

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی  
دانشکده مهندسی مکانیک

پایان نامه کارشناسی ارشد

گرایش تبدیل انرژی

عنوان:

تحلیل عددی جریان در کمپرسور و توربین محوری

نگارش:

محمد حسین مشرفی عراقی

استاد راهنما:

دکتر علی کشاورز ولیان

استاد مشاور:

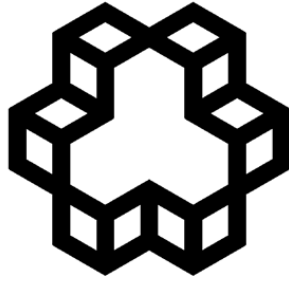
دکتر مسعود ضیابشر حق

تقدیم بہ مادر عزیزم

سلاہ فداکاری و مہربانی

تقدیم بہ پدر نزرگووارم

سلاہ بردباری و تلاش



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی  
دانشکده مهندسی مکانیک

تأییدیه هیات داوران

هیئت داوران پس از مطالعه پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تهیه شده تحت عنوان: «تحلیل

عددی جریان در کمپرسور و توربین محوری».

توسط آقای محمد حسین مشرفی عراقی صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه

کارشناسی ارشد در رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی مورد تایید قرار می دهند.

امضاء استاد راهنما: آقای دکتر علی کشاورز ولیان

امضاء استاد مشاور: آقای دکتر مسعود ضیابشر حق

امضاء ممتحن داخلی: آقای دکتر علی اشرفی زاده

امضاء ممتحن داخلی: آقای دکتر مجید بازارگان

اظهار نامه دانشجو

موضوع پایان نامه: تحلیل عددی جریان در کمپرسور و توربین محوری

استاد راهنما: دکتر علی کشاورز ولیان

نام دانشجو: محمد حسین مشرفی عراقی

شماره دانشجویی: ۸۷۰۲۵۶۴

اینجانب محمد حسین مشرفی عراقی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تایید می‌باشد، و در مورد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. بعلاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان نامه چارچوب مصوب دانشگاه را به طور کامل رعایت کرده‌ام.

امضاء دانشجو:

تاریخ:

## حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

(۱) حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هر گونه کپی برداری به صورت 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 مرجع مجاز نمی باشد.

این پایان نامه طبق قرار داد RD-88-072488 با همکاری و حمایت مالی گروه مپنا انجام گرفته است.

## تشکر و قدردانی

در اینجا بر خود لازم می‌دانم از استاد ارجمندم، جناب آقای دکتر علی کشاورز، سپاس فراوان داشته باشم که علاوه بر هدایت، دلگرمی و راهنمایی‌هایی بی‌دریغ در طی انجام این پایان نامه، روش تحقیق، پژوهش و مهمتر از همه درس اخلاق را به بنده آموختند. تجربه شاگردی ایشان برای اینجانب، افتخار بزرگی است.

## چکیده

کمپرسور و توربین جریان محوری یکی از اجزای اصلی اکثر واحدهای توربین گازی می‌باشند. لذا پیش بینی عملکرد آن‌ها در پیش بینی عملکرد مجموعه توربین گازی بسیار حائز اهمیت است. معمولاً از روش‌های مختلفی برای تحلیل جریان در توربوماشین‌ها استفاده می‌کنند. در این پژوهش از روش یک بعدی برای تحلیل کمپرسور و توربین جریان محوری و همچنین از روش سه بعدی برای تحلیل توربین استفاده شده است. همچنین با استفاده از روش تحلیل بین پره‌ای قابلیت نرم افزار CFX برای مدلسازی جریان گذرا سنجیده شده است. همچنین مدل زاویه انحراف با نتایج عددی مقایسه شده است.

روش مدلسازی یک بعدی روشی سریع، ساده و دقیق می باشد و به راحتی برای انواع مختلف توربوماشین‌ها و با هندسه‌ها و چیدمان‌های مختلف قابل استفاده است. در این روش با دریافت شرایط ورودی جریان و هندسه، مثلث‌های سرعت در ورودی و خروجی روتور و استاتور با در نظر گرفتن افت‌های مختلف، بدست می‌آید و مشخصات عملکردی مانند بازده، نسبت فشار و کار مخصوص تعیین می‌گردد. نتایج مدلسازی با نتایج تجربی دو کمپرسور یک و ۱۰ طبقه و همچنین با توربین یک طبقه مقایسه شده است.

با توجه به پیشرفت روش‌های عددی و پیشرفت‌های چشمگیر در زمینه سخت افزار محاسباتی این قابلیت وجود دارد که جریان درون توربوماشین‌ها را به صورت سه بعدی شبیه سازی، شناسایی و تحلیل کرد و سپس، راهکارهایی برای کاهش افت‌ها و افزایش بازده ارائه شود. در این پژوهش با استفاده از کد تجاری CFX، جریان در توربین محوری تحلیل سه بعدی شده است.

در نهایت با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی می‌توان شرایط آزمایشگاهی را مدل کرد. یکی از مهمترین فاکتورها در دقت روش‌های تحلیل سطح پایین‌تر مانند کدهای یک بعدی، دو بعدی و حتی شبه سه بعدی، افزایش دقت و محدوده کاری روابط تجربی است. برای این منظور در این پژوهش جریان دو بعدی پره‌ای در سه دسته پره بررسی شده است.

**واژه‌های کلیدی:** توربین محوری، کمپرسور محوری، تحلیل یک بعدی، تحلیل بین پره‌ای، تحلیل سه بعدی



## فهرست مطالب

۱-مقدمه.....	۱
۱-۱-تاریخچه توربین گازی.....	۲
۱-۱-۱-توسعه توربین گاز.....	۲
۲-۱-روشهای تحلیل جریان در توربو ماشین ها.....	۷
۱-۲-۱-توسعه روشهای تحلیل جریان.....	۷
۱-۲-۱-دوره اول.....	۷
۲-۱-۲-۱-دوره میانی.....	۷
۱-۲-۱-۳-دوره سوم - ظهور روشهای حل سه بعدی.....	۱۰
۲-۲-۱-مرور ادبیات.....	۱۱
۲-مدل های موجود برای کمپرسور جریان محوری.....	۱۶
۱-۲-مقدمه.....	۱۷
۲-۲-هندسه دسته پره کمپرسور محوری.....	۱۷
۲-۳-۱-۲-فت های مختلف کمپرسور جریان محوری.....	۱۹
۲-۳-۱-۳-۲-فت های گروه ۱.....	۱۹
۲-۳-۱-۳-۲-فت پروفیل.....	۲۰
۲-۳-۱-۳-۲-فت شوک.....	۲۱
۲-۳-۱-۳-۲-فت نشی نوک پره.....	۲۱
۲-۳-۱-۳-۲-فت لایه مرزی جداره.....	۲۱
۲-۳-۲-فت های گروه ۲.....	۲۲
۲-۳-۳-۲-فت های گروه ۳.....	۲۲
۲-۴-زاویه حمله و زاویه برخورد طراحی.....	۲۲

- ۲۵-۵-۲-زاویه انحراف طراحی.....
- ۲۶-۱-۵-۲-مدل آنگیر.....
- ۲۷-۲-۵-۲-مدل کارتر.....
- ۲۷-۶-۲-روابط عملکرد خارج از طراحی برای زاویه انحراف.....
- ۲۹-۷-۲-افت پروفیل پره.....
- ۲۹-۱-۷-۲-مدل آنگیر.....
- ۳۰-۲-۷-۲-مدل کخ - اسمیت.....
- ۳۵-۸-۲-روابط عملکرد خارج از طراحی برای افت پروفیل.....
- ۳۶-۱-۸-۲-زوایای برخورد استال منفی و مثبت.....
- ۳۸-۲-۸-۲-ضریب افت در شرایط خارج طراحی.....
- ۳۹-۹-۲-افت نشتی نوک پره.....
- ۴۱-۱۰-۲-تحلیل لایه مرزی دیواره.....
- ۴۱-۱-۱۰-۲-سیر تاریخی تئوری لایه مرزی دیواره.....
- ۴۳-۲-۱۰-۲-مدل کخ-اسمیت.....
- ۴۶-۱-۲-۱۰-۲-ضخامت کاهش نیروی مماسی پره.....
- ۴۷-۳-۱۰-۲-مدل رایت و میلر.....
- ۴۸-۱۱-۲-استال و خفگی.....
- ۵۳-۳-مدل های موجود برای توربین جریان محوری.....
- ۵۴-۱-۳-میدان جریان و مکانیزم های افت در توربین های محوری.....
- ۵۸-۲-۳-هندسه دسته پره توربین محوری.....
- ۵۹-۳-۳-بررسی برخی مدل های پیش بینی افت در توربین های محوری.....
- ۵۹-۱-۳-۳-مدل آینلی و متیسون.....

- ۶۰ ..... ۱-۱-۳-۳ - افت پروفیل
- ۶۳ ..... ۲-۱-۳-۳ - افت جریان ثانویه و افت نشتی نوک پره
- ۶۵ ..... ۳-۱-۳-۳ - تصحیح افت ها برای ضخامت لبه فرار
- ۶۵ ..... ۲-۳-۳ - مدل دونهام و کیم
- ۶۵ ..... ۱-۲-۳-۳ - افت پروفیل
- ۶۶ ..... ۲-۲-۳-۳ - افت جریان ثانویه
- ۶۷ ..... ۳-۲-۳-۳ - افت نشتی نوک پره
- ۶۷ ..... ۳-۳-۳ - مدل ککر و اوکاپا
- ۶۷ ..... ۱-۳-۳-۳ - افت پروفیل
- ۶۹ ..... ۲-۳-۳-۳ - افت جریان ثانویه
- ۷۰ ..... ۳-۳-۳-۳ - افت ضخامت لبه فرار
- ۷۱ ..... ۴-۳ - مدل های پیش بینی زاویه انحراف
- ۷۲ ..... ۱-۴-۳ - مدل آنگیر
- ۷۴ ..... ۲-۴-۳ - مدل آینلی و متیسون
- ۷۶ ..... ۴-مدلسازی یک بعدی و سه بعدی جریان در کمپرسور و توربین محوری
- ۷۷ ..... ۱-۴ - مقدمه
- ۷۸ ..... ۲-۴ - انواع مدل های شبیه سازی
- ۷۸ ..... ۱-۲-۴ - شبیه سازی صفر بعدی
- ۷۸ ..... ۲-۲-۴ - شبیه سازی یک بعدی
- ۸۰ ..... ۳-۲-۴ - شبیه سازی شبه سه بعدی
- ۸۱ ..... ۴-۲-۴ - شبیه سازی سه بعدی
- ۸۲ ..... ۳-۴ - الگوریتم حل شبیه سازی یک بعدی

۸۳	..... فرضیات ساده سازی ۱-۳-۴
۸۳	..... ورودی های الگوریتم ۲-۳-۴
۸۵	..... چگونگی پیاده سازی الگوریتم حل ۳-۳-۴
۸۷	..... الگوریتم حل شبیه سازی سه بعدی ۴-۴
۸۸	..... معادلات حاکم ۱-۴-۴
۸۸	..... معادله بقای جرم ۱-۱-۴-۴
۸۸	..... معادله اندازه حرکت ۲-۱-۴-۴
۸۹	..... معادله انرژی ۳-۱-۴-۴
۸۹	..... مدل آشفتگی RNG k-ε ۴-۱-۴-۴
۹۱	..... مدل انتقال تنش برشی k-ω ۵-۱-۴-۴
۹۲	..... تولید هندسه و شبکه ۵
۹۳	..... مقدمه ۱-۵
۹۳	..... توربین ناسا ۲-۵
۹۵	..... توربین هانوفر ۳-۵
۹۵	..... خصوصیات هندسی توربین ۱-۳-۵
۹۶	..... خصوصیات جریان ورودی به توربین ۲-۳-۵
۹۸	..... دسته پره HS1A ۴-۵
۱۰۰	..... مدلسازی هندسی ۵-۵
۱۰۱	..... شبکه بندی ۶-۵
۱۰۱	..... شبکه بندی سه بعدی توربین ۱-۶-۵
۱۰۹	..... شبکه بندی دو بعدی دسته پره ها ۲-۶-۵
۱۱۳	..... بررسی استقلال نتایج از شبکه تولید شده ۷-۵

۱۱۳	۵-۷-۱-توربین ناسا.....
۱۱۹	۵-۷-۲-دسته پره HS1A.....
۱۲۴	۶-نتایج حاصل از مدلسازی یک بعدی، دو بعدی و سه بعدی.....
۱۲۵	۶-۱-نتایج مدلسازی یک بعدی کمپرسور محوری.....
۱۲۵	۶-۱-۱-کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا.....
۱۳۳	۶-۱-۲-کمپرسور یک طبقه ناسا.....
۱۳۵	۶-۲-نتایج مدلسازی با استفاده از CFD.....
۱۳۵	۶-۲-۱-همگرایی نتایج.....
۱۳۷	۶-۲-۲-نتایج مدلسازی دو بعدی پره های توربین.....
۱۵۰	۶-۲-۳-نتایج مدلسازی سه بعدی.....
۱۵۰	۶-۲-۳-۱-توربین هانوفر.....
۱۵۷	۶-۲-۳-۲-توربین ناسا.....
۱۶۳	۷-نتیجه گیری و پیشنهادها.....
۱۶۴	۷-۱-نتیجه گیری.....
۱۶۵	۷-۲-پیشنهادها برای کارهای آتی.....
۱۶۷	۸-مراجع.....

## فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۱: ساخت توربین در فاصله ۱۰۰ سال از ۱۹۰۴ تا ۲۰۰۷..... ۴
- شکل ۲-۱: توربینهای گازی در مدل‌های اولیه..... ۶
- شکل ۳-۱: صفحات S1 و S2..... ۸
- شکل ۱-۲: هندسه دسته پره کمپرسور محوری..... ۱۸
- شکل ۲-۲: نمایش افت‌ها در تراکم آدیاباتیکی..... ۲۰
- شکل ۳-۲: زاویه حمله طراحی..... ۲۳
- شکل ۴-۲: ضریب تصحیح ضخامت برای..... ۲۴
- شکل ۵-۲: زاویه برخورد طراحی برای زاویه انحنای پره صفر..... ۲۵
- شکل ۶-۲: ضریب شیب M برای زاویه برخورد طراحی..... ۲۵
- شکل ۷-۲: زاویه انحراف طراحی در حالت زاویه انحنای پره صفر..... ۲۷
- شکل ۸-۲: شیب زاویه انحراف در شرایط خارج طراحی..... ۲۸
- شکل ۹-۲: نمودار شماتیک  $B_1$  برحسب  $B_2$  در ردیف‌های پره..... ۳۰
- شکل ۱۰-۲: ضخامت مومنتوم لایه مرزی..... ۳۳
- شکل ۱۱-۲: ضریب شکل لایه مرزی..... ۳۳
- شکل ۱۲-۲: تاثیر عدد ماخ ورودی بر روی ضریب شکل و ضخامت مومنتوم لایه مرزی..... ۳۴
- شکل ۱۳-۲: تاثیر انقباض لوله جریان بر روی ضریب شکل لایه مرزی..... ۳۴
- شکل ۱۴-۲: تاثیر انقباض لوله جریان بر روی ضخامت مومنتوم لایه مرزی..... ۳۵
- شکل ۱۵-۲: تاثیر عدد رینولدز و صافی سطح بر روی ضخامت مومنتوم لایه مرزی..... ۳۵
- شکل ۱۶-۲: ضریب افت خارج طراحی..... ۳۷
- شکل ۱۷-۲: زوایای حمله استال..... ۳۸
- شکل ۱۸-۲: ضریب افت در شرایط خارج طراحی..... ۳۹
- شکل ۱۹-۲: هندسه لقی نوک پره..... ۴۰

- شکل ۲-۲۰: مجموع ضخامت جابجایی لایه مرزی دیواره در پایه و نوک پره ..... ۴۵
- شکل ۲-۲۱: مجموع ضخامت افت نیروی مماسی در پایه و نوک پره ..... ۴۵
- شکل ۲-۲۲: تاثیر فاصله محوری بین ردیف های پره بر روی ضخامت جابجایی لایه مرزی دیواره ..... ۴۶
- شکل ۲-۲۳: مدل افت نیروی مماسی ..... ۴۷
- شکل ۲-۲۴: مدل افت نیروی مماسی بهبود یافته ..... ۴۷
- شکل ۲-۲۵: ضریب تصحیح برای عدد رینولدز ..... ۴۹
- شکل ۲-۲۶: ضریب تصحیح برای اثر لقی ..... ۵۰
- شکل ۲-۲۷: ضریب تصحیح برای فاصله محوری بین دسته پره ها ..... ۵۰
- شکل ۲-۲۸: حداکثر ضریب افزایش فشار در دیفیوزر ..... ۵۱
- شکل ۲-۲۹: مثلث سرعت برای محاسبه FEF ..... ۵۱
- شکل ۳-۱: طرح جریان در ردیف پره های توربین ..... ۵۴
- شکل ۳-۲: شماتیکی از جدایش آرام در پره توربین ..... ۵۵
- شکل ۳-۳: نحوه تشکیل جریان ثانویه روی مرزهای پایانی ..... ۵۶
- شکل ۳-۴: اثر لقی نوک پره در ردیف روتور یک توربین روکش دار ..... ۵۸
- شکل ۳-۵: هندسه دسته پره توربین محوری ..... ۵۹
- شکل ۳-۶: مشخصات توربین برای محاسبه شعاع مرجع در مدل آینلی و متیسون ..... ۶۰
- شکل ۳-۷: افت پروفیل برای نازلها ..... ۶۱
- شکل ۳-۸: افت پروفیل برای پره های عکس العملی ..... ۶۱
- شکل ۳-۹: مقدار زاویه برخورد استال برای  $S/C=0.75$  ..... ۶۲
- شکل ۳-۱۰: ضریب تصحیح برای زاویه برخورد استال ..... ۶۲
- شکل ۳-۱۱: ضریب تصحیح زاویه برخورد برای افت پروفیل آینلی و متیسون ..... ۶۳
- شکل ۳-۱۲: افتهای ثانویه در ردیف های پره توربین ..... ۶۴
- شکل ۳-۱۳: اثر ضخامت لبه فرار بر افت ها در توربین ..... ۶۴
- شکل ۳-۱۴: ضریب تصحیح  $K_1$  برای تصحیح افت پروفیل در مقابل عدد ماخ ..... ۶۸

- شکل ۳-۱۵: ضریب تصحیح  $K_2$  برای تصحیح افت پروفیل در مقابل عدد ماخ..... ۶۸
- شکل ۳-۱۶: ضریب تصحیح  $K_3$  برای تصحیح افت جریان ثانویه در مقابل عدد ماخ..... ۷۰
- شکل ۳-۱۷: افت لبه فرار به صورت تابعی از نسبت ضخامت لبه فرار به گلوگاه..... ۷۱
- شکل ۳-۱۸: زاویه انحراف برای توربین محوری با مدل آنگیر..... ۷۲
- شکل ۳-۱۹: رابطه بین زوایای گاز خروجی و برای پره های دنباله مستقیمی در عدد ماخ خروجی پایین..... ۷۵
- شکل ۳-۲۰: تابع  $F(S/E)$  برای تعیین زاویه خروجی از پره توربین در عدد ماخ خروجی یک..... ۷۵
- شکل ۴-۱: مدلسازی سه لایه‌ای شرایط طراحی و خارج از نقطه طراحی توربین گاز..... ۷۷
- شکل ۴-۲: ورودی ها و خروجی های مدل صفر بعدی..... ۷۸
- شکل ۴-۳: شماتیکی از انواع خطوط میانی استفاده شده در روش یک بعدی..... ۷۹
- شکل ۴-۴: ورودی ها و خروجی های مدل یک بعدی..... ۷۹
- شکل ۴-۵: میدان حل جریان در روش شبه سه بعدی و بر روی صفحه نصف النهاری..... ۸۰
- شکل ۴-۶: میدان محاسباتی در روش سه بعدی با استفاده از نرم افزار TURBOGRID..... ۸۲
- شکل ۴-۷: الگوریتم حل در وردی اولین ردیف پره توربو ماشین محوری..... ۸۵
- شکل ۴-۸: الگوریتم حل در خروجی از ردیف پره های کمپرسور..... ۸۶
- شکل ۴-۹: روند کلی فرآیند شبیه سازی..... ۸۷
- شکل ۵-۱: پره های روتور توربین ناسا..... ۹۴
- شکل ۵-۲: روتور و استاتور طبقه چهارم توربین هانوفر..... ۹۶
- شکل ۵-۳: پروفیل پره های روتور و استاتور..... ۹۷
- شکل ۵-۴: موقعیت مقطعهای اندازه گیری در ورودی و خروجی دسته پره HS1A..... ۹۹
- جدول ۵-۳: مشخصات هندسی دسته پره HS1A..... ۹۹
- شکل ۵-۵: نمای سه بعدی روتور توربین ناسا..... ۱۰۰
- شکل ۵-۶: هندسه روتور ناسا در نرم افزار TURBOGRID..... ۱۰۲
- شکل ۵-۷: بلوک بندی روتور توربین ناسا و هانوفر..... ۱۰۳
- شکل ۵-۸: زیر بلوک ها برای روتور توربین هانوفر..... ۱۰۳



- شکل ۵-۹: شبکه بندی در مقطع ریشه پره استاتور توربین هانوفر..... ۱۰۵
- شکل ۵-۱۰: شبکه بندی در مقطع نوک پره استاتور توربین هانوفر..... ۱۰۶
- شکل ۵-۱۱: شبکه بندی سه بعدی پره استاتور توربین ناسا..... ۱۰۶
- شکل ۵-۱۲: بهبود شبکه بندی در راستای دنباله پره..... ۱۰۷
- شکل ۵-۱۳: تعداد زیر بلوک ها در ناحیه دنباله پشت پره..... ۱۰۸
- شکل ۵-۱۴: کاهش تعداد زیر بلوک ها (۶ عدد) و افزایش تعداد المان ها (۴ عدد)..... ۱۰۸
- شکل ۵-۱۵: افزایش تعداد زیر بلوک ها (۲۴ عدد) و کاهش تعداد المان ها (۱ عدد)..... ۱۰۹
- شکل ۵-۱۶: ناحیه محاسباتی برای مدلسازی دسته پره ها..... ۱۱۰
- شکل ۵-۱۷: چهار ناحیه هندسی برای ایجاد ناحیه محاسباتی در مسئله حل جریان بین پره ایی..... ۱۱۱
- شکل ۵-۱۸: شبکه بندی دسته پره HS1A..... ۱۱۲
- شکل ۵-۱۹: شبکه بندی دسته پره استاتور توربین ناسا..... ۱۱۳
- شکل ۵-۲۰: مقطع های اندازه گیری برای توربین ناسا..... ۱۱۵
- شکل ۵-۲۱: مقایسه نتایج بار گذاری بر روی روتور در اسپن ۵۰٪ برای پنج شبکه تولید شده..... ۱۱۶
- شکل ۵-۲۲: مقایسه نتایج بار گذاری بر روی روتور در اسپن ۱۰٪ برای پنج شبکه تولید شده..... ۱۱۶
- شکل ۵-۲۳: مقایسه نتایج بار گذاری بر روی استاتور در اسپن ۸۰٪ برای پنج شبکه تولید شده..... ۱۱۷
- شکل ۵-۲۴: مقایسه نتایج تغییرات فشار کل از ریشه تا شرود برای پنج شبکه تولید شده در مقطع ورودی روتور..... ۱۱۸
- شکل ۵-۲۵: مقایسه نتایج تغییرات چگالی از ریشه تا شرود برای پنج شبکه تولید شده در مقطع میانی استاتور..... ۱۱۸
- شکل ۵-۲۶: اثر افزایش  $Y^+$  بر روی پیش بینی ضریب اصطکاک صفحه T3A..... ۱۱۹
- شکل ۵-۲۷: اثر کاهش  $Y^+$  بر روی پیش بینی ضریب اصطکاک صفحه T3A..... ۱۲۰
- شکل ۵-۲۸: اثر تغییر ضریب افزایش بر روی پیش بینی ضریب اصطکاک صفحه T3A..... ۱۲۰
- شکل ۵-۲۹: اثر تغییر تعداد گرهها بر روی پیش بینی ضریب اصطکاک صفحه T3A..... ۱۲۱
- شکل ۵-۳۰: مقایسه نتایج بارگذاری بر روی پره برای پنج شبکه تولید شده با نتایج تجربی برای دسته پره HS1A..... ۱۲۳
- شکل ۶-۱: نمای برش خورده از کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا..... ۱۲۶
- شکل ۶-۲: زاویه خروجی جریان از پره راهنمای کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا..... ۱۲۷

- شکل ۳-۶: مقایسه منحنی نسبت فشار برای نتایج تجربی با نتایج حاصل از مدل سازی یک بعدی با دو مدل افت پروفیل مختلف ..... ۱۲۸
- شکل ۴-۶: مقایسه منحنی بازده آیزنتروپیک برای نتایج تجربی با نتایج حاصل از مدل سازی یک بعدی با دو مدل افت پروفیل مختلف ..... ۱۲۸
- شکل ۵-۶: مقایسه منحنی نسبت فشار برای نتایج تجربی با نتایج حاصل از مدل سازی یک بعدی با دو مدل مختلف زاویه انحراف ..... ۱۲۹
- شکل ۶-۶: مقایسه منحنی بازده آیزنتروپیک برای نتایج تجربی با نتایج حاصل از مدل سازی یک بعدی با دو مدل مختلف زاویه انحراف ..... ۱۲۹
- شکل ۷-۶: نسبت فشار استاتیکی هر ردیف از پره ها به فشار کل در ورودی برای کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا ..... ۱۳۱
- شکل ۸-۶: افزایش فشار استاتیکی در هر مرحله برای کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا ..... ۱۳۱
- شکل ۹-۶: تغییرات عدد ماخ خروجی با دبی و دور برای کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا ..... ۱۳۲
- شکل ۱۰-۶: مقایسه نتایج منحنی نسبت فشار حاصل از کد یک بعدی با نتایج تجربی برای کمپرسور 20B-23 ..... ۱۳۴
- شکل ۱۱-۶: مقایسه نتایج منحنی بازده آیزنتروپیک حاصل از کد یک بعدی با نتایج تجربی برای کمپرسور 20B-23 ..... ۱۳۵
- شکل ۱۲-۶: نحوه همگرایی نتایج برای مولفه های سرعت و فشار برای توربین ناسا ..... ۱۳۶
- شکل ۱۳-۶: نحوه همگرایی پارمترهای توربولانسی برای توربین ناسا ..... ۱۳۶
- شکل ۱۴-۶: مقایسه نتایج تجربی بار گذاری با نتایج دو مدل توربولانسی و مدل گذرا برای پره HS1A ..... ۱۳۸
- شکل ۱۵-۶: مقایسه نتایج تجربی بار گذاری با نتایج دو مدل توربولانسی و مدل گذرا برای پره HS1A ..... ۱۳۹
- شکل ۱۶-۶: تفاوت میدان سرعت حاصل از دو مدل توربولانسی برای شرایط کاری شکل ۱۵-۶ ..... ۱۴۰
- شکل ۱۷-۶: ناحیه جدایش و چسبیدن دوباره جریان برای پره HS1A ..... ۱۴۰
- شکل ۱۸-۶: نمودار تغییرات تنش برشی روی دیواره در طول سطح مکشی با مدل جریان گذرا ..... ۱۴۱
- شکل ۱۹-۶: نمودار تغییرات تنش برشی روی دیواره در طول سطح مکشی با استفاده از مدل آشفتگی ..... ۱۴۲
- شکل ۲۰-۶: توزیع فشار کل در مقابل عدد بی بعد شده گام پره برای مقطع خروجی و برای  $RE = 780000$  ..... ۱۴۳
- شکل ۲۱-۶: توزیع فشار کل در مقابل عدد بی بعد شده گام پره برای مقطع خروجی و برای  $RE = 980000$  ..... ۱۴۳
- شکل ۲۲-۶: توزیع دمای کل در دسته پره HS1A ..... ۱۴۶
- شکل ۲۳-۶: مقایسه نتایج زاویه انحراف حاصل از مدل سازی عددی با مدل آنگیر برای پره روتور توربین ناسا ..... ۱۴۷
- شکل ۲۴-۶: مقایسه نتایج زاویه انحراف حاصل از مدل سازی عددی با مدل آنگیر برای پره استاتور توربین ناسا ..... ۱۴۷
- شکل ۲۵-۶: مقایسه نتایج تجربی دسته پره HS1A با نتایج تجربی ..... ۱۴۸
- شکل ۲۶-۶: مقایسه نتایج منحنی نسبت فشار توربین ناسا با استفاده از کد یک بعدی و مدل آنگیر با نتایج عددی حل ما بین پره های ..... ۱۴۹
- شکل ۲۷-۶: مقایسه نتایج منحنی بازده توربین ناسا با استفاده از کد یک بعدی و برای مدل آنگیر با نتایج عددی حل ما بین پره ای ..... ۱۴۹

- شکل ۶-۲۸: مقایسه نتایج تجربی با نتایج CFD برای پروفیل سرعت محوری خروجی از استاتور در توربین هانوفر..... ۱۵۱
- شکل ۶-۲۹: مقایسه نتایج تجربی با نتایج CFD برای پروفیل سرعت محوری خروجی از روتور در توربین هانوفر.. ۱۵۱
- شکل ۶-۳۰: مقایسه نتایج تجربی با نتایج CFD برای زاویه خروجی جریان از استاتور در توربین هانوفر..... ۱۵۲
- شکل ۶-۳۱: مقایسه نتایج تجربی با نتایج CFD برای زاویه خروجی جریان از روتور در توربین هانوفر..... ۱۵۲
- شکل ۶-۳۲: بردار سرعت در مقطع نزدیک پایه برای توربین هانوفر..... ۱۵۴
- شکل ۶-۳۳: جریان برگشتی ایجاد شده درمقطع نزدیک ریشه برای روتور توربین هانوفر..... ۱۵۴
- شکل ۶-۳۴: بردار سرعت در مقطع میانی برای توربین هانوفر..... ۱۵۵
- شکل ۶-۳۵: بردار سرعت در مقطع نزدیک نوک برای توربین هانوفر..... ۱۵۵
- شکل ۶-۳۶: توزیع عدد ماخ در نمای نصف النهاری برای توربین هانوفر..... ۱۵۶
- شکل ۶-۳۷: توزیع فشار کل در سه مقطع استاتور توربین هانوفر..... ۱۵۷
- شکل ۶-۳۸: مقایسه نتایج عددی منحنی نسبت فشار برای سه دور کاری با نتایج تجربی برای توربین ناسا..... ۱۵۸
- شکل ۶-۳۹: مقایسه نتایج عددی با نتایج تجربی برای نسبت فشار استاتیکی به فشار کل ورودی در خروجی استاتور توربین ناسا..... ۱۵۸
- شکل ۶-۴۰: توزیع دمای استاتیکی در مقطع میانی توربین ناسا..... ۱۵۹
- شکل ۶-۴۱: توزیع فشار استاتیکی در مقطع میانی توربین ناسا..... ۱۵۹
- شکل ۶-۴۲: مولفه مماسی سرعت در مقطع میانی توربین ناسا..... ۱۶۰
- شکل ۶-۴۳: توزیع آنژیومپی در مقطع میانی توربین ناسا..... ۱۶۰
- شکل ۶-۴۴: توزیع بردار سرعت برای مقطع میانی توربین ناسا..... ۱۶۱
- شکل ۶-۴۵: خط مسیر جریان عبوری از پره های روتور توربین ناسا..... ۱۶۲

## فهرست جداول

- جدول ۱-۱: روند پیشرفت تکنولوژی در توربین گاز..... ۶
- جدول ۱-۴: اطلاعات مورد نیاز از شرایط جریان برای مدلسازی یک بعدی..... ۸۳
- جدول ۲-۴: مشخصات هندسی مورد نیاز برای مدلسازی یک بعدی..... ۸۴
- جدول ۱-۵: خصوصیات هندسی برای استاتور و روتور طبقه چهارم..... ۹۷
- جدول ۲-۵: شرایط آزمایش برای توربین هانوفر..... ۹۸
- شکل ۴-۵: موقعیت مقطعهای اندازه گیری در ورودی و خروجی دسته پره HS1A..... ۹۹
- جدول ۳-۵: مشخصات هندسی دسته پره HS1A..... ۹۹
- جدول ۴-۵: مقادیر  $Y^+$ ، عدد رینولدز و فاصله اولین المان محاسباتی تا دیواره برای روتور و استاتور توربین های ناسا و هانوفر..... ۱۰۴
- جدول ۵-۵: مقایسه نتایج عددی چهار هندسه شکل ۵-۱۷ با نتایج تجربی..... ۱۱۲
- جدول ۶-۵: مشخصات شبکه تولید شده در روتور توربین ناسا برای بررسی استقلال نتایج از شبکه..... ۱۱۴
- جدول ۷-۵: مشخصات شبکه تولید شده در استاتور توربین ناسا برای بررسی استقلال نتایج از شبکه..... ۱۱۴
- جدول ۸-۵: شرایط مرزی برای نقطه طراحی نسبت فشار..... ۱۱۵
- جدول ۹-۵: مقایسه نتایج حاصل از پنج شبکه تولید شده با نتایج تجربی..... ۱۱۹
- جدول ۱۰-۵: مشخصات شبکه های تولید شده برای دسته پره HS1A..... ۱۲۲
- جدول ۱۱-۵: شرایط مرزی برای بررسی استقلال نتایج از شبکه برای دسته پره HS1A..... ۱۲۲
- جدول ۱۲-۵: مقایسه ایی بین نتایج تجربی و نتایج پنج شبکه تولید شده برای دسته پره HS1A..... ۱۲۳
- شکل ۱-۶: نمای برش خورده از کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا..... ۱۲۶
- جدول ۱-۶: مشخصات کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا..... ۱۲۶
- جدول ۲-۶: ترکیب مدل های افت برای مدلسازی کمپرسور ۱۰ طبقه ناکا..... ۱۲۷
- جدول ۳-۶: مشخصات نقطه طراحی کمپرسور 23B-20..... ۱۳۳
- جدول ۴-۶: مشخصات هندسی کمپرسور 23B-20..... ۱۳۴
- جدول ۵-۶: مقایسه نتایج تجربی با نتایج کد یک بعدی برای نقطه طراحی کمپرسور 23B-20..... ۱۳۴
- جدول ۶-۶: شرایط کاری برای شکل ۶-۱۴ و شکل ۶-۱۵..... ۱۳۸