‌ی ناویراستوکس، نیازمند زمان پردازش و حافظه زیادی می‌باشند، بنابراین مقداری ساده سازی در حل این معادلات برای کاهش منابع محاسباتی مورد احتیاج، لازم است. برای مثال در جریان‌های آیرودینامیک خارجی با سرعت بالا و زاویه حمله کم، می‌توان از معادلات غیر لزج اوایلر استفاده کرد یا در مسائلی که ضخامت لایه مرزی خیلی کوچک است، فرض غیر لزج گرفتن جریان یک فرض مطمئن می‌باشد. هنگامی که در معادلات ناویراستوکس، قسمت‌های مربوط به لزجت حذف گردند، این معادلات به معادله اوایلر تبدیل خواهند شد که از سرعت محاسبات نسبتاً بالایی (افزایش سرعت پردازش و کاهش حافظه لازم) برخوردار می‌باشند.

۳-۲ معادلات حاکم بر جریان سیال

در این پژوهش جریان به صورت سه‌بعدی، پایا، تراکم ناپذیر و آشفته در نظر گرفته شده است. معادلات حاکم بر جریان سیال، معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی می‌باشند. همچنین مدل آشفتگی مورد استفاده، مدل کی امگا اس اس تی^۲ می‌باشد. معادلات ذکر شده به صورت زیر می‌باشند.

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (3-1)$$

معادله مومنتوم:

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U * U) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_M \quad (3-2)$$

^۱ Navier-Stokes equations

^۲ $K - \omega SST$

که در آن تانسور تنش (τ) با نرخ کشش رابطه دارد:

$$\tau = \mu \left[\nabla U + (\nabla U)^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot U \right] \quad (3-3)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (U \cdot \tau) + U \cdot S_M + S_E \quad (3-4)$$

که در آن:

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2} U^2 \quad (3-5)$$

ترم $\nabla \cdot (U \cdot \tau)$ کار لزج^۱ نام دارد و تأثیر گرمای درونی ایجاد شده بر اثر ویسکوزیته را بر میدان جریان لحاظ می‌کند.

با توجه به دما و فشار بالای گاز برخوردی با پره توربین، رژیم جریان آشفته است. معادلات ناویر-استوکس هر دو رژیم جریان آرام و آشفته را بدون نیاز به هیچ اطلاعات اضافی دیگر توصیف می‌کند اما جریان آشفته شامل نوسانی در میدان جریان است که برای در نظر گرفتن آن‌ها در جریان نیاز به شبکه محاسباتی بسیار ریز است که حل معادلات با چنین شبکه‌ای خارج از توان کامپیوترها و سخت‌افزارهای امروزی است. این شیوه حل معادلات به نام دی‌ان‌اس^۲ معروف است. بنابراین برای در نظر گرفتن اغتشاشات در جریان نیازمند روابطی هستیم که اثرات آشفتگی را در معادلات وارد کند. که به آن مدل توربولانسی^۳ می‌گویند.

برای بررسی اثر اغتشاش می‌توان سرعت و بقیه‌ی پارامترهای توصیف‌کننده جریان را به شکل زیر نوشت [۲۷]:

$$U_i = \bar{U}_i + u_i \quad (3-6)$$

که در آن $\bar{U}_i$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\bar{U}_i = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} U_i dt \quad (3-7)$$

^۱ Viscose Work

^۲ Direct Numerical Simulation(DNS)

^۳ Turbulance Model

در روابط فوق Δt مقیاس زمان نامیده می‌شود که نسبت به مقیاس نوسان آشفتگی‌ها، بزرگ اما نسبت به مقیاسی که معادلات در آن حل می‌شوند کوچک‌تر است. برای جریان‌های تراکم‌پذیر معمولاً میانگین‌گیری با اعمال تابع وزن انجام می‌شود، اما برای سهولت بیان در اینجا فرض می‌شود چگالی ثابت است.

با جایگذاری کمیت‌های میانگین‌گیری شده در اصل معادلات انتقال به معادله زیر می‌رسیم. (در ادامه برای سهولت از آوردن علامت میانگین در بالای کمیت‌ها صرف نظر شده است)

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i) = 0 \quad (3-8)$$

معادله مومنتوم:

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij} - \rho \overline{u_i u_j}) + S_M \quad (3-9)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j h_{tot}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} - \rho \overline{u_j h} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i (\tau_{ij} - \rho \overline{u_i u_j})) + S_E \quad (3-10)$$

تفاوت این معادله با معادله اصلی انرژی نیز در ترم $\rho \overline{u_j h}$ است و ترم $\frac{\partial}{\partial x_j} (U_i (\tau_{ij} - \rho \overline{u_i u_j}))$ کار لزج نامیده می‌شود و گرمای ناشی از لزجت درونی را وارد معادلات می‌کند.

پارامترهای اضافی دیگر نیز ممکن است به دو جزء میانگین و متغیر با زمان تقسیم شوند که آن‌ها نیز به شکل زیر وارد معادلات می‌شوند:

$$\phi = \bar{\phi} + \varphi \quad (3-11)$$

(در ادامه برای سهولت از آوردن علامت میانگین در بالای کمیت‌ها صرف نظر شده است)

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x_j} - \rho \overline{u_j \phi} \right) + S_\phi \quad (3-12)$$

که در آن $\rho \overline{u_i u_j}$ به شار رینولدز معروف است.

همان‌طور که در بالا اشاره شد، تنها تفاوت معادلات جایگذاری شده با معادلات اصلی در ترم‌های تنش رینولدز و شار رینولدز می‌باشد. لذا مدل‌های توربولانسی عباراتی را برای محاسبه‌ی تنش رینولدز و شار رینولدز پیشنهاد می‌دهند که با استفاده از آن‌ها تعداد مجهولات و معادلات برابر می‌شود و می‌توان معادلات را به‌صورت همزمان با یکدیگر حل نمود.

محققان تاکنون مدل‌های توربولانسی زیادی ارائه داده‌اند. در این تحقیق از مدل توربولانسی اس‌اس‌تی استفاده شده است، زیرا که بر اساس تحقیقات محققان قبلی این مدل کمترین اختلاف را با نتایج تجربی موجود داشته است. لذا در ادامه به توضیح مدل توربولانسی اس‌اس‌تی می‌پردازیم.

مدل توربولانسی اس‌اس‌تی برای ترکیب مؤثر فرمولاسیون دقیق و قوی مدل کی-امگا در ناحیه‌ی نزدیک دیواره با عدم وابستگی جریان آزاد مدل کی-اپسیلون در دوردست توسط منتر^۱، بنانهاده شد. برای انجام این کار مدل کی-اپسیلون به فرمولاسیون کی-امگا تبدیل شد [۲۸].

مدل استاندارد کی-امگا و مدل کی-اپسیلون هر دو در یک تابع ترکیبی ضرب شده و سپس با یکدیگر جمع می‌شوند. تابع مرکب طوری انتخاب می‌شود که مقدار آن در ناحیه‌ی نزدیک دیواره یک باشد تا مدل کی-امگا فعال شود و در دورتر از دیواره صفر باشد تا مدل کی-اپسیلون تبدیل یافته فعال گردد. لذا در ادامه دو مدل کی-اپسیلون و کی-امگا، و سپس روش ترکیب این دو مدل توضیح داده شده است [۲۹].

اکثر مدل‌های توربولانسی موجود بر اساس فرضیه‌ی لزجت گردابه‌ای^۲، تنش‌های رینولدز را با رابطه زیر به گرادیان میانگین سرعت و لزجت گردابه^۳ ربط می‌دهند.

$$-\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left[\rho k + \mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \right] \quad (3-13)$$

که در این رابطه μ_t لزجت گردابه یا لزجت آشفتگی نامیده می‌شود و باید به‌وسیله روابطی که برای آن فرض می‌شود، محاسبه گردد.

به همین ترتیب شار رینولدز نیز با رابطه زیر بسط داده می‌شود:

$$-\rho \overline{u_i \phi} = \Gamma_t \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \quad (3-14)$$

^۱ Menter

^۲ Eddy Viscosity Hypothesis

^۳ Eddy Viscosity

که در آن Γ_t به صورت زیر در نظر گرفته می شود و ρr_t برابر عدد پранتل آشفته است.

$$\Gamma_t = \frac{\mu_t}{\rho r_t} \quad (3-15)$$

بر اساس این فرضیات معادلات مومنتوم، انرژی و شار رینولدز به شکل زیر تبدیل می شوند:

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = \frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_M \quad (3-16)$$

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (3-17)$$

$$p' = p + \frac{2}{3} \rho k + \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \quad (3-18)$$

در نرم افزار انسیس *CFX* از ترم آخر فشار در معادله ی ۱۸-۳ صرف نظر شده است.

معادله انرژی:

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j h_{tot}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{p_\tau} \frac{\partial h}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i (\tau_{ij} - \rho \overline{u_i u_j})) \right] + S_E \quad (3-19)$$

شار میانگین رینولدز:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho U_j \phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\Gamma_\phi + \frac{\mu_t}{\sigma_\phi} \right) \frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right] + S_\phi \quad (3-20)$$

با مشاهده روابط بالا درمی یابیم تنها با داشتن لزجت گردابه ای می توانیم معادلات را به صورت همزمان با یکدیگر حل کنیم.

مدل های کی-اپسیلون و کی-امگا، با استفاده از حل دو معادله به صورت همزمان با یکدیگر رابطه ای برای محاسبه لزجت گردابه ای ارائه می دهند، به همین دلیل در دسته بندی مدل های دو معادله ای قرار می گیرند.

۱-۲-۳ مدل کی-اِپسیلون

این مدل لزجت آشفتگی را طبق رابطه‌ی زیر تابعی از انرژی جنبشی آشفتگی و اتلاف آشفتگی فرض می‌کند:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon} \quad (۳-۲۱)$$

که مقادیر انرژی جنبشی آشفتگی k و اتلاف آشفتگی ϵ از حل معادلات زیر حاصل می‌شوند:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_K - \rho \epsilon + P_{kb} \quad (۳-۲۲)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\epsilon}{k} (C_{\epsilon 1} P_K - C_{\epsilon 2} \rho \epsilon + C_{\epsilon 3} P_{\epsilon b}) \quad (۳-۲۳)$$

که $C_{\epsilon 1}$ ، $C_{\epsilon 2}$ ، σ_ϵ ، σ_k ضرایب ثابتی هستند.

P_{kb} ، $P_{\epsilon b}$ تأثیر نیروی گرانش را وارد معادلات می‌کنند و توسط معادلاتی محاسبه می‌گردند که چون از حوصله بحث ما خارج است، به توضیح آن‌ها نمی‌پردازیم.

ترم P_K نیز، ترم تولیدات آشفتگی نام دارد و با معادله زیر مدل می‌شود [۳۰].

$$P_K = \mu_t \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left[\frac{2}{3} \mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right] \quad (۳-۲۴)$$

۲-۲-۳ مدل کی-امگا اس تی

مدل کی-امگا با فرض زیر لزجت آشفتگی را به انرژی جنبشی آشفتگی k و فرکانس آشفتگی ω مرتبط می‌سازد.

$$\mu = \rho \frac{k}{\omega} \quad (۳-۲۵)$$

سپس با حل همزمان دو معادله زیر مقادیر کی و امگا (k ، ω) به دست می‌آید [۳۱].

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (26-3)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\epsilon}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + P_{\omega b} \quad (27-3)$$

در روابط بالا σ_k و σ_ω و α و β و β' ضرایب ثابتی هستند، همچنین P_{kb} ، $P_{\omega b}$ و P_k نیز ترم‌هایی برای وارد نمودن اثرات گرانش در معادلات هستند که روابطی برای محاسبه آن‌ها ارائه شده است [30].

برای مدل‌سازی جریان در دوردست دیواره، منتر [29]، مدل کی-اِپسیلون را به شکل تغییر یافته برحسب فرکانس آشفتگی ω به شکل زیر ارائه داد:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k\gamma}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (28-3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega\gamma}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \gamma \rho \frac{1}{\sigma_{\omega\gamma} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha_\gamma \frac{\epsilon}{k} P_k - \beta_\gamma \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (29-3)$$

منتر [29]، با ضرب معادلات مدل کی-امگا در تابع F_1 و ضرب معادلات مدل کی اِپسیلون تبدیل یافته در تابع $F_1 - 1$ و جمع نمودن روابط به دست آمده با یکدیگر به روابط زیر دست یافت:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k\gamma}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (30-3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega\gamma}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + (1 - F_1) \gamma \rho \frac{1}{\sigma_{\omega\gamma} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha_\gamma \frac{\epsilon}{k} P_k - \beta_\gamma \rho \omega^2 + P_{\omega b} \end{aligned}$$

$$(31-3)$$

ضرایب مدل جدید به دست آمده ترکیب خطی از ضرایب مدل کی-اپسیلون و کی-امگا هستند.

$$\Phi_r = F_1 \Phi_1 + (1 - F_1) \Phi_r \quad (32-3)$$

که می‌توانید مقادیر متناظر با Φ_1 و Φ_r را در جدول زیر مشاهده نمایید:

جدول ۱-۳: ضرایب مدل توربولانسی اس‌اس‌تی

ضرایب	β'	α_1	β_1	σ_{K1}	σ_{ω_1}	α_r	β_r	σ_{K_r}	σ_{ω_r}
مقادیر	۰/۹	۰/۵۶	۰/۰۷۵	۲	۲	۰/۴۴	۰/۰۸۲۸	۱	۱/۱۶۸۲

منتر [۲۹]، برای محدود کردن لزجت آشفته به دست آمده، از تابع v_t استفاده کرد [۲۹].

$$v_t = \frac{\alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, SF_r)} \quad (33-3)$$

$$v_t = \frac{\mu_t}{\rho} \quad (34-3)$$

تابع اختلاط F_r شبیه تابع اختلاط F_1 است که روابط آن‌ها در زیر ارائه گردیده است:

$$F_1 = \tanh(\arg_1) \quad (35-3)$$

$$\arg_1 = \min \left[\max \left[\frac{\sqrt{k}}{\beta' \omega y} \cdot \frac{500 \times v}{y^r \omega} \right], \frac{4 \times \rho k}{CD_{k\omega} \sigma_{\omega r} y^r} \right] \quad (36-3)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left[r \rho \frac{1}{\sigma_{\omega r} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot 1 \times 10^{-10} \right] \quad (37-3)$$

$$F_r = \tanh(\arg_r) \quad (38-3)$$

$$arg_{\mathfrak{r}} = \max \left[\frac{\mathfrak{r} \sqrt{k}}{\beta' \omega y} \cdot \frac{\mathfrak{d} \cdot \cdot \times \nu}{y^{\mathfrak{r}} \omega} \right] \tag{39-3}$$

فصل چهارم :

بیان مسأله و نتایج حاصل از شبیه سازی

در فصل پیش رو به تشریح کامل مسئله و روش حل آن پرداخته می‌شود. پس از حل عددی مسئله، به بررسی استقلال از مش و اعتبارسنجی نتایج حل عددی پرداخته می‌شود.

۴-۱ تشریح مسئله

موضوع پژوهش حاضر تأثیر تغییر شکل سوراخ‌های خنک‌کاری و چرخش جریان خنک‌کننده بر خنک‌کاری لایه‌ای بر روی صفحه تخت می‌باشد. برای این کار در قسمت اول این پژوهش به بررسی تأثیر شکل سوراخ‌های خنک‌کاری بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای پرداخته و در قسمت دوم در ورودی مجرای سوراخ‌های خنک‌کاری از یک هندسه مخروطی شکل که شماتیکی شبیه سیکلون^۱ دارد برای به چرخش درآوردن جریان خنک‌کننده استفاده می‌شود. برای این منظور ابتدا به توضیح هندسه‌های موردنظر و شرایط مرزی پرداخته می‌شود. سپس روش حل آورده شده است. در ادامه شبکه‌بندی هندسه، ارزیابی و بررسی حساسیت به شبکه‌بندی ارائه می‌گردد. در پایان نیز اعتبارسنجی نتایج با داده‌های موجود انجام خواهد پذیرفت.

۴-۲ هندسه مسئله (حالت بدون چرخش)

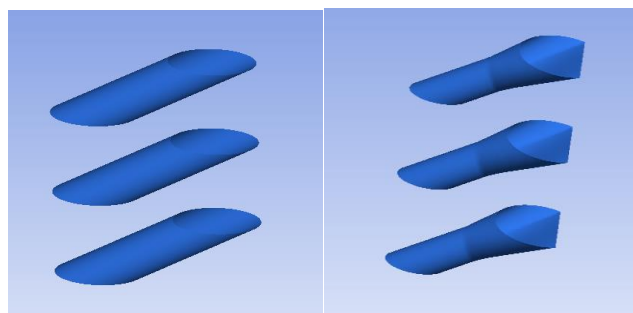
در این پایان نامه از پژوهش آقای سان و همکاران [۳۲] برای الگوبرداری هندسه و نیز اعتبارسنجی نتایج استفاده شد. در پژوهش آن‌ها از یک ردیف سوراخ خنک‌کاری شامل سه سوراخ با هندسه‌های مختلف بر روی سطح استفاده شد و تأثیر هر یک بر خنک‌کاری لایه‌ای بررسی شد. لازم به ذکر است که اگر سوراخ‌های خنک‌کاری به جای داشتن آرایش منظم و در یک ردیف چیده شدن به صورت غیرخطی و آرایه‌ای نامنظم بر روی سطح قرار بگیرند، پوشش سیال خنک‌کننده در راستای عرضی بهبود یافته و این چیدمان بهتر می‌تواند سطح پره را در برابر جریان سیال با دمای بالا محافظت کند [۳۳]. به عبارتی آرایش غیرخطی سوراخ‌های خنک‌کاری منجر به تضعیف گردابه‌های خلافگرد، کاهش بلند شدن جت خنک‌کننده از روی سطح و در نتیجه افزایش راندمان خنک‌کاری لایه‌ای می‌شود [۳۴]. در ادامه به بررسی هندسه سوراخ‌های خنک‌کاری خواهیم پرداخت.

سوراخ‌های خنک‌کاری در قسمت اول به نام‌های (۱) دایروی^۲ (۲) فن شکل^۳ (۳) سوراخ دایروی با گسترش جانبی و حالت (۴) سوراخ دایروی با یک خروجی قبل از خروجی اصلی می‌باشند، به نحوی که هدف استفاده از یک خروجی کوچک‌تر قبل از خروجی اصلی برای بررسی تأثیر آن در بهبود خنک‌کاری لایه‌ای می‌باشد.

^۱ cyclone

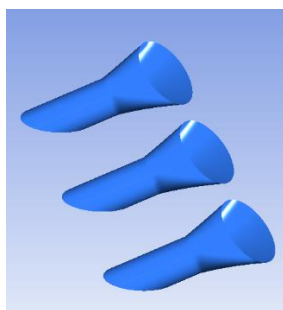
^۲ cylindrical

^۳ Fan shaped

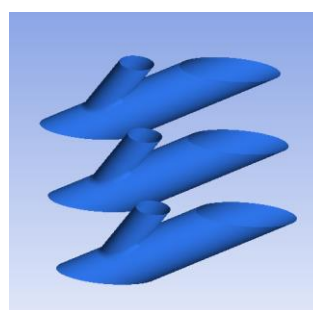


(۱)

(۲)



(۳)



(۴)

شکل ۴-۱: شماتیک هندسه‌های مورد بررسی در این پژوهش: (۱) سوراخ دایروی (۲) سوراخ فن شکل (۳) سوراخ دایروی گسترش‌یافته جانبی (۴) سوراخ دایروی با دو خروجی

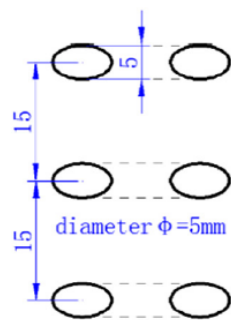
۳-۴ قسمت اول: سوراخ‌های خنک‌کاری بدون سیکلون چرخشی

الف) سوراخ‌های دایروی و فن شکل (حالت‌های ۱ و ۲)

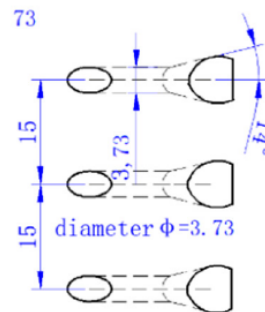
طبق پژوهش آقای سان و همکاران [۳۲] برای دو حالت سوراخ ذکرشده، ابعاد هندسی سوراخ‌ها در جدول زیر آمده است.

جدول ۴-۱: پارامترهای هندسی سوراخ‌های دایروی و فن شکل

شکل سوراخ خنک‌کاری	فاصله بین سوراخ‌ها p (mm)	طول مجرای خنک کاری l (mm)	قطر سوراخ خنک کاری d (mm)	تعداد سوراخ‌ها
دایروی	۱۵	۱۵	۵	۳
فن شکل	۱۵	۱۵	۳.۷۳	۳



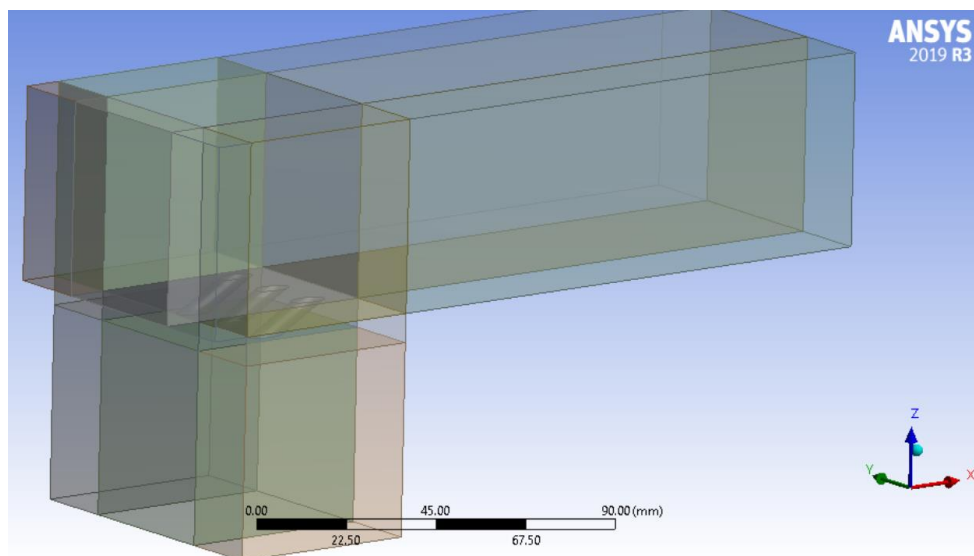
(۱) دایروی



(۲) فن شکل

شکل ۴-۲: ابعاد هندسی به همراه شکل سوراخ‌های خنک کاری برای دو حالت ذکر شده

هندس اصلی استفاده شده به جهت بررسی تأثیر سوراخ‌های خنک کاری به صورت زیر است:



شکل ۴-۳: دامنه محاسباتی برای قسمت اول (حالت بدون چرخش)

دامنه حل مورد استفاده شامل چهار بلوک می‌باشد که اولین آن، بلوک مربوط به کانال اصلی است که جریان گاز داغ از سمت چپ وارد آن می‌شود، بلوک دوم مربوط به پلنوم^۱ یا تأمین کننده و یا توزیع کننده هوای خنک کاری می‌باشد که جریان خنک کن از قسمت پایین وارد آن می‌شود. بلوک سوم، قسمت واسطه که مجرای انتقالی هوای خنک کاری از پلنوم به قسمت اصلی می‌باشد که درواقع سوراخ‌های خنک کاری را تشکیل می‌دهند و بلوک چهارم که یک حجم سالیب است و ضریب هدایت حرارتی آن 0.48 W/m.k می‌باشد. ابعاد

^۱ plenum

مربوط به قسمت‌های ذکرشده در جدول زیر آمده است. بخش واسطه و متصل‌کننده با زاویه ۳۰ درجه نسبت به افق قرار داده شده است که این زاویه همان زاویه تزریق نام دارد.

جدول ۴-۲: ابعاد کانال جریان گاز داغ و خنک‌کننده

جهت مختصاتی	X	Y	Z
پلنوم خنک کاری (mm)	۵۰	۸۰	۵۰
حجم سالیید (mm)	۵۰	۸۰	۷.۵
کانال اصلی (mm)	۲۰۰	۸۰	۵۰

۴-۴ شرایط مرزی

سیال انتخابی هوا بوده و به‌صورت گاز ایده‌ال، تراکم ناپذیر و با خواص ترموفیزیکی ثابت در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی شامل شرط مرزی سرعت در ورودی‌ها، شرط مرزی فشار در خروجی و شرط مرزی دیواره می‌باشند. سطوح جانبی، بالایی و پایینی کانال اصلی، سطوح جانبی پلنوم و سطوح جانبی حجم سالیید به صورت شرط مرزی دیواره در نظر گرفته شده‌اند. دیواره پایینی کانال اصلی به صورت آدیاباتیک است و شار حرارتی ورودی به آن صفر می‌باشد و از این رو راندمان خنک کاری لایه‌ای آدیاباتیک بر روی این سطح بدست خواهد آمد. در ورودی کانال جریان اصلی، از شرط مرزی ورودی سرعت استفاده شده و مقدار آن در ورودی به صورت یک پروفیل یکنواخت و برابر 40 m/s و دمای سیال داغ برابر 358 K می‌باشند. برای سطح تحتانی محفظه سیال خنک‌کننده، شرط مرزی ورودی سرعت در نظر گرفته شده است و از آنجایی که نسبت دمش برابر ۱ در نظر گرفته شده است، سرعت ورودی جریان خنک‌کننده در ورود به محفظه خنک‌کن برابر 0.28 m/s به دست می‌آید. همچنین با توجه به مقاله مرجع، دمای سیال خنک‌کن برابر 296 K در نظر گرفته شده است.

جدول ۴-۳: شرایط جریان برای مسئله موردنظر

۳۵۸ K	دمای جریان گرم (جریان اصلی)
۲۹۶ K	دمای جریان خنک‌کن
40 m/s	سرعت جریان اصلی
۱	BR (نسبت دمش)
۱.۲۰۷	نسبت چگالی
۱۰۸۳۲	Re_C
۹۳۴۸۰	Re_∞

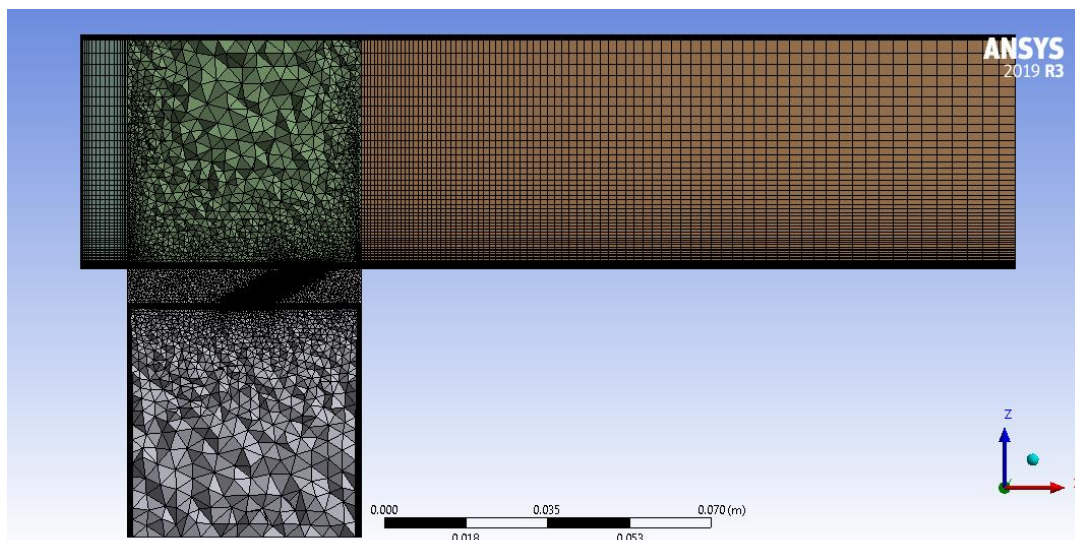
۴-۵ حل عددی و روش محاسبه

برای شبیه‌سازی و حل معادلات حاکم در این پژوهش از نرم‌افزار انسیس سی اف ایکس^۱ استفاده شده است. برخلاف نرم افزار فلونت^۲، نرم‌افزار CFX از یک حلگر کاملاً کوپل شده^۳ فشار مبنا استفاده می‌کند و فاقد الگوریتم مجزا^۴ می‌باشد، بنابراین استفاده از الگوریتم‌های مرتبط مثل سیمپل^۵، سیمپل سی^۶ و پیزو^۷ که از روش‌های حل مجزا معادلات می‌باشند، در این نرم‌افزار مفهومی ندارد. مدل آشفتگی مورد استفاده نیز در این پژوهش مدل کی امگا اس تی در نظر گرفته شده است. همچنین مقدار باقی‌مانده به‌عنوان شرط همگرایی^{۴-۱۰} در نظر گرفته شده است.

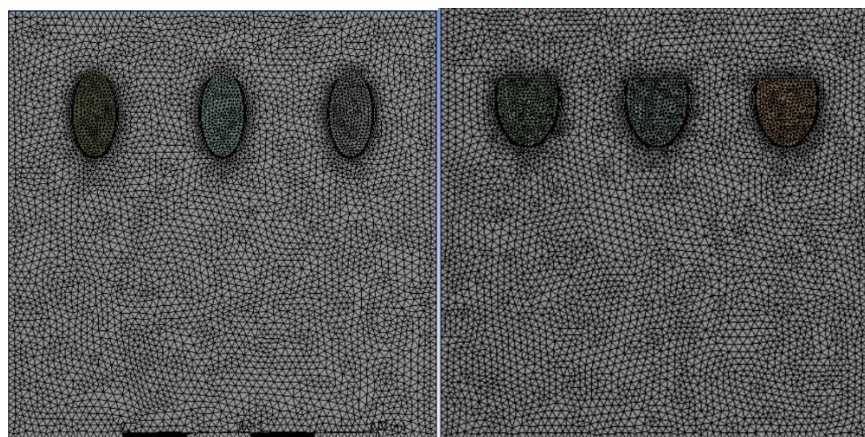
۴-۶ شبکه‌بندی و حل مستقل از شبکه

شبکه‌بندی با استفاده از Ansys Meshing و به‌صورت ترکیبی از شبکه‌بندی سازمان یافته و بی‌سازمان صورت گرفته است..

^۱ Ansys cfx
^۲ Fluent
^۳ Coupled
^۴ Segregated
^۵ simple
^۶ simplec
^۷ piso



شکل ۴-۴: نمایی از شبکه‌بندی



(الف)

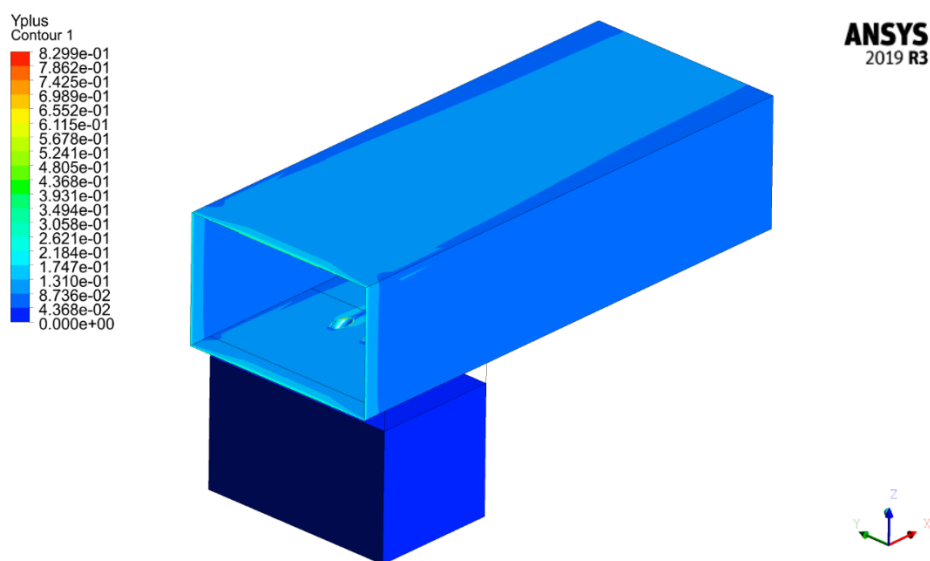
(ب)

شکل ۴-۵: شبکه تولیدی در اطراف سوراخ‌های خنک کاری : (الف) دایروی (ب) فن شکل

دقت نتایج حل عددی به شبکه انتخابی وابسته است. بنابراین دستیابی به شبکه‌ای مناسب برای حل، بسیار حائز اهمیت است. پیش از شروع مدل‌سازی عددی با استفاده از شبکه محاسباتی، باید به بررسی استقلال جواب‌ها نسبت به اندازه مش انتخابی پرداخت، بدین ترتیب که با ریز کردن ابعاد مش در تمام وجوه مدل، جواب‌های عددی در پارامترهایی مثل سرعت، دما یا فشار با نتایج مشابه از دیگر سائزهای شبکه محاسباتی مقایسه شده و این کار تا جایی که نتایج با دقت قابل قبولی ثابت مانده و تغییر نکنند، ادامه می‌یابد. باید توجه داشت که شبکه‌بندی کم و بی‌دقت منجر به انحراف از جواب دقیق و شبکه‌بندی بسیار زیاد، موجب افزایش حجم محاسبات و در نتیجه افزایش هزینه می‌شود. به منظور دستیابی به دقت موردنظر، تراکم شبکه‌بندی به گونه‌ای است که در مجاورت دیواره‌ها از تراکم سلولی بیش‌تری (مش لایه مرزی) استفاده شده است تا کنترل صحیحی

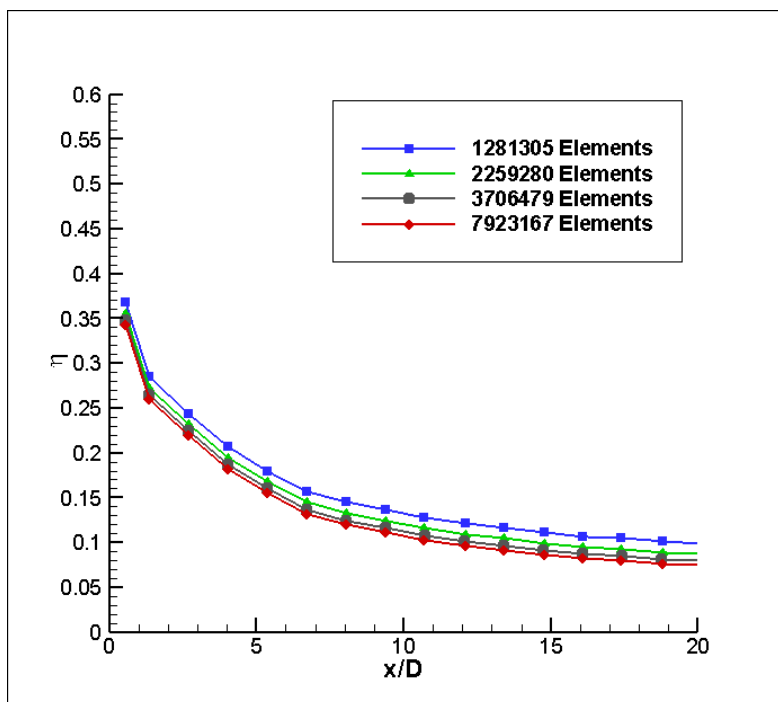
روی y^+ صورت گیرد، به نحوی که در تمامی دیواره‌ها $y^+ < 1$ می‌باشد. در منطقه اختلاط در نزدیکی سوراخ‌های خنک کاری، با توجه به تشکیل ساختارهای گردابه‌ای متنوع، شدت گرادیان‌ها و جهت افزایش دقت تحلیل عددی لایه مرزی، تراکم شبکه افزایش یافته است.

در شکل ۴-۶، توزیع مقدار y^+ نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است توزیع مقدار y^+ در تمام نواحی حل کمتر از یک است.



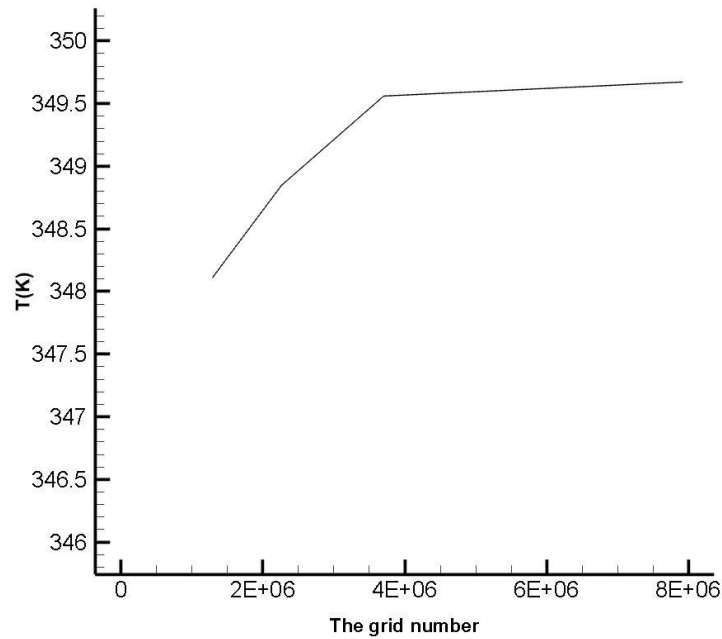
شکل ۴-۶: توزیع مقدار y^+

مهم‌ترین پارامتر مورد بررسی در این مطالعه، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای می‌باشد. به این منظور تأثیر اندازه شبکه بر اثربخشی خنک کاری لایه‌ای روی هندسه مرجع در طول دیواره برای حالت دایروی در نظر گرفته است.



شکل ۴-۷: استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی در مسئله خنک کاری لایه‌ای با سوراخ‌های دایروی

برای نشان دادن استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی، شبیه‌سازی‌ها برای چهار حالت انجام شده است. وقتی که تعداد المان شبکه ۱۲۸۱۳۰۵ است، اثربخشی نسبت به سه حالت دیگر بیشتر پیش‌بینی می‌شود و برای تحلیل مناسب نیست. ولی شبکه با تعداد المان ۳۷۰۶۴۷۹ به استقلال رسیده و با اضافه شدن تعداد المان‌ها، دیگر تغییری در نتایج مشاهده نمی‌شود. به همین خاطر از شبکه با تعداد المان ۳۷۰۶۴۷۹ در ادامه‌ی شبیه‌سازی استفاده شده است زیرا که دارای دقت و سرعت خوبی در اجرا می‌باشد. برای واضح‌تر شدن روند همگرایی در استقلال حل عددی، شکل زیر تأثیر اندازه شبکه بر میانگین دمای سطح را نشان می‌دهد. توجه شود که معیار همگرایی نیز 10^{-4} می‌باشد.

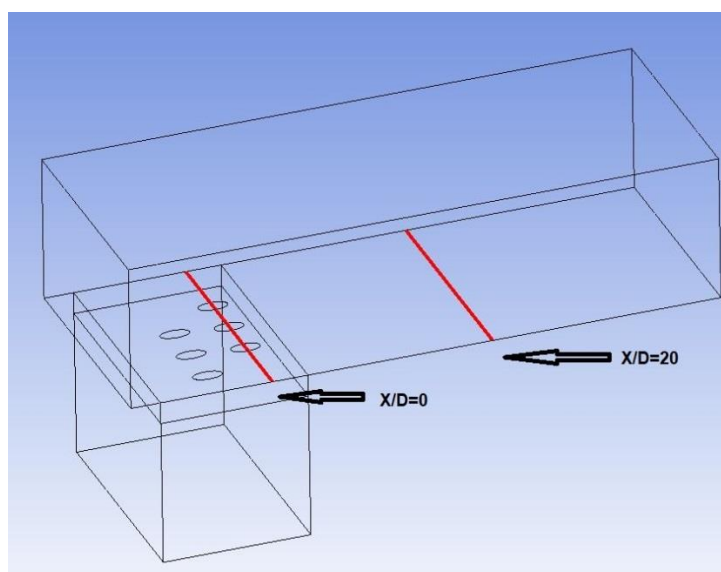


شکل ۴-۸: تأثیر اندازه شبکه بر میانگین دمای سطح

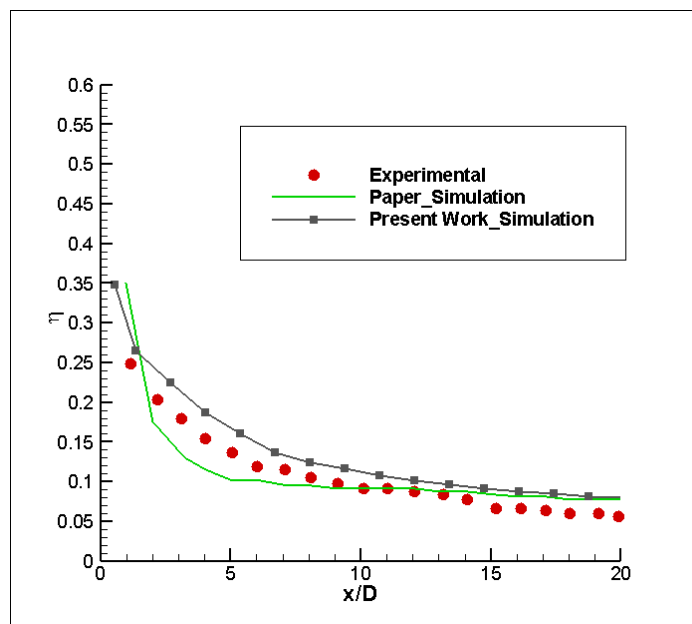
۷-۴ اعتبارسنجی نتایج

اثربخشی خنک کاری لایه‌ای به‌طور کلی به دو صورت میانگین اثربخشی خنک کاری در راستای جانبی (η) و اثربخشی خنک کاری در راستای خط مرکزی بر روی سطح اندازه‌گیری می‌شوند. در پژوهش آقای سان و همکاران [۳۲] که مبنای اعتبار سنجی مطالعه حاضر قرار گرفته است از اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی استفاده شده است. در شکل زیر اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت عرضی برای دو هندسه سوراخ‌های دایروی و فن شکل، با نتایج پژوهش آزمایشگاهی و عددی موجود مقایسه شده است. برای به دست آوردن پارامتر η در طول صفحه‌ای که خنک کاری روی آن اتفاق می‌افتد، به این صورت عمل شد که در فواصل مختلف از سطح، خطوطی در راستای جانبی رسم شده و دمای دیواره در راستای جانبی میانگین‌گیری شد. با داشتن دمای دیواره در فواصل مختلف و معلوم بودن دمای جریان عرضی گرم و جت خنک‌کن می‌توان پارامتر η یا همان راندمان خنک کاری لایه‌ای را در راستای جانبی به دست آورد. همچنین پارامتر بی بعد x/d بر مبنای قطر ۳.۷۳ میلی‌متر در نظر گرفته شده است که در طول صفحه مقادیر مختلفی را به خود اختصاص می‌دهد. از آنجاکه مبدأ مختصات در مرکز سوراخ خنک کاری میانی واقع شده است، نسبت بی‌بعد $x/d = 0$ و $x/d = 20$ که می‌نیم و ماکزیم فواصل در نظر گرفته‌شده بر روی صفحه برای اندازه‌گیری راندمان می‌باشد، در شکل ۴-۹ آورده شده است. برای اعتبار سنجی نتایج نیز همان‌طور که در شکل ۴-۱۰ مشاهده می‌شود برای حالت دایروی در فاصله موجود بین $0 < x/d < 7$ پایین دست سوراخ‌ها بین نتایج آزمایشگاهی و عددی حاضر

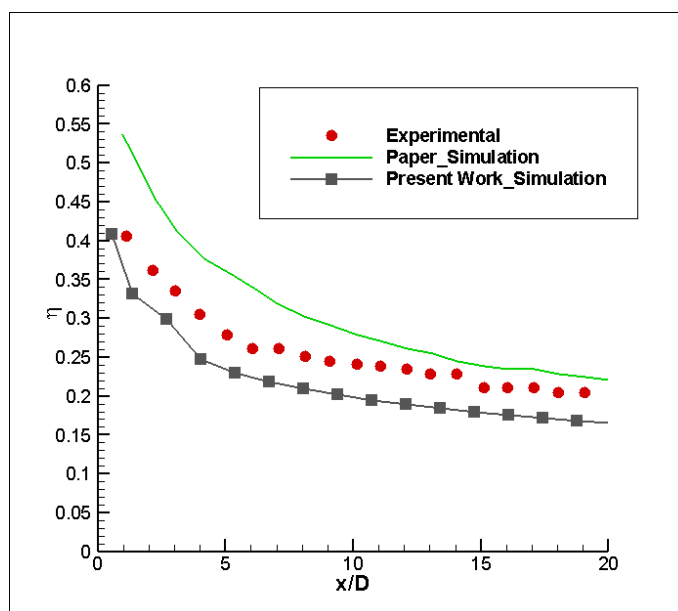
اختلاف وجود دارد ولی در فاصله بین $8 < x/d < 15$ پایین دست سوراخ‌ها نتایج حل عددی و آزمایشگاهی بر هم منطبق می‌شوند. برای سوراخ‌های فن شکل نیز به‌طور کلی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در فاصله پایین دست سوراخ‌ها تا حدودی کم‌تر از نتایج آزمایشگاهی محاسبه شده است. به‌صورت کلی برای سوراخ‌های دایروی درصد خطای مربوط به تحقیق حاضر نسبت به حالت تجربی در سوراخ‌های دایروی به میزان ۲۷.۵ درصد می‌باشد که در شبیه‌سازی عددی خود مقاله این درصد خطا به میزان ۲۰ درصد نسبت به حالت تجربی است. در سوراخ‌های فن شکل نیز میانگین درصد خطای تحقیق حاضر نسبت به حالت تجربی برابر ۱۳.۵ درصد می‌باشد که در شبیه‌سازی خود مقاله این درصد خطا به میزان ۳۰ درصد است.



شکل ۴-۹: محدوده در نظر گرفته شده برای اندازه‌گیری متوسط راندمان خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی



شکل ۴-۱۰: مقایسه اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت جانبی پژوهش حاضر با نتایج آزمایشگاهی و عددی مقاله برای سوراخ‌های دایروی [۳۲]



شکل ۴-۱۱: مقایسه اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت جانبی پژوهش حاضر با نتایج آزمایشگاهی و عددی مقاله برای سوراخ‌های فن شکل [۳۲]

در یک جمع‌بندی با توجه درصد خطای شبیه‌سازی خود مقاله نسبت به نتایج تجربی می‌توان نتیجه گرفت که اختلاف نتایج مربوط به تحقیق حاضر نسبت به نتایج تجربی قابل قبول است. خلاصه نتایج در جدول زیر آمده است.

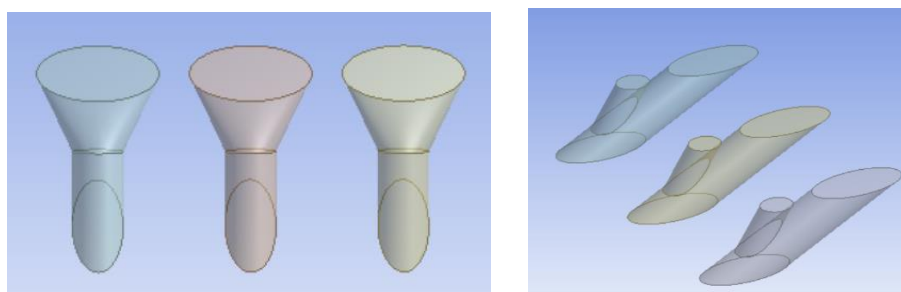
جدول ۴-۴: مقایسه نتایج عددی پژوهش حاضر با نتایج مقاله سان و همکاران [۳۲]

راندمان خنک کاری لایه‌ای در جهت جانبی	درصد اختلاف تحقیق حاضر با نتایج تجربی	درصد اختلاف شبیه‌سازی خود مقاله نسبت به حالت تجربی
سوراخ‌های دایروی	۲۷.۵٪	۲۰٪
سوراخ‌های فن شکل	۱۳.۵٪	۳۰٪

از دو شکل فوق می‌توان دریافت که به عنوان مثال در حالت دایروی منحنی راندمان در شبیه‌سازی عددی تحقیق حاضر بالاتر از نتایج تجربی ولی در نتایج عددی خود مقاله پایین‌تر از نتایج تجربی است. این حالت به دلیل تفاوت مدل توربولانسی استفاده شده در دو تحقیق است. در مقاله آقای سان و همکاران [۳۲] که مبنای اعتبار سنجی قرار گرفت از مدل $k-\epsilon$ RNG و در پژوهش حاضر از مدل $k-\omega$ SST استفاده شده است. به‌طور کلی تحلیل‌های عددی با نتایج تجربی و همچنین شکل‌های مختلط رفتارهای متفاوتی از خود نشان می‌دهند. بستگی دارد که گرادیان فشار و سرعت در خروج جریان از سوراخ خنک کاری چطور باشد که آن معادلات بر اساس پارامترها و ترم‌هایی که دارند کانتورها و مقادیر را به‌عنوان جواب و نتیجه گزارش می‌کنند.

ب) سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی و سوراخ‌های دایروی با دو خروجی (۳ و ۴)

برای این دو حالت که به نام مدل‌های ۳ و ۴ نام‌گذاری شده‌اند، دامنه محاسباتی و شرایط مرزی همانند حالت قبل است با این تفاوت که شکل سوراخ‌های خنک‌کاری متفاوت است.



۳) دایروی با گسترش جانبی

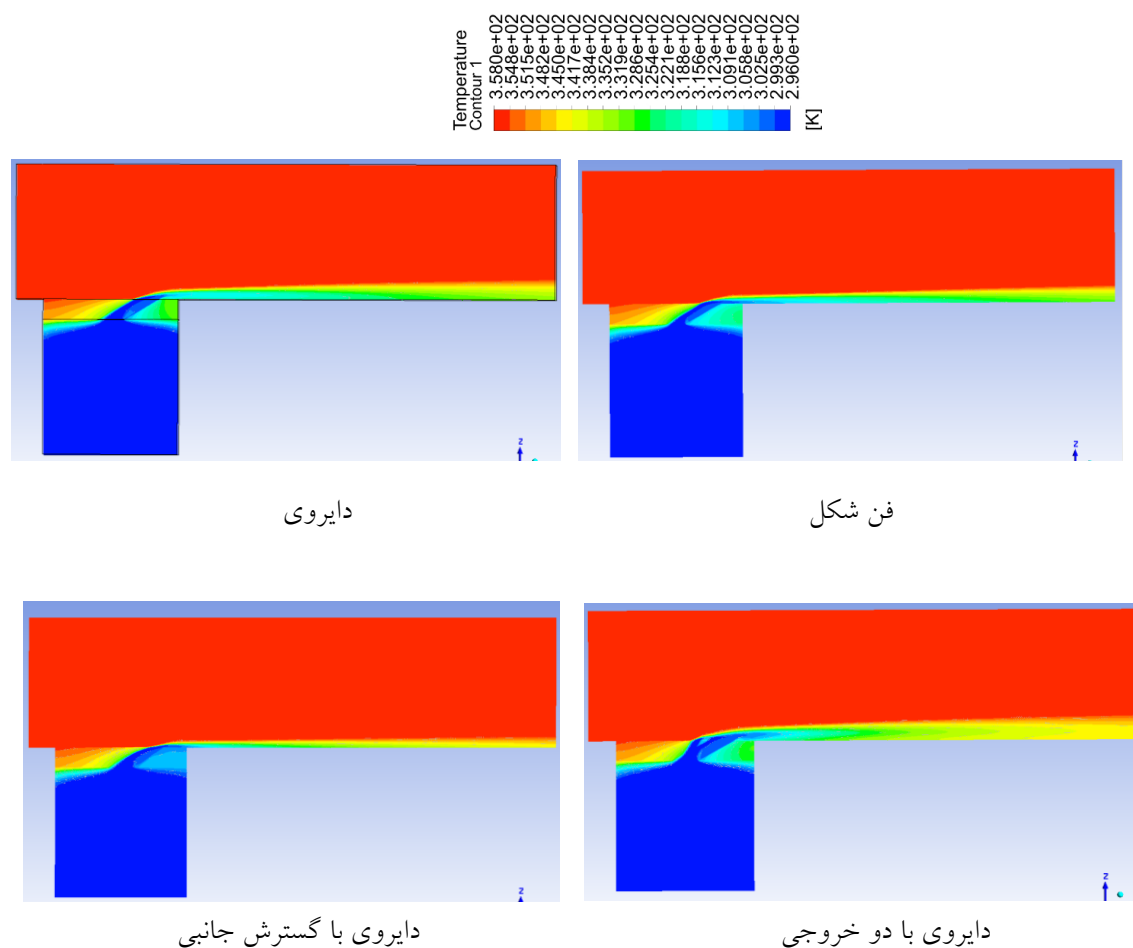
۴) دایروی با دو خروجی

شکل ۴-۱۲: هندسه سوراخ‌های خنک کاری برای حالت‌های ۳ و ۴

در مدل ۴ که قبل از خروجی اصلی از یک خروجی کوچک‌تر استفاده شده، قطر مجرای کوچک‌تر برابر سه میلی‌متر بوده سایر مشخصات آن مانند حالت دایروی (۱) می‌باشد که در جدول ۴-۱ آمده است. هدف از

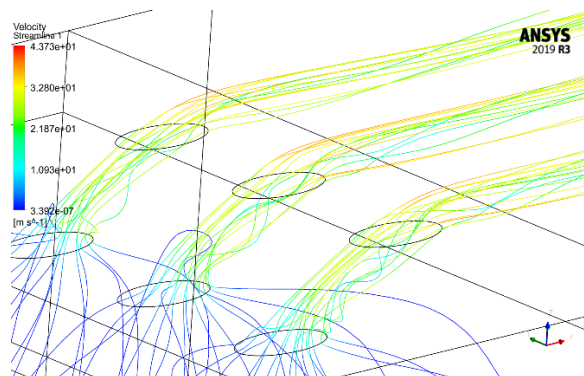
گذاشتن این خروجی کوچک‌تر این است که ببینیم وجود این مجرای کوچک‌تر می‌تواند تأثیری روی خنثی شدن گردابه‌های خلاف جهت چرخش که پدیده‌ای زیان‌آور روی اثربخشی خنک کاری لایه‌ای است بگذارد یا خیر.

در شکل زیر میزان نفوذ جت سرد به جریان عرضی گرم در هنگام خروج از مجرای خنک کاری نشان داده شده است. در سوراخ‌های دایروی بدون گسترش جانبی، میزان نفوذ جت سرد در جریان عرضی گرم قابل‌توجه است که منجر به جدایش جت سرد از روی سطح می‌شود. در سوراخ‌های فن شکل و سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی، به دلیل کاهش سرعت جت و وجود حباب جدایش، جریان هنگام خروج از سوراخ کاملاً به سطح چسبیده است. در واقع جهت چرخش ناحیه جدایش به‌گونه‌ای است که جریان جت درون مجرای خنک کاری را به سمت لبه پایینی سوراخ هدایت می‌کند و جریان جت در خروج از حفره از سمت لبه پایینی کاملاً به سطح چسبیده است.

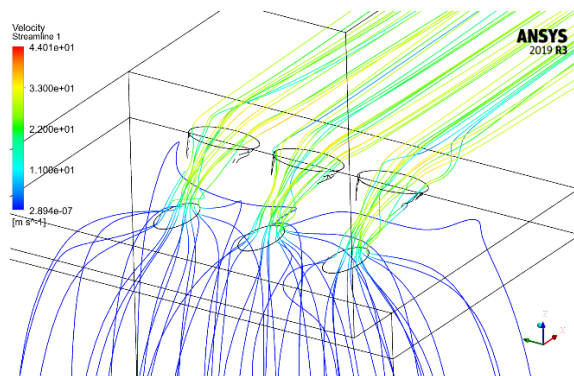


شکل ۴-۱۳: کانتور دما روی صفحه Z-X (برای نشان دادن میزان نفوذ جت سرد در جریان عرضی گرم)

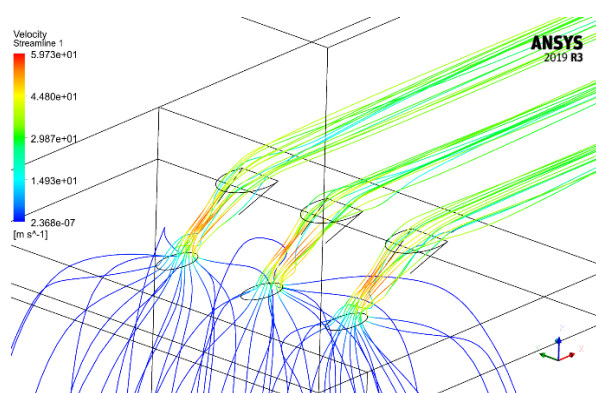
خطوط جریان شکل گرفته در لحظه خروج جریان خنک کننده از سوراخ‌های خنک کاری نیز در شکل ۴-۱۴ نشان داده شده است که توزیع یکنواخت‌تر جریان خنک کننده بر روی سطح را در حالت فن شکل و دایروی با گسترش جانبی نشان می‌دهد.



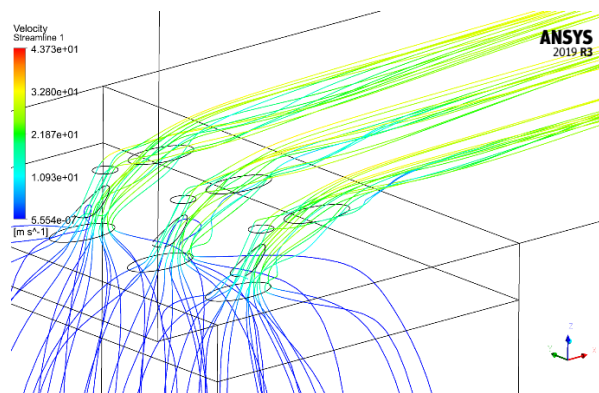
دایروی



دایروی با گسترش جانبی



فن شکل



دایروی با دو خروجی

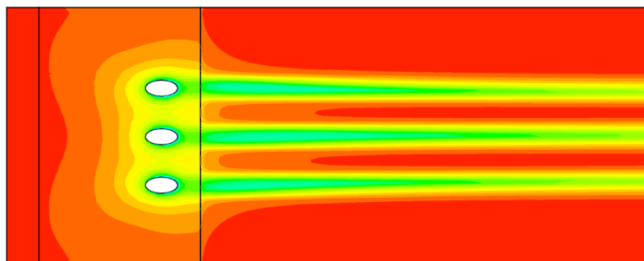
شکل ۴-۱۴: خطوط جریان خنک کننده در سوراخ‌های خنک کاری

۴-۸ توزیع دما روی صفحه تخت

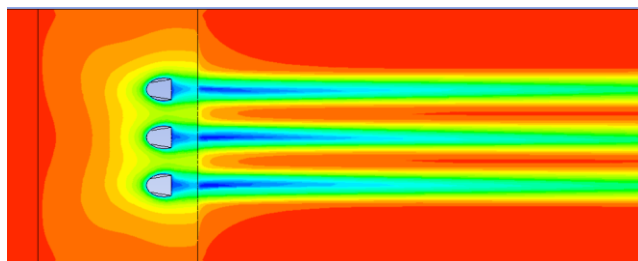
شکل ۴-۱۵ توزیع دما روی صفحه تخت که خنک کاری روی آن اتفاق می‌افتد را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است بیشترین کاهش دما در نواحی اطراف سوراخ اتفاق می‌افتد و با فاصله گرفتن از سوراخ به دلیل اختلاط سیال خنک کاری با جریان عرضی گرم به تدریج مقدار اثربخشی کاهش می‌یابد. همان‌طور که مشهود است با گسترش مجرای خروجی سوراخ‌های خنک کاری، مومنوم جت خنک‌کن در خروجی از سوراخ خنک کاری کاهش یافته و باعث متصل ماندن جت خنک‌کن به سطح می‌شود و اثربخشی خنک کاری لایه‌ای افزایش می‌یابد.

برای حالت دایروی با گسترش جانبی، پخش‌شدگی جت خنک‌کن در راستای جانبی، نسبت به سایر موارد بسیار قابل ملاحظه است و تا نواحی پایین دست حالت پیوستگی خود را حفظ می‌کند.

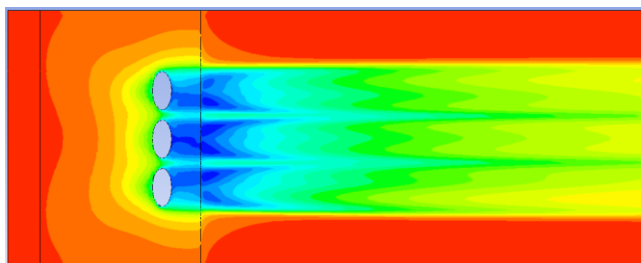
۱)



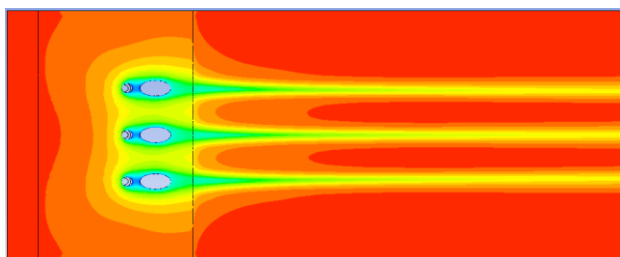
۲)



۳)

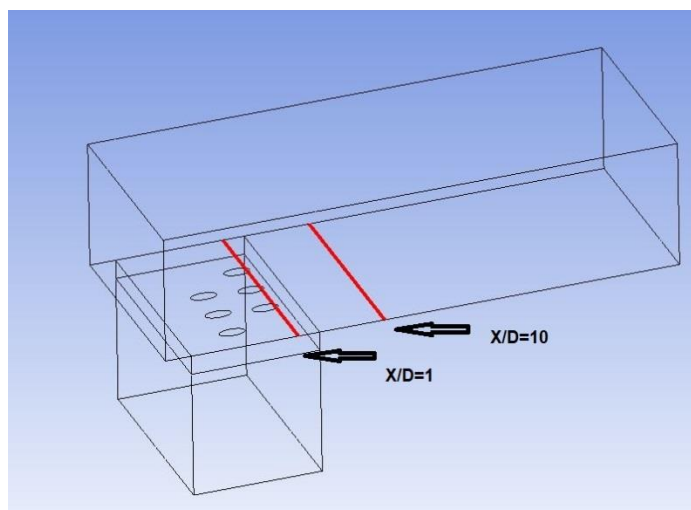


۴)



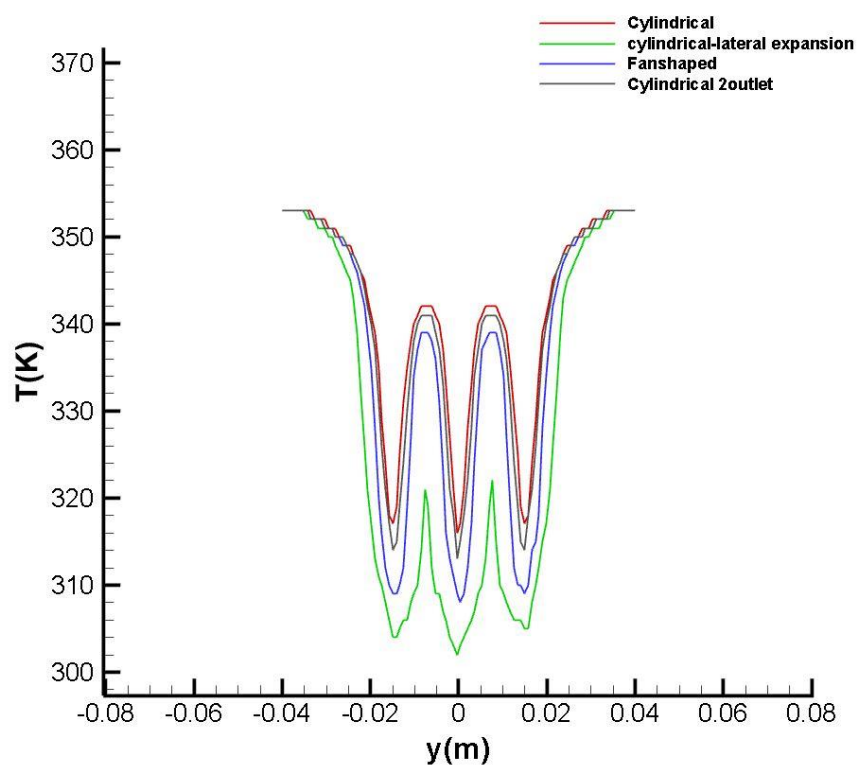
شکل ۴-۱۵: توزیع دما روی صفحه تخت برای حالات ۱) دایروی ۲) فن شکل ۳) سوراخ دایروی با گسترش جانبی ۴) سوراخ دایروی با دو خروجی

در ادامه نمودار توزیع دما بر روی سطح بر حسب حرکت در راستای جانبی y برای هندسه های بدون چرخش جریان خنک کننده آورده شده است. مقاطع مورد بررسی با خطوط قرمز رنگ در شکل مشخص شده اند.

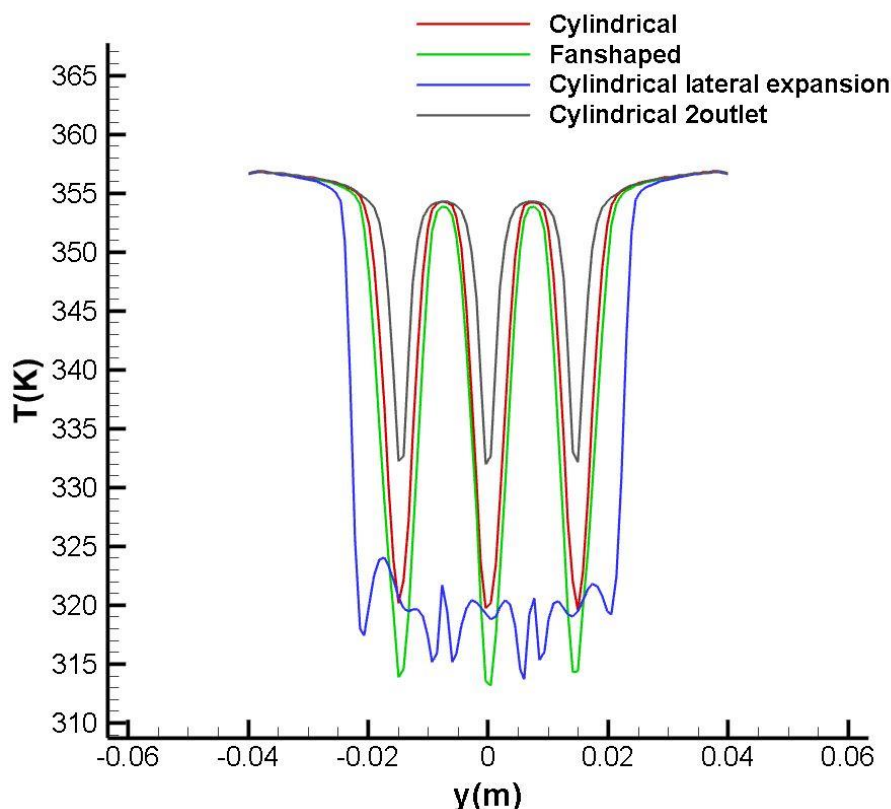


شکل ۴-۱۶: مقاطع مورد نظر برای بررسی توزیع دما در راستای جانبی

الف) مقطع ۱



شکل ۴-۱۷: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۱



شکل ۴-۱۸: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۲

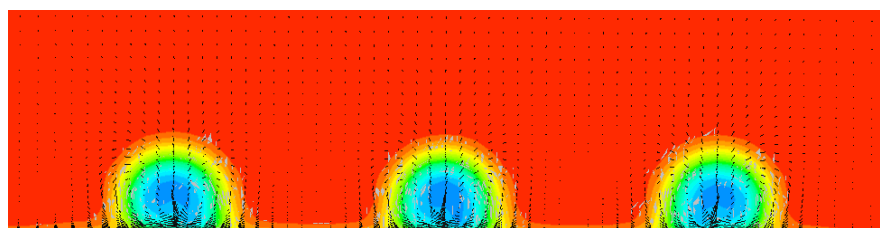
همان‌طور که مشخص است در مقطع ۱ به دلیل نزدیک بودن به سوراخ‌های خنک کاری میانگین دما در مقایسه با مقطع ۲ کمتر است. همچنین دما در نزدیکی سوراخ‌ها پایین و با فاصله گرفتن از سوراخ‌ها در راستای جانبی زیاد می‌شود. در حالت کلی میانگین کاهش دما در سوراخ‌های با گسترش جانبی نسبت به سایر موارد کمتر است که به علت تضعیف شدن جفت گردابه‌های خلاف جهت چرخش است که در ادامه در قسمت دوم که جریان چرخشی را در سوراخ‌ها بررسی می‌کنیم به توضیح جفت گردابه‌ها خواهیم پرداخت.

به منظور درک بهتر از عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای، مطالعه ساختار میدان جریان امری ضروری است. شکل ۴-۱۹ توزیع دما و بردارهای سرعت در صفحه y - z را برای موارد شبیه‌سازی شده برای دو فاصله $X/D = 2$ و $X/D = 6$ از مبدأ، که در مرکز سوراخ خنک کاری میانی واقع شده است نشان می‌دهد. برهم‌کنش بین جت خنک‌کن و جریان عرضی گرم منجر به تشکیل جفت گردابه‌های خلاف چرخش همدیگر بر روی سطح می‌شود. تأثیر منفی این جفت گردابه‌ها، کشیده شدن جریان عرضی گرم به زیر جت خنک‌کن، افزایش فرایند انتقال حرارت بین دو جریان و در نتیجه افزایش دمای سطح در پایین‌دست سوراخ‌های خنک کاری می‌شوند. این جفت

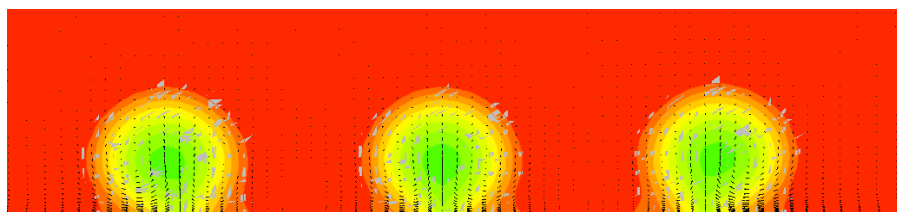
گردابه ها با بردارهای مشکی رنگ نشان داده شده است که از مرکز سوراخ‌های خنک کاری شروع به شکل گرفتن می‌کنند. در سوراخ‌های دایروی با فاصله گرفتن از مبدأ در فاصله $X/D = 6$ ، همان‌طور که مشاهده می‌شود نفوذ جت خنک‌کن به جریان گرم بیشتر شده و فیلم خنک‌کن از سطح جدا شده و فاصله می‌گیرد. در مورد سوراخ‌های خنک کاری فن شکل نیز نتایج حاکی از آن است که در این حالت جفت گردابه‌های خلاف چرخش از یکدیگر فاصله گرفته و از شدت آن‌ها کاسته شده و پخش عرضی فیلم خنک‌کاری بر روی سطح نسبت به سوراخ‌های دایروی بیشتر است و به دلیل کاهش مومنتوم به وجود آمده به واسطه گسترش مجرای خروجی در این سوراخ‌ها، با فاصله گرفتن از سوراخ‌ها در ناحیه $X/D = 6$ جت خنک‌کن همچنان متصل به سطح می‌ماند. اما در حالت (ج) برای سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی نتایج نسبت به دو حالت قبل مطلوب‌تر است و میانگین راندمان خنک کاری نسبت به دو حالت قبل بیشتر است. توزیع دما در مورد سوراخ‌های دایروی با دو مجرا نیز نسبت به حالت‌های قبلی عملکرد قابل قبولی نداشته و شدت جفت گردابه‌های تشکیل شده روی سطح نسبت به سایر موارد بسیار بیشتر است و استفاده از یک خروجی جریان قبل از خروجی اصلی عملاً تأثیری در خنثی شدن جفت گردابه‌ها ندارد.



الف) دایروی

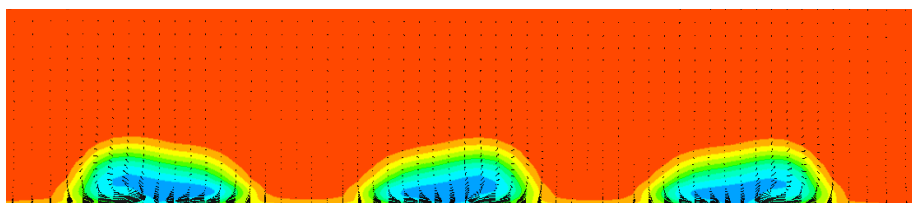


$$X/D = 2$$

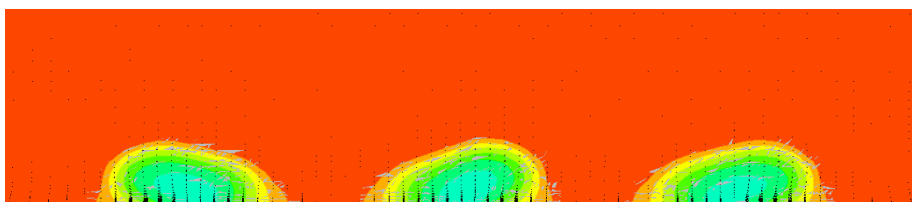


$$X/D = 12$$

ب) فن شکل

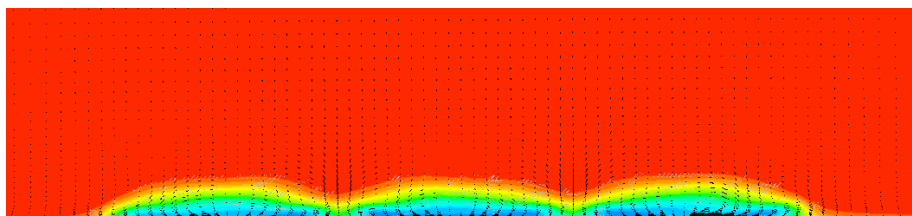


$$X/D = 2$$

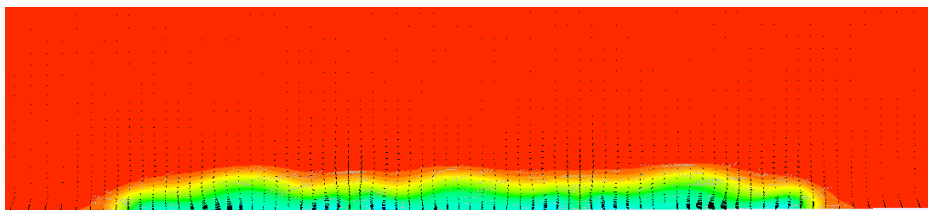


$$X/D = 6$$

ج) دایروی با گسترش جانبی

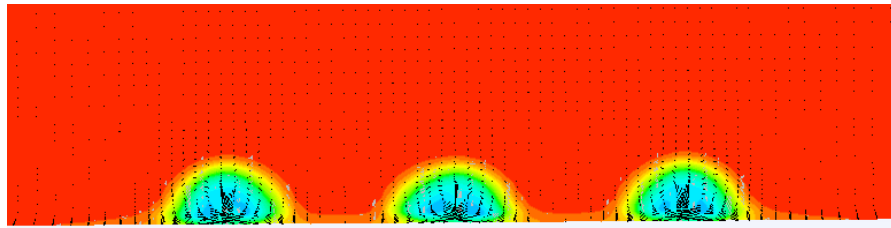


$$X/D = 2$$

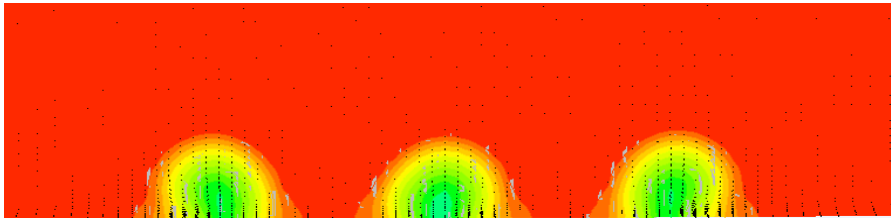


$$X/D = 6$$

(د) دایروی با دو خروجی



$$X/D = 2$$



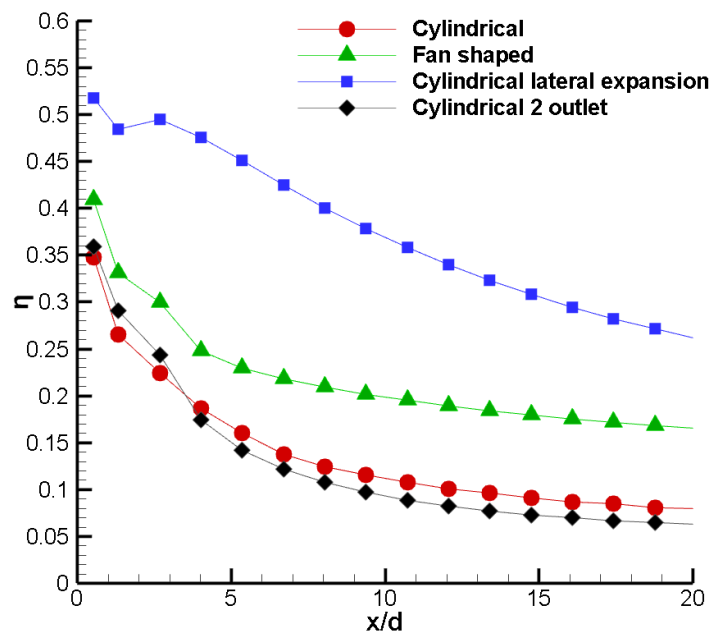
$$X/D = 6$$

شکل ۴-۱۹: توزیع دما و بردارهای سرعت در صفحه y-z برای حالات ذکرشده در دو فاصله $X/D = 2$ و $X/D = 6$

نسبت به مبدأ

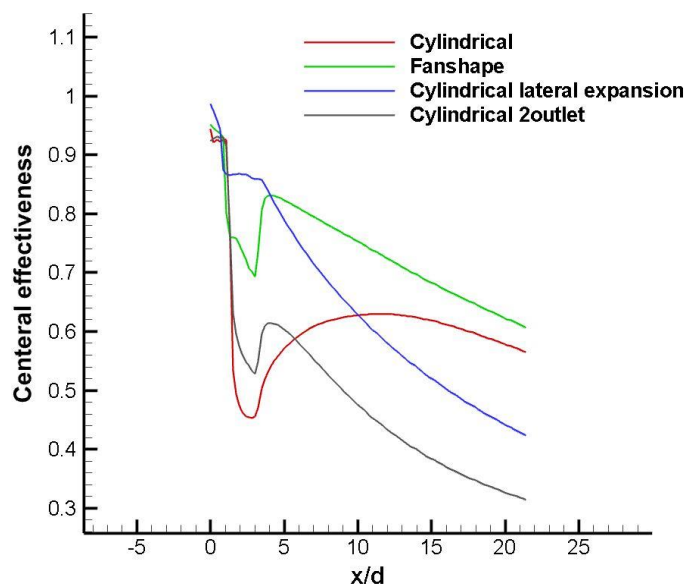
۴-۹ اثربخشی خنک کاری لایه‌ای

شکل ۴-۲۰، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای میانگین را در راستای خط جانبی بر روی صفحه موردنظر نشان می‌دهد. به‌طورکلی استفاده از سوراخ‌های شکل یافته تأثیر چشمگیری بر بهبود خنک کاری لایه‌ای خواهد گذاشت و این مطلب با مقایسه نمودار راندمان برای حالت‌های فن شکل و دایروی گسترش یافته کاملاً مشهود است. اما مهم‌ترین دغدغه مشکل ساخت این نوع سوراخ‌ها بر روی پره توربین می‌باشد. درحالت دایروی با گسترش جانبی همان‌طور که قبلاً نیز بیان شد، در تمامی فواصل بین $20 < x/d < 40$ اثربخشی خنک کاری لایه‌ای و پخش عرضی جت خنک‌کن نسبت به سایر موارد بهبود چشمگیری داشته است و حالت دایروی با دو مجرای خروجی، فقط در فواصل ابتدایی بعد از مجرای کوچکتر با ایجاد یک‌لایه خنک قبل از خروجی اصلی، عملکرد بهتری نسبت به حالت دایروی دارد و در فواصل پایین دست، اختلاط بین جت خنک‌کن و جریان عرضی افزایش یافته و منجر به جدایش جت خنک‌کن از سطح می‌گردد.



شکل ۴-۲۰: نمودار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت عرضی برای چهار هندسه بدون چرخش جریان خنک‌کن

همچنین می‌توان اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را در راستای خط مرکزی که از مبدأ می‌گذرد به دست آورد. لازم به ذکر است که مبدأ مختصات وسط سوراخ خنک کاری میانی قرار گرفته و فواصل مورد نظر از آن ناحیه سنجیده می‌شوند. نکته دیگر اینکه راندمان خنک کاری لایه‌ای که در راستای عرض صفحه آورده شد، بر مبنای دمای میانگین‌گیری شده بر روی خطوطی که در فواصل مختلف در عرض صفحه ترسیم شدند به دست آمد اما راندمان خنک کاری در راستای مرکزی نتایج را بر روی خط مرکزی رسم شده از سوراخ خنک کاری میانی و به صورت محلی گزارش می‌کند از این رو می‌تواند از مقدار بیشترین راندمان که در نزدیکی سوراخ‌های خنک کاری اتفاق می‌افتد یعنی عدد یک شروع شود اما این حالت نمی‌تواند پخش عرضی سیال خنک‌کن را توصیف کند و فقط راندمان را در راستای طول صفحه و به صورت محلی گزارش می‌کند.

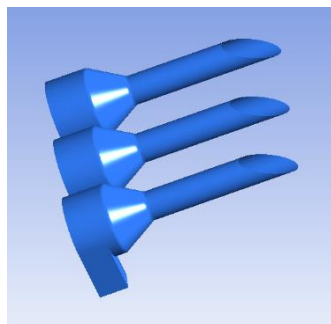


شکل ۴-۲۱: اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای خط مرکزی برای هندسه‌های بدون چرخش جریان خنک‌کننده

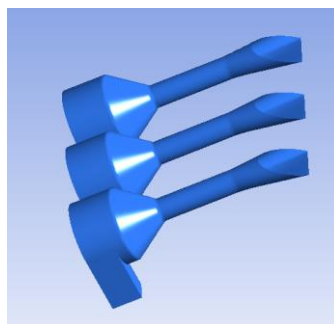
براساس نمودار فوق می‌توان نتیجه گرفت که در فاصله بین $0 < x/d < 5$ حالت دایروی با گسترش جانبی بیشترین راندمان و از $5 < x/d < 20$ حالت فن شکل راندمان بالاتر و پخش فیلم خنک کاری بهتری در راستای طولی دارد. اما همان‌طور که گفته شد بهترین روش مقایسه کردن راندمان‌ها بر مبنای حالت میانگین جانبی است.

۴-۱۰ قسمت دوم: چرخش جریان خنک‌کن

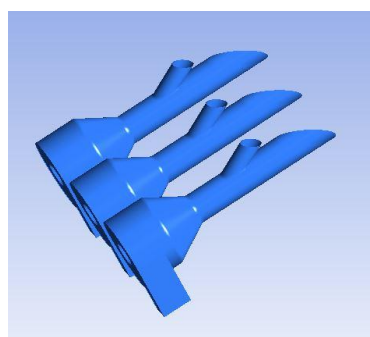
در ادامه به بررسی تأثیر چرخش جریان خنک‌کننده برای چهار حالت سوراخ‌های خنک‌کاری دایروی، فن شکل و دایروی با گسترش جانبی و دایروی با دو مجرا به صورتی که در شکل ۴-۲۲ آمده می‌پردازیم. جریان خنک‌کاری در ورود به مجرای سوراخ‌ها به وسیله سیکلون مخروطی شکل به فرم چرخشی درآمده، دچار آشفتگی بیشتری در مجرا شده و از نازل‌ها خارج می‌گردد و با ایجاد یک لایه خنک مانع از تماس مستقیم گازهای داغ با سطح مورد نظر می‌شود. در شکل ۴-۲۳ دامنه محاسباتی برای این سه حالت نشان داده شده است. ابعاد هندسی سیکلون چرخشی نیز در شکل ۴-۲۴ آورده شده است. در ادامه شبکه تولیدی در اطراف ناحیه چرخش نشان داده شده است. شرایط مرزی نیز به مانند حالت‌های بدون چرخش است که قبلاً بیان شد.



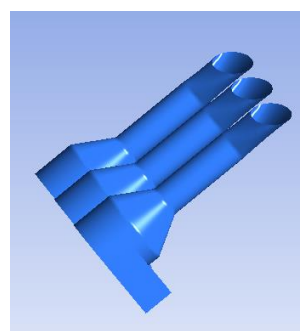
(۵) دایروی سیکلونی



(۶) فن شکل سیکلونی

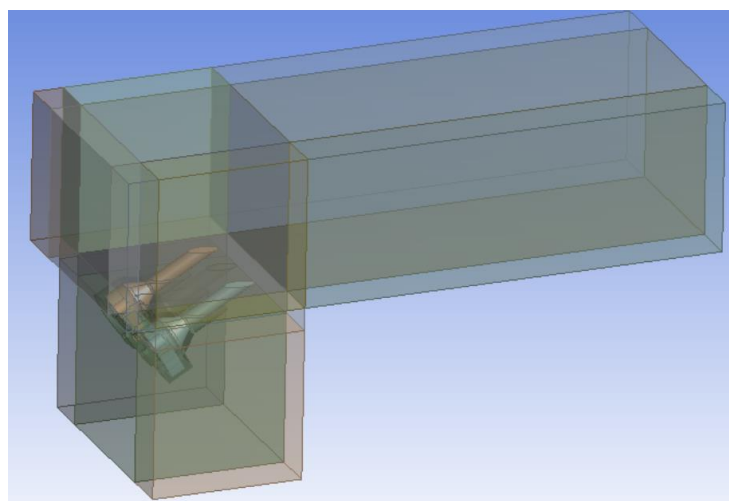


(۷) دایروی با دو مجرا سیکلونی



(۸) دایروی گسترش یافته سیکلونی

شکل ۴-۲۲: سوراخ‌های خنک کاری با ورودی سیکلون چرخشی در چهار حالت دایروی، فن شکل، دایروی با گسترش جانبی و دایروی با دو مجرا



شکل ۴-۲۳: دامنه محاسباتی برای حالت‌های سیکلونی

هندسه

ابعاد (mm)

$$V_2=6$$

$$V_{10}=2$$

$$H_3=6$$

$$V_1=6$$

$$V_4=7$$

$$V_5=5$$

$$V_{15}=14$$

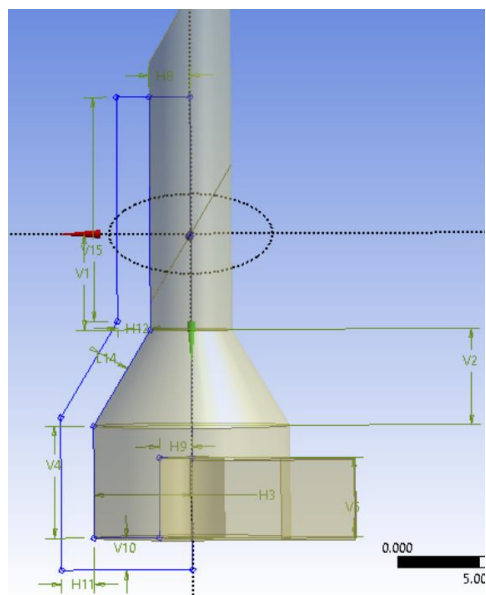
$$H_3=6$$

$$H_9=2$$

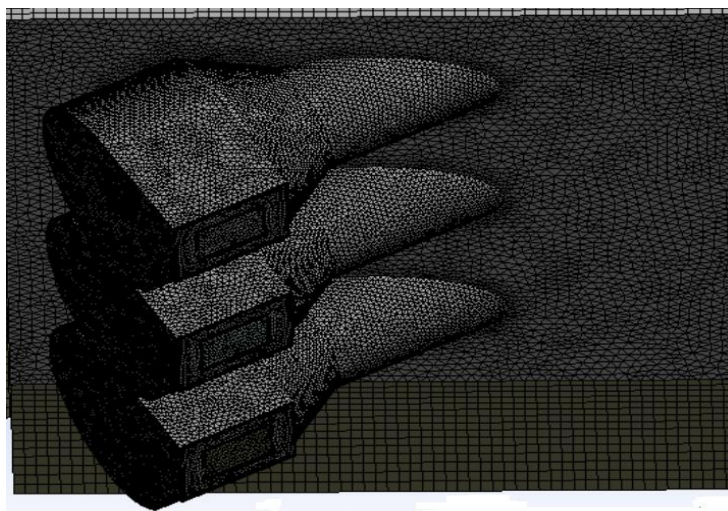
$$H_{11}=2$$

$$H_{12}=2$$

$$L_{14}=2$$

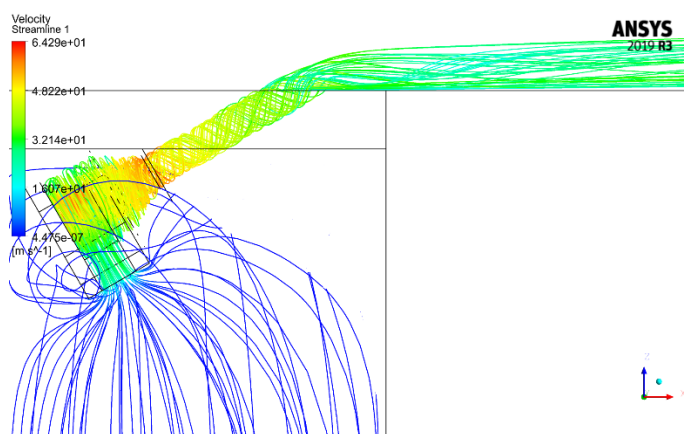


شکل ۴-۲۴: ابعاد هندسی سیکلون چرخشی



شکل ۴-۲۵: شبکه تولیدی در ناحیه مجرای سیکلون

چرخش جریان خنک‌کننده در ناحیه مجرای خنک کاری سیکلون در شکل ۴-۲۶ نشان داده شده است.



شکل ۴-۲۶: خطوط جریان در ناحیه مجرای سوراخ‌های خنک کاری

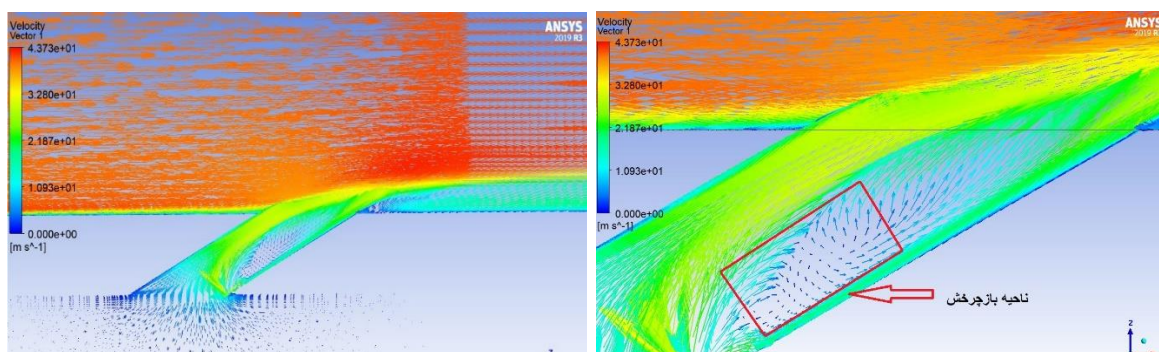
۴-۱۱ ساختار جریان داخل مجرای سوراخ‌های خنک کاری

ساختار جریان و توزیع سرعت در داخل مجرای سوراخ‌های خنک کاری به ما در روند توزیع جریان خنک‌کننده روی سطح بلافاصله بعد از سوراخ‌های خنک کاری کمک می‌کند. در سوراخ‌های خنک کاری بدون چرخش جریان خنک‌کننده، نتایج حل عددی حاکی از آن است که جریان خنک‌کننده حین ورود به مجرای سوراخ‌ها با چرخشی مواجه می‌شود که موجب انحراف جت سرد به لبه بالایی سوراخ می‌شود و باعث تشکیل پروفیل سرعت

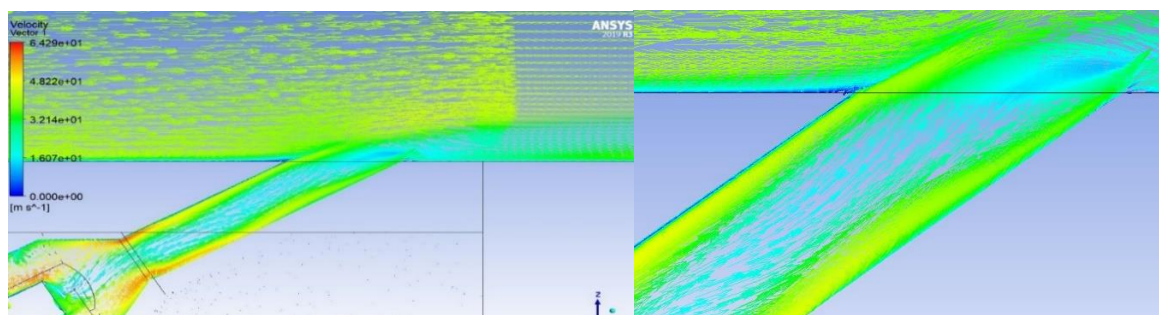
غیرممتقارن درون مجرا می‌گردد. این روند، به صورتی است که سرعت در ناحیه مجاور لبه بالایی سوراخ زیاد و در ناحیه لبه پایینی سوراخ کم می‌باشد. با شروع ناحیه بازشدگی، در سوراخ‌های شکل یافته، جریان با افزایش فشار ناگهانی مواجه می‌شود. از آنجایی که پروفیل سرعت در مجرای خنک کاری غیرممتقارن و سرعت در مجاورت لبه پایینی سوراخ کم می‌باشد، این گرادیان فشار معکوس موجب ایجاد جدایش جت سرد درون مجرای خنک کاری روی لبه پایینی می‌شود و ناحیه‌ای به صورت بازچرخش را روی دیواره پایینی به وجود می‌آورد. از آنجایی که این ناحیه جدایش دارای فشار زیاد می‌باشد جریان جت از فضای بین حباب جدایش و دیواره‌های کناری مجرای خنک کاری خارج می‌شود و این حباب جدایش جریان جت را به سمت دیواره‌های سوراخ منحرف می‌کند و بدین صورت موجب افزایش پخش عرضی جت می‌شود. در سوراخ‌های شکل یافته مثل فن شکل و دایروی با گسترش جانبی، همان طور که توزیع بردارهای سرعت نیز نشان می‌دهد، این ناحیه از لبه پایینی مجرا شروع به شکل گرفتن کرده و تا نزدیکی لبه سوراخ ادامه دارد و باعث می‌شود جریان خنک‌کننده ورودی از لبه بالایی، بیشتر به سمت دیواره‌های سوراخ منحرف شود و عملاً راندمان خنک کاری را افزایش می‌دهد. اما در سوراخ‌های دایروی و دایروی با دو خروجی، ناحیه بازچرخش همانند قبل از لبه پایینی مجرا شروع به شکل گرفتن می‌کند اما اندازه این ناحیه نسبت به دو حالت قبلی کوچکتر بوده و تا لبه مجرا امتداد ندارد و بردارهای سرعت بعد از طی فاصله‌ای کوتاه در میانه مجرا با عبور از ناحیه بازچرخش دوباره به حالت یکنواخت در آمده و از کناره‌ها به جریان گرم نفوذ می‌کند. علاوه بر آن در این دو حالت سرعت جریان خنک‌کننده در مجاورت لبه پایینی نسبت به سوراخ‌های شکل یافته نسبتاً بالاست که این امر باعث جدا شدن جت خنک‌کننده از روی سطح می‌شود. اما در حالت چرخش جریان خنک‌کننده در حالت‌های سیکلونی نتایج مربوط به توزیع بردارهای سرعت در داخل مجرای سوراخ‌های خنک کاری کمی متفاوت است. در این گونه موارد به عنوان مثال حالت دایروی سیکلونی سرعت در میانه مجرا کاهش می‌یابد و باعث می‌شود که جریان خنک حین خروج از مجرا سرعت کمی داشته و جریان خنک‌کننده پخش عرضی بهتر و عملکرد مطلوب‌تری نسبت به حالت دایروی بدون چرخش داشته باشد. به تدریج با باز شدن مجرای سوراخ‌های خنک کاری به عنوان مثال حالت فن شکل سرعت در این قسمت از میانه مجرا کمتر شده و نهایتاً در سوراخ‌های با گسترش جانبی در قسمت میانی مجرا ناحیه بازچرخش به وجود می‌آید. وجود این ناحیه هرچند که جریان خنک‌کن را از لبه بالایی مجرا به سمت دیواره‌های سوراخ منحرف می‌کند اما شکل‌گیری آن در میانه مجرا باعث نفوذ جریان خنک‌کن با سرعت نسبتاً بالا از لبه پایینی به داخل جریان گرم شده و نسبت به حالت بدون چرخش چسبندگی کمتری را بر روی سطح ایجاد می‌کند. این موضوع را در مقایسه بین سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی در حالت چرخش و بدون چرخش می‌توان دریافت. پس عملاً در یک نتیجه‌گیری کلی با افزایش بازشدگی مجرای سوراخ‌ها در حالت‌های سیکلونی ناحیه بازچرخش به سمت میانه مجرا حرکت می‌کند و به دلیل سرعت بالای جت خنک‌کن در لبه پایینی مجرا، افزایش نفوذ جت خنک‌کن به جریان گرم را از لبه پایینی به روی سطح خواهیم داشت که عملاً مطلوب نیست و راندمان خنک

کاری را بر روی سطح کاهش می‌دهد. در حالت دایروی با دو خروجی سیکلونی، جریان حین خروج از مجرا نسبت به حالت ساده سرعت پایینی داشته و نزدیک به سطح از مجرا خارج می‌شود و ناحیه بیشتری را نسبت به حالت ساده پوشش می‌دهد. شکل گیری ناحیه بازچرخش در این مدل سوراخ در فضای بین دو مجرا رخ داده است.

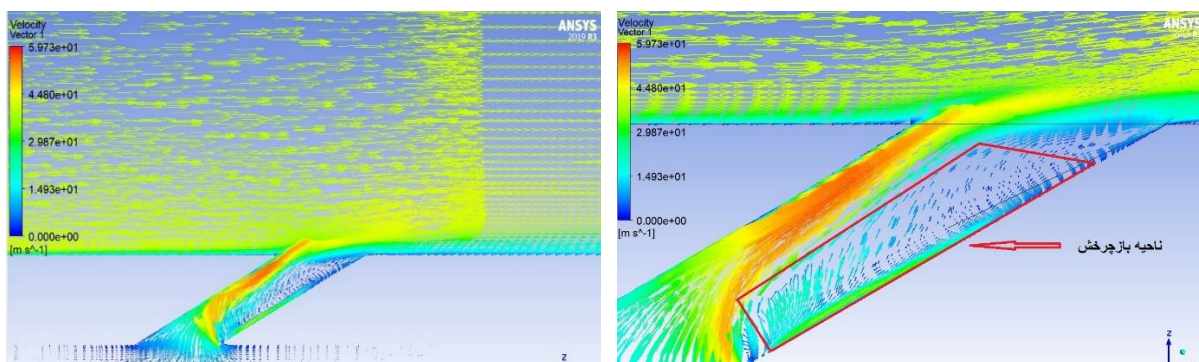
الف) دایروی



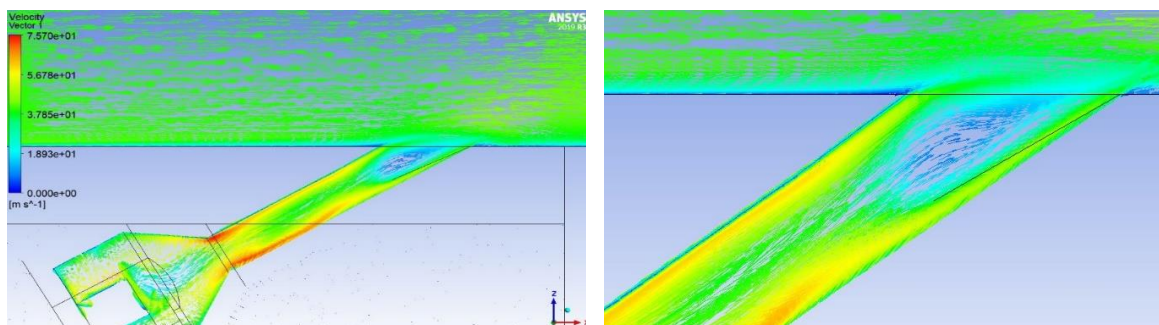
ب) دایروی سیکلونی



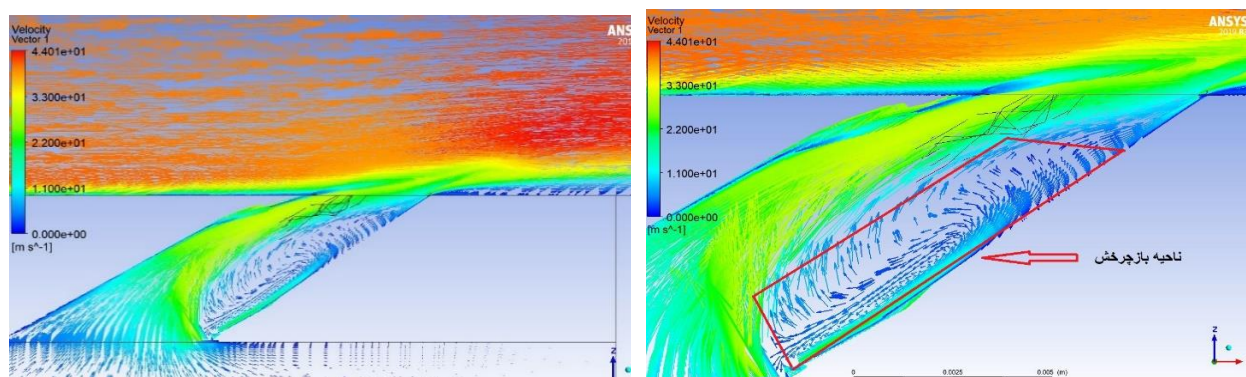
ج) فن شکل



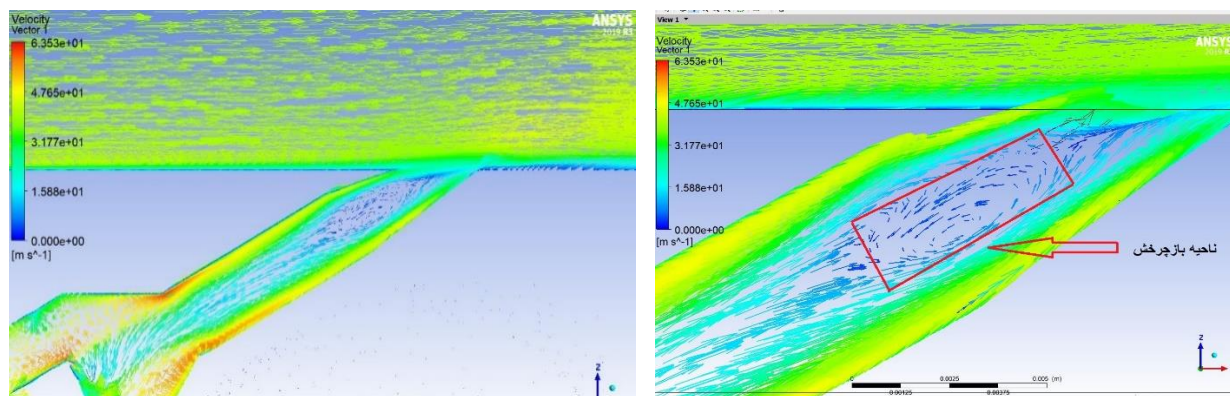
(د) فن شکل سیکلونی



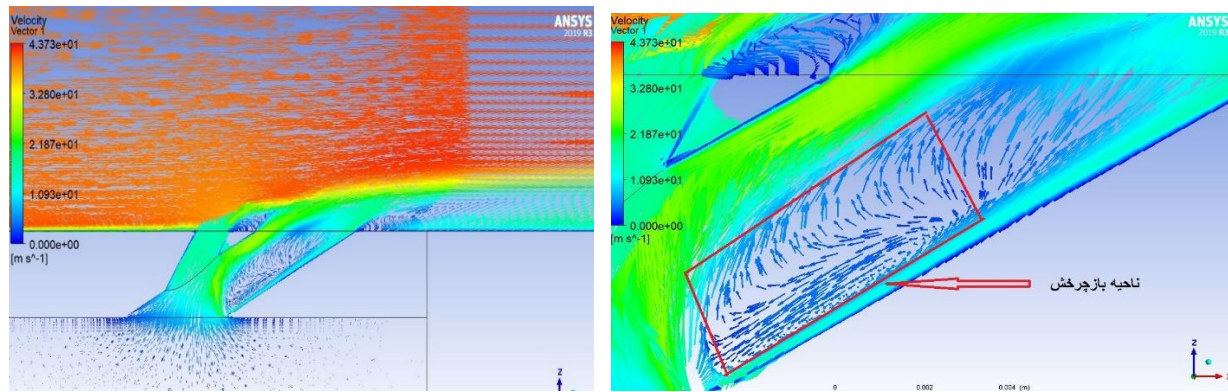
(ه) دایروی با گسترش جانبی



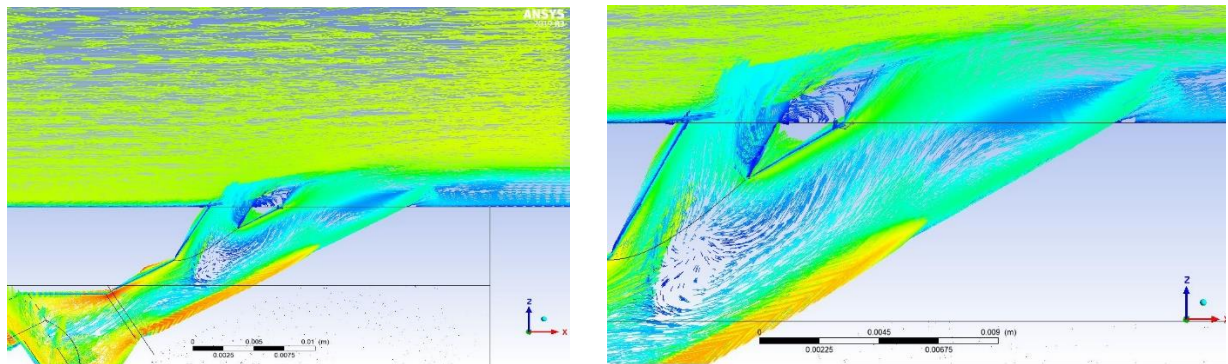
(و) دایروی با گسترش جانبی سیکلونی



ر) دایروی با دو مجرای خروجی

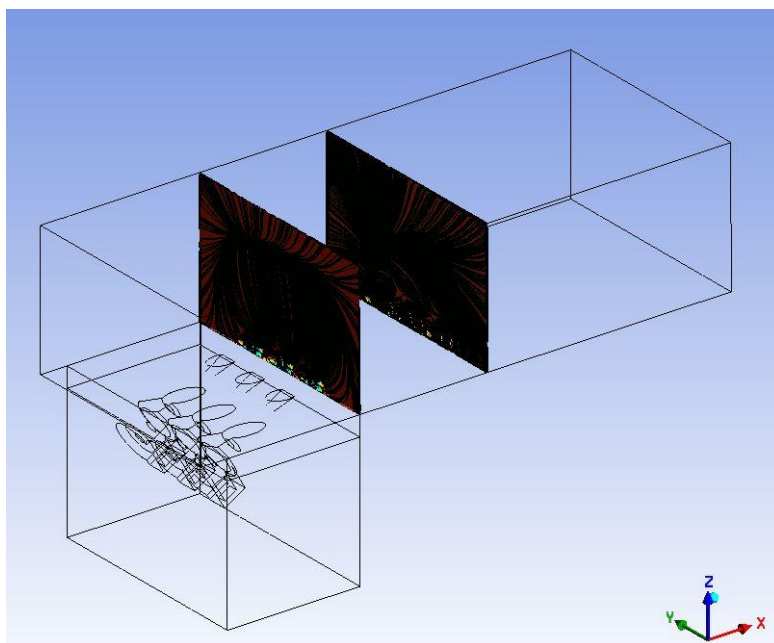


ه) ر) دایروی با دو مجرای خروجی سیکلونی



شکل ۴-۲۷: وضعیت حباب جدایش درون مجرای سوراخ‌های خنک کاری (توزیع بردارهای سرعت)

در ادامه برای روشن‌تر شدن موضوع به توصیف جفت گردابه‌های خلاف جهت چرخش که به طور مستقیم بر راندمان خنک کاری لایه‌ای تأثیرگذارند خواهیم پرداخت. مقاطع نشان داده شده در صفحه $Y-Z$ بوده و به ترتیب در فواصل $X/D=2$ و $X/D=18$ نسبت به مبدأ مختصات واقع شده‌اند. علت انتخاب این دو ناحیه برای تحلیل بررسی عملکرد خنک کاری لایه‌ای بلافاصله بعد از سوراخ‌های خنک کاری و نواحی پایین دست می‌باشد.



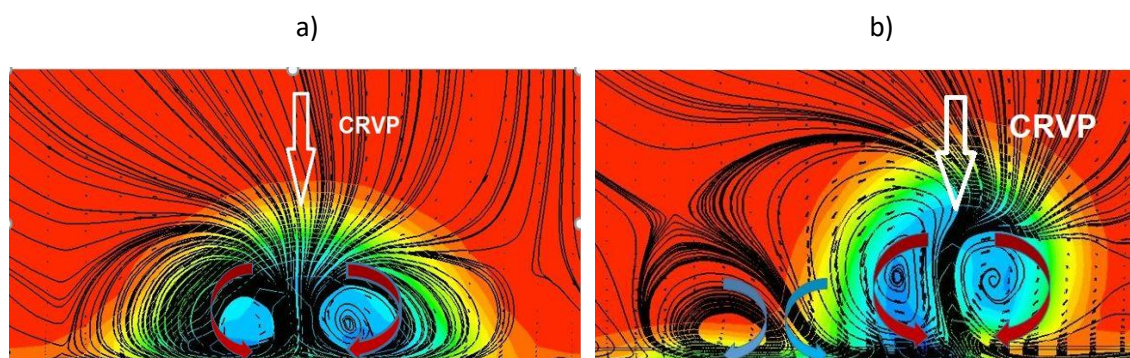
شکل ۴-۲۸: صفحات ترسیم شده در راستای Y-Z بلافاصله بعد از سوراخ های خنک کاری برای نشان دادن جفت گردابه های خلاف چرخش

جفت گردابه های خلاف چرخش را به اختصار CRVP می نامند و ناشی از برهم کنش بین جت خنک کننده و جریان داغ می باشند. جهت چرخش این جفت گردابه ها به گونه ای است که جریان خنک کننده را از روی سطح بلند کرده و با جریان داغ مخلوط می کنند و به این ترتیب باعث کاهش راندمان خنک کاری بر روی سطح می شوند. این جفت گردابه ها را به جهت مقایسه بهتر برای هر دو حالت جریان خنک کننده چرخشی (سیکلونی) و حالت ساده نشان داده ایم. در این قسمت ابتدا مقطع زده شده به فاصله $X/D=2$ که نزدیک به سوراخ های خنک کاری است را بررسی می کنیم. همان طور که مشاهده می شود به طور کلی در حالت دایروی شدت جفت گردابه ها نسبت به سوراخ های شکل یافته قوی تر است و از این جهت در حالت های دایروی راندمان خنک کاری پایین تر است. در مقایسه بین حالت چرخش و ساده در سوراخ های دایروی می توان دریافت که در حالت چرخش، علاوه بر گردابه های CRVP، جفت گردابه ای دیگر در سمت چپ به وجود آمده که جهت چرخش آن عکس جفت گردابه های CRVP است. این جفت گردابه ها باعث می شوند که جریان سرد به سمت دیواره کشیده شود و آن را نزدیک سطح نگه دارد که عملاً این روند باعث افزایش بازده خنک کاری می شود. در حالت فن شکل، CRVP ها نسبت به حالت دایروی کوچک تر شده و کمی از یکدیگر فاصله می گیرند و فیلم خنک کننده نسبت به حالت دایروی به سطح نزدیک تر است و به همان علت که در قسمت قبل مبنی بر تشکیل

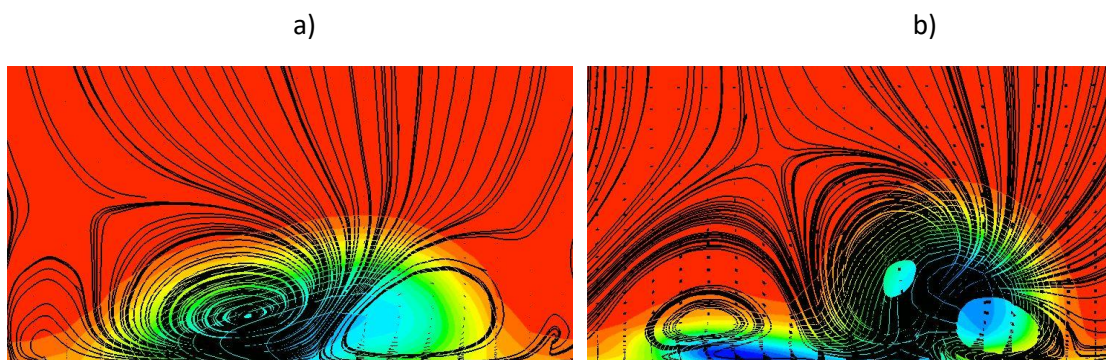
جفت گردابه خلاف CRVP بیان شد، حالت سیکلونی راندمان بالاتری را نسبت به حالت فن شکل ساده ارائه می‌دهد. اما در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی در حالت ساده، همان‌طور که مشاهده می‌شود تضعیف جفت گردابه‌ها به مراتب بیشتر از حالت‌های قبل بوده و به چند جفت گردابه کوچک CRVP که با فلش سفید رنگ نشان داده شده‌اند و جفت گردابه خلاف چرخش CRVP که با فلش آبی رنگ نشان داده شده‌اند و برای ما مفید هستند تقسیم شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌دهد در این سوراخ‌ها نسبت به حالت‌های فن شکل و دایروی اندازه و شدت جفت گردابه‌ها بسیار ضعیف‌تر بوده و حالت ادغام و پیوستگی آن‌ها مابین سوراخ‌ها منجر به پخش فیلم خنک‌کن بر روی سطح می‌شود. اما در حالت دایروی با گسترش جانبی سیکلونی، از شدت جفت گردابه‌های خلاف CRVP‌ها کاسته شده و به این ترتیب خنک‌کاری لایه‌ای نسبت به حالت ساده آن کمتر است. برای حالت دایروی با دو مجرا نیز تشکیل جفت گردابه‌ها در فاصله $X/D=2$ در این هندسه آورده شده است و مشهود است که در حالت سیکلونی فاصله گرفتن گردابه‌های CRVP و کاهش شدت آن‌ها در بهبود راندمان خنک‌کاری تاثیرگذار است و عملکرد بهتری نسبت به حالت ساده آن دارد.



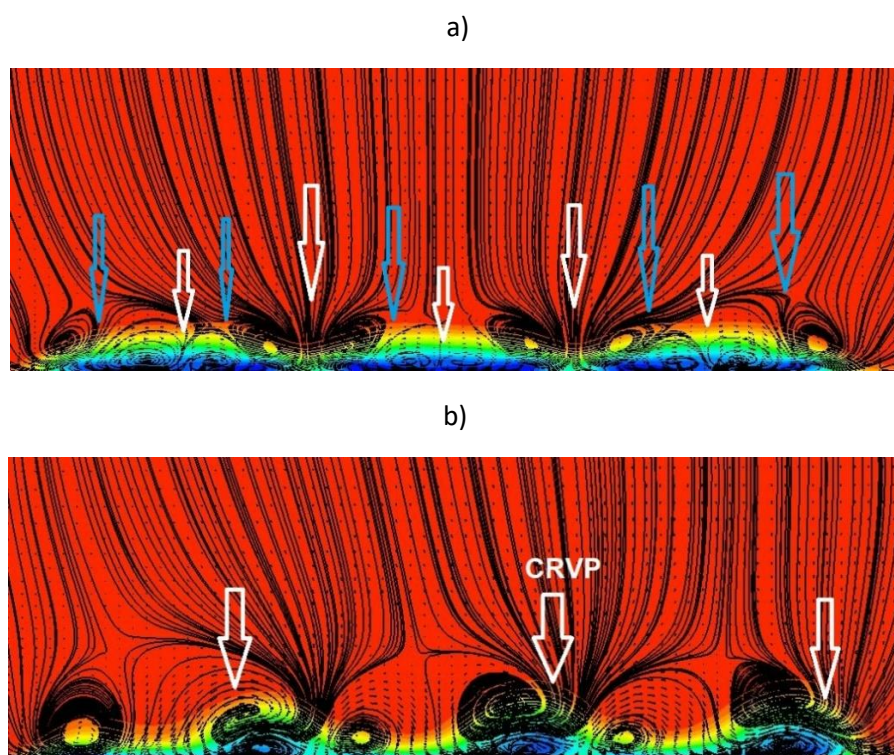
الف) دایروی

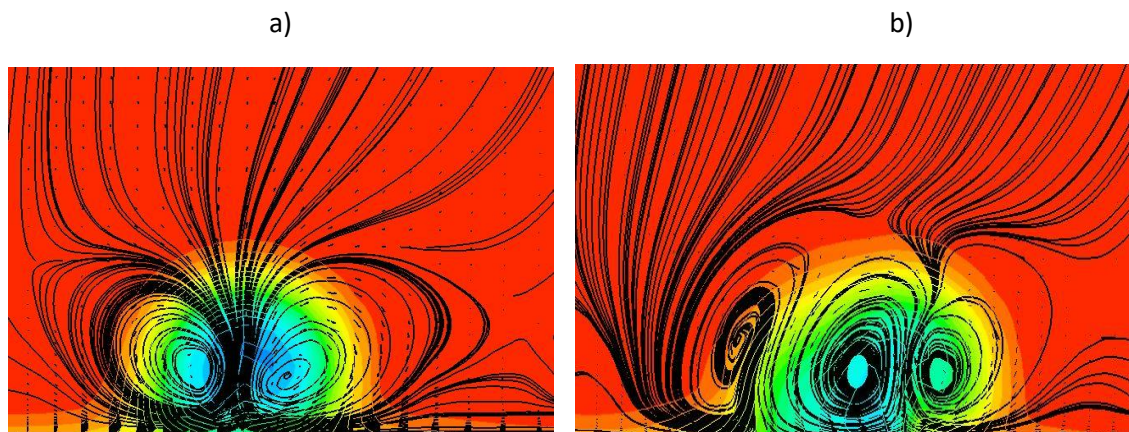


الف) فن شکل



ج) دایروی با گسترش جانبی



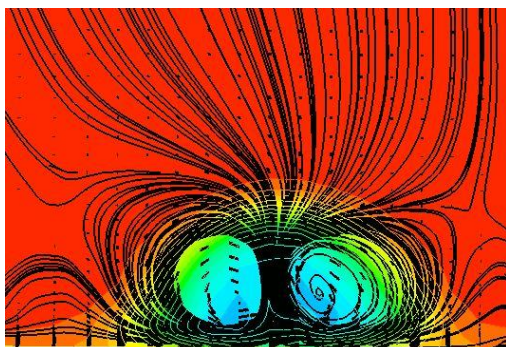


شکل ۴-۲۹: توزیع جفت گردابه های تشکیل شده بر روی سطح در صفحه y-z در فاصله $X/D=2$: a) ساده b) چرخشی

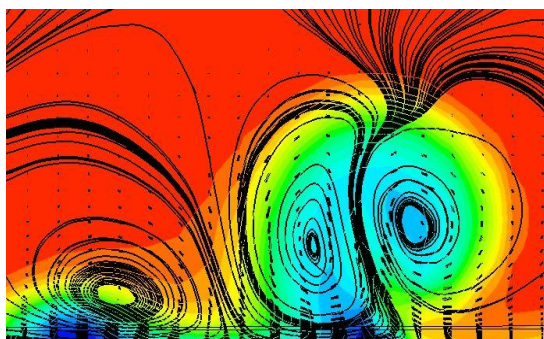
در ادامه به توضیح جفت گردابه ها در فاصله $X/D=18$ می پردازیم. به طور کلی هر چقدر تراکم گردابه ها نزدیک به سطح باشند اختلاط جریان خنک کن و جریان داغ به تأخیر افتاده و باعث شده که جریان خنک کن زمان بیشتری را روی دیواره باشد و عملاً در این حالت بازده خنک کاری مطلوب تر است. هر چقدر از سوراخ های خنک کاری فاصله می گیریم و به سمت نواحی پایین دست حرکت می کنیم اختلاط بین دو سیال بیشتر شده و جت خنک کن کم کم از سطح فاصله می گیرد. این نکته را در مقایسه بین شکل های آورده شده در دو فاصله $X/D=2$ و $X/D=18$ می توان دریافت. با مقایسه بین حالت های دایروی ساده و چرخشی در این ناحیه از صفحه همچنان نتایج حاکی از عملکرد بهتر حالت سیکلونی است. در حالت فن شکل ساده جفت گردابه های CRVP به تدریج از هم فاصله گرفته اند و در گوشه ها دو گردابه دیگر داریم که خلاف CRVP می چرخند که به همین دلیل حالت ساده فن شکل نسبت به فن شکل سیکلونی در این ناحیه از صفحه عملکرد خنک کاری بهتری دارد. همچنین در حالت دایروی با گسترش جانبی هم شدت جفت گردابه های خلاف گرد در حالت چرخش جریان خنک کننده بسیار قوی ترند. در حالت دو مجرا نیز در حالت چرخش نیز تراکم گردابه ها در نزدیکی سطح بیشتر است و در حالت ساده از سطح فاصله گرفته اند. در یک جمع بندی کلی می توان نتیجه گرفت که به جز حالت دایروی و دایروی با دو مجرا، با افزایش سطح مقطع سوراخ های خنک کاری در موارد فن شکل و دایروی با گسترش جانبی تأثیر چرخش جریان خنک کننده به طور میانگین عملکرد خنک کاری لایه ای را در نسبت دمش ۱ کاهش می دهد.

الف) دایروی

(a)

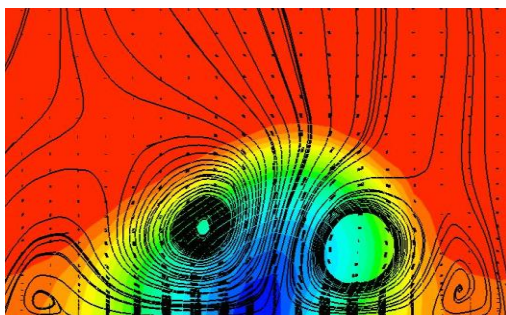


(b)

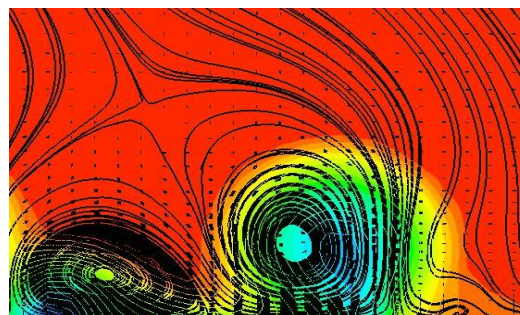


ب) فن شکل

(a)

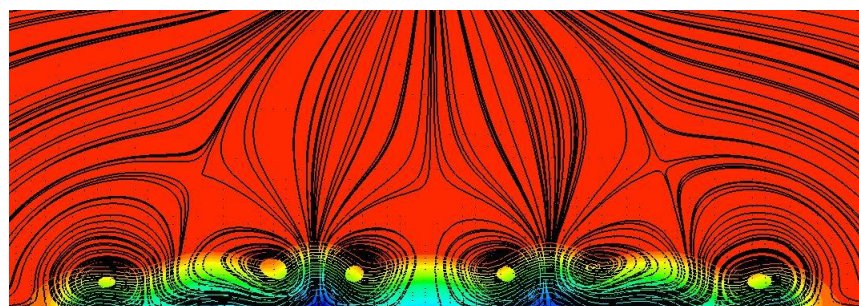


(b)

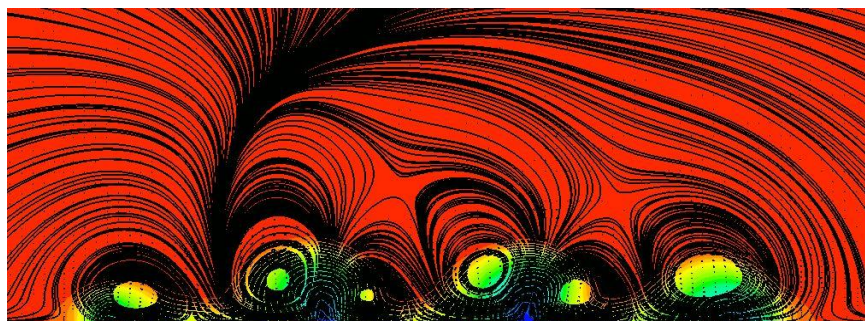


a)

ج) دایروی با گسترش جانبی

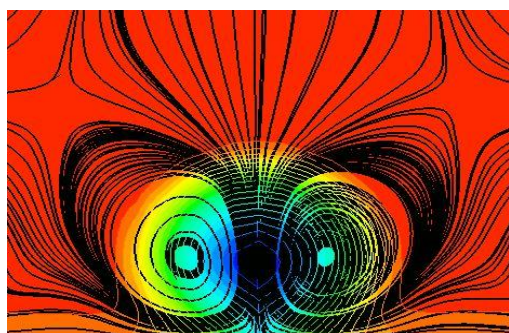


b)

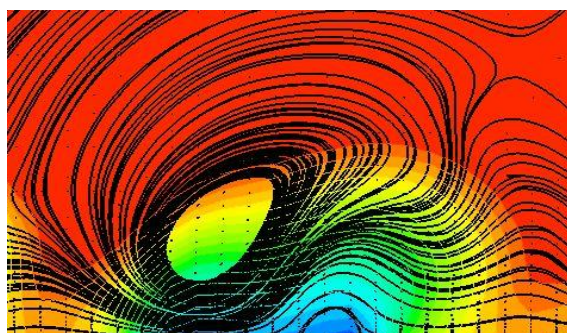


(د) دایروی با دو مجرا

(a)



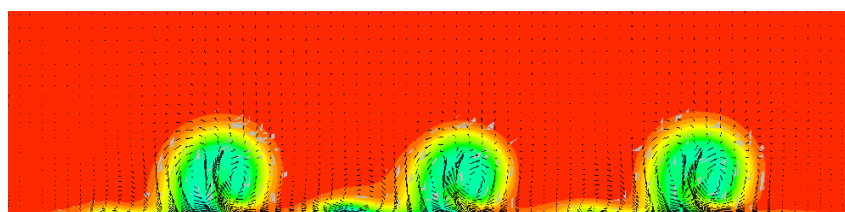
(b)



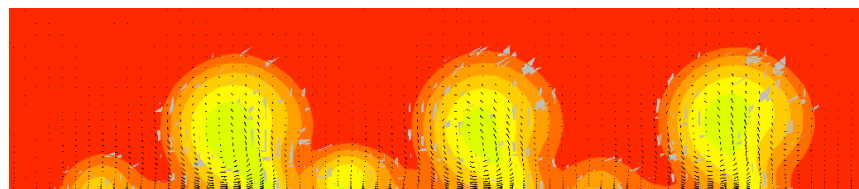
شکل ۴-۳۰: توزیع جفت گردابه های تشکیل شده بر روی سطح در صفحه y-z در فاصله $X/D=18$: a) ساده b) چرخشی

توزیع دما و بردارهای سرعت نیز در شکل ۴-۳۱ نشان داده شده است.

الف) دایروی سیکلونی

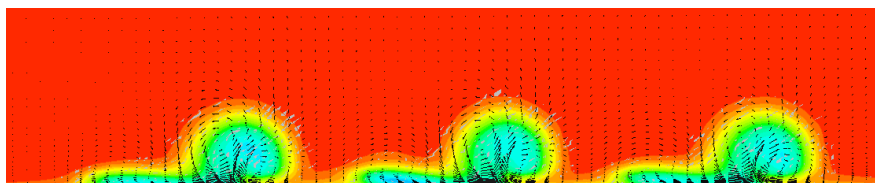


$$X/D = 2$$

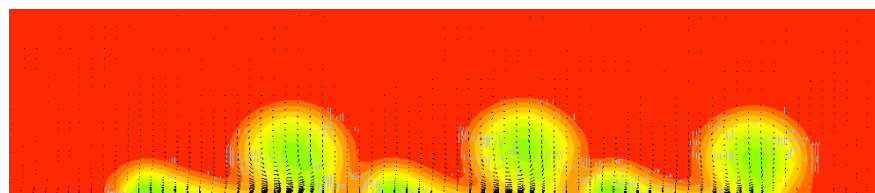


$$X/D = 6$$

ب) فن شکل سیکلونی

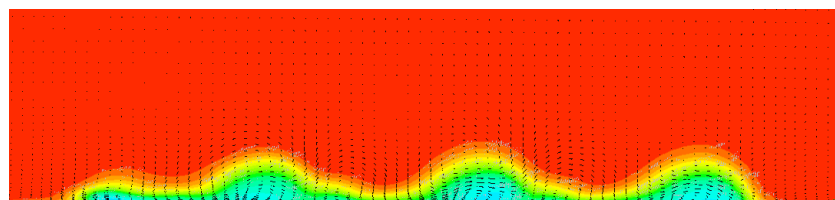


$$X/D = 2$$

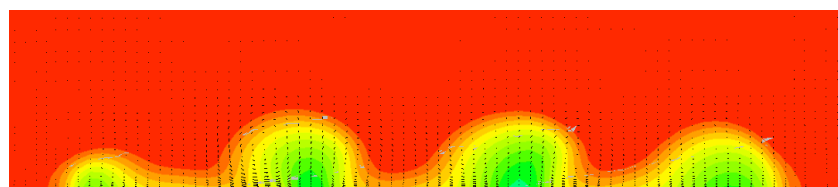


$$X/D = 6$$

ج) دایروی گسترش یافته سیکلونی

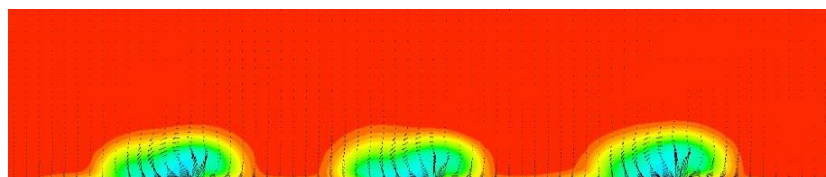


$$X/D = 2$$

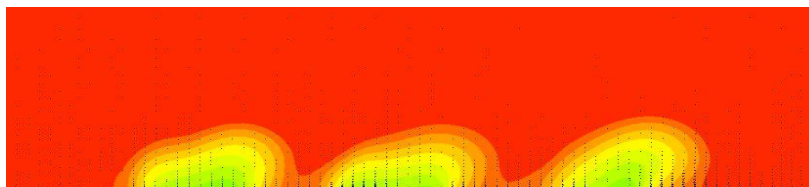


$$X/D = 6$$

ج) دایروی با دو مجرا سیکلونی



$$X/D = 2$$



$$X/D = 6$$

شکل ۴-۳۱: توزیع دما و بردارهای سرعت در صفحه Y-Z برای حالات سیکلونی در دو فاصله $X/D = 2$ و $X/D = 6$ نسبت به مبدا

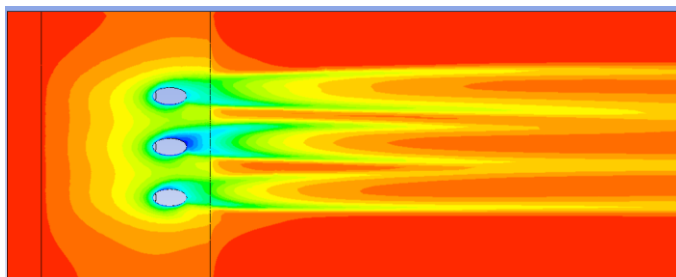
با مقایسه بین دو شکل ۴-۱۹ و ۴-۳۱ می‌توان دریافت که برای حالت دایروی در قسمت الف، حالت دایروی سیکلونی نسبت به دایروی ساده پهنای فیلم خنک‌کن وسیع‌تری بر روی سطح دارد و عملکرد آن مطلوب‌تر است. در حالت فن شکل نیز فیلم خنک‌کن در حالت سیکلونی پهنای عرضی وسیع‌تری دارد اما در فواصل دورتر از مبدأ مثلاً $X/D = 6$ ، فیلم خنک در حالت سیکلونی برخلاف حالت فن شکل ساده در قسمت‌های میانی کم از سطح فاصله گرفته و عملاً نفوذ جت خنک به جریان گرم بیشتر می‌شود و برای ما مطلوب نیست. حالت دایروی گسترش یافته سیکلونی نیز در قسمت ج نسبت به حالت ساده آن در شکل ۴-۱۹ به صورت کلی عملکرد ضعیف‌تری از خود نشان می‌دهد. در حالت دایروی با دو مجرا در فاصله $X/D = 6$ فیلم خنک‌کننده به سطح نزدیک تر بوده و به طور میانگین عملکرد بهتری به لحاظ خنک‌کاری نسبت به حالت ساده آن بر روی سطح دارد.

۴-۱۲ توزیع دما روی صفحه تخت

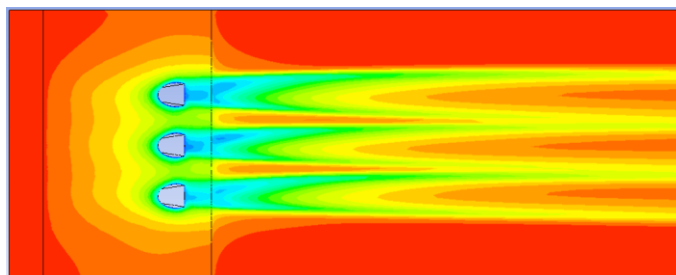
شکل ۴-۳۲ توزیع دما روی صفحه تخت را نشان می‌دهد. به طور کلی تأثیر مثبت چرخش جریان خنک‌کننده در حالت‌های سیکلونی، پخش‌شدگی بیشتر جت خنک‌کن در راستای عرضی به خصوص در نواحی ابتدایی بعد از سوراخ‌های خنک‌کاری می‌باشد که این را در مقایسه با حالت‌های بدون چرخش که قبلاً ذکر گردید می‌توان دریافت. از جمله نکات منفی قابل‌ذکر نیز افزایش اختلاط جت خنک‌کن و جریان عرضی گرم در نواحی پایین دست برای سوراخ‌های خنک‌کاری حالت‌های الف تا ج است که باعث می‌شود جریان گاز داغ به زیر جت خنک‌کن نفوذ کرده و جدایش جت خنک‌کن از روی سطح را در پی دارد. در حالت دایروی با دو مجرا جریان خنک‌کننده در نواحی پایین دست همچنان پیوستگی خود را بر روی سطح حفظ می‌کند و پخش عرضی سیال خنک‌کن در این حالت نسبت به حالت ساده آن در شکل ۴-۱۵ بسیار مطلوب‌تر است.



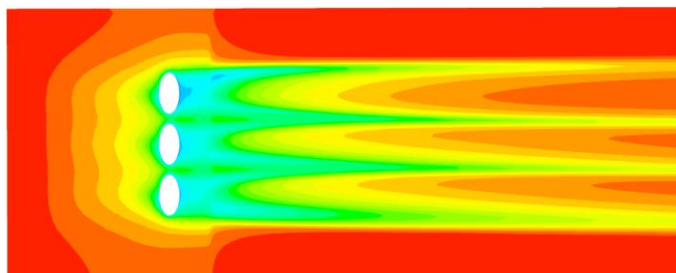
(الف)



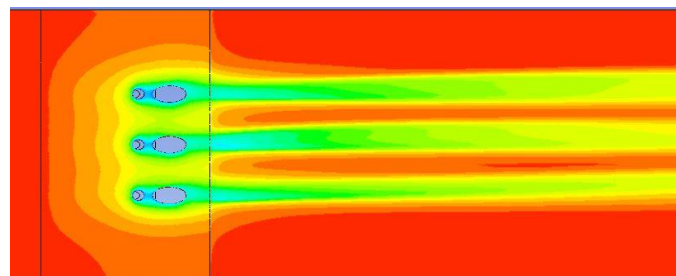
(ب)



(ج)



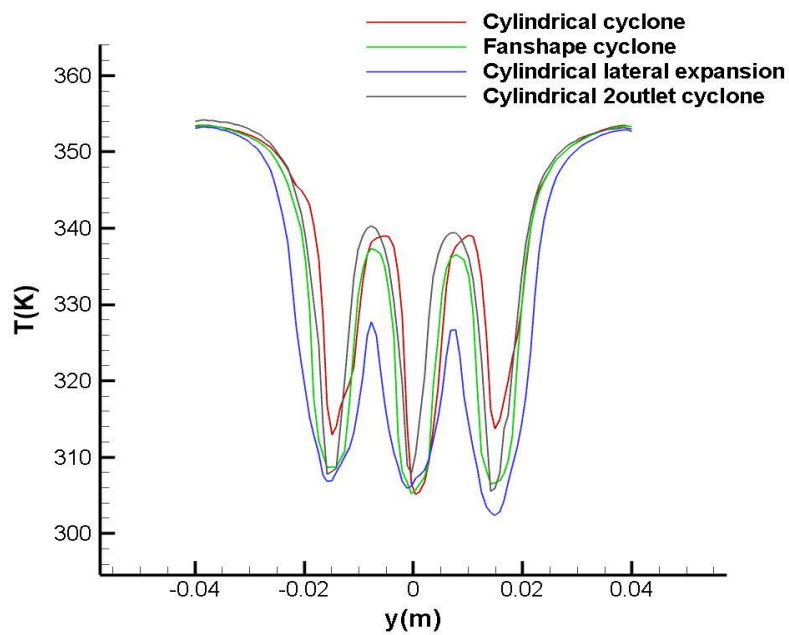
(د)



شکل ۴-۳: توزیع دما روی صفحه تخت برای حالات (الف) دایروی سیکلونی (ب) فن شکل سیکلونی (ج) دایروی با گسترش جانبی سیکلونی (د) دایروی با دو مجرا سیکلونی

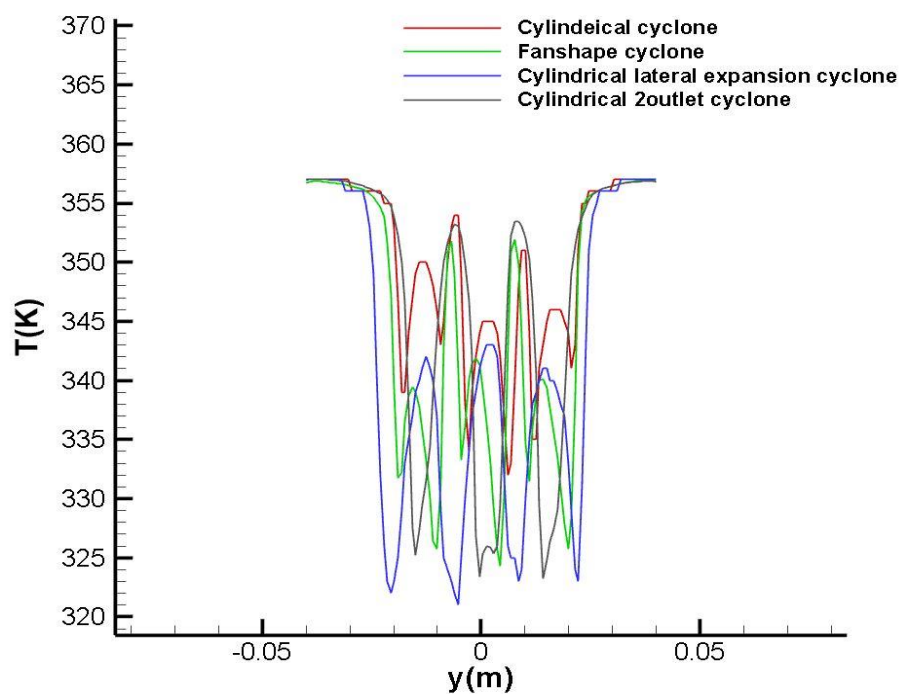
در ادامه نمودار توزیع دما بر روی سطح برحسب حرکت در راستای جانبی y برای هندسه‌های با چرخش جریان خنک‌کننده آورده شده است. مقاطع مورد بررسی در شکل ۴-۱۶ توضیح داده شد.

الف) مقطع ۱



شکل ۴-۳۳: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۱

ب) مقطع ۲

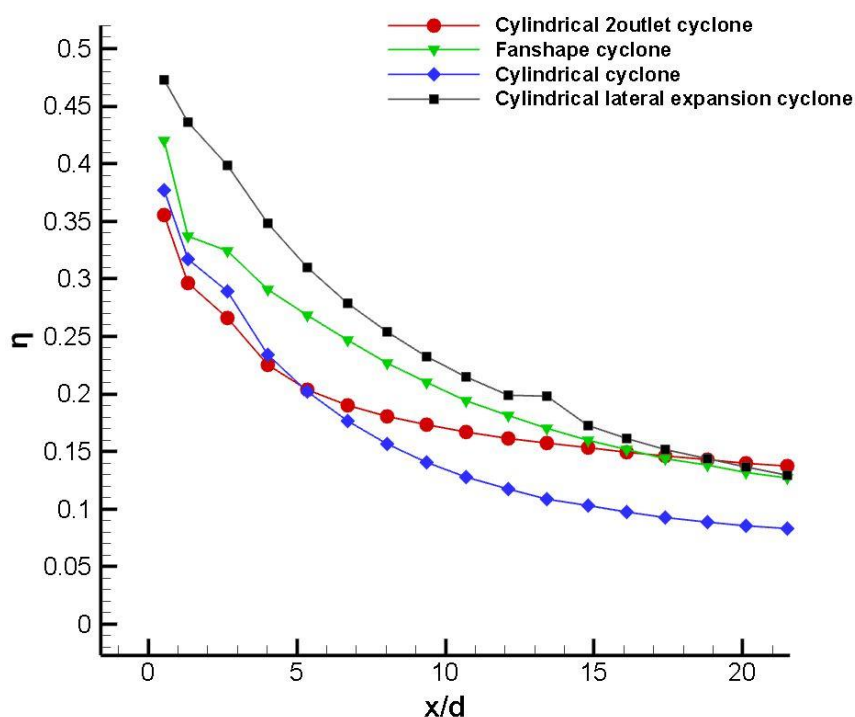


شکل ۴-۳۴: نمودار دمای صفحه در راستای عرضی y در مقطع ۲

با مقایسه توزیع دما در مقطع ۱ برای سوراخ‌های خنک کاری ساده توضیح داده شده در قسمت قبل و شکل فوق که چرخش داریم می‌توان دریافت که در حالت‌های دایروی و دایروی با دو خروجی دمای میانگین روی سطح در این حالت کمتر بوده اما در سوراخ‌های با گسترش جانبی عکس این مطلب اتفاق می‌افتد با فاصله گرفتن از مبدأ در مقطع ۲، حالت بدون چرخش عملکرد بهتری داشته و در حالت چرخش همان‌طور که کانتور دما روی سطح نیز نشان می‌دهد جت خنک‌کن از سطح فاصله گرفته و دمای میانگین روی سطح را افزایش می‌دهد.

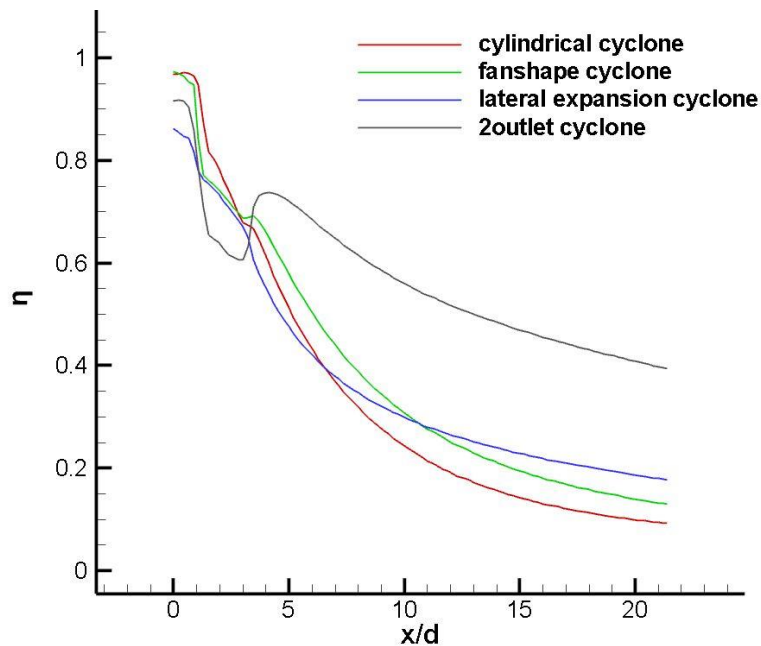
۱۳-۴ اثربخشی خنک کاری لایه‌ای

با مقایسه بین چهار حالت ذکر شده در قسمت دوم، به‌طور کلی در تمامی فواصل بین $0 < x/d < 20$ بر روی سطح، حالت دایروی گسترش‌یافته، میانگین اثربخشی بهتری را در راستای جانبی دارد و در فاصله $x/d < 17$ منحنی آن تقریباً بر منحنی راندمان فن شکل منطبق است و عملکرد خنک کاری لایه‌ای سوراخ‌های دایروی با دو مجرا نیز در نواحی پایین دست نسبت به حالت دایروی بهتر بوده و حالت دایروی به طور میانگین کمترین میزان راندمان را بین این چهار مورد به خود اختصاص می‌دهد.



شکل ۴-۳: نمودار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در جهت عرضی در هندسه‌های سیکلونی

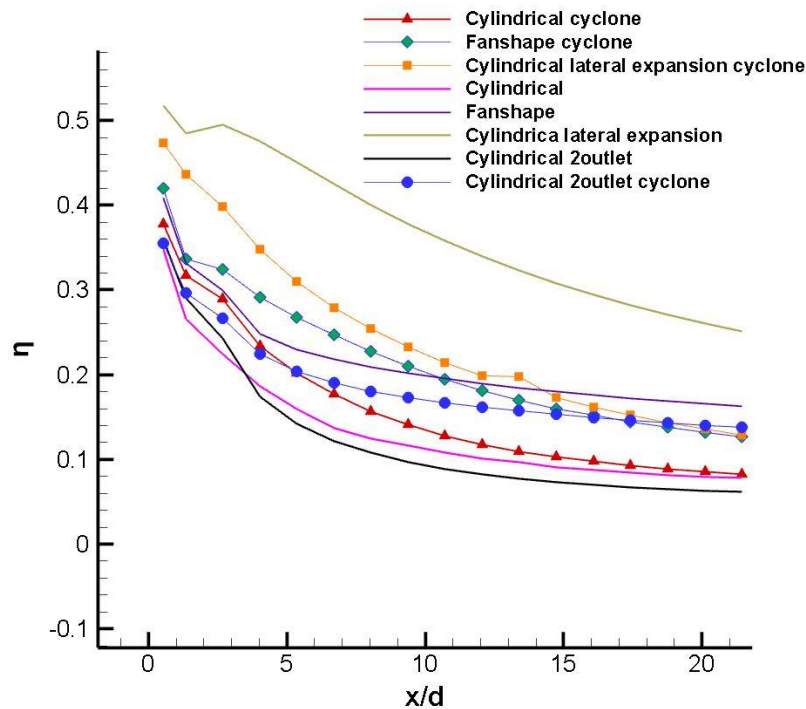
راندمان خنک کاری لایه‌ای در راستای خط مرکزی نیز در شکل زیر نشان داده شده است.



شکل ۴-۳۶: اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای خط مرکزی برای هندسه‌های با چرخش جریان خنک‌کننده

در یک مقایسه کلی به صورت میانگین اثربخشی خنک کاری خط مرکزی در حالت دو مجرا بیشتر از سایر موارد است. اگر حالت دایروی سیکلونی را مبنا قرار دهیم به طور کلی راندمان دو مجرا به میزان ۶۷ درصد، فن شکل به میزان ۱۲.۷ درصد و حالت دایروی با گسترش جانبی به میزان ۹.۲ درصد از حالت دایروی بالاتر می باشند.

نمودار اثربخشی خنک کاری لایه ای میانگین در راستای جانبی مربوط به مقایسه کلی بین کلیه حالت‌های شبیه‌سازی شده در پروژه نیز در شکل ۴-۳۷ آمده که در فصل ۵ نتیجه‌گیری کلی ارائه شده است. همچنین در جدول انتهایی مقایسه عددی راندمان ها آمده است.



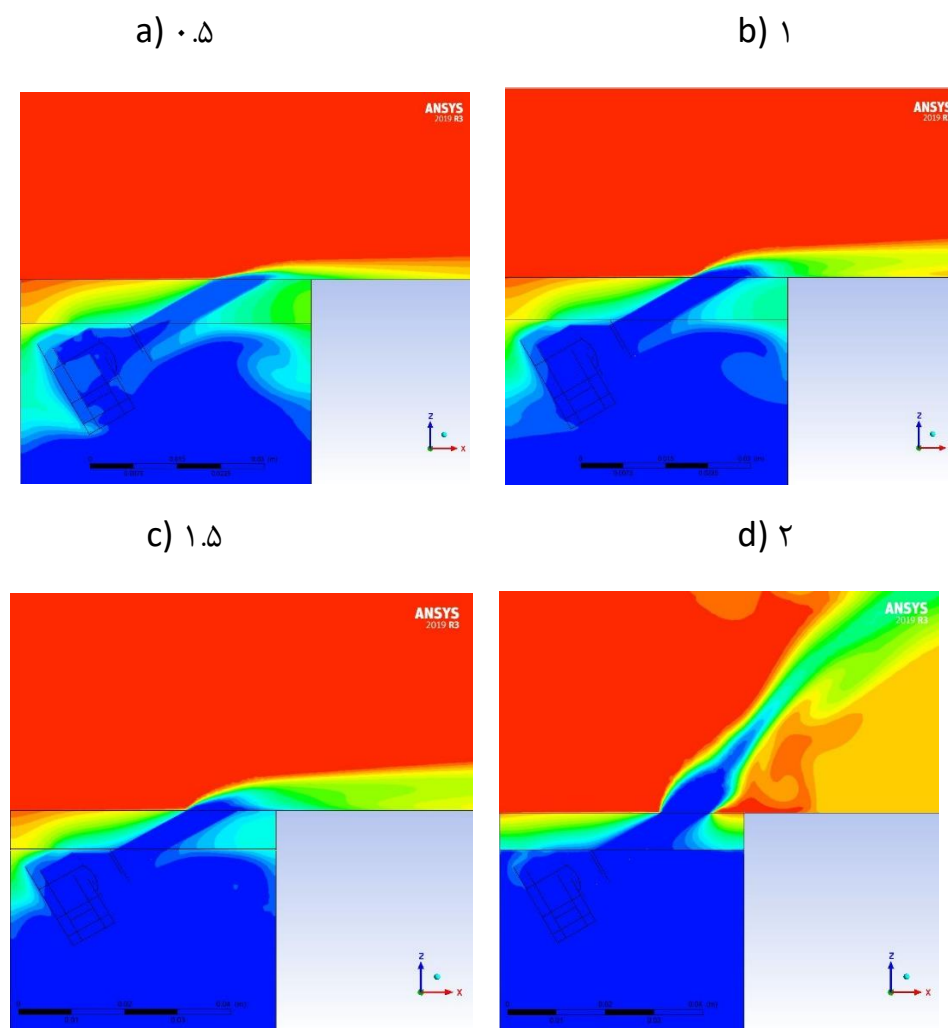
شکل ۴-۳۷: نمودار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای مربوط به کلیه حالت‌های شبیه‌سازی شده در پروژه در نسبت دم‌ش ۱

جدول ۴-۵: مقایسه نتایج راندمان خنک کاری میانگین در جهت عرضی برای کلیه حالت‌های شبیه‌سازی در نسبت دم‌ش ۱

سوراخ‌های خنک کاری	مقایسه نتایج مربوط به راندمان خنک کاری در حالت چرخش و ساده
دایروی	راندمان خنک کاری در حالت چرخش به میزان ۱۶٪ بیشتر از حالت ساده است.
فن شکل	در فاصله بی‌یعد $0 < x/d < 10$ از صفحه راندمان حالت چرخش به میزان ۸٪ از حالت ساده بیشتر بوده اما در کل محدوده مورد نظر یعنی $0 < x/d < 20$ به طور میانگین راندمان حالت چرخش به میزان ۴٪ کاهش یافته است.
دایروی با گسترش جانبی	در کل محدوده مورد بررسی راندمان خنک کاری حالت چرخشی به صورت میانگین به میزان ۳۳٪ کمتر از حالت ساده است.
دایروی با دو مجرا	راندمان خنک کاری حالت چرخش نسبت به حالت ساده به میزان ۴۸ درصد افزایش می‌یابد.

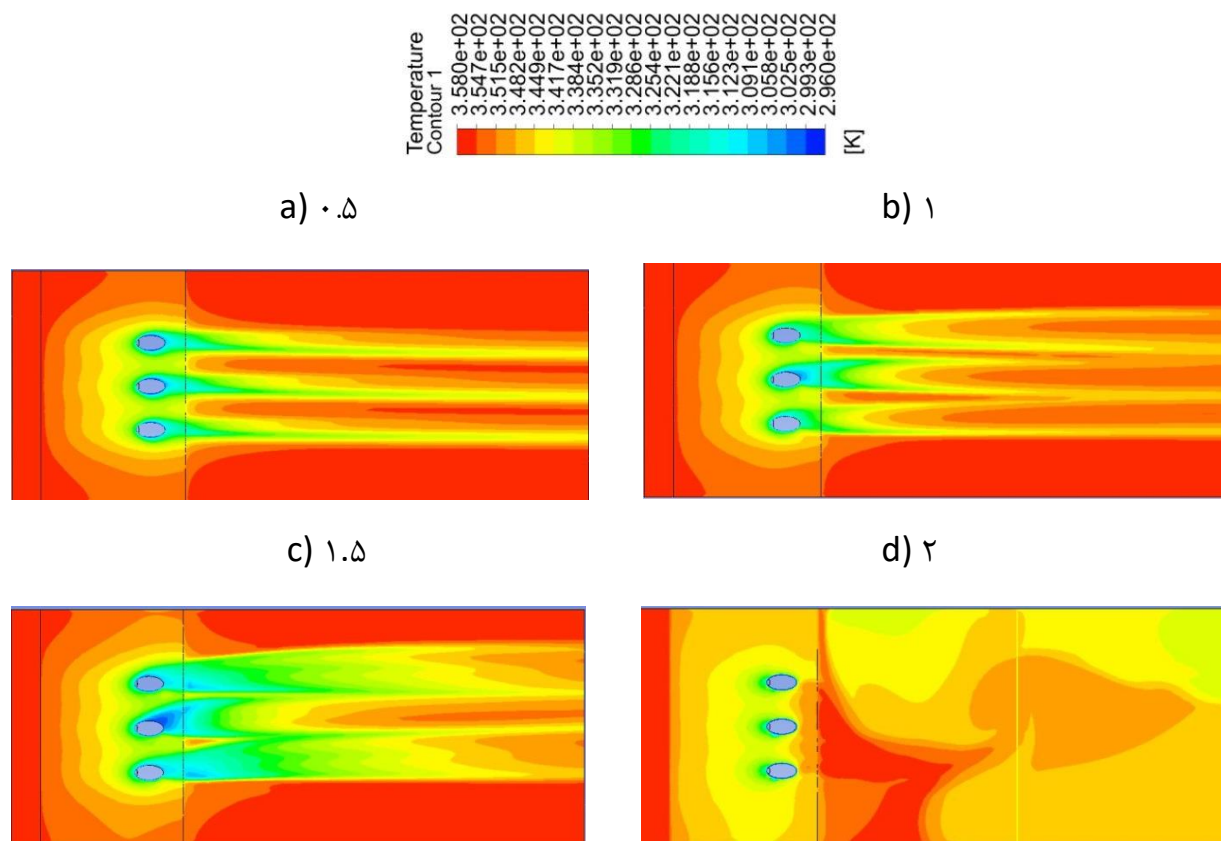
۱۴-۴ تاثیر نسبت دمش

در ادامه به بررسی نسبت دمش و تأثیر آن بر خنک کاری لایه‌ای خواهیم پرداخت. موارد شبیه‌سازی شده در حالت قبل با فرض نسبت دمش ۱ بررسی شدند. ذکر این نکته ضروری است که اگر نسبت دمش از یک حدی تجاوز کند، مومنتوم جریان خنک‌کننده افزایش می‌یابد و موجب نفوذ سیال خنک‌کننده به جریان اصلی و بلند شدن جت خنک‌کننده از روی سطح می‌گردد. برای حالت دایروی سیکلونی چهار نسبت دمش ۰.۵، ۱، ۱.۵ و ۲ مورد بررسی قرار گرفت. کانتور توزیع دما در صفحه Z-X برای نشان دادن میزان پخش جریان خنک‌کننده بر روی سطح بافاصله بعد از سوراخ‌های خنک کاری و نیز میزان نفوذ جت خنک‌کننده به جریان داغ در ادامه نشان داده شده است.



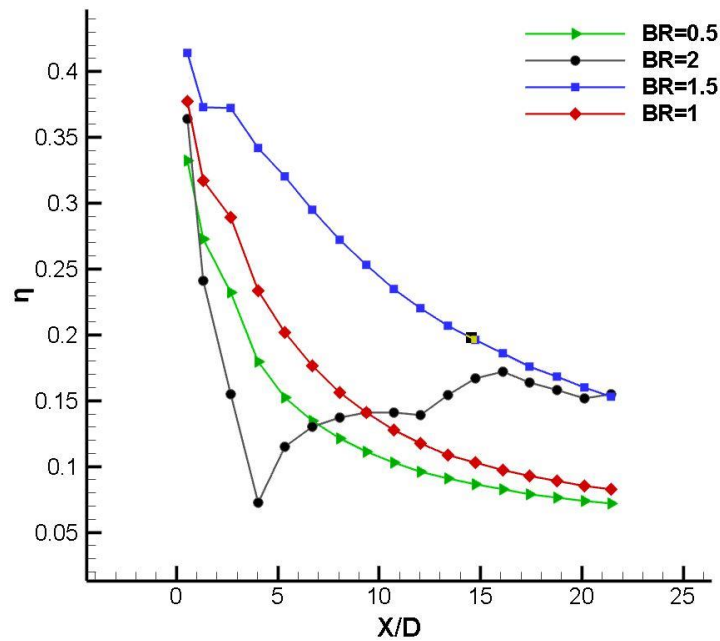
شکل ۴-۳۸: توزیع دما در صفحه Z-X برای حالت دایروی حالت چرخش در نسبت دمش‌های مختلف

همان‌طور که مشخص است با افزایش نسبت دمش به مقدار ۲ نفوذ جت خنک‌کننده به جریان داغ افزایش‌یافته و جت خنک‌کننده از روی سطح بلند می‌شود. توزیع دما در صفحه X-Y نیز برای نشان دادن پخش عرضی فیلم خنک‌کننده در شکل ۴-۳۹ آورده شده است.



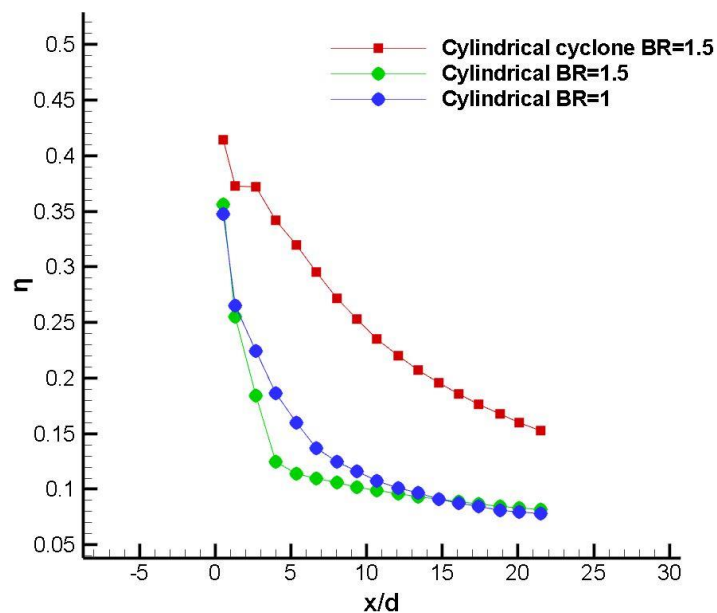
شکل ۴-۳۹: توزیع دما روی صفحه تخت برای حالت دایروی حالت چرخش در نسبت دمش های مختلف

با توجه به توزیع دمای فوق با افزایش نسبت دمش تا ۱.۵ پخش عرضی سیال خنک‌کن بهتر شده و جت خنک‌کننده تا نواحی پایین‌دست سوراخ‌های خنک‌کننده نیز متصل به سطح می‌ماند. در ادامه نمودار راندمان اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای چهار نسبت دمش بررسی شده آورده شده است.



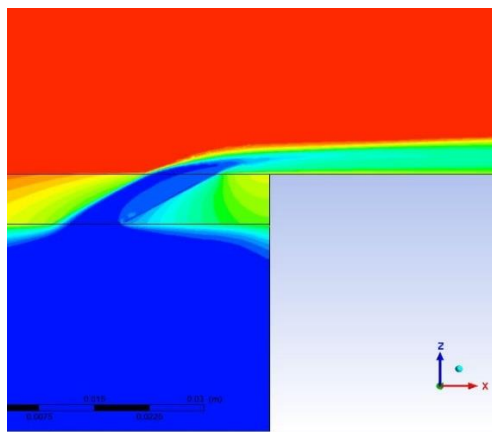
شکل ۴-۴۰: اثربخشی خنک کاری لایه ای برای حالت دایروی سیکلونی در راستای عرضی در نسبت دمش های مختلف

لازم به ذکر است که در سوراخ های خنک کاری دایروی ساده بدون جریان چرخشی، جریان خنک کن در نسبت دمش های بالا از روی سطح بلند می شود. به عنوان مثال جهت مقایسه، نمودار مربوط به اثربخشی خنک کاری لایه ای در نسبت دمش ۱.۵ برای سوراخ های دایروی ساده و چرخشی در شکل زیر آورده شده است.



شکل ۴-۴۱: مقایسه اثربخشی خنک کاری لایه ای برای سوراخ های دایروی در دو حالت ساده و چرخشی

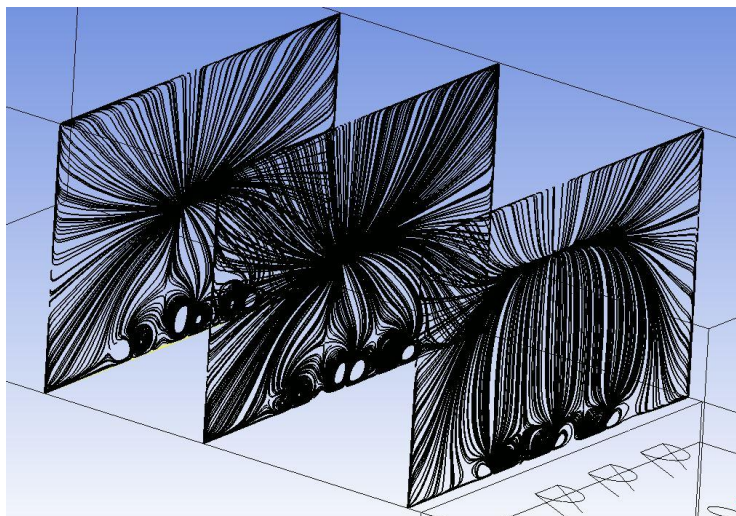
واضح است که استفاده از حالت سیکلونی در نسبت دمش ۱.۵ نتایج بسیار مطلوبی از خود نشان داده و جت خنک‌کننده تا نسبت دمش ذکرشده نیز همچنان متصل به سطح مانده و راندمان خنک کاری را افزایش می‌دهد. نتایج حاکی از آن است که در نسبت دمش ۱.۵، راندمان خنک کاری در حالت چرخش نسبت به حالت ساده به میزان ۵۰ درصد افزایش می‌یابد. شکل ۴-۴۲ نشان دهنده توزیع دما در صفحه Z-X است. مشهود است که در این حالت جت خنک‌کننده از روی سطح در نسبت دمش ۱.۵ در حالت دایروی ساده از روی سطح بلند می‌شود.



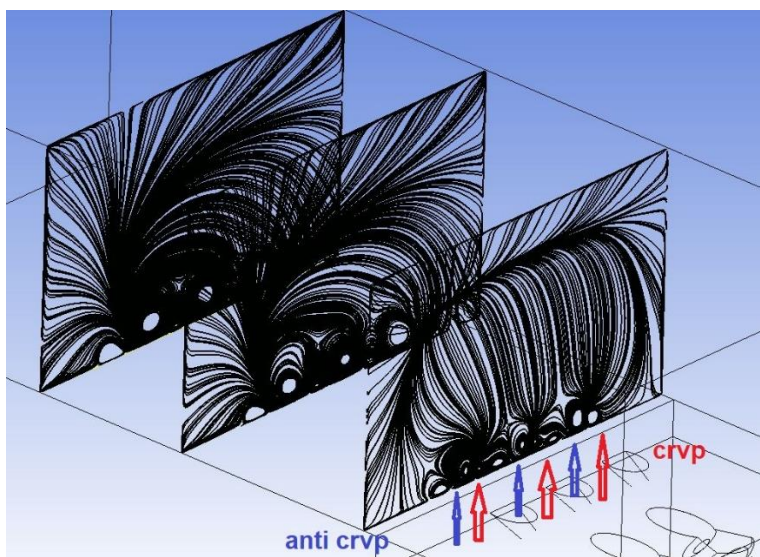
شکل ۴-۴۲: توزیع دما در صفحه Z-X برای حالت دایروی ساده در نسبت دمش ۱.۵

در ادامه به بررسی نسبت دمش ۱.۵ برای سوراخ‌های خنک کاری فن شکل در دو حالت ساده و چرخشی می‌پردازیم. همان‌طور که پیش از این بیان گردید در سوراخ‌های خنک کاری فن شکل در نسبت دمش ۱ تا فاصله $0 < x/d < 10$ از مبدأ، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در حالت چرخش نسبت به حالت ساده مطلوب‌تر بود اما در فواصل پایین دست نتایج حاکی از کاهش راندمان بوده و به طور میانگین در کل محدوده در نظر گرفته شده برای خنک کاری لایه‌ای، در حالت چرخشی راندمان خنک کاری به میزان ۴ درصد کاهش یافت. شکل زیر توزیع جفت گردابه‌ها را در صفحه Y-Z برای دو حالت ساده و چرخش در نسبت دمش ۱.۵ نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است در حالت چرخش، شاهد به هم پیوستن جفت گردابه‌های CRVP و جفت گردابه‌های خلاف CRVP (که باعث متصل ماندن جت خنک‌کن به سطح هستند) به طور پیوسته بر روی سطح هستیم در حالی که در حالت فن شکل ساده فقط CRVP‌ها وجود دارند. نتیجه این امر افزایش خنک کاری لایه‌ای در حالت چرخش نسبت به حالت ساده است. برای روشن‌تر شدن موضوع توزیع دما در صفحه Y-X در ادامه آورده شده است.

a)

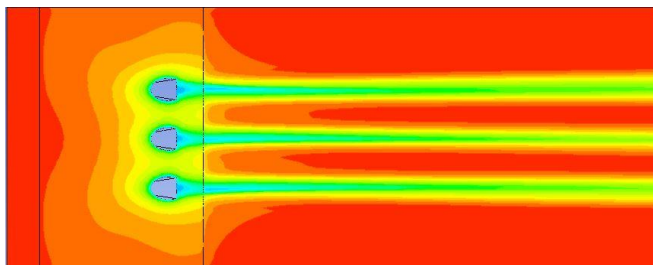


b)

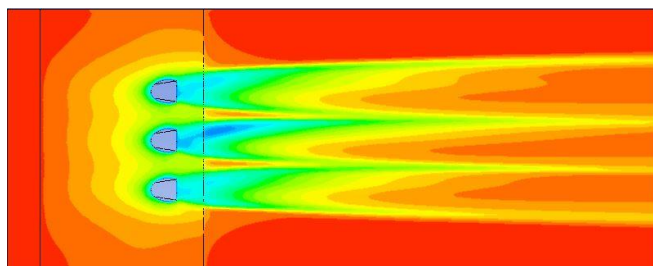


شکل ۴-۴۳: جفت گردابه های خلاف جهت چرخش در صفحه $y-z$ در سوراخ های فن شکل برای نسبت دمش ۱.۵ : (a ساده b) چرخش

a)

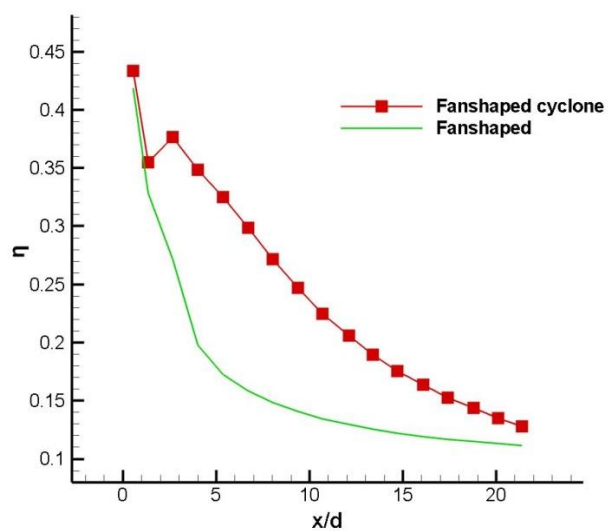


b)



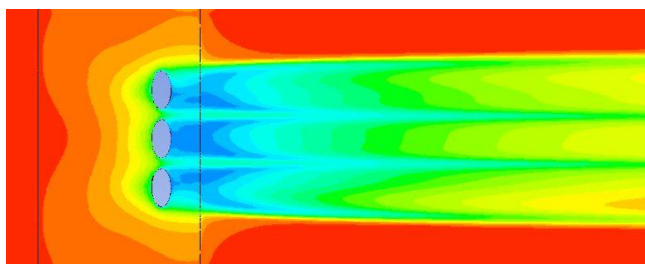
شکل ۴-۴: توزیع دما در صفحه $y-x$ در سوراخ‌های فن شکل برای نسبت دمش ۱.۵ (a) ساده (b) چرخش

نمودار اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی در ادامه نشان داده شده است. با توجه به نتایج به دست آمده استفاده از حالت سیکلونی در سوراخ‌های فن شکل در نسبت دمش ۱.۵ باعث افزایش راندمان به‌طور میانگین به مقدار ۴۲ درصد می‌شود.

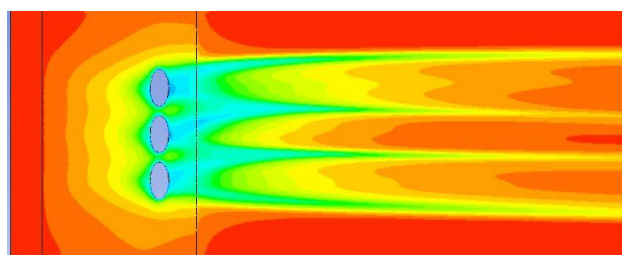


شکل ۴-۵: اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی در دو حالت ساده و چرخشی در سوراخ‌های فن شکل برای نسبت دمش ۱.۵

در این قسمت به مقایسه سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی در نسبت دمش ۱.۵ می‌پردازیم. در قسمت قبل اشاره شد که تأثیر چرخش در این هندسه نتایج مطلوبی نداشته و به ازای نسبت دمش ۱، راندمان خنک در حالت چرخش نسبت به حالت ساده به میزان ۳۳ درصد کاهش داشت. توزیع دما در صفحه $Y-X$ برای دو حالت ساده و چرخش نیز در این قسمت آورده شده است.

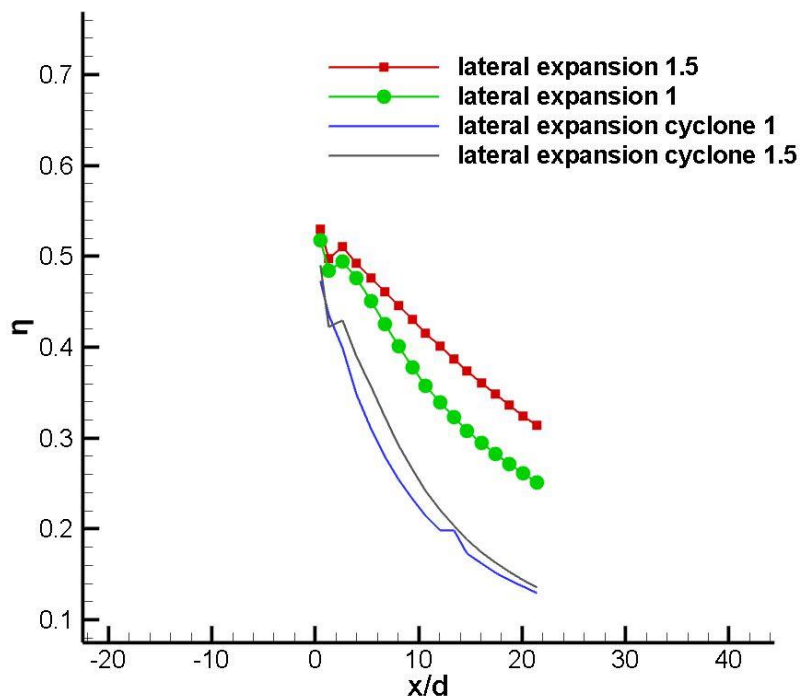


a)



b)

شکل ۴-۴۶: توزیع دما در صفحه $Y-X$ در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی برای نسبت دمش ۱.۵ (a) ساده (b) چرخش همان‌طور که مشخص است پخش عرضی فیلم خنک‌کننده در دو حالت تقریباً یکسان است اما کاهش دما در حالت چرخش کمتر بوده و در نواحی پایین‌دست، جت خنک کاری از روی سطح بلند می‌شود و راندمان خنک کاری را کاهش می‌دهد. برای مقایسه بهتر، راندمان خنک کاری در دو نسبت دمش ۱ و ۱.۵ آورده شده است. طبق نتایج حل عددی افزایش نسبت دمش، راندمان را افزایش داده اما همچنان حالت ساده نسبت به چرخش برتری داشته و به‌طور کلی برای سوراخ‌های خنک کاری با گسترش جانبی، چرخش جریان خنک‌کننده اثر مطلوبی را به همراه ندارد که از جمله مهم‌ترین دلایل آن تشکیل ناحیه بازچرخش در قسمت میانی نزدیک به لبه سوراخ و نفوذ سیال خنک‌کن از لبه پایینی به جریان اصلی با سرعت بالاست که در قسمت ۴-۱۱ توضیحات آن آورده شد. در یک مقایسه می‌توان گفت که در حالت ساده افزایش نسبت دمش، راندمان خنک کاری لایه‌ای را به میزان ۱۲.۵ درصد در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی افزایش می‌دهد.

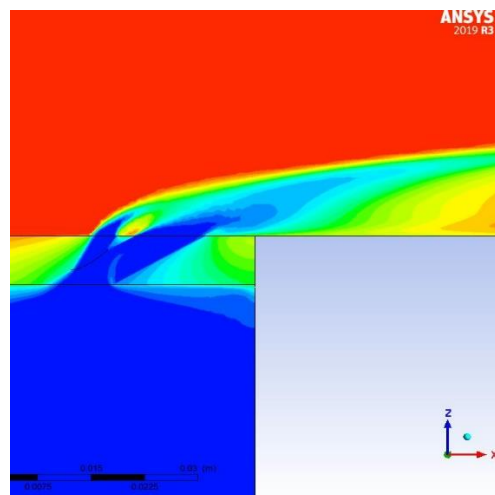
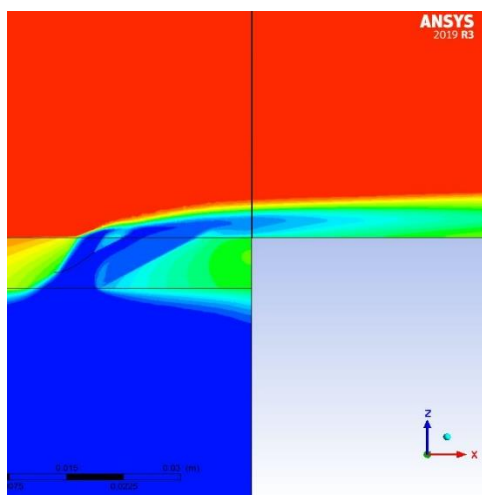


شکل ۴-۴۷: اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی در دو حالت ساده و چرخشی در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی

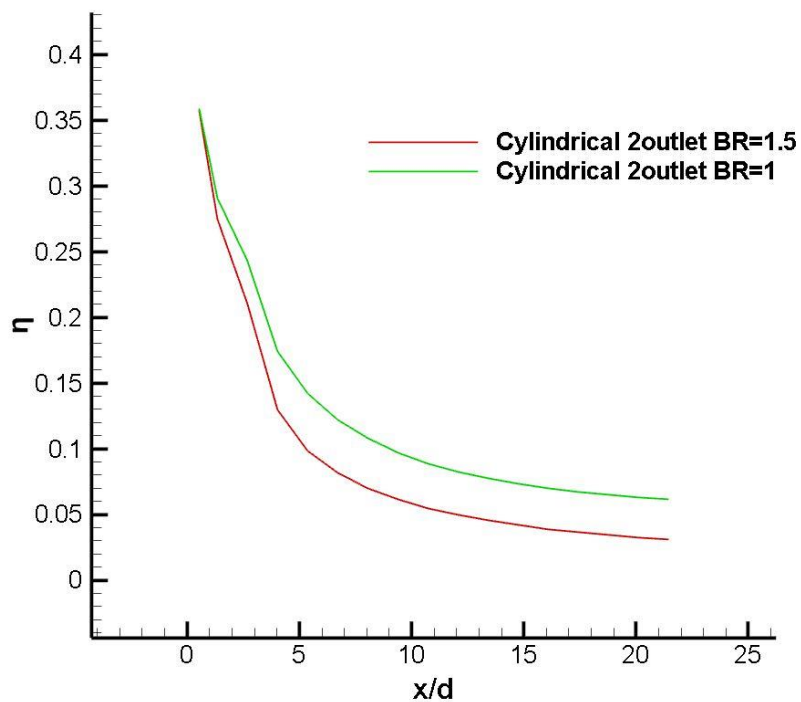
در سوراخ‌های خنک کاری دایروی با دو مجرا در حالت ساده، افزایش نسبت دمش از ۱ به ۱.۵ کاهش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را در پی دارد. در این حالت افزایش نسبت دمش باعث بلند شدن جت خنک‌کننده از روی سطح می‌گردد. در ادامه توزیع دما در صفحه Z-X برای دو نسبت دمش آورده شده است.

BR=۱

BR=۱.۵

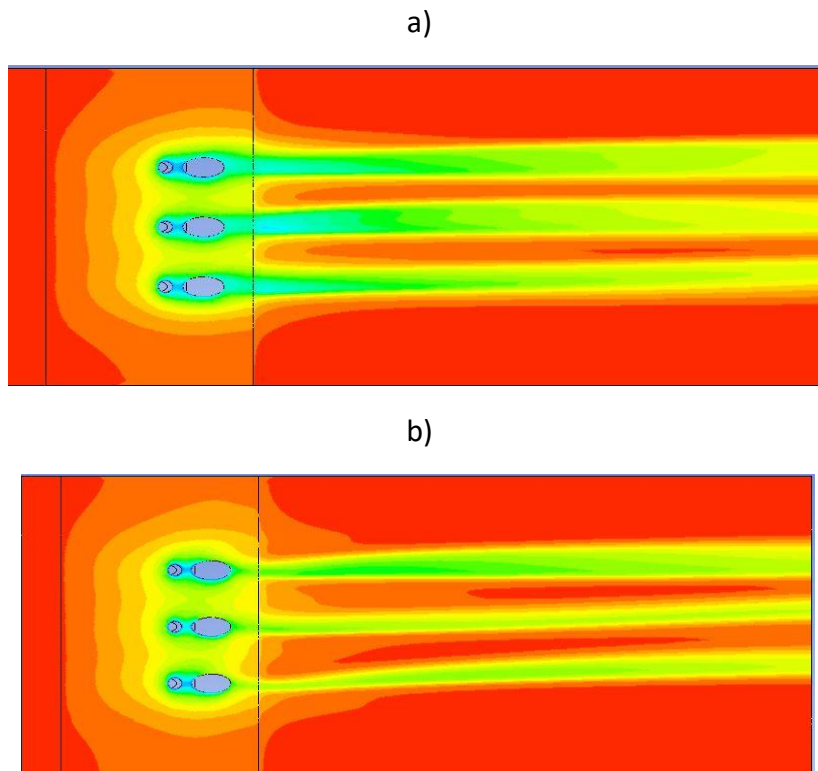


شکل ۴-۴۸: توزیع دما در صفحه Z-X برای سوراخ‌های دایروی با دو مجرا در دو نسبت دمش ۱ و ۱.۵



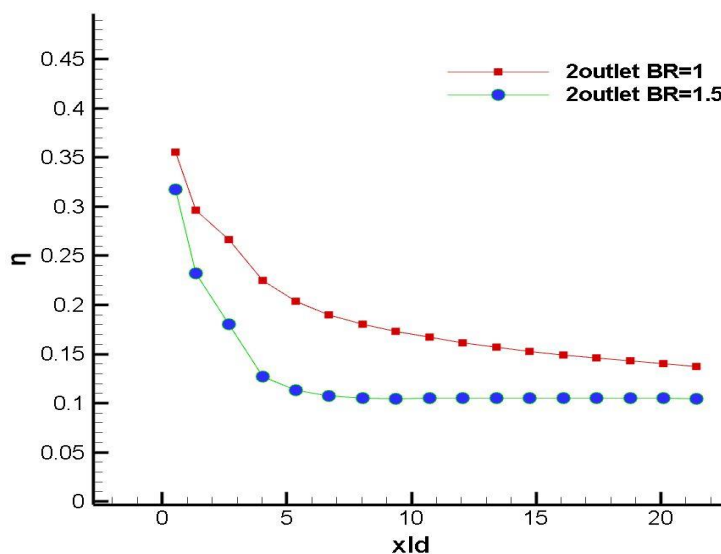
شکل ۴-۴۹: اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در راستای جانبی در سوراخ‌های دایروی با دو مجرا در حالت ساده

با توجه به شکل فوق در نسبت دمش ۱.۵، راندمان خنک کاری نسبت به حالت قبل به میزان ۲۴٪ کاهش می‌یابد که در نتیجه نفوذ بیش از اندازه جت خنک‌کننده به جریان گرم می‌باشد. در ادامه مقایسه بین حالت‌های سیکلونی دو مجرا در نسبت دمش ۱.۵ آورده شده است. مانند حالت قبل افزایش نسبت دمش باعث جدا شدن جت خنک‌کننده از روی سطح و کاهش خنک کاری لایه‌ای می‌گردد.



شکل ۴-۵: توزیع دما در صفحه $y-x$ در سوراخ‌های دایروی با دو خروجی: (a) ساده (b) چرخش

اثربخشی خنک کاری لایه ای در ادامه برای حالت دایروی با دو مجرا در حالت چرخش آورده شده است. در یک نتیجه گیری کلی در سوراخ‌های دایروی با دو مجرا برای هر دو حالت ساده و چرخشی، افزایش نسبت دمش تأثیری منفی در عملکرد خنک کاری لایه ای دارد و نفوذ جریان خنک کننده به جریان گرم بیشتر می شود.



شکل ۴-۵۱: اثربخشی خنک کاری لایه ای در راستای جانبی در سوراخ‌های دایروی با دو مجرا در حالت چرخش

در جدول زیر یک جمع‌بندی کلی از نتایج به‌دست‌آمده در این قسمت آورده شده است.

جدول ۴-۶: مقایسه نتایج راندمان خنک کاری میانگین در جهت عرضی برای کلیه حالت‌های شبیه‌سازی در نسبت دمش ۱.۵

سوراخ‌های خنک کاری	مقایسه نتایج مربوط به راندمان خنک کاری در حالت چرخش و ساده
دایروی	به‌طور میانگین، راندمان خنک کاری در حالت چرخش نسبت به حالت ساده به میزان ۵۰٪ افزایش می‌یابد.
فن شکل	راندمان خنک کاری لایه‌ای در حالت چرخش به مقدار ۴۲٪ نسبت به حالت ساده افزایش می‌یابد.
دایروی با گسترش جانبی	در کل محدوده مورد بررسی راندمان خنک کاری حالت چرخشی به صورت میانگین به میزان ۳۶٪ کمتر از حالت ساده است.
دایروی با دو خروجی	راندمان خنک کاری لایه ای در حالت چرخش به میزان ۳۲ درصد نسبت به حالت ساده در نسبت دمش ۱.۵ بیشتر است

فصل پنجم:

نتیجه گیری و پیشنهادات

۵-۱ نتیجه‌گیری

نظر به اینکه خنک کاری لایه‌ای در دهه ۱۹۶۰ میلادی معرفی شد و تاکنون تحقیقات بسیاری در این خصوص انجام شده، تحقیقات اخیر در خصوص لایه مرزی نشان می‌دهد که هنوز امکان بهبود در این روش خنک کاری وجود دارد که ازجمله مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به تغییر در هندسه سوراخ‌های خنک کاری اشاره کرد. در این پژوهش دو هندسه سوراخ خنک کاری جدید به عنوان دایروی با گسترش جانبی و دایروی با دو مجرای خروجی معرفی شد و علاوه بر آن جریان خنک‌کن در ورود به مجرا و سوراخ خنک‌کننده به فرم چرخشی درآمده که هدف از این کار تأثیر آن بر بهبود خنک کاری لایه‌ای می‌باشد. در این پژوهش هفت هندسه برای سوراخ‌های خنک کاری به نام‌های زیر مورد بررسی قرار گرفت. هندسه‌های بدون چرخش جریان خنک‌کننده شامل (۱) سوراخ‌های دایروی (۲) فن شکل (۳) سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی (۴) سوراخ‌های دایروی با دو مجرای خروجی، می‌باشند. چرخش جریان خنک‌کننده نیز در موارد دایروی، فن شکل و دایروی گسترش یافته مورد بررسی قرار گرفت که به نام حالت‌های ۵ و ۶ و ۷ نام‌گذاری شدند. نتایج حاصله از شبیه‌سازی حاکی از آن است که سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی ساده بدون سیکلون (حالت ۳)، بهترین عملکرد را در مقایسه با سایر حالت‌های بررسی شده دارد و پوشش فیلم خنک‌کن بر روی سطح در این حالت نسبت به سایر موارد بیشتر است. در حالت کلی جفت گردابه‌های خلاف چرخش که ناشی از برهم‌کنش بین جت خنک‌کن و جریان عرضی می‌باشند و عامل اصلی در کاهش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای هستند، در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی (۳)، شدت کمتری در مرکز سوراخ‌ها داشته و در این حالت نفوذ جت خنک‌کننده به جریان گرم کمتر است. در نسبت دمش ۱، چرخش جریان خنک‌کننده نیز در سوراخ‌های دایروی با گسترش جانبی کاهش راندمان خنک کاری لایه‌ای به میزان ۳۳٪ را در پی خواهد داشت که به این خاطر برای ما مطلوب نیست. اما از طرف دیگر چرخش جریان خنک‌کن در سوراخ‌های دایروی به صورت میانگین منجر به پخش‌شدگی بیشتر جت خنک‌کن و افزایش اثربخشی بر روی سطح می‌شود اما برای سوراخ‌های فن شکل در فاصله بین $10 < x/d < 20$ چرخش سیکلونی باعث افزایش اثربخشی و از فاصله بین $20 < x/d < 9$ ، به دلیل افزایش اختلاط بین جت خنک و جریان عرضی گرم اثربخشی کاهش می‌یابد. به‌صورت میانگین، اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در این حالت در سوراخ‌های دایروی به میزان ۱۶٪ و در سوراخ‌های فن شکل در فاصله بین $10 < x/d < 20$ از صفحه تخت، به میزان ۸٪ افزایش می‌یابد اما در فاصله $10 < x/d < 20$ در سوراخ‌های فن شکل جت خنک‌کن از روی سطح بلند شده و دمای سطح را افزایش می‌دهد که در کل به‌طور میانگین منجر به کاهش ۴ درصدی در راندمان خنک کاری می‌گردد. در سوراخ‌های دایروی با دو مجرای خروجی نیز نتایج شبیه سازی شده برای حالت چرخش حاکی از افزایش ۴۸ درصدی در راندمان خنک کاری لایه‌ای نسبت به حالت ساده آن می‌باشد اما با افزایش نسبت دمش به مقدار ۱.۵، چرخش جریان خنک‌کننده در سوراخ‌های خنک کاری دایروی و فن شکل

نتایج بسیار مطلوبی را به همراه داشت به گونه‌ای که در سوراخ‌های دایروی به‌طور میانگین، راندمان خنک کاری در حالت چرخشی نسبت به حالت ساده به میزان ۵۰٪ افزایش یافت زیرا در حالت ساده افزایش نسبت دمش منجر به جدا شدن جت خنک‌کننده از روی سطح می‌گردد که در حالت سیکلونی این‌گونه نیست. همچنین اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای سوراخ‌های فن شکل در حالت چرخش به مقدار ۴۲٪ نسبت به حالت ساده افزایش می‌یابد. به‌طور کلی نتایج حل عددی حاکی از آن است که افزایش بازشدگی سطح مقطع در جهت جانبی در سوراخ‌های دایروی منجر به پخش‌شدگی بیشتر سیال خنک‌کن می‌شود اما اثر چرخش در این هندسه مطلوب نبوده و افزایش نسبت دمش به مقدار ۱۰۵٪، اثربخشی را به میزان ۳۶٪ کاهش می‌یابد. در یک نتیجه‌گیری کلی می‌توان به این موضوع اشاره که اگر در عمل نخواستیم باشیم از سوراخ‌های شکل یافته برای افزایش راندمان بر روی پره توربین واقعی استفاده کنیم (همان‌طور که مشخص است ساخت سوراخ‌های شکل یافته بر روی پره توربین در عمل نیازمند دقت بالا و صرف زمان نسبتاً بالایی است) با به‌کارگیری جریان خنک‌کننده به‌صورت چرخشی در سوراخ‌های دایروی در نسبت دمش‌های بالا و دایروی با دو مجرا می‌توان بهبود چشمگیری در میزان پوشش دهی سیال خنک‌کننده بر روی سطح ایجاد کرده و راندمان خنک کاری را افزایش داد.

۵-۲ پیشنهادات

- (۱) تاثیر جهت چرخش جریان خنک‌کننده بر خنک کاری لایه ای
- (۲) بررسی تأثیر همزمان چرخش پره توربین و چرخش جریان خنک‌کننده بر خنک کاری لایه‌ای
- (۳) استفاده از حالت دایروی با دو مجرا با تغییر شکل سطح مقطع خروجی ها



- [١]. Wadley Research Group – UVA – High Temperature Coatings, ٢٠١٢.
- [٢]. Boyce, M. P. Gas turbine engineering handbook, Elsevier, ٢٠١١.
- [٣]. Hada, S., et al., High-efficiency Gas Turbine Development applying "J" Technology. Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, ٢٠١٥, ٥٢(٢): p. ٢.
- [٤]. Wright, L.M. and J.-C. Han, Enhanced internal cooling of turbine blades and vanes. L. Smith, Lance, H. Karim, S. Etemad, WC Pfefferle, The gas turbine handbook, US Department of Energy-National Energy Technology Laboratory (NETL), Morgantown, ٢٠٠٦: p. ٣٢١-٣٥٣.
- [٥]. Acharya, S. and Y. Kanani, Advances in film cooling heat transfer, in Advances in Heat Transfer. ٢٠١٧, Elsevier. p. ٩١-١٥٦.
- [٦]. Logan Jr, E., Handbook of turbomachinery. ٢٠٠٣: CRC Press.
- [٧]. Han, J.-C., S. Dutta, and S. Ekkad, Gas turbine heat transfer and cooling technology. ٢٠١٢: CRC press.
- [٨]. Hwang, J.-J. and C.-C. Lu, Lateral-flow effect on endwall heat transfer and pressure drop in a pin-fin trapezoidal duct of various pin shapes. J. Turbomach., ٢٠٠١, ١٢٣(١): p. ١٣٣-١٣٩.
- [٩]. Han, J.-C., Recent studies in turbine blade cooling. International Journal of Rotating Machinery, ٢٠٠٤, ١٠.
- [١٠]. Heidmann, J.D. and S. Ekkad, A novel antivortex turbine film-cooling hole concept. Journal of turbomachinery, ٢٠٠٨, ١٣٠(٣).
- [١١]. Bidan, G., C. Vézier, and D.E. Nikitopoulos, Study of unforced and modulated film-cooling jets using proper orthogonal decomposition—Part I: unforced jets. Journal of turbomachinery, ٢٠١٣, ١٣٥(٢).
- [١٢]. Fric, T. and A. Roshko, Vortical structure in the wake of a transverse jet. Journal of Fluid Mechanics, ١٩٩٤, ١٩٩٤: p. ١-٤٧.

- [١٣]. Saumweber, C. and A. Schulz, Effect of geometry variations on the cooling performance of fan-shaped cooling holes. *Journal of Turbomachinery*, ٢٠١٢. ١٣٤(٦).
- [١٤]. Sinha, A., D. Bogard, and M. Crawford, Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio. ١٩٩١.
- [١٥]. Kohli, A. and D.G. Bogard, Adiabatic effectiveness, thermal fields, and velocity fields for film cooling with large angle injection. ١٩٩٧.
- [١٦]. Baldauf, S.a., et al. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurements at engine like conditions. in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. ٢٠٠٢.
- [١٧]. Walters, D.K. and J.H. Leylek, A detailed analysis of film-cooling physics: part I—streamwise injection with cylindrical holes. *J. Turbomach.*, ٢٠٠٠. ١٢٢(١): p. ١٠٢-١١٢.
- [١٨]. Yao, Y. and J. Zhang, Investigation on film cooling characteristics from a row of converging slot-holes on flat plate. *Science China Technological Sciences*, ٢٠١١. ٥٤(٧): p. ١٧٩٢-١٨٠٠.
- [١٩]. Azzi, A. and B.A. Jubran, Numerical modelling of film cooling from converging slot-hole. *Heat and mass transfer*, ٢٠٠٧. ٤٣(٤): p. ٣٨١-٣٨٨.
- [٢٠]. Laveau, B. and R.S. Abhari. Influence of flow structure on shaped hole film cooling performance. in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. ٢٠١٠.
- [٢١]. Thole, K., et al., Flowfield measurements for film-cooling holes with expanded exits. ١٩٩٨.
- [٢٢]. Sivasegaram, S. and J. Whitelaw, Film cooling slots: the importance of lip thickness and injection angle. *Journal of Mechanical Engineering Science*, ١٩٦٩. ١١(١): p. ٢٢-٢٧.
- [٢٣]. Lutum, E. and B.V. Johnson, Influence of the hole length-to-diameter ratio on film cooling with cylindrical holes. ١٩٩٩.
- [٢٤]. Saumweber, C. and A. Schulz, Free-stream effects on the cooling performance of cylindrical and fan-shaped cooling holes. *Journal of Turbomachinery*, ٢٠١٢. ١٣٤(٦).
- [٢٥]. Liu, J.S., et al. Enhanced film cooling effectiveness with new shaped holes. in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. ٢٠١٠.
- [٢٦]. Kim, S.-M., K.-D. Lee, and K.-Y. Kim, A comparative analysis of various shaped film-cooling holes. *Heat and Mass Transfer*, ٢٠١٢. ٤٨(١١): p. ١٩٢٩-١٩٣٩.
- [٢٧]. Versteeg, H.K. and W. Malalasekera, *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. ٢٠٠٧: Pearson education.

- [۲۸]. Langtry, R., et al., A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables—Part I: Model Formulation. ۲۰۰۶, Vienna.
- [۲۹]. Menter, F.R., Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA journal, ۱۹۹۴. ۳۲(۸): p. ۱۵۹۸-۱۶۰۵.
- [۳۰]. ANSYS, A.C., Solver Theory Guide, ANSYS CFX Release ۱۱.۰. ANSYS Europe, Ltd, ۲۰۰۶.
- [۳۱]. Wilcox, D.C., Multiscale model for turbulent flows. AIAA journal, ۱۹۸۸. ۲۶(۱۱): p. ۱۳۱۱-۱۳۲۰.
- [۳۲]. Sun, X., et al., Influence of hole geometry on film cooling effectiveness for a constant exit flow area. Applied Thermal Engineering, ۲۰۱۸. ۱۳۰: p. ۱۴۰۴-۱۴۱۵.
- [۳۳]. Dey, M., et al., MAXIMIZATION OF COOLING EFFECTIVENESS OF TURBINE BLADE SURFACES USING DIFFERENT ARRANGEMENT OF COOLING HOLES AND VARIOUS BLOWING RATIOS. Journal of Engineering Science and Technology, ۲۰۱۸. ۱۳(۴): p. ۹۰۹-۲۴.
- [۳۴]. Jindal, P., et al., Numerical Investigation of Film Cooling Enhancement Using Staggered Row Mixed Hole Arrangements. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, ۲۰۱۷. ۹(۲).

Abstract

Today, thermal power plants meet the world's greatest energy needs. One way to increase the thermal efficiency of gas power plants is to raise the temperature of the hot gas entering the gas turbine. But the temperature tolerance level of the blade alloy limits the temperature of the gas entering the turbine. Therefore, to increase the temperature of the inlet gas to the turbine, it is necessary to use methods for cooling the turbine blades. Film cooling is an effective way to protect the surface of gas turbine blades from passing hot gases. One of the most important parameters affecting the film cooling, is the geometry of the cooling holes located on the blades. Therefore, in this dissertation, in the first part, the geometry of cooling holes is investigated using four types of cooling holes, namely ١) circular ٢) fan shape ٣) circular with lateral expansion and ٤) circular with two outlet ducts, and in the second part We investigated the effect of swirl cooling flow on film cooling for circular, fan-shaped and circular modes with lateral expansion. The turbulence model used is also the K- ω SST model. According to the simulation results at blowing ratio ١, in circular holes with simple lateral expansion without swirl of the cooling flow, the intensity of the counter-rotating vortices formed in the center of the holes is reduced and the penetration of the cooling jet into the hot gas flow is less than in other cases. But the swirl cooling flow in the circular holes with lateral expansion has an adverse effect and leads to a ٣٣% reduction in cooling efficiency. However, in circular and fan-shaped holes, swirl of the cooling flow at the inlet of the cooling holes leads to more diffusion of the cooling jet in the transverse direction. On average, the film cooling efficiency increases by ١٦% in the case of swirl cooling flow in circular holes and by ٨% in fan-shaped holes at a distance between $0 < x/d < ١٠$ from the flat plate. But at a distance of $١٠ < x/d < ٢٠$ in the fanshaped holes, the cooling jet rises from the surface and increases the surface temperature, which in total leads to an average reduction of ٤% in cooling efficiency. In circular holes with two outlet, the simulated results for the swirl case showed a ٤٨% increase in the film cooling effectiveness compared to the simple mode. However, by increasing the blowing ratio to ١.٥, the swirl cooling flow in the circular and fan-shaped cooling holes had very good results, so that in circular holes, on average, the film cooling effectiveness in the swirl flow case increased by ٥٠% compared to the simple case. It is found that in the simple case, increasing the blowing ratio leads to the separation of the cooling jet from the surface, which is not seen in the cyclonic case. Also, the film cooling effectiveness for the fan-shaped holes increases by ٤٢% in the swirl case compared to the simple case. But in

general, the results of numerical simulation indicate that increasing the cross-sectional opening in the lateral direction in circular holes leads to more diffusion of cooling fluid, but the effect of swirl flow in this geometry is not favorable and increasing the blowing ratio by 1.5 reduces the effectiveness by 36%.

Keywords: Cooling holes, counter rotating vortices pair, film cooling efficiency



Shahrood University of Technology

Faculty of Mechanical Engineering

A Thesis submitted in partial Fulfillment of the Requirement for
The Degree of master of Science In
Mechanical Engineering

Numerical study on the influence of shaped holes and swirl coolant flow on film cooling effectiveness

By: Reza Afrooz

Supervisor:
Dr. Mahmood Norouzi

Advisor:
Dr. Mohammad Hassan Kayhani

Februray ۲۰۲۱