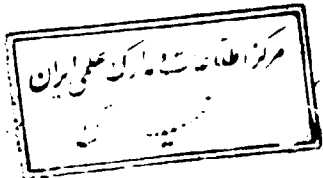


بِسْمِ اللّٰهِ الرَّحْمٰنِ الرَّحِیْمِ

۱۳۸۰ / ۱ / ۲۰



دانشگاه تهران
دانشکده فنی
گروه مهندسی مکانیک

حل جریان سه بعدی در ردیف پره های توربین

۱۱۶۵۲

نگارنده:
حبیب الله فولادی

استاد راهنما: دکتر وحید اصفهانیان

استاد مشاور: دکتر مهرداد رئیسی

پایان نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

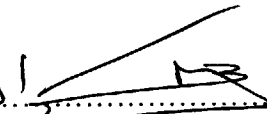
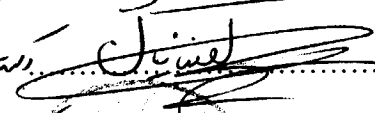
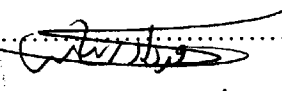

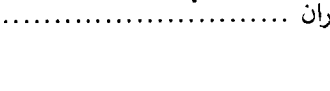
در

رشته مهندسی مکانیک - گرایش تبدیل انرژی

بهمن ماه ۱۳۷۹

۳۴۹۳۱

از این پایان نامه در تاریخ ۷۹/۱۱/۳۰ در مقابل هیات داوران دفاع به عمل آمد و مورد تصویب قرار گرفت.

۱. سرپرست تحصیلات تکمیلی گروه  دکتر شهبانو شفیقا برای
۲. استاد راهنما  دکتر امیر غوبادیپور
۳. استاد مشاور  دکتر امیر غوبادیپور
۴. عضو هیات داوران  دکتر امیر غوبادیپور
۵. عضو هیات داوران  دکتر امیر غوبادیپور

از تهی سرشار،
جویار لحظه‌ها جاریست.

تقدیم به اسطوره‌های گذشت و فداکاری
مادر و پدر

چکیده

در این پروژه حل عددی معادلات اویلر سه بعدی در ردیف پره های توربین در حالت گذر صوتی به همراه ترم چرخش با به کارگیری روش کنترل محدود "جیمسون" انجام شده است. از ویژگی های این روش حجم کنترل، کاربرد آسان در به کارگیری آن روی هندسه های پیچیده بوده که به انتقال دستگاه مختصات نیازی نمی باشد. در این روش با انتگرال گیری از معادلات در هر کدام از خانه های شبکه، این معادلات به یک دستگاه معادلات دیفرانسیل معمولی تبدیل شده که با انتگرال گیری از آنها در طول زمان با استفاده از روش رانگ-کوتا، پاسخ حالت دائم به دست می آید. از برتری های این روش تسخیر شوک بدون داشتن نوسان است. به همین دلیل آن را می توان به خوبی برای حل معادلات اویلر و گاهی ناویر-استوکس در حالت گذر صوتی به کار برد.

همچنین در این پروژه از روش شبکه بندی پیشنهادی "هسو و لی" برای تولید شبکه در میدان حل استفاده شده است که دارای توانایی های زیادی در کنترل شبکه می باشد. در این روش تولید شبکه، توابع قاعده توانی برای تعیین توابع کنترل درون میدان به کار می روند.

پاسخهای به دست آمده از حل معادلات اویلر به روش گفته شده، برای حل جریان پیرامون پره های توربین و نیز ایرفویل در شرایط مرزی گوناگون آورده شده و با نتایج موجود مقایسه گردیده است. مقایسه انجام شده، دقت خوب این روش را نشان می دهد.

سپاسگزاری

به یاری خداوند بی‌همتا پس از یک و نیم سال کار و تلاش پیوسته، این پایان‌نامه که گوشه‌هایی از کارهای رخ داده را در بر دارد گردآوری شده است. پیش از هر چیز از استاد گرامی، آقای دکتر وحید اصفهانیان که با دادن منابع علمی و راهنمایی‌های به‌هنگام راه‌گشا بوده و در پیشرفت کار نقش به‌سزایی را داشته‌اند، سپاسگزاری می‌نمایم. همچنین از استاد گرامی آقای دکتر مهرداد رئیسی که با راهنمایی‌هایشان گره‌گشایم بوده‌اند، قدردانی می‌نمایم. و نیز از خانواده و دوستان خوریم که همیاری و همدلی آنها توان مرا در این کار دوچندان نمود، سپاسگزاری می‌نمایم.

فهرست مطالب

ج	فهرست اشکال	ج
ج	فهرست جداول	ج
۱	مقدمه‌ای بر کاربرد CFD ^۱ در طراحی توربین	۱
۱	۱.۱ مقدمه	۱
۲	۱.۲ سیکل توربین گازی یا موتور جت	۲
۴	۱.۳ کاربرد دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) در طراحی توربین گاز	۴
۴	۱.۴ مقدمه‌ای بر دینامیک سیالات عددی	۴
۹	۲ معادلات حاکم	۹
۹	۲.۱ مقدمه	۹
۱۰	۲.۲ معادلات کلی انتگرالی	۱۰
۱۲	۲.۳ معادلات انتگرالی پروژه	۱۲
۱۴	۲.۴ شکل بقائی معادلات	۱۴
۱۵	۲.۵ معادلات گاز کامل	۱۵
۱۶	۲.۶ شکل بی‌بعد معادلات	۱۶
۱۸	۳ تولید شبکه	۱۸
۱۸	۳.۱ مقدمه	۱۸
۱۹	۳.۲ تولید شبکه به روش جبری	۱۹

۲۰	تابع لگاریتمی برای کنترل فشردگی شبکه روی یک مرز	۳.۲.۱
۲۰	تابع لگاریتمی برای کنترل فشردگی شبکه روی دو مرز	۳.۲.۲
۲۱	تابع لگاریتمی برای کنترل فشردگی شبکه درون میدان	۳.۲.۳
۲۲	تولید شبکه با استفاده از حل معادلات دیفرانسیل جزئی	۳.۳
۲۲	مقدمه	۳.۳.۱
۲۴	معادلات لاپلاس	۳.۳.۲
۲۵	معادلات پواسن	۳.۳.۳
۴۵	قلمروهای همبند ساده و دوگانه	۳.۳.۴
۴۷	۴ حل عددی معادلات اویلر به روش حجم کنترل	
۴۷	مقدمه	۴.۱
۴۸	انواع حجم کنترل	۴.۲
۴۹	انتگرال گیری از معادلات اویلر روی حجم کنترل	۴.۳
۵۲	مشخصات هندسی حجم کنترل	۴.۴
۵۳	ترم های اتلافی	۴.۵
۵۶	انتگرال گیری در زمان	۴.۶
۵۷	گام زمانی	۴.۷
۵۸	شرایط مرزی	۴.۸
۵۸	شرط مرزی دیواره	۴.۸.۱
۵۸	شرط مرزی ورودی	۴.۸.۲
۶۰	شرط مرزی خروجی	۴.۸.۳
۶۳	محاسبه ضرایب آیرودینامیکی	۴.۹
۶۶	۵ نتیجه گیری و پیشنهادها	
۶۶	حل جریان پیرامون یک بال سطح مقطع ایرفویل NACA 0012	۵.۱
۶۶	میدان جریان	۵.۱.۱
۶۷	شرایط مرزی	۵.۱.۲
۶۸	شبکه بندی	۵.۱.۳

۶۹	نتایج	۵.۱.۴
۷۷	حل جریان پیرامون ردیف‌پره‌های توربین	۵.۲
۷۷	میلان جریان	۵.۲.۱
۷۷	شرایط مرزی	۵.۲.۲
۷۷	شبکه‌بندی	۵.۲.۳
۷۹	نتایج	۵.۲.۴

۹۵

مراجع

۹۷

الف

فهرست شکلها

۳	سیستم ساده توربین گاز	۱.۱
۵	روند طراحی توربین گاز	۱.۲
۱۰	حرکت دلخواه دستگاه غیرلخت xyz نسبت به دستگاه لخت XYZ	۲.۱
۱۱	حجم کنترل غیر لخت	۲.۲
۲۰	شبکه جبری به همراه فشردگی روی یک مرز (الف-صفحه فیزیکی ب-صفحه محاسباتی)	۳.۱
۲۱	شبکه جبری به همراه فشردگی روی دو مرز (الف-صفحه فیزیکی ب-صفحه محاسباتی)	۳.۲
۲۲	شبکه جبری به همراه فشردگی درون میدان پیرامون yc (الف-صفحه فیزیکی ب-صفحه محاسباتی)	۳.۳
۲۵	الف-مرز گوژ ب-مرز کاو	۳.۴
۲۸	نام گذاری پارامترهای مربوط به تولید شبکه	۳.۵
۳۰	شبکه بیضوی پیرامون ایرفویل NACA 0012، $\Delta s = 0.001$ ، (101×20)	۳.۶
۳۱	تصویر بزرگ شده شکل ۳.۶ پیرامون ایرفویل NACA 0012	۳.۷
۴۰	شبکه متعامد تولید شده بوسیله کولمن [۵]	۳.۸
۴۱	شبکه تولیدشده با استفاده از تابع وزنی و توابع کنترل به دست آمده از شکل ۳.۸ [۵]	۳.۹
۴۲	شبکه تولید شده با روش کنونی [۵]	۳.۱۰
۴۳	شبکه S-گونه برای یک ناحیه همبند ساده [۵]	۳.۱۱
۴۳	شبکه O-گونه برای یک حلقه [۵]	۳.۱۲
۴۴	شبکه C-گونه برای یک ردیف پره توربین [۵]	۳.۱۳
۴۶	قلمرو همبند ساده (دامنه فیزیکی)	۳.۱۴
۴۶	قلمرو همبند دوگانه (دامنه فیزیکی)	۳.۱۵

- ۴۸ روش میان‌گره ۴.۱
- ۴۹ روش گوشه‌گره ۴.۲
- ۴۹ حجم کنترل در میان حجم‌کنترل‌های مجاور ۴.۳
- ۵۲ حجم کنترل برای انتگرال‌گیری از معادلات اویلر ۴.۴
- ۵۳ حجم کنترل چهاروجهی ۴.۵
- ۶۷ بال با سطح مقطع ثابت ۵.۱
- ۶۸ میدان جریان پیرامون ایرفویل وشرایط مرزی ۵.۲
- ۷۰ شبکه تولید شده پیرامون ایرفویل NACA 0012، 111×20 ۵.۳
- ۷۰ تصویر بزرگ شده شبکه تولید شده پیرامون ایرفویل NACA 0012 ۵.۴
- ۷۱ خطوط جریان پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 1$ و $M_{in} = 0.85$ ۵.۵
- ۷۱ بردارهای سرعت پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 1$ و $M_{in} = 0.85$ ۵.۶
- ۷۲ خطوط هم‌تراز فشار پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 1$ و $M_{in} = 0.85$ ۵.۷
- ۷۲ خطوط هم‌تراز عدد ماخ پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 1$ و $M_{in} = 0.85$ ۵.۸
- ۷۳ منحنی تغییرات C_p بر روی بدنه ایرفویل NACA 0012 در حالت $\alpha = 1$ و $M_{in} = 0.85$ ۵.۹
- ۷۴ خطوط جریان پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 0$ و $M_{in} = 0.95$ ۵.۱۰
- ۷۴ بردارهای سرعت پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 0$ و $M_{in} = 0.95$ ۵.۱۱
- ۷۵ خطوط هم‌تراز فشار پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 0$ و $M_{in} = 0.95$ ۵.۱۲
- ۷۵ خطوط هم‌تراز عدد ماخ پیرامون ایرفویل NACA 0012 برای حالت $\alpha = 0$ و $M_{in} = 0.95$ ۵.۱۳
- ۷۶ منحنی تغییرات C_p بر روی بدنه ایرفویل NACA 0012 در حالت $\alpha = 0$ و $M_{in} = 0.95$ ۵.۱۴
- ۷۸ ردیف پره‌های توربین ۵.۱۵
- ۷۸ شرایط مرزی ۵.۱۶
- ۸۱ شبکه C-گونه تولید شده پیرامون پروفیل VKI LS59، 111×14 ۵.۱۷
- ۸۲ خطوط جریان پیرامون پره‌ها به ازای $\alpha = 30$ ، $M_{in} = 0.3$ و $M_{vis} = 1/0$ ۵.۱۸
- ۸۳ بردارهای سرعت پیرامون پره‌ها به ازای $\alpha = 30$ ، $M_{in} = 0.3$ و $M_{vis} = 1/0$ ۵.۱۹
- ۸۴ خطوط هم‌تراز فشار پیرامون پره‌ها به ازای $\alpha = 30$ ، $M_{in} = 0.3$ و $M_{vis} = 1/0$ ۵.۲۰
- ۸۵ خطوط هم‌تراز عدد ماخ پیرامون پره‌ها به ازای $\alpha = 30$ ، $M_{in} = 0.3$ و $M_{vis} = 1/0$ ۵.۲۱
- ۸۶ منحنی تغییرات C_p بر روی بدنه پره در حالت $\alpha = 30$ ، $M_{in} = 0.3$ و $M_{vis} = 1/0$ ۵.۲۲

- ۸۶ $M_{vis} = 1/0$ و $M_{in} = 0/3$ ، $\alpha = 30$ منحنی تغییرات عدد ماخ بر روی بدنه پره در حالت
- ۸۷ $M_{vis} = 1/0$ و $M_{in} = 0/3$ ، $\alpha = 30$ منحنی سیر همگرایی برنامه در حالت
- ۸۸ $M_{vis} = 1/2$ و $M_{in} = 0/36$ ، $\alpha = 30$ خطوط هم‌تراز فشار پیرامون پرها به ازای
- ۸۹ $M_{vis} = 1/2$ و $M_{in} = 0/36$ ، $\alpha = 30$ خطوط هم‌تراز عدد ماخ پیرامون پرها به ازای
- ۹۰ $M_{vis} = 1/2$ و $M_{in} = 0/36$ ، $\alpha = 30$ منحنی تغییرات C_p بر روی بدنه پره در حالت
- ۹۰ $M_{vis} = 1/2$ و $M_{in} = 0/36$ ، $\alpha = 30$ منحنی تغییرات عدد ماخ بر روی بدنه پره در حالت
- ۹۱ $M_{vis} = 1/2$ و $M_{in} = 0/36$ ، $\alpha = 30$ منحنی سیر همگرایی برنامه در حالت
- ۵.۳۰ منحنی تغییرات C_p بر روی بدنه پره و در میانه آن در حالت $M_{in} = 0/5$ ، $\alpha = 30$
- ۹۲ $M_{vis} = 1/0$ و $\Omega = 0/0$
- ۵.۳۱ منحنی تغییرات C_p بر روی بدنه پره و در میانه آن در حالت $M_{in} = 0/5$ ، $\alpha = 30$
- ۹۲ $M_{vis} = 1/0$ و $\Omega = 0/1$
- ۵.۳۲ منحنی تغییرات C_d و C_l بر روی بدنه پره به‌ازای $M_{vis} = 1/0$ ، $M_{in} = 0/5$ ، $\alpha = 30$
- ۹۳ $\Omega = 0/0$
- ۵.۳۳ منحنی تغییرات C_d و C_l بر روی بدنه پره به‌ازای $M_{vis} = 1/0$ ، $M_{in} = 0/5$ ، $\alpha = 30$
- ۹۳ $\Omega = 0/1$
- ۵.۳۴ منحنی سیر همگرایی برنامه در حالت $\Omega = 0/0$ و $M_{vis} = 1/0$ ، $M_{in} = 0/5$ ، $\alpha = 30$
- ۵.۳۵ منحنی سیر همگرایی برنامه در حالت $\Omega = 0/1$ و $M_{vis} = 1/0$ ، $M_{in} = 0/5$ ، $\alpha = 30$
- ۹۸ ۱. الف مکان نقطه p

فهرست جداول

۳.۱ مقادرتابع وزنی $w_f^*(Z)$ [۵] ۳۸

فصل ۱

مقدمه‌ای بر کاربرد CFD در طراحی توربین

۱.۱ مقدمه

با توسعه صنعت و رشد روزافزون دانش و تمدن بشری روشهای پیشین طراحی و ساخت ماشین‌های صنعتی جای خود را به روشهای نوینی می‌دهند. در این روشها توجه اقتصادی هر طرح صنعتی و شناخت زمان و ارزش نهادن به آنها از مهم‌ترین فاکتورها می‌باشند به طوری که نه تنها ماه و روز بلکه ثانیه‌ها نیز در آن دارای ارزشی دوچندان هستند.

در این بین توربوماشین‌ها یکی از مهمترین انواع وسایل تولید انرژی هستند که از کاربردهای زیادی در صنعت برخوردارند. به‌طور کلی توربین‌ها به‌دلیل نداشتن عضوهای رفت و برگشتی، پایین‌بودن استثنای مصرف روغن جهت روغن کاری و نیز قابلیت اعتماد بالا، بهترین نوع محرکها در تولید کار مکانیکی می‌باشند. برتریهای ذاتی توربین، نخست با کاربرد آب به‌عنوان سیال عامل، شناخته شد به‌گونه‌ای که امروزه هنوز نیروی هیدروالکتریک به‌عنوان یکی از مهمترین منابع تولید انرژی دنیا می‌باشد.

در اوائل قرن بیستم، توربین بخار اختراع و آغاز به‌کار کرد و جدا از کارایی‌های دیگر آن، برای تولید انرژی در نیروی دریایی به‌عنوان مهمترین منبع تولید انرژی مکانیکی در به حرکت درآوردن این کشتی‌ها شناخته‌شد. امروزه از واحدهای توربین بخار که بیش از ۵۰۰ مگاوات نیروی محوری را با بازدهی نزدیک به ۴۰ درصد تولید می‌کنند، استفاده می‌شود. البته با وجود پیشرفت موفقیت‌آمیز آنها، توربین بخار یک عیب ذاتی دارد و آن، این است که تولید بخار با فشار و دمابالا، نیازمند استفاده از دستگاههای تولید کننده بخار (بویلر یا راکتور هسته‌ای) بزرگ و گران قیمت

است. در این مدلها گازهای داغ تولید شده در بویلر یا دیگ بخار هرگز به توربین نمی‌رسند و به‌طور غیرمستقیم برای تولید یک سیال واسطه، یعنی بخار به‌کار می‌روند. روشن است هنگامی که مرحله تبدیل آب به بخار حذف شود و گازهای داغ خود برای چرخاندن توربین به‌کار روند، واحد تولید توان بسیار کوچکتر خواهد شد.

بدین منظور استفاده جدی از توربین‌های گازی کمی قبل از جنگ جهانی دوم آغاز گردید. بزودی نظرها متوجه موتورهای توربو جت، برای تولید نیروی محرکه موتور جت گردید. در نیمه دهه پنجاه بود که توربین گاز به‌طور موفقیت‌آمیز در سایر زمینه‌ها نیز شروع به رقابت کرد. از آن زمان تاکنون، این توربین‌ها پیشرفتهای فزاینده‌ای، چه از جنبه دامنه کاربرد و چه از نظر طراحی و ساخت داشته است. امروزه از مهمترین کاربردهای این ماشین‌ها می‌توان به استفاده از آنها در نیروگاههای برق، صنایع هواپیمایی، صنایع حمل و نقل زمینی و دریایی، ایستگاههای پمپاژ و ... اشاره نمود.

۱.۲ سیکل توربین گازی یا موتور جت

به‌طور کلی می‌توان یک موتور توربین گازی را به سه بخش عمده تقسیم بندی نمود که در شکل ۱.۱ نشان داده شده‌است. برای اتبساط سیال در یک توربین، باید نسبت فشاری فراهم شود. در نتیجه اولین مرحله لازم در سیکل توربین گاز، تراکم سیال عامل می‌باشد. اگر بلافاصله پس از تراکم، سیال عامل در توربین منبسط شود و هیچگونه تلفاتی هم در اجزا مختلف سیکل وجود نداشته‌باشد، نیروی تولیدی توربین فقط به‌اندازه‌ای خواهدبود که توسط کمپرسور جذب شده‌است. بنابراین اگر این دو قسمت به یکدیگر متصل گردند، مجموعه حاصل بجز راندن خویش، نیروی بیشتری تولید نخواهد کرد. در عمل نیروی تولیدی توربین را می‌توان با اضافه‌نمودن انرژی و بالا بردن دما سیال عامل پیش از اتبساط در توربین افزایش داد. هنگامی که سیال عامل هوا باشد، یک راه بسیار مناسب انجام این کار، احتراق سوخت در هوای فشرده است. در این صورت هوای داغ، توان خروجی زیادتری در توربین ایجاد می‌کند و در نتیجه می‌توان کار مفیدی علاوه بر کار لازم جهت چرخاندن کمپرسور تولید نمود. این همان عملی است که در یک توربین گاز و یا در شکل ساده‌تر، توربین احتراق داخلی انجام می‌گیرد. سه قسمت اصلی یک واحد توربین گاز، کمپرسور، اتلاق احتراق و توربین هستند که همانگونه در شکل ۱.۱ نشان داده شده‌است، با یکدیگر ارتباط دارند.

در کاربردهای عملی هم در کمپرسور و هم در توربین افت‌هایی وجود دارد که توان دریافت شده کمپرسور را افزایش و توان خروجی از توربین را کاهش می‌دهد. بنابراین پیش از آنکه یک قسمت بتواند قسمت دیگر را به حرکت در آورد، باید مقدار معینی انرژی به سیال عامل و در نتیجه میزان مشخصی به سوخت مصرفی اضافه شود.