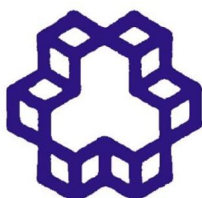


بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد – گرایش جلوبرندگی

توسعه کد طراحی آیرودینامیکی اولیه توربین های جریان محوری چند مرحله ای
در موتورهای توربوجت

استاد راهنما:

آقای دکتر رضا ابراهیمی

و

آقای دکتر حسن کریمی مزرعه شاهی

دانشجو:

قادر علیائی

بهمن ۱۳۹۰



۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوا فضا

هیئت داوران پس از مطالعه‌ی پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تهیه شده تحت عنوان: ((توسعه کد طراحی آیرودینامیکی اولیه توربین‌های جریان محوری چند مرحله‌ای در موتورهای توربوجت))، توسط قادر علیائی صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه‌ی کارشناسی ارشد در رشته‌ی مهندسی هوافضا گرایش جلوبرندگی مورد تایید قرار می دهد.

آقای دکتر رضا ابراهیمی

۱- استاد راهنما

آقای حسن کریمی مزرعه شاهی

۲- استاد راهنما

آقای دکتر مانی فتحعلی

۲- ممتحن داخلی

آقای دکتر علی حاجیلو

۳- ممتحن خارجی

اظہار نامہ

موضوع پایان نامہ : توسعه کد طراحی آبرودینامیکی اولیه توربین‌های جریان محوری چند مرحله‌ای در موتورهای توربوجت.

استاد راهنما : آقای دکتر رضا ابراهیمی و آقای دکتر حسن کریمی مزرعه‌شاهی

دانشجو : قادر علیائی

شماره ی دانشجویی : ۸۸۰۴۶۴۴

اینجانب قادر علیائی دانشجوی دوره‌ی کارشناسی ارشد مهندسی هوا فضا گرایش جلوبرندگی دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان نامہ توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تایید می باشد و در مورد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است.

به علاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان نامہ تاکنون برای دریافت هیچ مدرکی یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان نامہ چارچوب مطلوب دانشگاه به طور کامل رعایت شده است.

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 مهندسی هوا فضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می باشد. ضمناً متن این صفحه 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.

تقدیرم به مادر و پدرم که فرزندشان را از قلبشان بیشتر دوست
دارند

چکیده

در این پایان نامه، ابتدا به مطالعه‌ی توربین‌های جریان محوری پرداخته می‌شود. در بخش دیگر الگوریتم کلی طراحی توربین ارائه می‌شود. ابتدا طراحی در خط میانی و به صورت دو بعدی انجام می‌گیرد و بعد از مشخص کردن دبی جرمی عبوری، شعاع‌های نوک و ریشه و اعمال قیود طراحی، طراحی را به صورت سه بعدی انجام می‌دهیم. طراحی توربین‌های محوری دارای پیچیدگی‌های بسیاری است. پیچیدگی‌های طراحی به دلیل عملکرد توربین در دمای بالا و وجود جریان‌های پیچیده در آن می‌باشد. همچنین وجود جریان‌های لقی مختلف در توربین و وجود لایه‌های مرزی، جریان‌های ثانویه، امواج تراکمی و انبساطی، تحلیل و طراحی توربین‌ها را بسیار پیچیده کرده است. با توجه به این که برای طراحی ایرفویل توربین برخلاف کمپرسور هیچ پره استاندارد عمومی وجود ندارد که بتوان از آن استفاده کرد اغلب پارامترهای ورودی در طراحی ایرفویل پره در دست طراح بوده و بستگی به تجربه طراح دارد و پره‌های موجود به کار برده شده در صنعت‌ها در اختیار عموم قرار نمی‌گیرد تا از آن استفاده کرد. با توجه به موارد فوق برای اعتبارسنجی کد نوشته شده از یکی از مراجع بهره گرفته شده است تا صحت نتایج را به دست آوریم. به علت اینکه ما فاز شبیه‌سازی را در اختیار نداریم و مقادیر اولیه به صورت تجربی است امکان درصد خطا در کار وجود دارد. خطا در برآورد زوایای جریان در بدترین حالت خود به ۸ درصد می‌رسد که با اضافه کردن کد شبیه‌سازی به کد طراحی می‌توان خطا را به حداقل مقدار رساند.

کلید واژه : طراحی توربین محوری، هندسه توربین، پروفیل پره، شرایط آیرودینامیکی توربین

فهرست مطالب

صفحه	عنوان
۱	فصل ۱ مقدمه‌ای بر طراحی توربین‌های جریان محوری
۲	۱-۱. مقدمه
۶	۲-۱. تعاریف
۹	۳-۱. مقایسه توربینهای جریان محوری و شعاعی
۱۲	۴-۱. تاریخچه
۱۵	فصل ۲ معادلات حاکم بر طراحی توربین‌ها
۱۶	۱-۲. مقدمه
۱۶	۲-۲. مبانی اساسی توربین جریان محوری
۱۸	۳-۲. بررسی مرحله از نظر جریان سیال
۲۳	۴-۲. بررسی مرحله از نظر مشخصات ترمودینامیکی و روابط انتقال انرژی
۲۶	۵-۲. پارامترهای طراحی و بررسی تاثیرات متغیرهای طراحی
۲۶	۱-۵-۲. درجه عکس‌العمل
۳۰	۲-۵-۲. ضریب جریان
۳۰	۳-۵-۲. ضریب کار (ضریب بارگذاری پره یا ضریب افت دما)
۳۵	۶-۲. انواع مثلثهای سرعت
۳۶	۷-۲. به‌دست آوردن زوایای جریان با استفاده از سه پارامتر بی‌بعد
۳۸	۸-۲. معادلات سرعت
۳۹	۹-۲. مطالعه‌ی تغییرات شعاعی مثلثهای سرعت
۴۴	۱۰-۲. انواع الگوی جریان
۴۵	۱-۱۰-۲. جریان چرخشی آزاد
۴۷	۲-۱۰-۲. جریان چرخشی با ضریب واکنش ثابت
۴۸	۳-۱۰-۲. جریان چرخشی توانی و جریان چرخشی با پیچش ثابت
۴۹	۱۱-۲. محاسبه ضریب واکنش با توجه به الگوی جریان
۵۳	۱۲-۲. تعیین اندازه توربین
۵۵	۱۳-۲. نحوه محاسبه شعاع ریشه
۵۸	فصل ۳ طراحی پره

۵۹	۱-۳. مقدمه
۵۹	۲-۳. روشهای طراحی پره توربین
۶۰	۱-۲-۳. روش سنتی
۶۱	۲-۲-۳. روش دان هام
۶۲	۳-۲-۳. روش ویلسون
۶۲	3-3. طراحی پروفیل دو بعدی پره
۶۴	۴-۳. تعیین زاویه‌ی پره در لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار
۶۷	۵-۳. تعاریف

فصل ۴ نتایج

۷۰	
۷۱	۱-۴. مقدمه
۷۱	۲-۴. طراحی یک طبقه از توربین جریان محوری
۷۲	۱-۲-۴. پارامترهای ورودی
۷۳	۲-۲-۴. پارامترهای انتخاب طراح
۷۴	۳-۴. روند طراحی و پارامترهای خروجی
۷۵	۴-۴. محدودیت‌های اعمال شده در پروژه
۷۷	۵-۴. نتایج طراحی
۹۴	۶-۴. نتیجه‌گیری کلی

منابع و مراجع

۱۰۲

فهرست اشکال

عنوان	صفحه
شکل ۱-۱. روند طراحی آیرودینامیکی پره توربین [۳].....	۵
شکل ۱-۲. شماتیک کلی توربین جریان محوری الف) استاتور ب) روتور [۴].....	۶
شکل ۱-۳. شماتیک کلی توربین شعاعی: الف) استاتور ب) روتور [۴].....	۷
شکل ۱-۴. توربین جریان محوری در شکل دیافراگم-دیسک [۵].....	۷
شکل ۱-۵. نحوه ی قرارگیری درام-روتور در توربین محوری [۵].....	۸
شکل ۱-۶. مقایسه بازده‌های توربین‌های محوری و شعاعی [۵].....	۱۰
شکل ۱-۷. مقایسه گذر جرمی توربین‌های محوری و شعاعی [۵].....	۱۱
شکل ۱-۲. شکل هندسی یک مرحله توربین جریان محوری [۱۰].....	۱۷
شکل ۲-۲. روند کلی طراحی پره.....	۱۹
شکل ۲-۳. نمودار سرعت در طبقه ی توربین [۱۰].....	۲۰
شکل ۲-۴. زوایای گاز، پره و اصطلاحات پره [۹].....	۲۳
شکل ۲-۵. نمودار مولیر [۸].....	۲۴
شکل ۲-۶. تاثیر درجه عکس و العمل بر روی مثلثهای سرعت [۱۲].....	۲۷
شکل ۲-۷. مثلث سرعت یک طبقه از توربین با درجه عکس‌العمل صفر درصد [۸].....	۲۸
شکل ۲-۸. مثلث سرعت یک طبقه از توربین با درجه عکس‌العمل پنجاه درصد [۸].....	۲۹
شکل ۲-۹. مثلث سرعت یک طبقه از توربین با درجه عکس‌العمل سرعت جریان محوری [۸].....	۲۹
شکل ۲-۱۰. یک طبقه از توربین با درجه عکس‌العمل صفر درجه [۸].....	۳۱
شکل ۲-۱۱. یک طبقه از توربین با درجه عکس‌العمل پنجاه درصد [۸].....	۳۲
شکل ۲-۱۲. یک طبقه از توربین با سرعت جریان خروجی محوری [۸].....	۳۳
شکل ۲-۱۳. نمودار عملکرد ψ و φ در بررسی عملکرد خارج از طرح [۸].....	۳۴
شکل ۲-۱۴. تاثیر ψ و φ بر روی مثلث های سرعت [۱۴].....	۳۴
شکل ۲-۱۵. انواع مثلث های سرعت [۹].....	۳۵
شکل ۲-۱۶. نمودار تغییرات بازده بر حسب ψ و φ [۱۰].....	۳۸
شکل ۲-۱۷. فرضیه تعادل شعاعی [۱۲].....	۴۰
شکل ۲-۱۸. بررسی نیروهای وارد بر المان سیال.....	۴۰
شکل ۲-۱۹. تغییرات فشار و سرعت در طول پره‌ها در گردابه آزاد [۱۰].....	۴۶
شکل ۲-۲۰. شکل مثلثهای سرعت بی بعد.....	۵۲
شکل ۲-۲۱. فضای حلقوی [۱۵].....	۵۳
شکل ۳-۱. طراحی پره به روش سنتی [۱۰].....	۶۰
شکل ۳-۲. نازل همگرا-واگرا و نازل همگرا که در نسبت فشار بزرگتر از مقدار بحرانی کار می‌کند [۱۲].....	۶۳
شکل ۳-۳. تقسیم‌بندی پره و توزیع سرعت میان مجرا [۱۰].....	۶۴
شکل ۳-۴. تاثیر زاویه برخورد روی تلفات پروفیل [۱۰].....	۶۴
شکل ۳-۵. سرعت‌های موجود در پره ی یک توربین.....	۶۶
شکل ۳-۶. تعاریف هندسه ایرفویل [۵].....	۶۷
شکل ۳-۷. تعاریف پروفیل ایرفویل [۵].....	۶۸
شکل ۴-۱. روند توسعه کد طراحی توربین جریان محوری.....	۷۴
شکل ۴-۲. شماتیک تغییرات شعاع بدون بعد با استفاده از محدودیت های تعیین مثلث سرعت.....	۷۶
شکل ۴-۳. شماتیک کلی توربین [۱۹].....	۷۷

- شکل ۴-۴. مثلث سرعت در ورود به استاتور اول در ریشه پره [۱۹]..... ۷۸
- شکل ۴-۵. تغییرات نسبت سرعت چرخشی $\left(\frac{C_{\theta}}{U}\right)$ نسبت به شعاع بی بعد در ورود به روتور طبقه اول $\left(\frac{r}{r_c}\right)$ ۷۸
- شکل ۴-۶. تغییرات نسبت سرعت چرخشی $\left(\frac{C_{\theta}}{U}\right)$ نسبت به شعاع بی بعد در خروج از روتور طبقه اول $\left(\frac{r}{r_c}\right)$ ۷۹
- شکل ۴-۷. تغییرات نسبت سرعت چرخشی $\left(\frac{C_{\theta}}{U}\right)$ نسبت به شعاع بی بعد در ورود به روتور طبقه دوم $\left(\frac{r}{r_c}\right)$ ۷۹
- شکل ۴-۸. تغییرات نسبت سرعت چرخشی $\left(\frac{C_{\theta}}{U}\right)$ نسبت به شعاع بی بعد در خروج از روتور طبقه دوم $\left(\frac{r}{r_c}\right)$ ۸۰
- شکل ۴-۹. پروفیل دوبعدی پره در ریشه استاتور طبقه اول و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۲
- شکل ۴-۱۰. پروفیل پره در ریشه استاتور طبقه اول با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۲
- شکل ۴-۱۱. پروفیل دوبعدی پره در نوک استاتور طبقه اول و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۳
- شکل ۴-۱۲. پروفیل پره در نوک استاتور طبقه اول با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۳
- شکل ۴-۱۳. پروفیل دوبعدی پره در ریشه روتور طبقه اول و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۴
- شکل ۴-۱۴. پروفیل پره در ریشه روتور طبقه اول با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۴
- شکل ۴-۱۵. پروفیل دوبعدی پره در نوک روتور طبقه اول و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۵
- شکل ۴-۱۶. پروفیل پره در نوک روتور طبقه اول با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۵
- شکل ۴-۱۷. پروفیل دوبعدی پره در ریشه استاتور طبقه دوم و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۶
- شکل ۴-۱۸. پروفیل پره در ریشه استاتور طبقه دوم با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۶
- شکل ۴-۱۹. پروفیل دوبعدی پره در نوک استاتور طبقه دوم و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۷
- شکل ۴-۲۰. پروفیل پره در ریشه استاتور طبقه دوم با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۷
- شکل ۴-۲۱. پروفیل دوبعدی پره در ریشه روتور طبقه دوم و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۸
- شکل ۴-۲۲. پروفیل پره در ریشه روتور طبقه دوم با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۸
- شکل ۴-۲۳. پروفیل دوبعدی پره در نوک روتور طبقه دوم و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۹
- شکل ۴-۲۴. پروفیل پره در نوک روتور طبقه دوم با طراحی بر مبنای داده‌های ورودی و مقایسه با نتایج مرجع..... ۸۹
- شکل ۴-۲۵. شماتیک پره استاتور اول..... ۹۰
- شکل ۴-۲۶. شماتیک پره روتور اول..... ۹۱
- شکل ۴-۲۷. شماتیک پره استاتور دوم..... ۹۲
- شکل ۴-۲۸. شماتیک پره روتور دوم..... ۹۳

فهرست جداول

- ۱-۲. روند تغییرات سرعت و فشار در یک طبقه از توربین [۱۳]..... ۲۱
- ۱-۴ مقایسه نتایج زوایای جریان به دست آمده از کد و مقایسه با مرجع ۸۰

فهرست علائم اختصاری

a	سرعت صوت
C	سرعت مطلق
H	آنتالپی سکون
h	آنتالپی استاتیکی
M	عدد ماخ
\dot{m}	دبی جرمی
N	تعداد پره ها و سرعت چرخشی
P	فشار
r	شعاع
s	آنتروپی
T	دما
W	سرعت نسبی
ρ	چگالی گاز
U_c	سرعت پره در خط میانی روتور
R_D	شعاع بی بعد
α	زاویه مطلق جریان با محور
β	زاویه نسبی جریان با محور
A	سطح مقطع جریان

زیر نویس ها

T	شرایط سکون ترمودینامیکی
a	جزء محوری
1	پارامتر ورودی به استاتور
2	پارامتر خروجی از استاتور و ورودی به روتور
3	پارامتر خروجی از روتور

(ش)

θ

t

h

جزء مماسی

پارامتر نوک

پارامتر ریشه

فصل ۱

مقدمه‌ای بر طراحی توربین‌های محوری

۱-۱. مقدمه

یکی از روشهای متداول برای تولید توان مکانیکی، استفاده از فرآیند ترمودینامیکی انبساط سیال روی یک چرخ دوار است، این فرایند که در سیستم‌های منبسط کننده موسوم به توربین‌های گاز صورت می‌گیرد، می‌تواند با هدف تولید یک جت سریع جریان نیز به کار گرفته شود. بنابراین توربین‌های گاز چه در مولدهای قدرت و چه در سیستم‌های محرکه و جلوبرنده نقش با اهمیت و گسترده‌ای دارند.

انتخاب نوع توربین تا حدود زیادی به محدودیت‌ها و کاربرد مورد نظر بستگی دارد و عموماً با استفاده از نمودارهای طراحی که در آنها بازده به صورت تابعی از سرعت مخصوص نشان داده شده انجام می‌گیرد [۱]. در میان انواع توربین‌های گاز، توربین‌های محوری به دلیل خصوصیات مفید و قابل توجهی که دارند، کاربرد صنعتی و نظامی بیشتری یافته و امروزه به طور وسیعی به کار می‌روند. به همین دلیل موضوع طراحی و پیش‌بینی عملکرد توربین‌های گاز محوری از سالها قبل مورد توجه بوده و در حال حاضر نیز به عنوان یکی از زمینه‌های تحقیقاتی در محدوده مسایل توربوماشین‌ها مورد نظر است.

در زمینه طراحی توربین‌های گاز محوری، مسئله اساسی طراح آن است که بهترین طرح ممکن را با توجه به محدودیت‌ها و نوع کاربرد مشخص کند، به عنوان مثال توربین‌گاز مورد استفاده در یک نیروگاه حرارتی باید حداکثر بازده را داشته باشد و وظیفه طراح، ارائه طرحی است که کمترین افت انرژی گاز را موجب شده و بیشترین بازدهی را داشته باشد. در مورد توربین گاز مورد استفاده در موتور یک هواپیمای جت، معیار اصلی طراح، حداقل کردن وزن و دستیابی به بیشترین سرعت برای جریان خروجی از نازل است. همچنین ممکن است که محدودیت حجم و فضا در کنار وزن، موجب شود که طراح نتواند ابعاد توربین را آزادانه انتخاب نماید.

نکته مهمی که علاوه بر معیارهای پیش‌بینی عملکرد (روابط تجربی) و محدودیت‌های طراحی باید مورد اشاره قرار گیرد فرآیند طراحی توربین‌هاست که امروزه به دو بخش طراحی مقدماتی و طراحی

تفصیلی تقسیم می‌شود. منظور از طراحی مقدماتی آن است که بدون حل دقیق و کامل معادلات جریان سیال در ماشین، خصوصیات اصلی توربین را مشخص و نحوه عملکرد آن پیش‌بینی شود. در مرحله طراحی تفصیلی با استفاده از روش‌های پیشرفته تجربی یا نظری (استفاده از روش‌های عددی بررسی جریان) می‌توان طرح اولیه یا مقدماتی را تا حد مطلوب بهبود بخشید [۲].

طراحی مقدماتی معمولاً با استفاده از روابط تجربی و یا نظریه‌های مقدماتی (مثلاً انجام محاسبات لایه مرزی و افت‌های مربوطه برای یک مدل ساده شده از پروفیل پره‌ها) صورت می‌گیرد. امروزه با توجه به پیدایش و رشد سریع امکانات کامپیوتری و مدلسازی جریان سیال، امکان انجام محاسبات دقیق‌تر نیز وجود دارد و چنانچه دقت و ضریب اطمینان بالایی مورد نظر باشد، طراحی تفصیلی نیز با هدف بهینه کردن طرح از هر نظر صورت می‌گیرد. با توجه به این توضیحات در پایان‌نامه حاضر سعی شده است که نرم افزاری برای طراحی آئرو دینامیکی مراحل توربین‌های گاز محوری از نوع سنتی تهیه و ارائه گردد.

روند طراحی آئرو دینامیکی توربین به طور خلاصه به صورت فلوجارت در شکل (۱-۱) آمده است که شامل سه مرحله زیر است:

- طراحی مقدماتی
- طراحی بر مبنای انتخاب الگوی جریان
- طراحی ایرفویل

طراحی مقدماتی شامل تحلیل در خط میانی در یک محدوده خاص، برای مشخص کردن پارامترهای هندسی اساسی، مانند شعاع میانی، ارتفاع پره‌ها و زوایای ورود و خروج در هر ردیف پره انجام می‌شود. مرحله‌ی بعدی طراحی بر مبنای انتخاب الگوی جریان می‌باشد که در این نوع طراحی علاوه بر آنالیز جریان به صورت محوری، آنالیز جریان شعاعی نیز به آن اضافه می‌شود. مرحله آخر نیز طراحی ایرفویل می‌باشد که خود این مرحله شامل چندین بخش بصورت زیر است [۳].

- طراحی هندسه ایرفویل

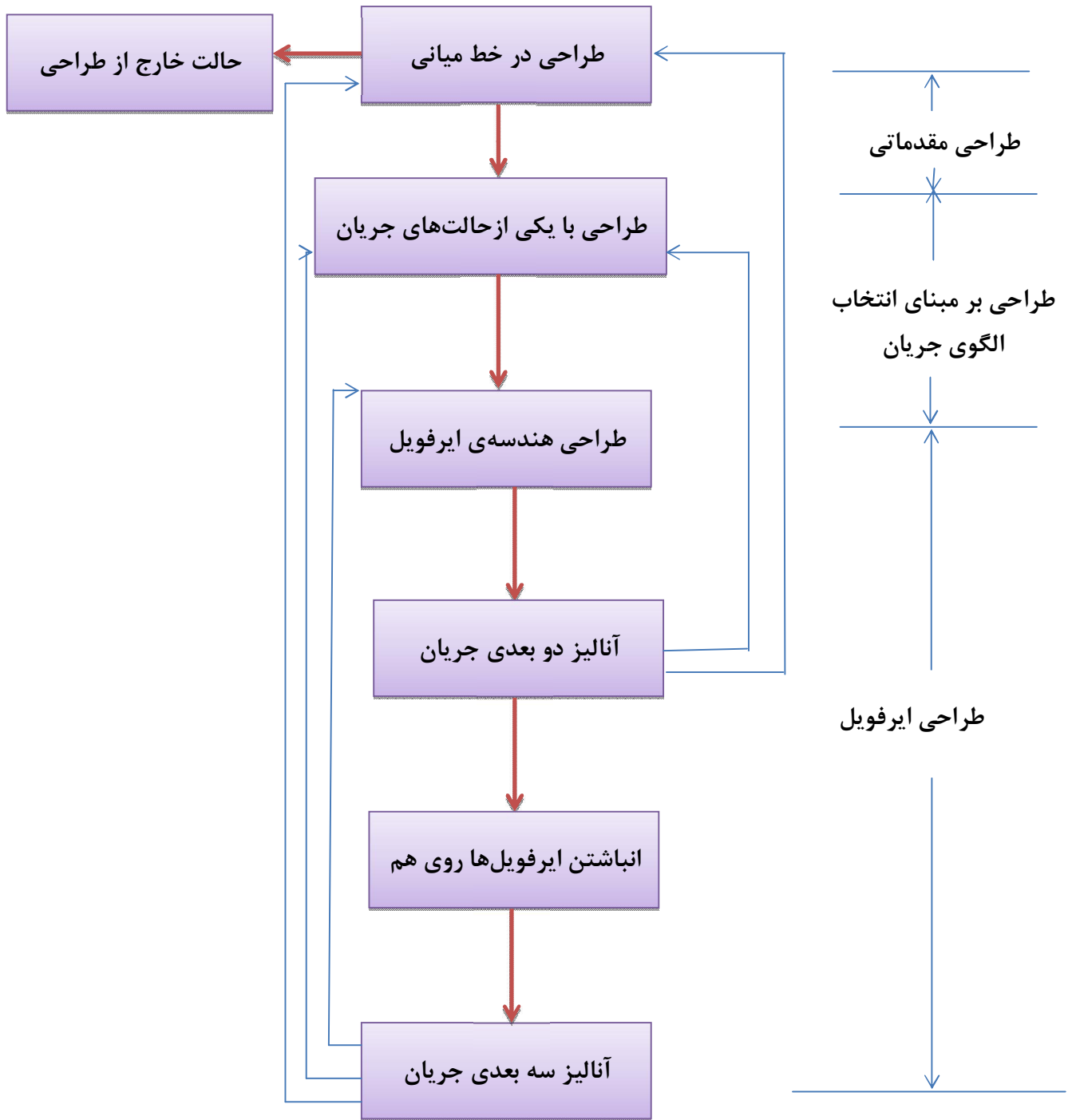
طراحی هندسه ایرفویل به وسیله‌ی طراحی جریان عبوری به دست می‌آید. طراحی اولیه هندسه ایرفویل به صورت دو بعدی مطابق با سه شعاع مقطع ریشه، میانی و نوک بدست می‌آید که این نوع طراحی هندسه‌ی ایرفویل به صورت ساده می‌باشد و برای طراحی دقیق بایستی به صورت سه بعدی انجام شود و از مقاطع دیگر، به جز سه مقطع فوق‌الذکر برای طراحی استفاده شود.

- آنالیز دو بعدی جریان

آنالیز جریان در این حالت به صورت دوبعدی انجام می‌شود و آنالیز جریان در مجراها به صورت توزیع عدد ماخ بر روی سطح فشار و مکش انجام می‌شود.

- آنالیز سه بعدی جریان

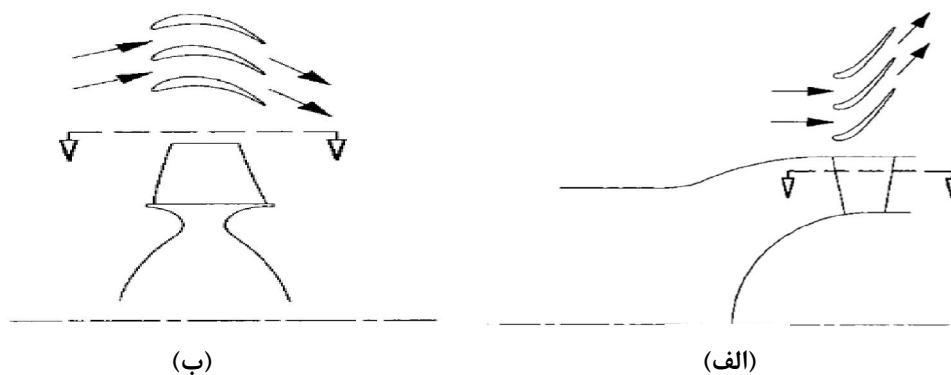
جریان عبوری از روی ایرفویل به صورت کامل شبکه‌بندی می‌شود و آنالیز سه‌بعدی جریان توسط نرم افزارهای مربوط مانند (CFD) انجام می‌شود.



شکل ۱-۱. روند طراحی آیرودینامیکی پره توربین [۳]

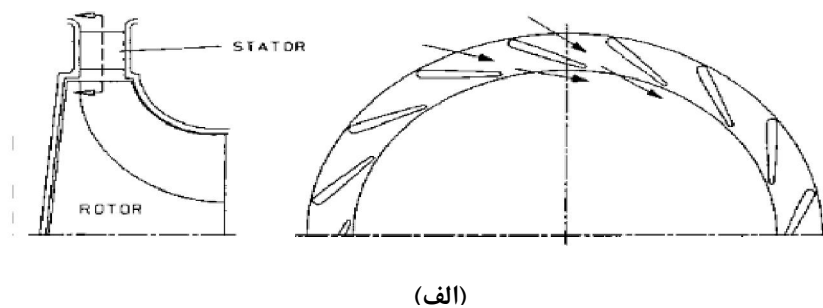
۲-۱. تعاریف

در این قسمت ابتدا به معرفی توربین‌ها می‌پردازیم، سپس به صورت جزئی قسمت‌های مختلف توربین مورد نظر (توربین‌های جریان محوری) را معرفی می‌کنیم. از نظر ساخت، توربین‌های انبساطی به دو نوع دسته‌بندی می‌شوند. الف) توربین‌های جریان محوری^۱ که جریان سیال به موازات محور توربین است. که شکل (۱-۱) نشان دهنده این توربین است.



شکل ۱-۲. شماتیک کلی توربین جریان محوری الف) استاتور ب) روتور [۴]

ب) توربین‌های جریان ورودی شعاعی^۲ که جریان از محیط به طرف مرکز توربین است. شکل (۲-۱) بیانگر این نوع توربین می‌باشد.



^۱ Axial flow
^۲ Radial in Flow