

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکده مهندسی مکانیک

رساله دکتری

**طراحی بهینه پره‌های یک مرحله منتخب در کمپرسورهای محوری بر
اساس هماهنگی طبقات و عملکرد کلی کمپرسور**

استاد راهنما:

دکتر عبدالله شادارام

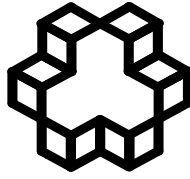
نگارنده:

علی‌رضا فتحی

تیرماه ۱۳۹۱

تقدیم به

پدر، مادر و همسر عزیزم



تاسیس ۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مکانیک

تاییدیه هیأت داوران

رساله دکترا

هیئت داوران پس از مطالعه رساله و شرکت در جلسه دفاع از رساله دکترا تهیه شده تحت عنوان طراحی بهینه پره‌های یک مرحله منتخب در کمپرسورهای محوری بر اساس هماهنگی طبقات و عملکرد کلی کمپرسور. توسط آقای علیرضا فتحی. صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه دکترا در رشته تبدیل انرژی مورد تأیید قرار میدهد.

 امضاء و تاریخ.....	آقای دکتر شادآرام	۱_ استاد راهنما
 امضاء و تاریخ.....	آقای دکتر حاجیلویی	۲_ ممتحن خارجی
 امضاء و تاریخ.....	آقای دکتر برومند	۳_ ممتحن خارجی
 امضاء و تاریخ.....	آقای دکتر اشرفی زاده	۴_ ممتحن داخلی
 امضاء و تاریخ.....	آقای دکتر شاه نظری	۵_ ممتحن داخلی
 امضاء و تاریخ.....	آقای دکتر خلیلی	۶_ نماینده تحصیلات تکمیلی دانشگاه

اظهارنامه دانشجو

اینجانب **علیرضا فتحی** دانشجوی دکتری رشته **مهندسی مکانیک**، گرایش **تبدیل انرژی** دانشکده **مکانیک** دانشگاه صنعتی **خواجه نصیرالدین طوسی** گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در پایان‌نامه با عنوان

طراحی بهینه پره‌های یک مرحله منتخب در کمپرسورهای محوری بر اساس هماهنگی طبقات و عملکرد کلی کمپرسور

با راهنمایی استاد محترم جناب آقای **دکتر شادآرام**، توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده در این پایان‌نامه مورد تأیید می‌باشد، و در مورد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. بعلاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان‌نامه تا کنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب (فرمت) مصوب دانشگاه را بطور کامل رعایت کرده‌ام.

امضاء دانشجو:

تاریخ:

حق چاپ و نشر و مالکیت نتایج

- ۱- حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هرگونه کپی برداری بصورت کل پایان نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مکانیک دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می باشد.
ضمناً متن این صفحه نیز باید در نسخه تکثیر شده وجود داشته باشد.
- ۲- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی می باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست.
همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مراجع مجاز نمی باشد.

تشکر و قدردانی

از استاد ارجمند آقای دکتر شادآرام و به خاطر راهنمایی‌ها و حمایت‌های ارزشمندشان در تمامی مدت دوره تحصیلی دکترا کمال تشکر را دارم.

از دوستان و همکاران عزیز آقایان مهندس حامد کهندل، علیرضا شهربابی و حبیب خزاعی که کمک‌های بی دریغ ایشان پیوسته یاری دهنده من بود نهایت قدردانی را دارم. همچنین از حمایت‌های شرکت توربو کمپرسور تک خاورمیانه تشکر و قدردانی می‌نمایم.

چکیده

کمپرسورهای محوری یکی از بزرگترین مصرف کنندگان توان در صنایع می‌باشند، به عنوان مثال بیش از ۵۰ درصد توان تولیدی توربین در یک توربین گازی صرف چرخاندن کمپرسور همان توربین می‌شود. بنابراین بهبود کارایی کمپرسور یکی از مهمترین اهداف طراحان طی سال‌های متمادی بوده است. با توجه به اینکه بهینه‌سازی آئرو دینامیکی کمپرسور یکی از مهمترین قسمت‌های بهبود کارایی کمپرسور می‌باشد، در فعالیت حاضر یک روش برای بهینه‌سازی هندسه پره‌های کمپرسور با هدف افزایش کارایی کل کمپرسور ارائه می‌شود. در این راستا بهینه‌سازی کل کمپرسور با استفاده از تحلیل گر روش انحنای خط جریان و طراحی پروفیل دو بعدی پره با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی با یکدیگر یکپارچه خواهند شد.

الگوریتم ارائه شده برای بهبود عملکرد کل کمپرسور توسط بهینه‌سازی پروفیل پره‌های منتخب، دارای سه مرحله اصلی می‌باشد. در مرحله اول هندسه کل کمپرسور پارامتره می‌شود و سپس پارامترهای مربوط به این طبقات منتخب بهینه می‌شوند. در مرحله دوم هندسه پره‌های منتخب به چندین پروفیل دو بعدی تقسیم شده و سپس هندسه این پروفیل‌ها بطور جداگانه با استفاده از یک الگوریتم بهینه‌سازی چند-سطح بهینه می‌شوند. تابع هدف بهینه‌سازی هر یک از پروفیل‌ها در مرحله دوم با استفاده از پارامترهای بهینه شده طبقات منتخب در مرحله اول تعریف می‌شود. در مرحله سوم به منظور از بین بردن عدم هماهنگی‌های ایجاد شده بین طبقات بهینه شده و دیگر طبقات کمپرسور، عملیات باز طراحی زوایای نصب پره‌های بهینه شده و پره‌های پایین دست آنها انجام می‌شود.

در این تحقیق بهینه‌سازی عملکرد و بازده یک کمپرسور صنعتی جریان محوری ۱۰ طبقه مورد بررسی قرار گرفته است. این کمپرسور مربوط به یکی از پرکاربردترین موتورهای توربینی صنایع نفت و گاز کشور می‌باشد.

برای بررسی اثرات باز طراحی زوایای نصب بر میزان بهبودهای انجام شده در عملکرد کمپرسور، بهینه‌سازی جریان میان‌گذر در دو حالت افزایش بازده فقط با طراحی دوباره سه طبقه میانی کمپرسور و بهبود بازده با طراحی دوباره طبقات میانی و بهینه‌سازی زاویه نصب طبقات انتهایی انجام شده است. نتایج حاکی از آن است که عدم استفاده از باز طراحی زاویه نصب طبقات انتهایی مقدار بهبودهای ایجاد شده در عملکرد کمپرسور بهینه شده را به یک سوم کاهش می‌دهد.

بهبود بازده کمپرسور در دبی طراحی با استفاده از روش ارائه شده در این تحقیق موجب افزایش ۱/۵ درصدی بازده و افزایش ۱۳ درصدی نسبت فشار شده است. بهبود بازده در دبی طراحی منجر به کاهش ضریب افت فشار سکون پره‌های بهینه شده در زاویه حمله طراحی شده است. از آنجا که بهبود بازده فقط در دبی طراحی مد نظر بوده است، بازه مجاز زوایای حمله پروفیل‌های بهینه شده نسبت به پروفیل‌های کمپرسور مورد بررسی کاهش یافته است.

برای ارزیابی توانمندی روش ارائه شده در بهینه‌سازی کمپرسور در شرایط خارج از طراحی، بهینه‌سازی با سه هدف افزایش بازده در دور ۱۰۰ درصد دور نامی، بهینه‌سازی بازده در دور ۹۵ درصد دور نامی و بهبود توام بازده در دورهای ۱۰۰ و ۹۵ درصد دور نامی انجام شده است. بهینه‌سازی کمپرسور با هدف بهبود بازده هم در شرایط طراحی و هم خارج از طراحی موجب محدود شدن بهبودهای ایجاد شده در بازده کمپرسور بهینه شده می‌شود. بطوری که میزان بهبودهای ایجاد شده در بازده کمپرسور در حالت بهبود توام بازده در دورهای ۱۰۰ و ۹۵ درصد دور نامی ۳۰ درصد کمتر از حالت‌های دیگر است.

کلمات کلیدی: طراحی پره، هماهنگ سازی طبقات، روش انحنای خط جریان

فهرست مطالب

فصل ۱ مقدمه	۱
۱-۱- انگیزش	۱
۱-۲- تاریخچه	۳
۱-۳- اهداف تحقیق	۹
۱-۴- نوآوری‌ها	۱۰
۱-۵- رئوس مطالب رساله	۱۱
فصل ۲ بهبود عملکرد کل کمپرسور با استفاده از پره‌های بهینه شده	۱۲
۲-۱- تعاریف	۱۲
۲-۲- سیستم یکپارچه بهینه‌سازی پروفیل پره و عملکرد کمپرسور	۱۵
۲-۳- الگوریتم طراحی	۱۶
۲-۴- معرفی کمپرسور مورد بررسی	۱۹
فصل ۳ بهینه‌سازی عملکرد کل کمپرسور با استفاده از روش انحنای خط جریان	۲۲
۳-۱- تحلیل گر انحنای خط جریان	۲۲
۳-۲- پارامترهای طراحی	۲۸
۳-۳- محدودیت‌های طراحی	۳۱
۳-۴- الگوریتم بهینه‌سازی کمپرسور	۳۵
۳-۵- جمع بندی	۳۸
فصل ۴ طراحی هندسه پره‌های کمپرسور با استفاده از بهینه‌سازی	۳۹
۴-۱- تابع هدف بهینه‌سازی پره	۳۹
۴-۲- سیستم طراحی ایرفویل	۴۰
۴-۳- الگوریتم بهینه‌سازی هندسه دو بعدی پره	۴۵
۴-۴- اعتبار بخشی روش طراحی پره	۴۷

۵۷	۴-۵- جمع بندی
۵۹	فصل ۵ نتایج بهینه‌سازی یکپارچه کمپرسور
۵۹	۵-۱- تحلیل کمپرسور با استفاده از روش انحنای خط جریان
۷۱	۵-۲- اثر هماهنگ‌سازی طبقات بر بهبود عملکرد کمپرسور
۷۸	۵-۳- بهبود عملکرد کمپرسور در نقطه طراحی
۹۵	۵-۴- بهبود عملکرد کمپرسور در نقاط خارج از طراحی
۱۰۲	فصل ۶ جمع‌بندی
۱۰۲	۶-۱- خلاصه فعالیت‌ها
۱۰۳	۶-۲- نتیجه‌گیری
۱۰۵	۶-۳- پیشنهادات برای فعالیت‌های آتی
۱۵۳	مراجع

فهرست اشکال

- شکل (۱-۱) بهبودهای ایجاد شده در کمپرسور MS7001 در طول زمان [۱]..... ۲
- شکل (۲-۱) نواحی انجام تغییرات در کمپرسور توربین V94.2 شرکت زیمنس [۲]..... ۳
- شکل (۱-۲) صفحات جریان برای تحلیل جریان میانگذر و بین پره‌ای..... ۱۴
- شکل (۲-۲) مقادیر افت پروفیل و زاویه حمله در خط وسط ردیف پره‌های یک کمپرسور ۱۶ طبقه..... ۱۵
- شکل (۳-۲) اثر بهینه‌سازی پره‌های بالادست بر عملکرد پره‌های پایین دست جریان..... ۱۶
- شکل (۴-۲) الگوریتم بهینه‌سازی پره‌های کمپرسور با در نظر گرفتن عملکرد کلی..... ۱۸
- شکل (۵-۲) پارامترهای عملکردی استفاده شده برای تعریف تابع هدف..... ۱۹
- شکل (۶-۲) نحوه تغییرات زاویه IGV و VSV و مقدار ضریب دبی شیرهای تخلیه با دور..... ۲۰
- شکل (۷-۲) شماتیک طبقات و ایستگاه‌های محاسباتی کمپرسور ۱۰ طبقه..... ۲۱
- شکل (۱-۳) منحنی‌های افت فشار کل بر حسب عدد ماخ ورودی..... ۲۳
- شکل (۲-۳) شیب نمودار عملکردی جهت توقف حل عددی..... ۲۸
- شکل (۳-۳) پارامترهای هندسی و عملکردی برای تعریف پره..... ۲۹
- شکل (۴-۳) توزیع متغیرهای طراحی در راستای شعاع..... ۳۱
- شکل (۵-۳) محدودیت‌های عملکردی بر روی منحنی $\psi-\varphi$ [۳۷]..... ۳۳
- شکل (۶-۳) فضای حالت امکان پذیر برای عملکرد پره..... ۳۴
- شکل (۷-۳) نمودار فرایند بهینه‌سازی عملکرد کمپرسور..... ۳۸
- شکل (۱-۴) شماتیک تغییرات افت بر حسب زاویه برخورد..... ۳۹
- شکل (۲-۴) هندسه و پارامترهای هندسی یک کسکید نمونه..... ۴۲
- شکل (۳-۴) پخ شدگی لبه حمله پره..... ۴۴
- شکل (۴-۴) الگوریتم دو سطحه برای بهینه‌سازی پره..... ۴۷
- شکل (۵-۴) اثر ضرایب وزنی بر تابع شکل..... ۵۰
- شکل (۶-۴) اثر توزیع انحنا بر منحنی های ضریب افت فشار (خط پر رنگ: پره‌های بهینه شده، خط چین: پره اولیه)..... ۵۱
- شکل (۷-۴) مقایسه هندسه و عملکرد آیرودینامیکی پره بهینه شده حالت اول با پره اولیه..... ۵۴

- شکل (۸-۴) مقایسه هندسه و عملکرد آیرودینامیکی پره بهینه شده حالت دوم با پره اولیه..... ۵۵
- شکل (۹-۴) مقایسه هندسه و عملکرد آیرودینامیکی پره بهینه شده حالت سوم با پره اولیه..... ۵۶
- شکل (۱-۵) روتور اول و پروفیل مقاطع آن..... ۶۰
- شکل (۲-۵) تغییرات ضریب افت بر حسب زاویه برخورد برای کسکید مقطع پنجم از استاتور مرحله دوم
..... ۶۲
- شکل (۳-۵) تغییرات زاویه انحراف بر حسب زاویه برخورد برای کسکید مقطع پنجم از استاتور مرحله
دوم ۶۲
- شکل (۴-۵) توزیع فشار سکون در کمپرسور محوری مرجع در نقطه طراحی ۶۶
- شکل (۵-۵) توزیع دمای سکون در کمپرسور محوری مرجع در نقطه طراحی ۶۶
- شکل (۶-۵) توزیع عدد ماخ نسبی در کمپرسور محوری مرجع در نقطه طراحی ۶۶
- شکل (۱۲-۵) نمودار نسبت فشار بر حسب دبی جرمی ورودی کمپرسور مرجع..... ۷۰
- شکل (۱۳-۵) نمودار بازده آیزنتروپیک بر حسب دبی جرمی ورودی کمپرسور مرجع..... ۷۰
- شکل (۱۴-۵) مقایسه منحنی‌های عملکردی کمپرسور اولیه با کمپرسورهای بهینه شده ۷۳
- شکل (۱۵-۵) مقایسه زاویه‌های جریان و شکل پره‌های طبقه چهارم کمپرسور اولیه با کمپرسورهای بهینه
شده ۷۴
- شکل (۱۶-۵) مقایسه زاوایای ورودی و خروجی پره‌های کمپرسور اولیه با کمپرسورهای بهینه شده..... ۷۵
- شکل (۱۷-۵) مقایسه منحنی‌های بازده بر حسب ضریب جریان کمپرسور اولیه با کمپرسورهای بهینه
شده ۷۶
- شکل (۱۸-۵) مقایسه منحنی‌های ضریب کار بر حسب ضریب جریان کمپرسور اولیه با کمپرسورهای
بهینه شده ۷۷
- شکل (۱۹-۵) مقایسه بازده طبقات کمپرسور بهینه شده با کمپرسور مورد بررسی ۷۹
- شکل (۲۰-۵) مقایسه نسبت فشار طبقات کمپرسور بهینه شده با کمپرسور مورد بررسی ۷۹
- شکل (۲۱-۵) مقایسه مثلث‌های سرعت مربوط به خط میانی کمپرسور بهینه شده (خطوط پر رنگ) با
کمپرسور مورد بررسی (خط چین)..... ۸۰
- شکل (۲۲-۵) مقایسه بار گذاری پره‌های کمپرسور بهینه شده با کمپرسور مورد بررسی ۸۱
- شکل (۲۳-۵) مقایسه توزیع شعاعی ضریب برا مماسی ردیف پره‌های بهینه شده با مقادیر مربوط به
کمپرسور مورد بررسی و حدود بالا و پایین این پارامتر..... ۸۳

- شکل (۵-۲۴) مقایسه توزیع شعاعی زاویه خروجی جسم ردیف پره های بهینه شده با مقادیر مربوط به کمپرسور مورد بررسی و حدود بالا و پایین این پارامتر..... ۸۴
- شکل (۵-۲۵) مقایسه توزیع شعاعی افت کمینه ردیف پره های بهینه شده با مقادیر مربوط به کمپرسور مورد بررسی و حدود بالا و پایین این پارامتر..... ۸۵
- شکل (۵-۲۶) مقایسه توزیع شعاعی باز مجاز تغییرات زاویه حمله ردیف پره های بهینه شده با مقادیر مربوط به کمپرسور مورد بررسی و حدود بالا و پایین این پارامتر..... ۸۶
- شکل (۵-۲۷) نمودار افت مینیمم بر حسب بازه مجاز تغییرات زاویه های حمله و مقایسه با محدودیت های شکل (۳-۶)..... ۸۷
- شکل (۵-۲۸) مقایسه هندسه و منحنی افت پروفیل مقاطع مختلف روتور طبقه چهارم..... ۸۹
- (پره اولیه: خط چین - پره بهینه شده: خطوط پر رنگ)..... ۸۹
- شکل (۵-۲۹) مقایسه هندسه و منحنی افت پروفیل مقاطع مختلف استاتور طبقه چهارم..... ۹۰
- (پره اولیه: خط چین - پره بهینه شده: خطوط پر رنگ)..... ۹۰
- شکل (۵-۳۰) مقایسه هندسه و منحنی افت پروفیل مقاطع مختلف روتور طبقه پنجم..... ۹۱
- (پره اولیه: خط چین - پره بهینه شده: خطوط پر رنگ)..... ۹۱
- شکل (۵-۳۱) مقایسه هندسه و منحنی افت پروفیل مقاطع مختلف استاتور طبقه پنجم..... ۹۲
- (پره اولیه: خط چین - پره بهینه شده: خطوط پر رنگ)..... ۹۲
- شکل (۵-۳۲) مقایسه هندسه و منحنی افت پروفیل مقاطع مختلف روتور طبقه ششم..... ۹۳
- (پره اولیه: خط چین - پره بهینه شده: خطوط پر رنگ)..... ۹۳
- شکل (۵-۳۳) مقایسه هندسه و منحنی افت پروفیل مقاطع مختلف استاتور طبقه ششم..... ۹۴
- (پره اولیه: خط چین - پره بهینه شده: خطوط پر رنگ)..... ۹۴
- شکل (۱-أ) صفحه جریان و دستگاه مختصات استوانه ای و نصف النهاری..... ۱۰۷
- شکل (۲-أ) ساختار خطوط شبه عمودی..... ۱۰۸
- شکل (۳-أ) الگوریتم مدل سازی جریان میان گذر در صفحه نصف النهاری..... ۱۰۹
- شکل (۴-أ) بازجانمایی خطوط جریان..... ۱۱۳
- شکل (۵-أ): انتخاب مقطع حل جریان بین پره ای..... ۱۱۴
- شکل (۶-أ) زوایای برخورد واماندگی مثبت و منفی..... ۱۱۵
- شکل (۷-أ) تاثیر عدد ماخ..... ۱۱۶

- شکل (أ-۸) ایجاد جریان ثانویه در بین پره‌ها ([۷۴]) ۱۱۷
- شکل (أ-۱۰) فشار استاتیک بی بعد و ماخ نسبی در طول کمپرسور ۱۲۸
- شکل (ب-۱) مشخصات هندسی جریان در ردیف پره ۱۳۰
- شکل (ب-۲) پره مقطع پنجم از مرحله دوم استاتور ۱۳۱
- شکل (ب-۳) معرفی مرزهای محیط محاسباتی ۱۳۱
- شکل (ب-۴) فضای بین پره‌ای به همراه شبکه استفاده شده ۱۳۵
- شکل (ب-۵) توزیع عدد ماخ جریان در فضای بین پره‌ای ۱۳۶
- شکل (ب-۶) توزیع فشار سکون جریان در فضای بین پره‌ای ۱۳۶
- شکل (ب-۷) نمودار ضریب فشار بر روی سطح پره برای نتایج آزمایشگاهی و نتایج عددی حاضر ۱۳۷
- شکل (ب-۸) نمودار ضریب فشار بر روی سطح پره به منظور بررسی پارامتری نوع شبکه محاسباتی ۱۳۹
- شکل (ب-۹) نمودار ضریب فشار بر روی سطح پره به منظور بررسی پارامتری تعداد شبکه محاسباتی ۱۴۱
-
- شکل (ب-۱۰) نمودار ضریب فشار بر روی سطح پره به منظور بررسی پارامتری نوع مدل توربولانسی ۱۴۲
-
- شکل (ب-۱۱) نمودار ضریب فشار بر روی سطح پره به منظور بررسی پارامتری نوع حل گر ۱۴۳
- شکل (ب-۱۲) نمودار توزیع فشار سکون به همراه نمایش مقاطع خروجی ۱۴۴
- شکل (ت-۱) نمایی از پره‌های کمپرسور در کنار هم ۱۴۷
- شکل (ت-۲) مش تولید شده در مقطع نزدیک نوک پره ۱۴۸
- شکل (ت-۳) مش سه بعدی تولید شده در پره ۱۴۸
- شکل (ت-۴) انواع شروط مرزی ۱۵۰
- شکل (ت-۵) مپ بدست آمده از سطوح مش مختلف ۱۵۲

فهرست جداول

- جدول (۱-۳) تعریف مسئله بهینه‌سازی عملکرد کل کمپرسور با استفاده از روش انحنای خط جریان. ۳۶
- جدول (۲-۳) تنظیمات مربوط به بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک..... ۳۷
- جدول (۱-۴) تعریف مسئله بهینه‌سازی سطح اول..... ۴۶
- جدول (۲-۴) تعریف مسئله بهینه‌سازی حلقه خارجی..... ۴۶
- جدول (۳-۴) مقایسه زمان بهینه‌سازی و مقدار بهبود عملکرد پره‌های بهینه شده..... ۵۷
- جدول (۱-۵) ضرایب افت فشار مرجع استاتورها و پره‌های راهنمای ورودی و خروجی..... ۶۳
- جدول (۲-۵) ضرایب افت فشار مرجع استاتورها..... ۶۴
- جدول (۳-۵) ضرایب معادلات افت بر حسب ماخ ورودی..... ۶۵
- جدول (۴-۵) نتایج مدل سازی کمپرسور محوری مرجع در نقطه طراحی و مقایسه آن با مقادیر نامی در دور ۹۸۰۰ (دور بر دقیقه)..... ۶۵
- جدول (۵-۵) مقایسه نتایج سه‌بعدی و داده‌ها ایستگاه در تست اول و دوم..... ۷۱
- جدول (۶-۵) ضرایب وزنی تابع هدف بهینه‌سازی کل کمپرسور..... ۷۲
- جدول (۷-۵) ضرایب وزنی تابع هدف بهینه‌سازی کل کمپرسور برای جدول (۱-۳)..... ۷۸
- جدول (۸-۵) ضرایب وزنی تابع هدف بهینه‌سازی کل کمپرسور برای جدول (۱-۳)..... ۹۵
- جدول (۹-۵) مقایسه پارامترهای بهینه شده و پارامترهای اولیه روتور طبقات ۴-۶..... ۹۷
- جدول (۱۰-۵) مقایسه پارامترهای بهینه شده و پارامترهای اولیه استاتور طبقات ۴-۶..... ۹۸
- جدول (۱-أ) خلاصه اطلاعات موجود در فایل پایگاه داده‌ای توربوماشین..... ۱۲۵
- جدول (۲-أ) مشخصات کمپرسور ده طبقه‌ای ناکا..... ۱۲۶
- جدول (۳-أ) نسخه‌های مختلف نرم‌افزار تحلیل جریان کمپرسور محوری..... ۱۲۷
- جدول (ب-۱) تعداد نقاط شبکه روی مرزها جهت تولید شبکه محاسباتی مناسب..... ۱۳۲
- جدول (ب-۲) اطلاعات شبکه لایه‌مرزی در نرم‌افزار گمبیت..... ۱۳۳
- جدول (ب-۳) مشخصات هندسی و جریانی پروفیل انتخاب شده..... ۱۳۴
- جدول (ب-۴) مشخصات کامل شبکه محاسباتی استفاده شده به منظور اعتبارسنجی..... ۱۳۵
- جدول (ب-۵) مقایسه نتایج آزمایشگاهی با نتایج عددی حاضر..... ۱۳۸

- جدول (ب-۶) نتایج کمی اثرات نوع شبکه محاسباتی ۱۳۹
- جدول (ب-۷) مشخصات شبکه‌های ریز، متوسط و درشت ۱۴۰
- جدول (ب-۸) نتایج کمی اثرات تعداد شبکه محاسباتی ۱۴۱
- جدول (ب-۹) نتایج کمی اثرات مدل توربولانسی ۱۴۲
- جدول (ب-۱۰) نتایج کمی اثرات نوع حل گر ۱۴۳
- جدول (ب-۱۱) نتایج کمی اثرات مقاطع خروجی ۱۴۵

فهرست علائم

C	سرعت مطلق، انحنای سطح
c	طول وتر
cl	ضریب برا (نیروهای آیرودینامیکی مماسی) / سطح مماسی پره «هد دینامیکی خروجی»
C_p	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت
f	نیروی پره
H	آنتالپی کل، تابع توزیع وزن
h	آنتالپی، ارتفاع پره
l	روتالپی
IGV	پره‌های زاویه متغیر راهنمای ورودی
m	توان تابع توزیع پروفیل سرعت، مختصات نصف‌النهاری
M	عدد ماخ
\dot{m}	دبی جرمی
\dot{m}_c	دبی جرمی نشتی نوک پره
n	توان پروفیل سرعت مماسی
n_R	ضریب توانی تغییرات زاویه نصب روتور
n_S	ضریب توانی تغییرات زاویه نصب استاتور
N_i	ضریب وزنی مربوط به دورهای مختلف، سرعت های مختلف
o	بازشدگی
OBJ	تابع هدف
P	فشار، پارامتر طراحی
Pr	نسبت فشار سکون
\bar{r}	بردار جابجایی
r	شعاع
R	ثابت گاز کامل هوا، ضریب عکس العمل
s	انتروپی
SM	حاشیه سرج
T	دمای استاتیکی، ضخامت پره
Tr	نسبت دمای سکون
t	زمان
V	سرعت نسبت به دیواره

VSV	استاتورهای زاویه متغییر
W	سرعت نسبی، ضریب وزنی
x	مختصات x
y	مختصات شبه‌نرمال، مختصات y
Z	تعداد پره‌ها در ردیف پره

حروف یونانی

α	زاویه حمله
$\Delta\alpha$	بازه تغییرات زاویه حمله
β	زاویه جریان با محور
δ	زاویه انحراف، ضخامت لایه مرزی
δ^*	ضخامت جابجایی
ε	زاویه بین شبه نرمال‌ها و منحنی‌های عمود بر خطوط جریان
ϕ	زاویه خط جریان با محور، ضریب جریان، زاویه بین خط بازشدگی و محور کمپرسور
γ	زاویه نصب پره
κ	انحنای خط جریان
λ	زاویه شبه‌نرمال با امتداد شعاعی
ν	ضخامت کاهشی نیروی پره
θ	زاویه چرخش پره، ضخامت ممنتوم
ρ	چگالی
σ	صلابت c/s
τ	گشتاور، تنش برشی
ω	سرعت زاویه‌ای کمپرسور، افت فشار سکون
η	بازده ایزنتروپیک
χ_1	زاویه ورودی جسم پره نسبت به وتر
χ_2	زاویه خروجی جسم پره نسبت به وتر
κ_1	زاویه ورودی جسم پره
κ_2	زاویه خروجی جسم پره

زیر نویس

1,2,3 مشتق مرتبه

<i>a</i>	سرعت محوری
<i>c</i>	ناحیه کم اتلاف منفی، لقی نوک پره، خواص مربوط به کل کمپرسور
<i>e</i>	لبه لایه مرزی
<i>E</i>	لایه مرزی دیواره
<i>f</i>	اولین نقطه سطوح فشار و حمله
<i>h</i>	هسته
<i>in</i>	ابتدای کمپرسور
<i>is</i>	آیزنتروپیک
<i>m</i>	مؤلفه نصف النهاری، کمینه اتلاف
<i>max</i>	بیشینه، پارامترهای مربوط به ضخامت بیشینه
<i>min</i>	کمینه، پارامترهای مربوط به افت کمینه
<i>n</i>	مؤلفه نرمال
<i>o</i>	پارامترهای واقع شده در بازشدگی پره
<i>Op</i>	خواص بر روی خط عملکرد
<i>out</i>	انتهای کمپرسور
<i>p</i>	پروفیل، سطح فشار
<i>r</i>	مؤلفه شعاعی
<i>ref</i>	مقادیر مرجع
<i>s</i>	ناحیه کم اتلاف مثبت، سطح مکش، خواص مربوط به طبقه
<i>sec</i>	جریان ثانویه
<i>Surge</i>	خواص بر روی خط سرج
<i>t</i>	پارامترهای سکون
<i>tip</i>	نوک پره
<i>tt, ot, fo, ft</i>	شاخص نقاط بر روی سطوح فشار و مکش
<i>w</i>	دیواره
<i>z</i>	مؤلفه محوری
θ	مؤلفه مماسی

فصل ۱

مقدمه

در این فصل در ابتدا انگیزه‌های ایجاد شده جهت انجام این تحقیق ارائه شده است، سپس با مروری بر تاریخچه فعالیت‌های مشابه انجام شده در این زمینه جایگاه و اهداف این تحقیق و نوآوری‌های ایجاد شده ارائه می‌شوند.

۱-۱- انگیزش

کمپرسورهای محوری یکی از مهم‌ترین مؤلفه‌های توربین‌های گازی می‌باشند. ابعاد کمپرسورها با توجه به کاربردشان از چند فوت تا ده‌ها فوت تغییر می‌کند. برای اینکه کمپرسور در شرایط مطلوب و با کارایی بالا کار کند، باید از ناپایداری‌های آیرودینامیکی مانند سرج^۱ و استال^۲ و همچنین ناپایداری‌های سازه‌ای آن تا حد امکان جلوگیری نمود. تا به امروز تحقیقات وسیعی روی ارتقا و بهبود کمپرسورهای محوری انجام شده است. ارتقا در کمپرسور به منظور افزایش دبی هوای ورودی و همچنین بهبود بازده و نسبت فشار کمپرسور صورت می‌گیرد. دو مثال برای بهبودهای انجام شده در کمپرسور توربین‌های گازی در ذیل ارائه شده است.

توربین MS7001 شرکت جنرال الکتریک: شکل (۱-۱) روند ارتقاءهای ایجاد شده در توربین گاز مدل MS7001 شرکت جنرال الکتریک را طی سال‌های ۱۹۷۰ تا ۱۹۹۵ نشان می‌دهد [۱]. اولین مدل این توربین گاز با توان خروجی ۴۷.۲۶ مگاوات می‌باشد. در مدل‌های بعد دبی جریان و همچنین نسبت فشار با طراحی مجدد چهار مرحله اول کمپرسور افزایش یافته است. از سوی دیگر با افزایش قطر خارجی کمپرسور در مدل MS7001E، دبی هوا ۳/۷ درصد افزایش یافته است. در سال ۱۹۸۶ شرکت جنرال الکتریک مدل جدیدی به نام MS7001F معرفی نمود. در سال ۱۹۹۰ این مدل به MS7001FA ارتقا یافت. کمپرسور این توربین گاز دارای ۱۸ مرحله بوده که درگاه‌های خروج هوا در مراحل ۹ و ۱۳ وجود دارد. آیرودینامیک و طراحی مکانیکی این کمپرسور بسیار به کمپرسور ۱۷ مرحله‌ای مدل‌های قبلی شبیه بوده به طوری که یک مرحله صفر به ابتدای آن افزوده شده است. در واقع این مدل مقیاس شده مدل MS7001E به همراه یک

¹ Surge

² stall