دانشگاه سمنان

دانشکده مهندسی مکانیک

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی

عنوان:

بررسی سوراخ‌های شکل داده شده در خنک‌کاری لایه‌ای پره‌ی توربین در حال چرخش

توسط:

محسن قاضی

استاد راهنما:

جناب آقای دکتر مهران رجبی زرگرآبادی

اسفند۱۳۹۲

چکیده

امروزه نیاز گسترده‌ی صنایع هوافضا (موتورهای پیشرانش) و صنایع تولید قدرت (نیروگاه‌ها، سیستم‌های تولید برق و...) به توربین‌های گاز، موجب شده است تا تحقیقات گسترده‌ای در زمینه‌ی بهینه سازی عملکرد، افزایش اثربخشی، کارکرد در حالت ایده‌آل و رفع مشکلات این تجهیزات صورت پذیرد.

با توجه به اینکه اثربخشی توربین گاز به طور مستقیم به دمای گازهای ورودی آن بستگی دارد، هرچه دمای گازهای ورودی افزایش یابد، مقدار اثربخشی نیز بیشتر می‌شود. از طرفی با افزایش دما، مقدار تنش-های حرارتی افزایش یافته و استحکام مواد به کار رفته کاهش می‌یابد. لذا لازم است با استفاده از روش-های خنک‌کاری، قطعات داغ از جمله پره‌های توربین را در برابر بارهای حرارتی وارده خنک نمود.

در این پایان نامه، ابتدا روش های مختلف خنک کاری پره‌ی توربین گاز معرفی و در این راستا، مزایا و معایب انواع روش‌ها مطرح شده است. سپس با مروری بر تحقیقات انجام شده، اثربخشی هر یک از روش‌ها و چگونگی رسیدن به اثربخشی بیشتر در هر روش ذکر گردیده است. همچنین تحلیل عددی میدان جریان و دما و محاسبه‌ی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روی هندسه‌ی پره‌ی توربین متقارن در حالت‌های ساکن و متحرک با استفاده از مدل‌های آشفتگی $k-\varepsilon$ استاندارد و رینولدز پایین برای سه هندسه سوراخ تزریق سیال خنک‌کننده(بیضوی، گسترش یافته‌ی طولی و جانبی)، در سرعت دورانی‌های مختلف(۰ ، ۳۰۰ و ۵۰۰ دور بر دقیقه) صورت پذیرفته است. در نهایت برای دستیابی به اثربخشی بیشتر در سرعت دورانی‌های بالا، استفاده از سوراخ خنک‌کاری گسترش یافته‌ی جانبی توصیه شده است.

واژه های کلیدی: پره توربین، خنک کاری لایه‌ای، اثربخشی خنک‌کاری، مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ رینولدز پایین، سوراخ‌های شکل داده شده

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فصل اول: آشنایی با توربین گاز

۱-۱مقدمه ۲

۱-۲ تاریخچه ۲

۱-۳ توربین ٤

۱-٤ مزایا و معایب توربین گاز ٦

۱-۵ پره‌های توربین گاز ۷

۱-٦ روشهای افزایش بازده و توان سیکل ۸

فصل دوم:معرفی روش های خنک کاری پره توربین گاز و مروری بر تحقیقات انجام شده

۲-۱ مقدمه ۱۰

۲-۲ روش‌های مختلف خنک‌کاری ۱۳

۲-۲-۱ خنک‌کاری خارجی ۱۳

۲-۲-۱-۱ استفاده از پوشش حرارتی ۱۳

۲-۲-۱-۲ خنک‌کاری لایه ای ۱۳

۲-۲-۱-۳ خنک‌کاری فورانی ۱۵

۲-۲-۱-٤ خنک‌کاری نفوذی ۱۷

۲-۲-۲ خنک‌کاری داخلی ۲۰

۲-۲-۲-۱ خنک‌کاری جابجایی ۲۰

۲-۲-۲-۲ خنک‌کاری برخوردی ۲۲

۲-۲-۳ خنک‌کاری ترکیبی ۲۵

۲-۲-۳-۱ خنک‌کاری ترکیبی جابجایی- برخوردی ۲٦

۲-۲-۳-۲ خنک‌کاری ترکیبی برخوردی- لایه‌ای ۲۶
۲-۲-۳-۳ خنک‌کاری ترکیبی لایه‌ای- جابجایی ۲۷
۲-۳ مشکلات خنک‌کاری توربین ۲۸
۲-٤ معرفی برخی از پارامترهای مربوط به خنک‌کاری ۲۸
۲-٤-۱ اثربخشی خنک‌کاری ۲۸
۲-٤-۲ نسبت دمش ۲۸
۲-٤-۳ نسبت مومنتوم ۲۹
۲-٤-٤ نسبت چگالی ۳۰
۲-٤-۵ نسبت سرعت ۳۰
۲-٤-٦ دمای بی بعد ۳۰
۲-٤-۷ نیروی کریولیس ۳۰
۲-۵ مروری بر تحقیقات انجام شده ۳۲
۲-۵ -۱ مروری بر تحقیقات انجام شده در سطح ایران ۳۲
۲-۵-۲ مروری بر تحقیقات انجام شده در سطح جهان ۳۵
۲-٦ نتیجه گیری ٤۳

فصل سوم: تبیین معادلات جریان و مدل های آشفتگی

۳-۱ آشفتگی ٤۵
۳-۲ اثر آشفتگی روی معادلات میانگین زمانی ناویر – استوکس ٤۵
۳-۳ معادلات حاکم بر جریان آشفته ٤٦
۳-٤ مدل های آشفتگی ٤۷
۳-٤-۱ مدل های صفر معادله ای ٤۷
۳-٤-۲ مدل های یک معادله ای ٤۸
۳-٤-۳ مدل های دو معادله ای ٤۸

۳-٤-۳-۱ رابطهٔ اساسی بوزینسک ۵۰
۳-٤-۳-۲ مدل استاندارد $\kappa - \varepsilon$ ۵۲
۳-٤-۳-۲-۱ ویژگی های مدل استاندارد $\kappa - \varepsilon$ ۵٤
۳-٤-۳-۳ مدل های $\kappa - \varepsilon$ رینولدز پایین ۵۵

فصل چهارم: اعتبارسنجی تحلیل عددی جریان و انتقال حرارت در پره توربین

٤-۱مقدمه ٦۰
٤-۲ روش محاسباتی ٦۰
٤-۳ اعتبارسنجی حل برای خنک کاری ٦۰
٤-۳-۱ هندسه و شبکه انتخابی ٦۰
٤-۳-۲ خواص ترموفیزیکی ٦۲
٤-۳-۳ شرایط مرزی ٦۳
٤-۳-٤ بررسی حل مستقل از شبکه ٦۳
٤-۳-۵ بحث پیرامون نتایج ٦٤
٤-۳-۵-۱ توزیع اثربخشی خنک کاری ٦٤
٤-۳-۵-۲ توزیع سرعت ٦۷
٤-۳-۵-۳ توزیع دما ٦۸
٤-۳-۵-٤ بررسی اثرات چرخش ٦۹

فصل پنجم: افزایش اثربخشی خنک‌کاری پره‌ی توربین در حال چرخش با تغییر هندسه مجرای تزریق هوای خنک‌کننده

۵-۱ مقدمه ۷۲
۵-۲ تأثیر شکل سوراخ تزریق ۷۲
۵-۳ توزیع دما و اثربخشی خنک کاری روی سطح پره ۷٤

٥-٤ توزیع دما ٨٠

فصل ششم: نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات

٦-١ نتیجه گیری ٨٨
٦-٢ پیشنهاداتی برای ادامه تحقیق حاضر ٨٩

منابع و مآخذ ٩٠

فهرست اشکال

عنوان صفحه

شکل(۱-۱) توربین گاز ۵

شکل(۱-۲) توربین چند محوره..... ٦

شکل(۱- ۳) پره توربین..... ۷

شکل(۲-۱) تغییر نسل های خنک‌کاری ۱۱

شکل(۲-۲) نمایی از خنک‌کاری لایه ای..... ۱٤

شکل(۲-۳) خنک‌کاری لایه‌ای پره توربین ۱٤

شکل(۲-٤) نمایی از خنک‌کاری فورانی..... ۱٦

شکل(۲-۵) نمایی از روش خنک‌کاری نفوذی..... ۱۷

شکل(۲-٦) نمودار مقایسه‌ی درصد هوای خنک کننده در دو روش خنک‌کاری نفوذی و لایه‌ای..... ۱۸

شکل(۲-۷) نمایی از ساختار روش خنک‌کاری شرکت رولز ـ رویس..... ۱۹

شکل(۲-۸) نمایی از ساختار روش خنک‌کاری لامیلی..... ۲۰

شکل(۲-۹) نمایی از خنک‌کاری جابجایی ۲۱

شکل(۲-۱۰) نمایی از خنک‌کاری برخوردی ۲۲

شکل(۲-۱۱) دسته جت برخوردی..... ۲۳

شکل(۲-۱۲) نمایی از جت برخوردی در سمت چپ و جت آزاد در سمت راست ۲٤

شکل(۲-۱۳) خنک‌کاری جابجایی – برخوردی..... ۲٦

شکل(۲-۱٤) خنک‌کاری برخوردی- لایه‌ای ۲۷
شکل(۲-۱۵) خنک‌کاری لایه‌ای- جابجایی ۲۷
شکل(٤-۱) هندسه و شبکه انتخابی ٦۲
شکل(٤-۲) هندسه سوراخ تزریق سیال خنک کننده ٦۲
شکل(٤-۳) بررسی استقلال حل از شبکه ٦٤
شکل(٤-٤) تغییرات η بر روی خط مرکزی در سرعت دورانی‌های مختلف ٦۷
شکل(٤-۵) بردارهای سرعت در صفحه‌ی $z = 0$ در نزدیکی سوراخ تزریق ٦۸
شکل(٤-٦) توزیع دما در صفحه‌ی $z = 0$ ٦۹
شکل(٤-۷) نمودار اثربخشی بر روی خط مرکزی در سرعت دورانی‌های مختلف ۷۰
شکل(۵-۱) هندسه و شکل انتخابی آقای لی لک ۷۳
شکل(۵-۲) توزیع دما روی سطح پره، سرعت دورانی $\omega = 0$ rpm ۷٤
شکل(۵-۳) توزیع دما روی سطح پره، سرعت دورانی $\omega = 300$ rpm ۷۵
شکل(۵-٤) توزیع دما روی سطح پره، سرعت دورانی $\omega = 500$ rpm ۷٦
شکل(۵-۵) اثربخشی خنک کاری روی سطح پره،سرعت دورانی $\omega = 0$ rpm ۷۷
شکل(۵-٦) اثربخشی خنک کاری روی سطح پره،سرعت دورانی $\omega = 300$ rpm ۷۸
شکل(۵-۷) اثربخشی خنک کاری روی سطح پره،سرعت دورانی $\omega = 500$ rpm ۷۹
شکل(۵-۸) توزیع دمای ناشی از سوراخ تزریق گسترش یافته طولی در صفحه‌ی $z = 0$ ۸۰
شکل(۵-۹) توزیع دمای ناشی از سوراخ تزریق گسترش یافته جانبی در صفحه‌ی $z = 0$ ۸۱

شکل(۵-۱۰) بردارهای سرعت در نزدیکی سطح پره ۸۲

شکل(۵-۱۱) مقایسه تغییرات η در سرعت دورانی‌های مختلف بر روی خط مرکزی ۸۳

شکل(۵-۱۲) تغییرات η بر روی خط مرکزی در هندسه‌های متفاوت ۸٤

شکل(۵-۱۳) تغییرات $\bar{\eta}$ بر روی خط مرکزی در هندسه‌های متفاوت ۸٦

فهرست جداول

عنوان صفحه

جدول (۳-۱) مدل های جریان آشفته ٤٩

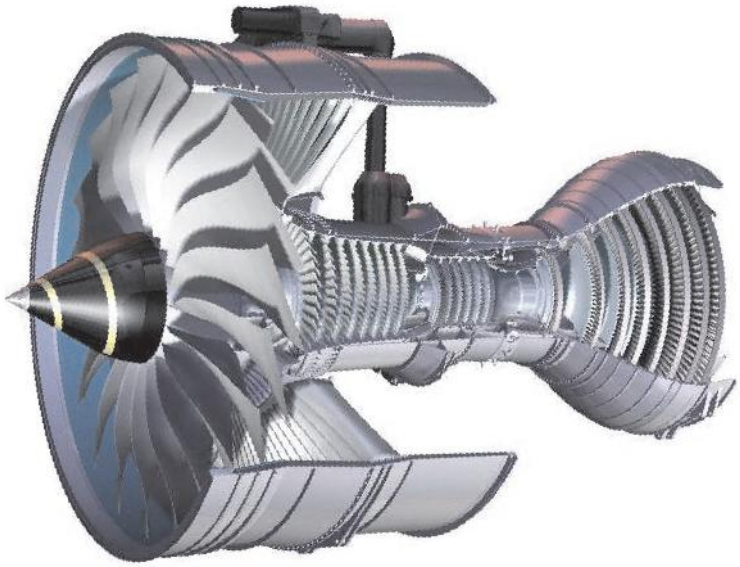
جدول (۳-۲) ضرایب مدل $k-\varepsilon$ استاندارد ۵۳

جدول(۳-۳) ضرایب و توابع مدل های رینولدز پایین ۵۷

جدول (۳-٤) توابع میرایی مدل های رینولدز پایین ۵۷

فصل اول

آشنایی با توربین گاز



۱-۱ مقدمه

واژه‌ی توربین برای اولین بار توسط کلود باردین[1] (۱۸۷۳-۱۷۹۰) در سال ۱۸۲۸ مطرح شد که از لغت یونانی به معنی چرخنده یا سرگردان مشتق شده است. توربین موتوری است که می‌تواند از یک سیال انرژی به دست آورد. ساده‌ترین توربین‌ها، یک بخش چرخنده و تعدادی پره دارند که به بخش اصلی متصل شده است و سیال به پره‌ها برخورد می‌کند و بدین ترتیب از انرژی جنبشی آن استفاده می‌کند. به عنوان اولین توربین‌ها می‌توان آسیاب‌بادی و چرخاب را نام برد. توربین‌های بخار، آبی، بادی، گازی و ... از انواع توربین‌های موجود می باشند. از زمان تولد توربین‌های گازی امروزی در مقایسه با سایر تجهیزات تولید قدرت، زمان زیادی نمی‌گذرد اما با این وجود امروزه این تجهیزات به عنوان سامانه‌های مهمی در امر تولید قدرت مکانیکی مطرح می باشند. از تولید انرژی برق گرفته تا پرواز هواپیماهای مافوق صوت همگی مرهون استفاده از این وسیله‌ی سودمند می‌باشند. ظهور توربین‌های گازی باعث پیشرفت زیادی در رشته‌های مهندسی مکانیک، متالورژی و سایر علوم مربوطه گشته است بطوریکه با پیدایش سوپرآلیاژهای پایه نیکل و تیتانیم و استفاده‌ی آنها در ساخت پره‌های ثابت و متحرک توربین‌ها که دماهای بالایی در حدود ۱۵۰۰ کلوین و یا بیشتر را متحمل می شوند، از سرعت بیشتری نیز برخوردار شده است. به همین خاطر امروزه به تکنولوژی توربین‌های گازی تکنولوژی مادر گفته می‌شود و کشوری که بتواند توربین‌های گازی را طراحی کند و بسازد هر چیز دیگری را هم می تواند تولید کند. کارایی توربین‌های گازی از حدود ۳٪ شروع شده و امروزه به حدود ۵۰٪ درسیکل‌های ترکیبی رسیده است.

۱-۲ تاریخچه

تاریخچه‌ی زمانی توربین گازی و موتور جت را می‌توان به صورت زیر نشان داد:

- ۱۵۰ سال پیش از میلاد: هرو الکساندریا با استفاده از دود حاصل از آتش، توربین را برای به حرکت درآوردن اجسامی در جشن‌های مذهبی به کار بست.
- در سال ۱۵۱۰ میلادی: لئوناردو داوینچی توربین هوای داغ را به شکل میله‌ای در وسط دودکش ترسیم کرد که بعدها به عنوان وسیله‌ای برای چرخاندن و سرخ کردن گوشت به کار گرفته شد.

[1] Claude Burdin

- در سال ۱۷۹۱ میلادی: جان باربر طرح توربین گازی را که دارای کمپرسور پیستونی، محفظه‌ی احتراق و توربین ضربه‌ای بود، ارائه داد.
- در سال ۱۸۱۸ میلادی: جیمز ژول فیزیکدان انگلیسی، تئوری سیکل توربین‌گازی را بررسی و ارائه داد که با نام سیکل ژول معروف است.
- در سال ۱۸۲٤ میلادی: کارنو مقدمات اولیه‌ی تئوری موتور جت (توربین گاز) را ارائه کرد.
- در سال ۱۸۲۷ میلادی: رابرت استرلینگ مبدل حرارتی را برای موتورهایی که در سیکل هوای داغ کار می کردند، اختراع کرد.
- در سال ۱۸٤٦ میلادی: بوردن استفاده از کمپرسور و توربین چند مرحله‌ای را پیشنهاد کرد.
- در سال ۱۸۷۲ میلادی: استالز اولین توربین گازی امروزی را تهیه کرد. آزمایشات انجام شده روی این توربین نشان داد که به دلیل کارایی پایین اجزای مختلف، برای به حرکت درآوردن ماشین یا موتورهای دیگر مناسب نیست.
- در سال ۱۹۰۱ میلادی: هواپیما با موتور توربین گازی ساخته شد و توسط فرانک ویتل به پرواز در آمد.
- در سال ۱۹۰۵ میلادی: سوسیتی اولین توربین گاز را که ٤٪ بازدهی داشت در پاریس راه‌اندازی کرد.
- در سال ۱۹۳۰میلادی: فرانک ویتال اولین طراحی توربین گازی جت را ارائه داد.

تا سال ۱۹۳٦ تغییرات مختلفی در طراحی توربین گازی انجام شد و پس از آن بیشترین تغییرات در راستای بهینه سازی و افزایش کارایی سیکل توربین گازی بوده است.

- در سال ۱۹٤۸ میلادی: توربین گازی با سیکل نیمه باز در سوییس آزمایش شد.
- در سال ۱۹٥٦ میلادی: سیکل بسته با سوخت پودر ذغال آزمایش شد.
- در سال ۱۹٦۰ میلادی: شرکت جنرال الکتریک واحد ترکیبی بخار و گاز را به‌کار گرفت.
- در سال ۱۹٦۱ میلادی: انگلیسی‌ها هاورکرافت[1] با موتور توربین گاز را به‌کار بردند.
- در سال ۱۹٦۲ میلادی: شبکه تولید برق انگلستان واحد گازی به ظرفیت ۱۷/٥ مگاوات را

[1] Hovercraft

آزمایش کرد.

- در سال ۱۹٦٦ میلادی: توربین گازی در سکوهای نفتی به کار گرفته شد.[۱]

۱-۳ توربین[1]

گازهای خروجی از محفظه‌ی احتراق که دارای انرژی زیادی است، به قطعه‌ای به نام توربین برخورد کرده و آن را می‌چرخاند. توربین که انرژی جنبشی خود را از گازهای داغ خروجی از محفظه‌ی احتراق می‌گیرد، کمپرسور و بقیه‌ی قطعات متحرک موتور را می‌چرخاند. در تمام موتورها، توربین از نوع تیغه‌ای است، بدین صورت که متشکل از چند ردیف تیغه بوده که یک در میان ثابت و متحرک هستند. تعداد محورها در یک موتور بستگی به نوع آن دارد. مثلاً موتور با نسبت تراکم زیاد دارای دو محور می‌باشد. یعنی دارای دو کمپرسور فشار پایین[2] و فشار بالا[3] بوده که به هر کدام از آنها یک کمپرسور اختصاص داده می‌شود بدین ترتیب که توربین جلویی (توربین فشار بالا) به وسیله‌ی محور فشار بالا[4] به کمپرسور فشار بالا و توربین فشار پایین توسط محور فشار پایین به کمپرسور فشار پایین متصل می‌باشد و این دو محور مستقل از یکدیگر با دورهای متفاوت می‌چرخند و شفتL.P داخل و شفتH.P روی آن قرار دارد و استارتر با شفت H.P درگیر بوده و در موقع استارت زدن این شفت را می‌چرخاند.

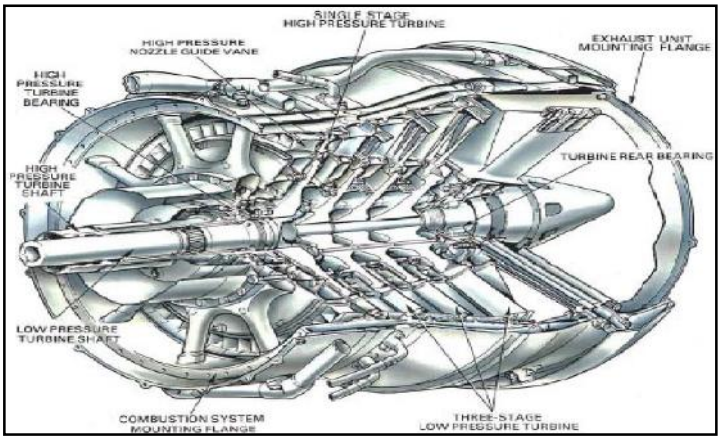
از آنجایی که برای چرخاندن توربین احتیاج به انرژی جنبشی زیادی هست، تبدیل انرژی فشاری گازها به انرژی جنبشی (با افزایش سرعت) در تیغه‌های ثابت و منحرف کردن توسط این تیغه‌ها روی تیغه‌های توربین، سرعت لازم را جهت چرخاندن توربین تولید می‌کند. همان طور که بیان شد، گازها پس از خروج از تیغه‌های ثابت تحت زاویه‌ای به تیغه‌های گردان یا تیغه‌های توربین برخورد می‌کنند. تیغه‌های توربین دور تا دور یک دیسک چیده شده‌اند که این دیسک به محور موتور متصل است. با ضربه زدن گازها به تیغه‌های توربین دیسک و در نتیجه محور موتور می‌چرخد. گازها پس از خروج از تیغه‌های توربین دوباره وارد تیغه‌های ثابت از مرحله‌ی دیگر می‌شود. در اینجا نیز سرعت گازها زیاد شده و تحت زاویه‌ای معین به تیغه‌های توربین برخورد می‌کنند. جزء ثابت توربین[5] شامل دو

---

[1] Turbine
[2] L.P Compressor
[3] H.P Compressor
[4] H.P Shaft
[5] Turbine Nozzle Vanes

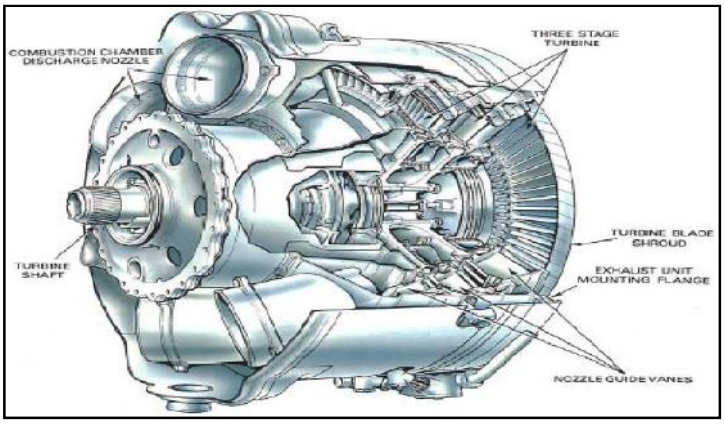
پوشش، یکی خارجی و دیگری داخلی بوده که بین آنها تیغه‌های ثابت (N.G.V) نصب شده است. چون تیغه‌ها در معرض درجه حرارت زیادی قرار دارند در موقع نصب آنها باید به انبساط حرارتی و تغییر شکل تیغه‌ها در اثر آن توجه داشت.

جزء متحرک توربین اساساً شامل یک چرخ و یک محور است. چرخ توربین شامل تیغه‌هایی است (پره) که متصل به دیسک است. دیسک توربین و تیغه‌های نصب شده بر روی آن را با هم چرخ توربین[1] می‌گویند. سرعت دورانی زیاد چرخ توربین نیروی گریز از مرکز زیادی تولید می‌کند که این نیرو بر روی تیغه‌های چرخ توربین اثر می‌گذارد. علاوه بر آن تیغه‌ها در معرض درجه حرارت زیادی قرار دارند و باعث ایجاد فشار حرارتی[2] می‌گردد. ضمناً به خاطر انبساط حرارتی فاصله‌ای جزئی بین چرخ توربین و بدنه‌ی موتور در نظر می‌گیرند. علاوه بر آن در محل نصب نیز فاصله‌ای خیلی جزئی بین تیغه‌ها و شیارهای محل نصب پیش‌بینی می‌کنند.



شکل(۱-۱): توربین گاز

[1] Turbine Wheel
[2] Thermal Stress



شکل(۱-۲): توربین چند محوره

۱-٤ مزایا و معایب توربین گاز

مزایا:

۱) بازدهی بیشتر نسبت به وزن خود.

۲) امکان کاربرد سوخت چندگانه. توربین‌های گازی امروزی با گازطبیعی، گازوئیل، نفت، متان، سوخت خام، گازهای با ارزش حرارتی پایین مانند نفت گاز تقطیر شده کار می‌کنند.

۳) کوچکتر بودن موتورها و در نتیجه، وزن کمتر.

٤) میزان هزینه‌ی سرمایه‌گذاری و تعمیراتی کمتر.

۵) سرعت عمل بالاتر.

معایب:

۱) لزوم تعمیرات اساسی بعد از تعداد ساعات کارکرد کمتر.

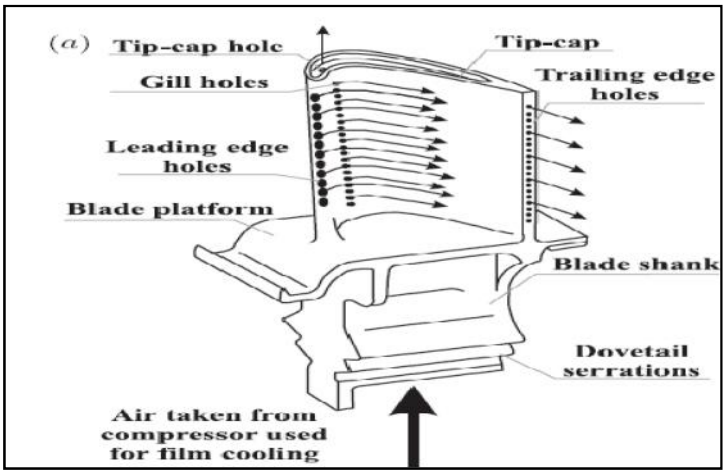
۲) تغییرات قدرت و راندمان بر اثر تغییرات جوی.

۳) گرانتر بودن.

۱-۵ پره‌های توربین گاز

کمپرسور و توربین شامل پره‌های ثابت و متحرک می باشند که از این به بعد پره‌ی ثابت[1] را با نام نازل و پره‌ی متحرک[2] را با نام پره ذکر می‌کنیم. پره‌های کمپرسور معمولاً از جنس فولاد ضدزنگ (استنلس استیل) هستند و شامل دو قسمت ایرفویل و ریشه می‌باشند و به وسیله‌ی فرآیند فورج ساخته می‌شوند و ترتیب عملیات بصورت اکستروژن و پهن‌سازی[3] از میله‌ی فورج است و با چند مرحله فورج و بعد ماشین‌کاری، پره بدست می‌آید. پره‌های توربین ابتدا با روش فورج و از مواد مقاوم در برابر حرارت ساخته می‌شدند؛ زیرا در فورج همراستایی مولکول‌ها و استحکام بیشتر است، اما با پیشرفت ریخته‌گری دقیق و طراحی هندسه‌ی پیچیده‌ی مسیرهای خنک‌کاری پره، موجب شد تا پره‌های ریختگی بطور تدریجی جانشین پره‌های فورج شوند.

با توجه به شرایط خشن (سخت) کاری همچون دمای محیط بالا، تنش مکانیکی بالا، خستگی گرمایی، گاز خورنده و... موجب شده است که پره‌های توربین از سوپرآلیاژ ساخته شوند. سوپرآلیاژها، با استفاده از عناصرگروه VIII-A جدول تناوبی، درسه گروه سوپرآلیاژهای پایه نیکل، سوپر آلیاژهای پایه کبالت و سوپر آلیاژهای پایه آهن طراحی و توسعه یافته اند.



شکل(۱-۳): پره توربین

[1] Stationary Vane
[2] Rotor blade
[3] Upsetting

۱-٦ روشهای افزایش بازده و توان سیکل

الف) افزایش دمای گازهای ورودی به توربین

ب) بازیافت حرارت سیال خروجی از توربین

ج) خنک کردن هوای ورودی به کمپرسور

د) گرم کردن مجدد گازها در توربین

ه) تزریق کردن بخار به توربین

و) ترکیب موارد بالا

هرچند تمامی روش‌های مذکور جهت افزایش قدرت و بازده‌ی توربین‌های گازی مؤثرند ولی با توجه به تنوع و گستردگی مشخصات آب و هوایی و اقلیمی منطقه‌ای که توربین گاز در آنجا احداث می شود، همواره یک روش خاص نمی‌تواند پاسخگوی مناسبی از لحاظ فنی- اقتصادی و اقلیمی برای تمام توربین‌های‌گازی باشد، بنابراین بایستی روش‌های مختلف در ابعاد گوناگون برای یک توربین مستقر در محلی که پروژه افزایش توان برای آن انجام می‌پذیرد بررسی گردد تا بتوان روش بهینه را برای آن برگزید.

این تحقیق بر اساس گزینه‌ی افزایش دمای ورودی به توربین به منظور افزایش راندمان، انجام گرفته که در آن به بررسی روش‌های محافظت از پره‌های توربین گاز در مقابل این افزایش دما پرداخته شده است.

فصل دوم

معرفی روش های خنک کاری پره توربین گاز

و

مروری بر تحقیقات انجام شده

۲-۱ مقدمه

انسان همواره برای بهره‌گیری حداکثری از محیط پیرامون خود تلاش کرده است و افزایش راندمان در توربین‌های گازی از این قاعده مستثنی نبوده است. امروزه یکی از متداول‌ترین روش‌های افزایش راندمان (علاوه بر بهره‌گیری از سیکل‌های ترکیبی) بالا بردن دما در محفظه‌ی احتراق و به تبع آن بالا بردن دمای ورودی به توربین[1](TIT) می باشد، اما خطرات تغییر شکل پره‌ها، خرابی زودرس، محدودیت حداکثر سرعت پره و محدودیت جنس پره را در بر دارد. شخصی بنام باری (۱۹۷٦) نشان داد که خواصی از ماده مثل پایداری خزشی، شکست و مقاومت به اکسید شدن در دماهای تقریباً بالاتر از ^{o}K ۱۲۰۰ به سرعت افت می‌کند، بنابراین نیاز به خنک‌کاری پره‌ها را برای استفاده از افزایش راندمان به روش مذکور سبب شده است. لذا اهمیت بررسی و مطالعه‌ی خنک‌کاری پره‌ها به وضوح مشخص است. در مدل‌های اولیه‌ی توربین‌گازی، به دلیل آنکه دمای گاز حاصل از احتراق بالا نبود، از پره‌ی توربین بدون خنک کردن بهره‌برداری می‌شد. بعدها به دلیل تقاضا برای افزایش توان، افزایش دمای گاز ورودی به توربین ضروری شد، اما این کار به دلیل توزیع غیر یکنواخت دما در مقاطع مختلف پره، تنش های حرارتی را به وجود می‌آورد که برای جلوگیری از این صدمات، خنک کردن پره‌ها امری ضروری است. اولین تحقیقات در مورد پره‌های خنک شونده در آلمان و در طی جنگ جهانی دوم انجام گرفت. تحقیقات انجام شده نشان می‌دهد که سطح فلز باید در دمایی پایین‌تر از حدود ^{o}C ۹۰۰ نگهداری شود تا صدمات ناشی از حرارت تا حد قابل توجهی کاهش یابد. دمای مجاز از حدود ^{o}K ۱۲۰۰ در دهه‌ی ۱۹٦۰ به حدود ^{o}K ۱۹۰۰ در حال حاضر رسیده است.

با افزایش دمای ورودی توربین در طی سالیان اخیر، نسل‌های جدیدی از خنک‌کاری مورد استفاده قرار گرفته است که در شکل(۲-۱) تغییر نسل‌های مختلف خنک‌کاری را می‌بینیم. همان طور که مشاهده می‌شود گاهی دمای ورودی توربین حتی از نقطه‌ی ذوب مواد تشکیل دهنده‌ی توربین بالاتر می‌رود، به همین دلیل مبحث خنک‌کاری پره و روش‌های نوین خنک‌کاری از اهمیت ویژه‌ای برخوردار می باشد.[۲]

[1] Turbine Inlet Temprature