

طراحی و شبیه سازی بخش توربین در یک موتور توربوفن سنگین با استفاده از روش های عددی

موتورهای توربوفن سنگین با مقادیر تراست بالا، از جایگاه ویژه ای در بین موتورهای هوایی برخوردار می باشند. در میان اجزای مختلف موتورهای توربین گاز، بخش توربین، به دلیل دما و دور کاری بالای اجزای آن، از حساسیت و اهمیت بالایی برخوردار است. در مطالعه حاضر، ابتدا بر اساس نتایج حاصل از طراحی سیکل، طراحی مفهومی توربین موتور توربوفن مدنظر با استفاده از نرم افزارها و الگوریتم های تعریف شده، انجام شده است. در ادامه شبیه سازی عددی جریان بر روی پره های طراحی شده صورت گرفته و عملکرد توربین طراحی شده بررسی شده است. نتایج طراحی مفهومی، به ویژه هندسه پره های توربین، تطابق خوبی با اطلاعات در دسترس موتور اصلی داشتند. نسبت فشار توربین های طراحی شده در بخش طراحی مفهومی و شبیه سازی عددی تنها ۰/۷ و ۰/۵ درصد اختلاف داشتند. با این حال بازده توربین فشار بالا، به دلیل در نظر نگرفتن خنک کاری در شبیه سازی عددی، بین طراحی مفهومی و شبیه سازی عددی، در حدود ۵/۶ درصد اختلاف داشتند.

مصطفی محمودی^۱

دانشیار

جاماسب پیرکندی^۲

دانشیار

مهدی جهرمی^۳

استادیار

محمدعلی سیفاللهی^۴

کارشناسی ارشد

واژه های راهنما: موتور توربین گاز، توربین، طراحی مفهومی، شبیه سازی عددی

۱- مقدمه

تعداد قابل توجهی از هواپیماهای پیشرفته از موتورهای هوایی توربوفن به عنوان پیشران استفاده می کنند. ساختار اصلی هسته^۵ موتورهای توربوفن همانند موتورهای توربوجت از کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، نازل خروجی و در برخی موارد پس سوز^۶ تشکیل شده است.

^۱ نویسنده مسئول، دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، ایران، mostafamahmoodi@mut.ac.ir

^۲ دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، ایران، jpirkandii@mut.ac.ir

^۳ استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، ایران، Mjahromi@mut.ac.ir

^۴ کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، ایران، amsafollahi@gmail.com

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۷/۱۹، تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۱۱/۰۱، تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۱/۱۹

^۵ Core

^۶ AfterBurner

در موتورهای توربو فن، در ابتدای موتور یک فن نیز قرار دارد. این فن بخشی از هوا را به کمپرسور و بخش دیگر را به یک مسیر ثانویه به نام کنارگذر^۱ ارسال می‌کند. هوای عبوری از کنارگذر، هسته موتور (کمپرسور، محفظه احتراق و توربین) را دور زده و در نازل خروجی به محصولات احتراق^۲ هسته موتور می‌پیوندد [۱]. در میان اجزای موتور، بخش توربین به دلیل دمای کاری بالا و وجود تنش‌های حرارتی و گریز از مرکز، از حساسیت بسیار بالایی برخوردار می‌باشد. وظیفه اصلی توربین، افزایش انرژی جنبشی گاز جهت تامین نیروی پیشران موتور و همچنین به حرکت درآوردن کمپرسور و اجزای مکانیکی موتور می‌باشد. هر توربین حداقل از یک ردیف از پره‌های ثابت^۲ (استاتور) و یک ردیف از پره‌های متحرک^۳ (روتور) تشکیل شده است. گاز خروجی از محفظه احتراق با عبور از ردیف پره‌های استاتور جهت مناسب را به خود گرفته و با برخورد به پره‌های روتور، علاوه بر اینکه شتاب می‌گیرد. با توجه به دمای بالای گازهای خروجی از محفظه احتراق، خنک‌کاری پره‌های توربین نیز امری ضروری می‌باشد [۱، ۲].

در میان موتورهای هوایی توربو فن سنگین، سری موتورهای توربو فن F100، از جایگاه ویژه‌ای برخوردار هستند. موتورهای سری F100، موتورهای توربو فن دو محوره^۴ همراه با پس‌سوز می‌باشند. یکی از مهم‌ترین موتورهای این سری، موتور F100-PW-220 است که نقطه عطفی در صنعت موتورهای هوایی می‌باشد. موتور F100-PW-220 سومین موتور از سری موتورهای F100 می‌باشد که قدرت آن به صورت خشک برابر با ۶۴/۹ کیلو نیوتن و با پس‌سوز برابر با ۱۰۵/۷ کیلو نیوتن می‌باشد. همچنین نسبت فشار این موتور ۲۴/۵ و ضریب کنارگذر آن ۰/۶ می‌باشد [۳].

در این مطالعه سعی شده تا به کمک ارائه یک گزارش جامع از بررسی ساختارهای بخش توربین موتور F100-PW-220، انجام طراحی مفهومی بخش توربین در این موتور و بررسی عملکرد سه‌بعدی پره‌های توربین طراحی شده، بخشی از این خلاء را جبران کند. در ادامه برخی از مطالعات انجام شده در این زمینه، بررسی شده‌اند. کوف [۴]، روند پیشرفت تکنولوژی در موتورهای هوایی را، با تمرکز بر موتورهای مورد استفاده در جنگنده‌ها، بررسی کرده است. در این مطالعه اطلاعات مفیدی درباره پره‌های استفاده شده در توربین موتور F100-PW-220، مانند شکل پره و کانال‌های خنک‌کاری و غیره را می‌توان مشاهده کرد.

ولف و همکاران [۵]، یک روش پیش‌بینی دمای تیغه را بر اساس مهندسی معکوس توصیف کردند. اولین پره‌های روتور توربین فشار بالای موتور F100-PW-220، به عنوان کیس مورد بررسی مورد بحث قرار گرفت. در این روش پارامترهای عملکردی موتور در شرایط ورود و خروج توربین فشار بالا توسط برنامه شبیه‌سازی توربین گاز (GSP) تهیه می‌شوند. سپس از یک ابزار دینامیک سیالات محاسباتی برای محاسبه میدان جریان و ضرایب انتقال حرارت بدون خنک‌سازی لایه‌ای استفاده می‌شود. همچنین راندمان خنک‌کاری لایه‌ای تخمین زده می‌شود و یک روش المان محدود برای هدایت گرما، ابزار تجزیه و تحلیل را کامل می‌کند.

هاگمایر و همکاران [۶]، در سند خود مروری بر فعالیت‌های تجزیه و تحلیل یکپارچه اجزای یک موتور توربین گاز را ارائه کرده‌اند. در این پژوهش، در قسمت دینامیک سیالات محاسباتی، کیس مورد بررسی توربین موتور

¹ ByPass

² Stator

³ Rotor

⁴ Two spool

F100-PW-220 می‌باشد. برای اعتبارسنجی از مسئله انتقال حرارت پره توربین که به صورت دوبعدی است و داده‌های تجربی آن استفاده شده است. سپس انتقال حرارت درون پره‌های توربین فشار بالا برای موتور با روش المان محدود شبیه‌سازی شده است. همچنین بعد از انجام شبیه‌سازی‌های عنوان شده پژوهش حاضر توزیع دما را داخل یک پره توربین که شامل کانال‌های خنک‌کاری است بررسی شد.

تروان در پایان‌نامه خود [۷]، به تشریح مراحل بهینه‌سازی بخش دما بالای یک توربو رم جت پرداخته است. در این مطالعه، یک توربین دو مرحله‌ای که شامل یک مرحله فشار بالا و یک مرحله فشار پایین می‌باشد، در یک توربو رم جت با یک مشعل توربین بین مرحله‌ای^۱ ادغام شده و بهینه‌سازی برای این مجموعه به انجام رسیده است. این پژوهش دارای نتایج ارزنده‌ای همچون اطلاعات دقیق نقطه طراحی و اطلاعات هندسی پروفیل‌های توربین برای موتور F100-PW-229 می‌باشد که تفاوت چندانی با پره‌های مدل ۲۲۰- ندارد.

بانر و همکاران [۸]، به بررسی توربین موتورهای F100 پرداخته‌اند. مهم‌ترین محدودیت مربوط به بخش توربین است که می‌بایست در دمای بالا و تحت شرایط سخت کاری، کار کند. آنها در این مقاله به بررسی محدودیت‌های توربین F100 و راهکارهای بکار رفته برای رفع آنها، از جمله روش‌های خنک‌کاری و استفاده همزمان از مواد پیشرفته پرداخته‌اند. در این مقاله به طور دقیق به روش‌های خنک‌کاری هر ردیف از پره‌های توربین موتور F100-PW-220 اشاره شده است.

کوف و همکاران [۹]، موارد ارتقاء یافته توربین موتور F100-PW-229 نسبت به موتور F100-PW-220 را به طور کامل مورد بررسی قرار دادند. در این مقاله، بعد از معرفی اجمالی موتورهای F100-PW-220، بر روی ارتقای این موتور به موتور F100-PW-229، تمرکز شده است. این کار چگونگی دستیابی به رانش بیشتر در مدل ۲۲۹ را در همان اندازه فریم مدل ۲۲۰ توضیح داده است. افزایش رانش با افزایش نسبت جریان و فشار سیستم فشرده‌سازی دو محوره، همراه با افزایش دمای توربین به دست آمده است. در این مقاله به بسیاری از ساختارهای به کار رفته در اجزای مختلف موتور، مخصوصاً بخش توربین، اشاره شده است.

سوچتینگ و همکاران [۱۰]، پوشش‌های حرارتی^۲ در توربین را با هدف بهبود کیفیت آن بررسی کردند. برای دستیابی به دماهای بالاتر ورودی توربین که به افزایش نیروی رانش موتور کمک می‌کند، همراه با حفظ سطوح جریان خنک‌کاری یا حتی کاهش آنها از پوشش‌های حرارتی استفاده شده است. در این مقاله از موتور F100-PW-220 به‌عنوان نمونه مورد بررسی استفاده شده است. در این مقاله علاوه بر آلیاژهای بکار رفته در موتور F100-PW-220، به برخی از ساختارهای خنک‌کاری در پره‌ها نیز اشاره شده است.

نوروزالدین و همکاران [۱۱]، محاسبه و اندازه‌گیری کارایی یک پره توربین را با استفاده از روش‌های عددی مورد بررسی قرار دادند. این مقاله، مرحله تولید هندسه و شبکه‌بندی را یکی از مؤثرترین مراحل بر روی نتایج نهایی معرفی کرده است. کارایی پره طراحی شده در شرایط مختلف بررسی شده و نشان داد که افت فشارهای بالا، سبب بروز حفره در مدل نهایی خواهد شد.

چن و همکاران [۱۲]، از مطالعات تجربی و محاسباتی عددی برای بررسی جریان نشتی نوک پره‌های توربین استفاده کردند. در این مطالعه سه مدل نوک مختلف برای یک روتور با بارگذاری بالا بررسی شده است.

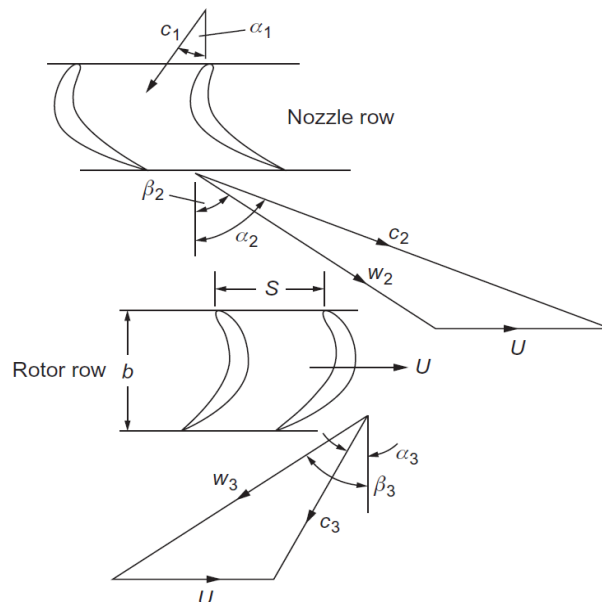
¹ Interstage turbine burner

² Thermal Barrier Coatings (TBC)

برای بررسی ساختار گردابه‌های تولید شده و تلفات نوک پره، از محاسبات عددی استفاده شده است. در نهایت مشخص شد که ساختار نوک بالچه‌ای^۱ ترکیبی با دو حفره، می‌تواند به طور مؤثری ساختار گردابی را در داخل حفره تغییر دهد و سرعت جریان نشت را کاهش و عملکرد آئرو دینامیکی را تا ۴ درصد بهبود دهد. در مطالعه حاضر، هدف اصلی طراحی توربینی می‌باشد که از لحاظ ساختار و عملکرد آئرو دینامیکی پره‌ها به توربین موتور F100-PW-220 بسیار نزدیک باشد. در همین راستا، ابتدا سعی شده تا تصویر روشنی از ساختارهای به کار رفته در بخش توربین موتور F100-PW-220، با توجه به اسناد موجود ارائه شود. در ادامه، با توجه به ساختارهای ارائه شده، اطلاعات موجود از موتور و نتایج طراحی سیکل ترمودینامیکی، طراحی مفهومی بخش توربین موتور F100-PW-220 به کمک نرم‌افزار ان رک^۲ صورت گرفته و نتایج آن ارائه شده است. در نهایت، هندسه سه بعدی ردیف پره‌های روتور و استاتور در بخش توربین این موتور، به کمک نرم-افزارهای کامپیوتری تولید شده و به کمک آن و نتایج طراحی مفهومی، عملکرد آئرو دینامیکی پره‌های توربین و رفتار جریان بر روی پره‌ها به کمک نرم‌افزار سی اف ایکس^۳ بررسی شده است.

۲- معادلات حاکم

برای طراحی مفهومی پره‌های توربین، از معادلات معروف مثلث‌های سرعت استفاده شده است. در مرحله طراحی مفهومی، برای طراحی کامل یک پره، ابتدا زوایا، فشار، سرعت و دمای جریان در ورود و خروج تعیین می‌شود. پس از معلوم شدن زوایا، فشار، سرعت و دمای جریان در بالا دست و پایین دست پره، لازم است مشخصات جریان در گذر از پره، معلوم گردد (یعنی تغییر سطح مقطع در نظر گرفته شود). یعنی سطوح فشار و مکش که مسیر عبور جریان هستند، طراحی شوند [۱۳].



شکل ۱- مثلث‌های سرعت در یک طبقه توربین [۱۴]

¹ winglet tip

² Nrec axial

³ Ansys CFX

با مطالعه مثلث‌های سرعت و شرایط ترمودینامیکی در شعاع متوسط، می‌توان به عملکرد توربین دست یافت. برخی فرض‌های ساده کننده که برای توصیف جریان در توربین به کار می‌رود که بدین شرح می‌باشد. اول، مؤلفه شعاعی سرعت در بین پره‌ها صفر در نظر گرفته می‌شود. دوم، از تغییرات محیطی سرعت‌ها صرف‌نظر می‌شود.

با توجه به این فرضیات، مثلث‌های سرعت در واقع بیانگر جریان در توربین خواهند بود. برای مشخص کردن امتداد جریان در مقاطع مختلف، زاویه بردار سرعت را با یک جهت مرجع در نظر می‌گیرند که این جهت در مورد توربین‌ها معمولاً جهت محوری می‌باشد. در رابطه با پره‌های متحرک، بردار سرعت سیال را می‌توان نسبت به پره‌ها سنجید و در این حال این بردار بیانگر سرعت نسبی خواهد بود. نمونه‌ای از شکل کلی عبور جریان از داخل پره‌ها (مثلث‌های سرعت) در شکل (۱) نمایش داده شده است [۱۳، ۱۵].

سه پارامتر مهم بی‌بعد که در طراحی مفهومی، به ویژه برای بدست آوردن زوایا از آنها استفاده می‌شود، شامل ضریب جریان، ضریب کار و درجه عکس‌العمل می‌باشد. نسبت افزایش آنتالپی در روتور به افزایش آن در کل طبقه (روتور و استاتور) را درجه عکس‌العمل می‌گویند. این پارامتر به‌طور کلی بیانگر نقش نسبی روتور در تبادل انرژی در یک مرحله است و برای آنکه بتوان آن را با مشخصه‌های مثلث سرعت مرتبط کرد معمولاً به صورت زیر تعریف می‌شود. در رابطه زیر R درجه عکس‌العمل و h_i آنتالپی در نقاط مختلف می‌باشد.

$$R = \frac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3} \quad (1)$$

ضریب جریان^۱ (φ) نسبت سرعت محوری گاز به سرعت خطی روتور را به صورت بی‌بعد ارائه می‌نماید. به عبارت دیگر ضریب جریان یک طبقه از توربین به‌صورت نسبت سرعت محوری به سرعت پره تعریف می‌شود. c_a سرعت محوری و U سرعت پره می‌باشد.

$$\varphi = \frac{c_a}{U} \quad (2)$$

ضریب کار ψ ، (ضریب بارگذاری پره یا ضریب افت دما) معمولاً به‌صورت نسبت کار مخصوص مرحله به مجذور سرعت خطی روتور تعریف شده و در برخی موارد از معکوس این نسبت نیز که به پارامتر سرعت کار مشهور است استفاده می‌شود. این پارامتر را نیز می‌تواند به‌عنوان یک کمیت بی‌بعد مشخص کننده مثلث‌های سرعت شناخته شود.

$$\psi = \frac{\Delta H_0}{0.5U^2} \quad (3)$$

معادلاتی که برای تحلیل رفتار جریان مورد استفاده قرار می‌گیرند، شامل معادله پیوستگی و معادله مومنتوم می‌باشد. در مواردی که جریان تراکم‌پذیر بوده و یا دارای انتقال حرارت می‌باشد، معادله انرژی نیز همراه با دو

¹ Flow coefficient

معادله پیوستگی و مومنتوم حل می‌شود [۱۶]. معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی، به ترتیب در زیر ارائه شده‌اند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v) = 0 \quad (4)$$

$$\rho \frac{DV}{Dt} = \rho f - \nabla P + \mu \nabla^2 V \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v} H - k \vec{\nabla} T - \bar{\tau} \cdot \vec{v}) = W_f + q_H \quad (6)$$

در معادله (۴)، ρ دانسیته سیال و v سرعت سیال می‌باشد. در معادله (۵)، V بردار سرعت، P بیانگر فشار، f نیروهای حجمی و μ ویسکوزیته می‌باشد. همچنین عبارت D/Dt بیانگر مشتق مادی است. همچنین در معادله ۶، H آنتالپی کل است. E انرژی کل و مجموع انرژی داخلی و انرژی جنبشی بر واحد جرم است. بنابراین ρE بر واحد حجم خواهد بود. چشمه‌های حجمی مجموع کار نیروهای حجمی و چشمه‌های حرارتی غیر از هدایت مانند تشعشع و انرژی آزاد شده از واکنش شیمیایی است که با q_H نشان داده می‌شوند. τ نیز مربوط به تنش‌های برشی می‌باشد. W_f کار نیروهای حجمی خارجی است.

هنگامی که جریان آشفته باشد، باید از معادله‌های مدل‌سازی آشفتگی استفاده نمود. در مطالعه حاضر از مدل آشفتگی SST $K-\omega$ استفاده شده است. مدل آشفتگی $K-\omega$ ، یکی از مدل‌های متداول آشفتگی دو معادله‌ای است، که از دو معادله انتقالی برای انرژی جنبشی آشفتگی (K) و اتلاف ویژه (ω) که اندازه آشفتگی را مشخص می‌کند، تشکیل شده است. در مدل آشفتگی SST $K-\omega$ ، عملکرد بسیار خوبی در شبیه‌سازی لایه‌های مرزی محدود به دیواره^۱، جریان‌های برشی آزاد و همچنین جریان‌های با رینولدز پایین دارند. همچنین، برای شبیه‌سازی جریان‌های لایه مرزی پیچیده تحت گرادیان فشار منفی و یا جدایش، نظیر آئرو دینامیک خارجی و جریان در توربوماشین‌ها مناسب‌تر از مدل‌های دیگر می‌باشند [۱۷-۱۹].

در مدل SST برای رسیدن به رفتار مناسب مدل در محاسبه ناحیه انتقالی می‌توان از یک مقید کننده فرمولاسیون لزجت گردابه‌ای استفاده نمود. در واقع این رابطه مهمترین اختلاف بین مدل SST با سایر مدل‌های خانواده $K-\omega$ می‌باشد.

در ادامه برخی از روابط مهم مربوط به مدل SST $K-\omega$ ارائه شده است [۱۷، ۲۰، ۲۱].

معادله انتقالی K :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (7)$$

¹ Wall-bounded boundary layer

معادله انتقالی ω :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (8)$$

در معادلات بالا، G_k ترم تولید انرژی ناشی از گرادیان‌های سرعت متوسط جریان، G_ω ترم تولید انرژی ناشی از بویانسی، Y_ω ترم تولید انرژی جنبشی ناشی از اثرات تراکم‌پذیری جریان S_k و S_ω نیز ترم‌های چشمه می‌باشند. همچنین Γ_k و Γ_ω ترم‌های انتشار مؤثر می‌باشند. در این مدل، از اصلاحیه زیر برای انتشار متقابل استفاده می‌شود [۱۷، ۲۰-۲۲].

$$D_\omega = 2(1 - F_1)\rho \frac{1}{\omega\sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (9)$$

در روابط بالا از ثابت‌های زیر استفاده شده است [۲۳]. همچنین، σ_k و σ_ω اعداد پراوتل متناسب با k و ω هستند [17, 20-22, 24].

$$\sigma_{k,1} = 2.0, \sigma_{\omega,1} = 2.0, \sigma_{k,2} = 1.0, \sigma_{\omega,2} = 1.168$$

علاوه بر روابط ذکر شده، مدل $K-\omega$ SST، از روابط اصلاحی زیر برای لزجت آشفتگی استفاده می‌کند [۱۷، ۲۰-۲۲، ۲۴].

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^c}, \frac{SF_2}{a_2\omega}\right]} \quad (10)$$

$$F_2 = \tanh(\Phi_2^2) \quad (11)$$

که در رابطه بالا:

$$\Phi_2 = \max\left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right] \quad (12)$$

در روابط بالا، μ_t نشان دهنده ویسکوزیته گردابه‌های آشفتگی است [۲۳]. y نیز فاصله تا اولین المان میدان جریان است. مقدار برخی از ثابت‌ها تغییر کرده، که در زیر ارائه شده است [۱۷، ۲۰-۲۲، ۲۴].

$$\sigma_{k,1} = 1.176, \sigma_{\omega,1} = 2.0, \sigma_{k,2} = 1.0, \sigma_{\omega,2} = 1.168, a_1 = 0.31$$

۳- طراحی مفهومی توربین

طراحی اولیه شامل مشخص کردن مثلث‌های سرعت و شرایط ترمودینامیکی کار سیال در خط میانی، روی لبه فرار و لبه حمله، بر روی تک تک ردیف پره‌های توربین می‌باشد. با این کار تمامی مشخصه‌های هندسی پره‌ها، بر روی هر ردیف نیز مشخص می‌شود. با استفاده از این اطلاعات و روابط ضرایب افت و زاویه انحراف یک پره می‌توان عملکرد آئرو دینامیکی آن را بدست آورد.

بخش توربین در موتور F100-PW-220، از نوع توربین‌های محوری بوده و از دو قسمت فشار بالا و فشار پایین تشکیل شده است. هر دو توربین فشار بالا و فشار پایین دو طبقه^۱ می‌باشند.

وظیفه اصلی توربین فشار بالا به حرکت در آوردن کمپرسور و وظیفه اصلی توربین فشار پایین به حرکت در آوردن فن موتور می‌باشد. در بخش توربین موتور F100-PW-220 از پره‌های پیچ خورده‌ی^۲ نوع ضربه‌ای-- واکنشی استفاده شده است. استفاده از پره‌های ضربه‌ای-واکنشی موجب بارگذاری یکنواخت‌تر در پره‌های شده و با نیروهای گریز از مرکز که سعی در پرتاب پره دارند نیز مقابله می‌کند [۸، ۲۵]. استفاده از پوسته میانی موتور^۳ در پره‌های توربین در قسمت‌هایی که جریان نشتی زیادی وجود دارد، مانند مراحل ابتدایی توربین‌های پرفشار، گزینه‌ای مطلوب می‌باشد. در موتور F100-PW-220 در ردیف پره‌های استاتور از این صفحات استفاده شده است [۲۶، ۲۷]. در ردیف پره‌های روتور، در موتورهای F100-PW-220، از پره‌های بدون پوسته میانی^۴ لبه‌دار با سوراخ‌های خنک‌کننده استفاده شده است [۵]. در مورد نحوه اتصال پره به دیسک و ساختارهای مربوط به ریشه پره، در موتور F100-PW-220 از ساختار دم کبوتری دنداندار^۵ استفاده شده است [۲۸].

عملاً استفاده‌ی تنها از یک روش برای خنک‌کاری پره‌ها، علاوه بر بازدهی کم از نظر عملکرد توربین نیز توجیه پذیر نیست. مطلوب‌ترین روش استفاده از ترکیب روش‌های خنک‌کاری می‌باشد. در توربین‌های پرفشار به علت دمای بالا، هم پره‌های استاتور و هم پره‌های روتور به خنک‌کاری نیاز دارند ولی در توربین‌های کم‌فشار، معمولاً یا از خنک‌کاری استفاده نمی‌شود یا تنها از خنک‌کاری جابه‌جایی استفاده می‌شود. در موتور F100-PW-220، از ترکیب روش‌های خنک‌کاری جابه‌جایی، لایه‌ای و برخوردی استفاده شده است. به این صورت که فضای میانی و قسمت درونی لبه فرار به کمک خنک‌کاری جابه‌جایی، قسمت درونی لبه حمله به کمک خنک‌کاری برخوردی و سطح بیرونی پره به کمک خنک‌کاری لایه‌ای، خنک شود. [۸، ۲۹، ۳۰].

در مرحله اول توربین پرفشار، پره‌های استاتور به کمک روش ترکیبی ذکر شده، یعنی استفاده هم‌زمان از خنک‌کاری جابه‌جایی، لایه‌ای و برخوردی خنک می‌شوند. پره‌های روتور نیز از همان روش برای خنک‌کاری استفاده می‌کنند، با این تفاوت که در نوک پره پوسته میانی^۶ وجود نداشته و در نوک پره سوراخ‌های خنک‌کاری قرار گرفته است. در مرحله دوم توربین پرفشار، پره‌های استاتور همانند پره‌های مرحله اول خنک می‌شوند؛ با این تفاوت که سهم خنک‌کاری برخوردی به نسبت مرحله اول به مراتب کمتر می‌باشد. پره‌های روتور نیز به کمک خنک‌کاری جابه‌جایی همراه با پین-فین و خنک‌کاری لایه‌ای و با حداقل هوای ممکن خنک می‌شوند.

¹ Stage

² Twisted blade

³ Shroud

⁴ Shroud

⁵ Dovetail (Serrated)

⁶ Shroud

در توربین کم فشار، استاتور و روتور مرحله اول تنها به کمک روش جابه‌جایی خنک می‌شوند. در مرحله آخر توربین کم‌فشار نیز از خنک‌کاری استفاده نمی‌شود. در شکل (۲)، نمونه‌ای از پره‌های روتور و استاتور استفاده شده در توربین مورد نظر ارائه شده است. در جدول (۱) خلاصه‌ای از ساختارهای استفاده شده در موتور F100-PW-220 ارائه شده است.



شکل ۲- نمایی از پره‌های روتور و استاتور مورد استفاده در موتور F100-PW-220 [۵]

جدول ۱- مشخصات ساختاری توربین موتور F100-PW-220

| نوع توربین | محوری | توربین دو مرحله‌ای فشار بالا - توربین دو مرحله‌ای فشار پایین |
|----------------|---------------------------------|--|
| نوع پره | نوک | استاتور: دارای پوسته میانی / روتور: بدون پوسته میانی (نوک پره لبه‌دار با سوراخ‌های خنک‌کاری) |
| | ریشه | نحوه اتصال به دیسک: محوری (دارای جایگاه جدا برای هر پره) / نوع ریشه: دم کبوتری ^۱ |
| سیستم خنک‌کاری | ایرفویل | ضربه ای - واکنشی / پیچ خورده |
| | استاتور و روتور مرحله اول | لایه‌ای (فیلمی) + جابه‌جایی (پین-فین) + برخوردی + پوشش آلومینیدی |
| | استاتور و روتور مرحله دوم | استاتور: خنک‌کاری برخوردی در لبه حمله + لایه‌ای (فیلمی) + جابه‌جایی - روتور: لایه‌ای (فیلمی) + جابه‌جایی (پین-فین) |
| | استاتور و روتور مراحل دوم / سوم | جاب‌جایی / بدون خنک‌کاری |

¹ Dovetail serrated

جدول ۲- ورودی‌های مربوط به توربین فشار بالا و فشار پایین

| پارامتر | واحد | توربین فشار بالا | توربین فشار پایین |
|-----------------------------|------|------------------|-------------------|
| شرایط سیال ورودی | - | جریان زیر صوت | جریان زیر صوت |
| دور کاری | RPM | ۱۳۴۵۰ | ۱۰۴۰۰ |
| فشاری ورودی به ماژول | Kpa | *۲۴۸۷/۸۵ | *۷۳۹/۲۸۸ |
| دمای ورودی به ماژول | C | ۱۳۹۹ | *۹۸۹/۳۷۲ |
| فشار استاتیک خروجی از ماژول | Kpa | *۷۳۹/۲۸۸ | *۳۴۲/۵۳۷ |
| جریان جرم ورودی به ماژول | kg/s | *۵۸/۵ | *۶۵ |
| میزان هوای خنک کاری | درصد | ۱۰ | ۰ |

با توجه به ساختارهای بکار رفته در توربین مورد نظر و تحلیل سیکل موتور F100-PW-220، که به کمک نرم‌افزار کامپیوتری گس ترب^۱ صورت گرفته است، ورودی‌های طراحی مفهومی تعیین می‌شوند. در مطالعه حاضر برای انجام طراحی مفهومی از نرم‌افزار ان رک، استفاده شده است. از آنجاییکه دور کاری توربین فشار بالا و فشار پایین در موتور F100-PW-220، با یکدیگر متفاوت می‌باشد، بنابراین طراحی مفهومی برای هر کدام از آنها به صورت جداگانه صورت گرفته است. در نتیجه، پس از طراحی مفهومی توربین فشار بالا، از خروجی‌های آن به‌عنوان ورودی‌های طراحی مفهومی توربین فشار پایین استفاده شده است. جدول (۲)، ورودی‌های اولیه توربین‌های فشار بالا و فشار پایین را نمایش می‌دهد. دمای ورود به توربین مورد نظر 1399°C ، دور کاری آن 13450 RPM می‌باشد [۳، ۵، ۹، ۳۱]. در جدول (۲)، موارد ستاره‌دار از نتایج تحلیل سیکل ترمودینامیکی گرفته شده‌اند. لازم به ذکر می‌باشد که در مطالعه حاضر، با توجه به ناچیز بودن درصد هوای خنک کاری در توربین فشار پایین، خنک کاری تنها در توربین فشار در نظر گرفته شده است [۵].

در این مطالعه، برای تعیین هندسه کلی مسیر جریان، تنظیمات نرم‌افزار به نحوی انتخاب شدند که شعاع میانی پره ثابت و شعاع پره در ریشه و نوک متغیر باشد. برای تولید هندسه پره‌ها نیز، زاویه پره از ریشه تا نوک متغیر در نظر گرفته شده است. الگوی محاسبات مربوط به تلفات پره با توجه به منابع موجود برای هر جزء (هر ردیف پره)، مدل $\text{AMCD}+\text{KO}+\text{MK}+\text{BSM}^2$ می‌باشد. همچنین داده‌های ابعادی لبه حمله پره، مستقیماً از داده‌های ابعادی لبه فرار پره بالادست، محاسبه می‌شوند. این کار موجب می‌شود تا روند رشد شعاع پره صاف‌تر^۳ شود و حالت پلکانی به خود نگیرد. همچنین برای ایرفویل و تولید هندسه کلی پره، از مدل پریچارد^۴ که برای توربین‌های محوری مناسب می‌باشد، استفاده شده است [۳۲]. برای محاسبه تعداد پره‌ها نیز از مدل زی فل^۵ استفاده می‌شود. از مزایای این مدل این است که به کمک تغییر تعداد پره‌ها از بروز پدیده شوک در توربین جلوگیری می‌کند.

¹ GasTurb

² Loss Model: Benner/Sjolander/Moustapha

³ Smooth(er)

⁴ Pritchard

⁵ Zweifel

۴- مدل‌سازی و شبیه‌سازی عددی توربین

در این بخش، توربین‌های فشار بالا و فشار پایین موتور F100-PW-220، که طراحی مفهومی آنها در بخش قبل صورت گرفت، به کمک ابزارهای مکانیک سیالات محاسباتی، به صورت سه بعدی مدل‌سازی و بررسی شدند. در این مطالعه برای شبکه‌بندی و شبیه‌سازی، به ترتیب از نرم‌افزارهای توربو‌گرید^۱ و سی اف ایکس استفاده شده است. تصویر سه بعدی توربین فشار بالا و فشار پایین موتور F100-PW-220، پس از روی هم انباشتن پروفیل‌های تولید شده در مرحله طراحی مفهومی در شکل (۳) قابل مشاهده می‌باشند. در این تصاویر قسمت پوسته بیرونی توربین به حالت شفاف درآمدن است تا ردیف پره‌ها به خوبی دیده شوند. همچنین از آنجاییکه هدف بررسی عملکرد هندسه پره‌ها در حالت سه بعدی می‌باشد، در بخش شبیه‌سازی عددی تنها پره‌های توربین مدل شده‌اند و از بررسی خنک‌کاری پره‌ها در این بخش صرف‌نظر شده است.

نرم‌افزار سی اف ایکس، حلگری بر پایه فشار^۲ است که نتایج حل و مشخصات سیال را در گره‌ها ذخیره می‌کند. معادلات را به صورت کیفیت بالا^۳ و با دقت خطای مرتبه دو گسسته می‌نماید [۳۳]. در این مطالعه، سیال کاری، هوا در شرایط ایده‌آل در نظر گرفته شده است. با این انتخاب نرم‌افزار سیال را تراکم‌پذیر نیز در نظر می‌گیرد. از شرایط مرزی فشار و دمای ورودی و فشار خروجی برای شبیه‌سازی استفاده شده است. همچنین برای صفحه (مرز) رابط بین دامنه^۴ روتور و استاتور از مدل صفحات ترکیبی^۵ استفاده شده است. فشار مرجع نیز صفر در نظر گرفته شده است. مدل توربولانسی انتخاب شده در این مطالعه مدل $K-\omega$ SST می‌باشد.

در مطالعه حاضر، برای شبکه‌بندی از نرم‌افزار توربوگرید استفاده شده است. این نرم‌افزار شبکه‌بندی را به صورت کاملاً خودکار برای توربوماشین‌ها، بر اساس تنظیمات و قيودی که طراح تعیین می‌کند، انجام می‌دهد. در نواحی اطراف پره، لقی و در نزدیکی دیواره‌ها گرادیان‌های شدیدی وجود دارد و به همین دلیل شبکه باید در این نواحی ریزتر از سایر نقاط باشد. به همین جهت توربوگرید با ایجاد یک توپولوژی^۶ در اطراف پره، شبکه‌های متفاوتی را در نواحی مختلف ایجاد می‌کند. برای دست یافتن به جوابی دقیق در کمترین زمان، سعی می‌شود تا شبکه‌بندی ناحیه حل به صورت سازمان یافته باشد [۳۴].

داده‌های انتقال یافته به نرم‌افزار توربوگرید شامل هندسه پره، ناحیه نوک پره، ناحیه ریشه پره و حوزه^۷ سیال عبوری می‌باشد. نوع توربوماشین و تعداد پره‌های هر ردیف، توسط طراح وارد نرم‌افزار می‌شود. از آنجاییکه در یک ردیف پره، مشخصات داده‌های ذکر شده کاملاً مشابه یکدیگر می‌باشند، فرایند شبکه‌بندی و حل عددی تنها برای یک پره به ازای هر ردیف پره (یک مسیر جریان) صورت گرفته است. همچنین از آنجاییکه در این مطالعه برای حل جریان از مدل $K-\omega$ SST استفاده می‌شود، برای شبکه‌بندی در نواحی لایه مرزی از روش تعیین فاصله اولین المان^۸ با دیوار استفاده شده است و مقدار Y^+ به عنوای یک قید، برابر با یک در نظر گرفته می‌شود. در شکل (۴) نمونه‌ای از شبکه‌بندی صورت گرفته برای یک پره ارائه شده است.

¹ TurboGrid

² Pressure base

³ High resolution

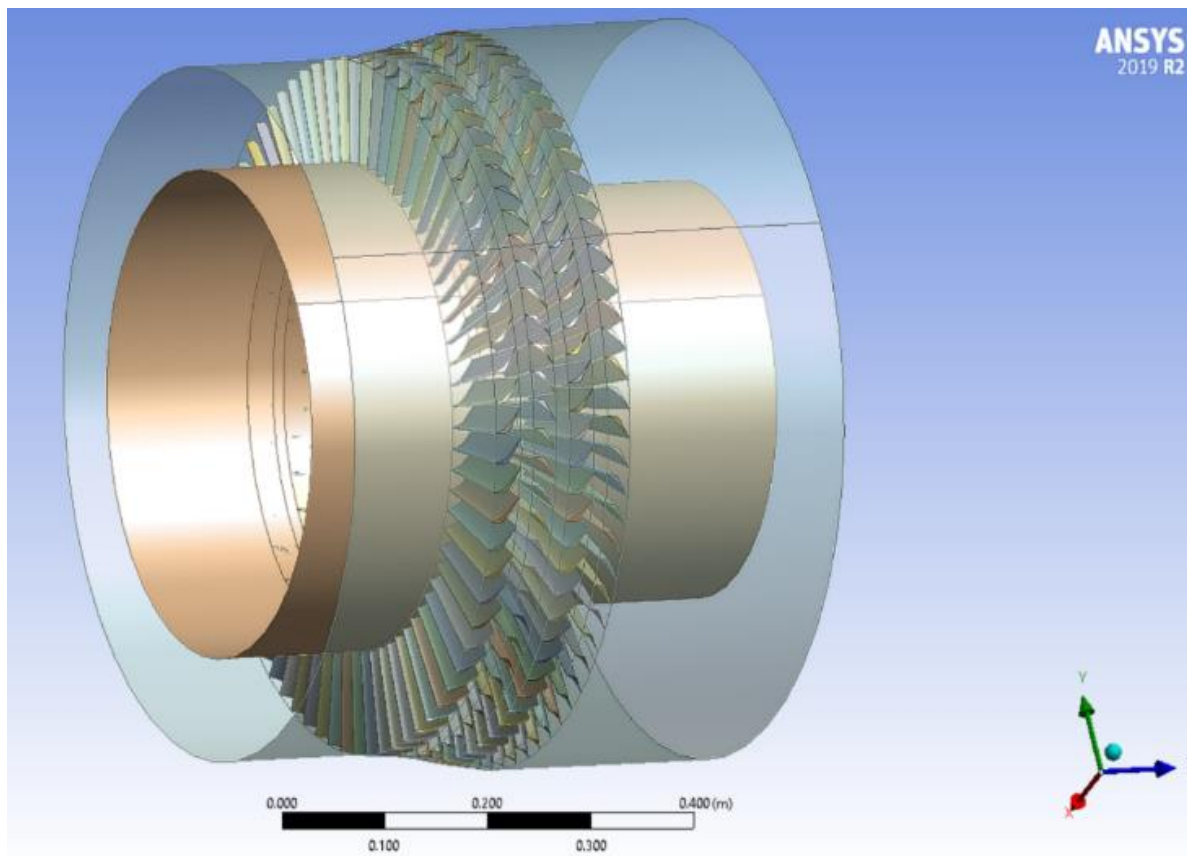
⁴ Domain

⁵ Stage (Mixing Plane) Model

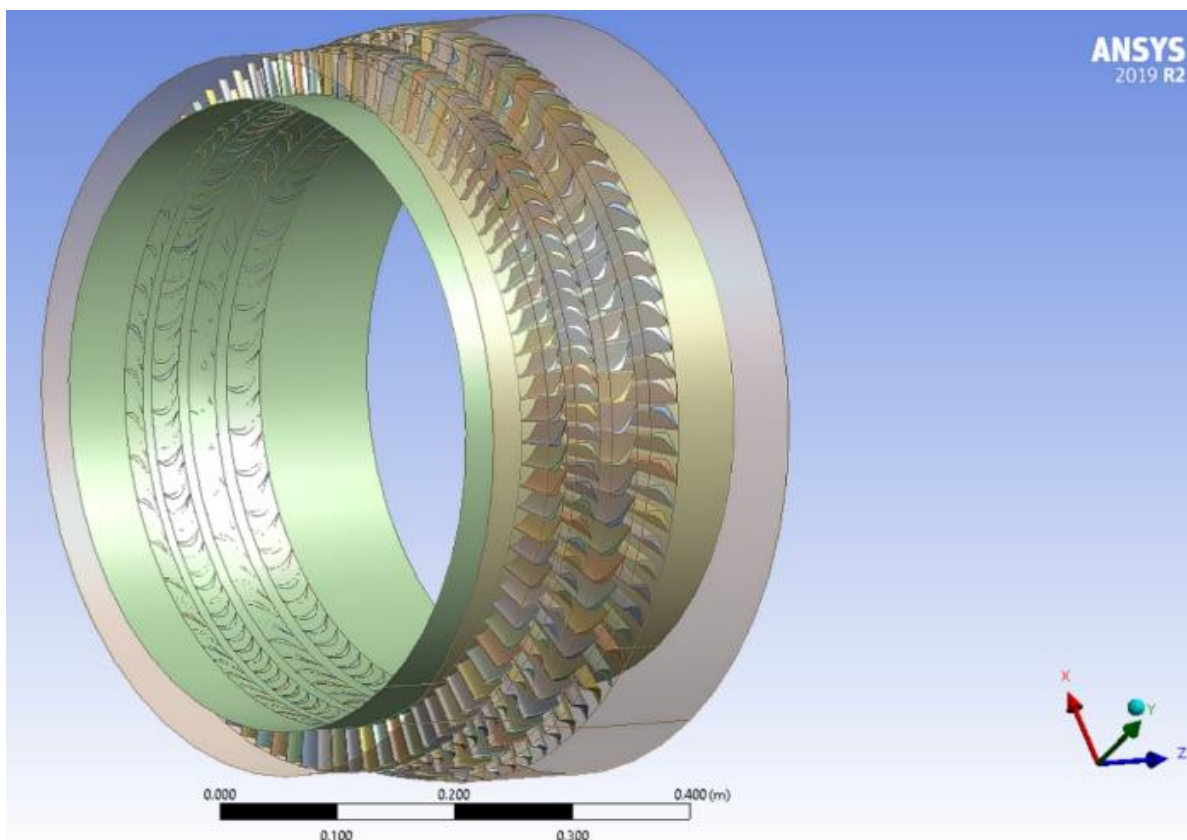
⁶ Topology

⁷ Domain

⁸ First element offset

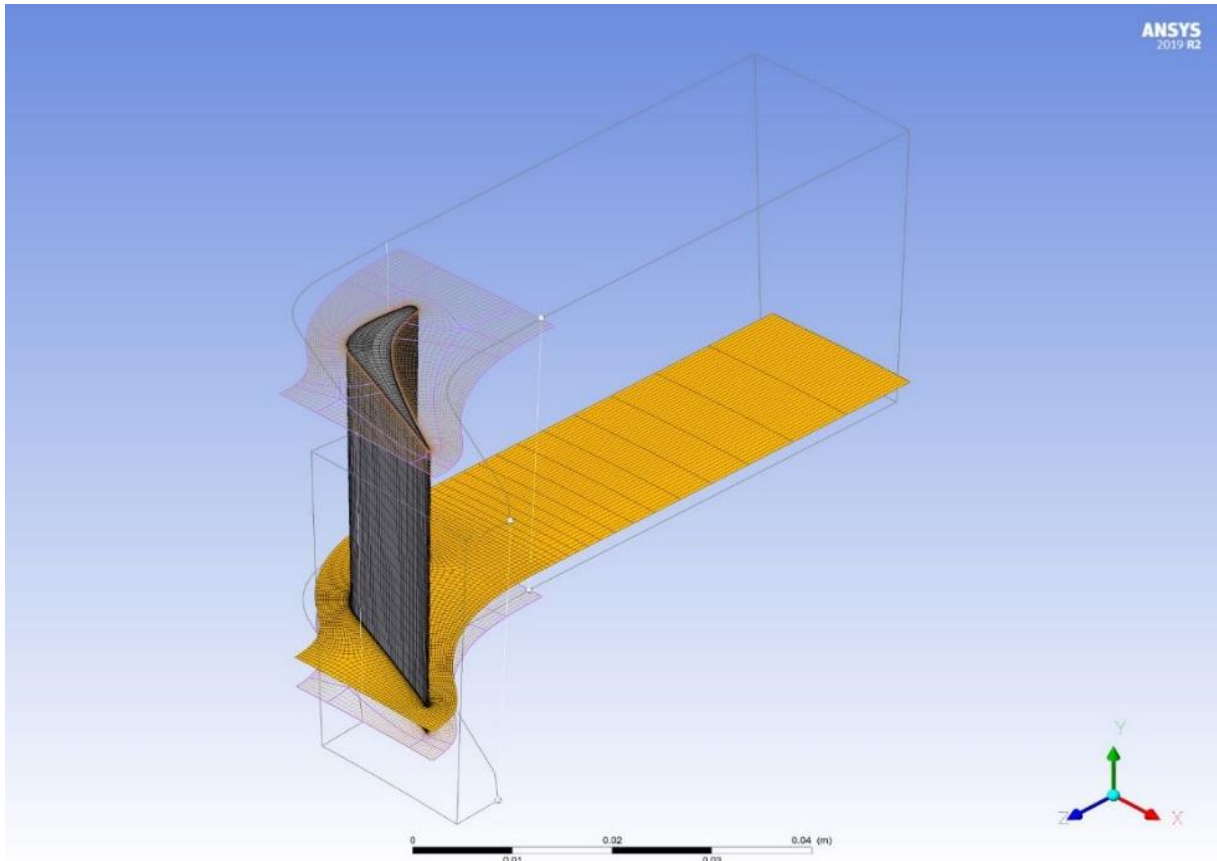


(الف)

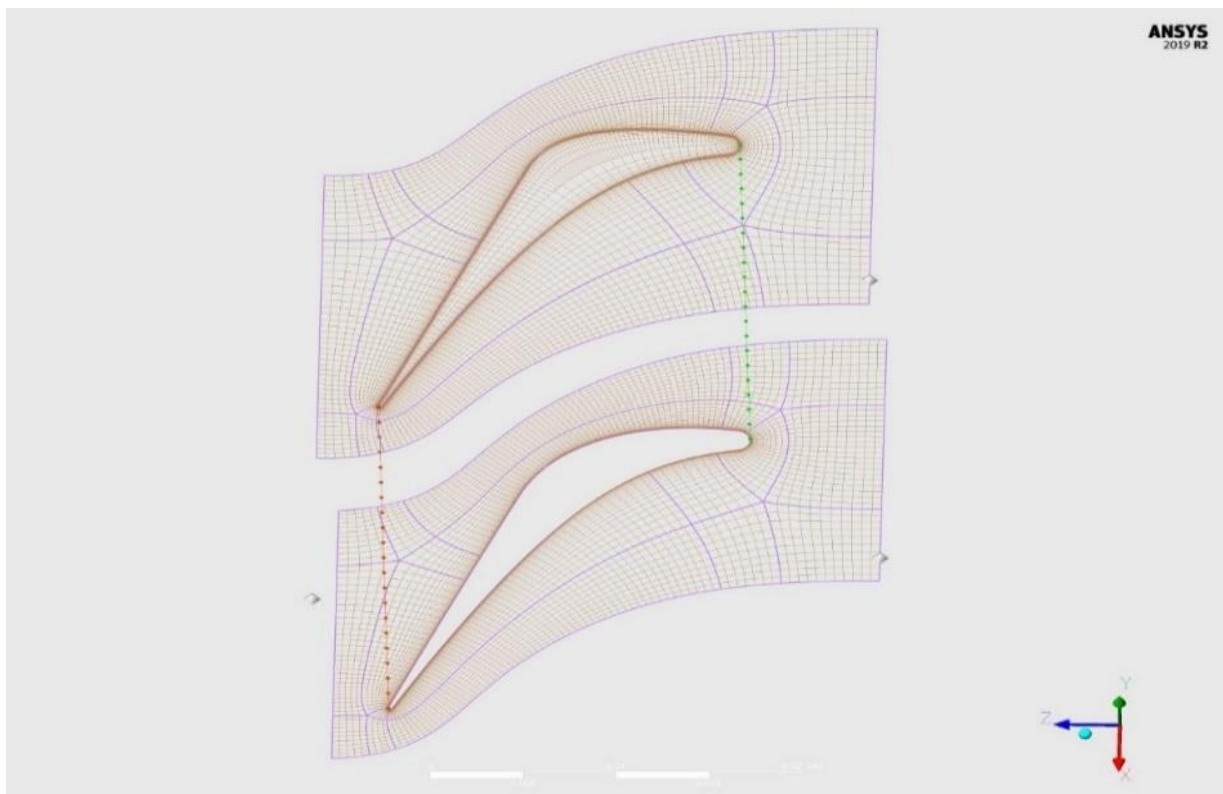


(ب)

شکل ۳ - (الف) نمای سه بعدی توربین فشار پایین و (ب) نمای سه بعدی توربین فشار بالا

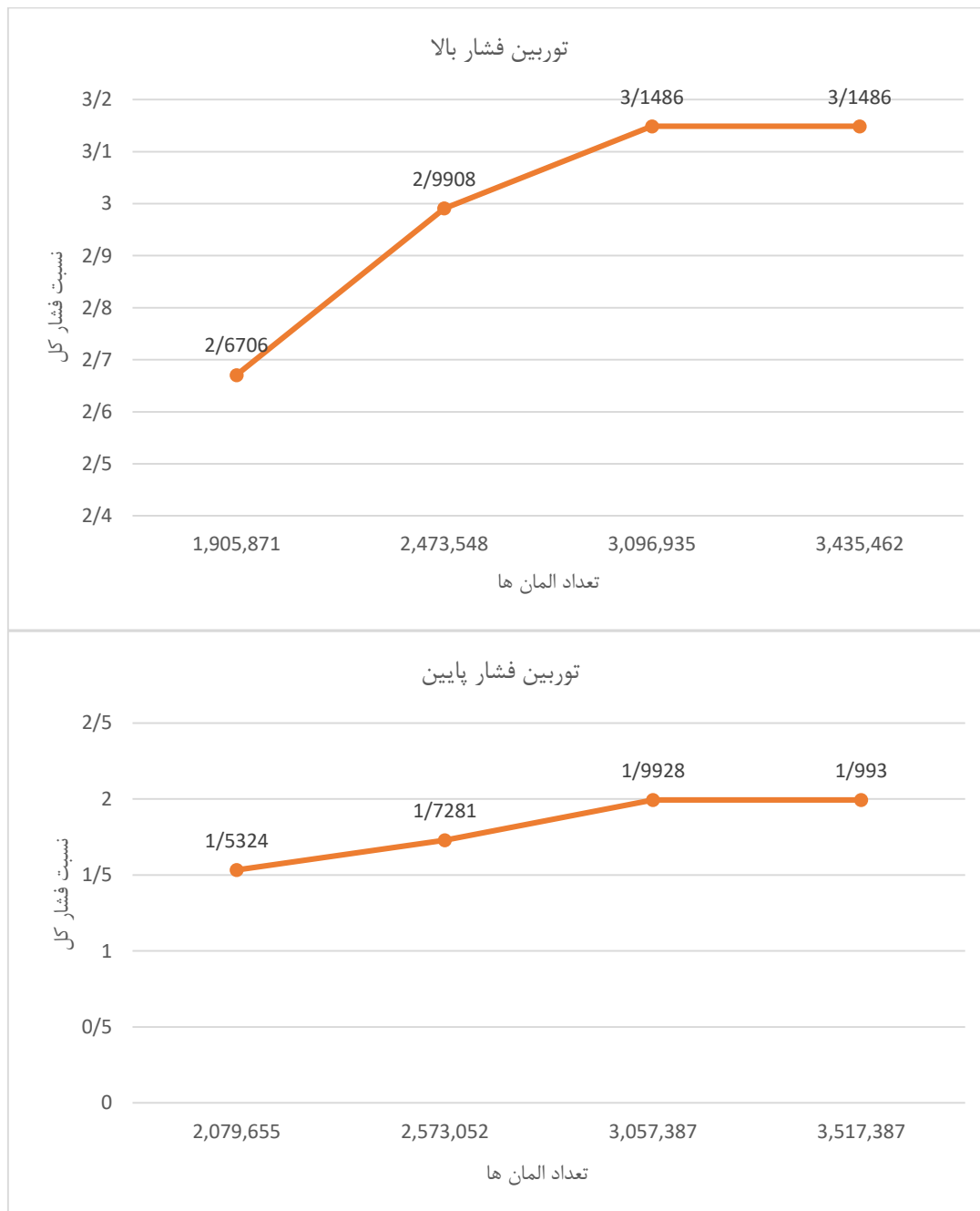


شکل ۴- شبکه‌بندی پره استاتور مرحله اول در توربین فشار بالا



شکل ۵- توپولوژی ایجاد شده برای پره استاتور مرحله اول توربین فشار بالا (شکل بالا مربوط به نوک پره و شکل پایین مربوط به ریشه پره)

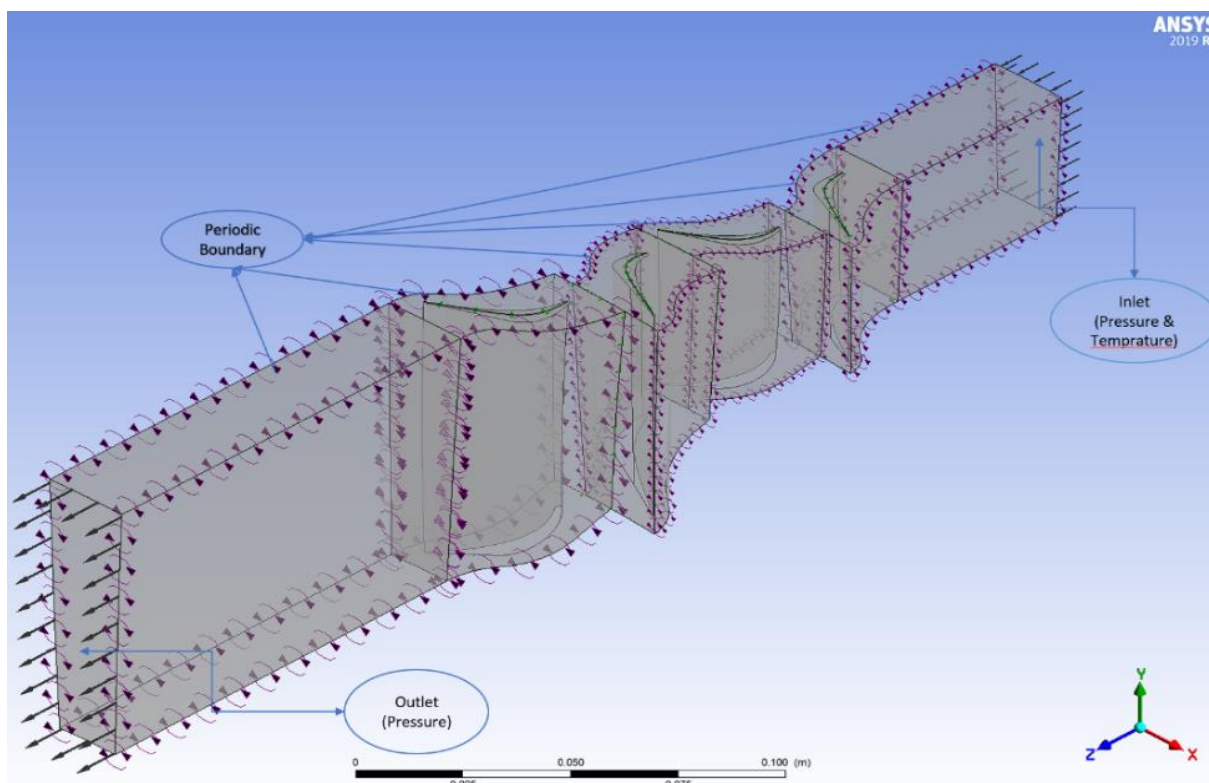
همچنین در شکل (۵)، می‌توان توپولوژی مربوط به پره استاتور مرحله اول توربین فشار بالا را مشاهده کرد. همان‌طور که در بخش بالایی شکل (۵) مشاهده می‌شود، فضای مربوط به لقی نوک نیز شبکه‌بندی شده است. در این مطالعه برای بررسی استقلال شبکه، چهار شبکه مختلف بررسی شده است. در شکل (۶) می‌توان اطلاعات مربوط به بررسی استقلال شبکه در این مطالعه را مشاهده کرد. در مطالعه حاضر، برای توربین فشار بالا و فشار پایین، به ترتیب، شبکه‌بندی با ۳۰۹۶۹۳۵ المان و ۳۰۵۷۳۸۷ المان، انتخاب شده است. در جدول (۴) اطلاعات ورودی به نرم‌افزار سی اف ایکس ارائه شده است. این اطلاعات از اطلاعات موجود از توربین مورد نظر، نتایج طراحی سیکل و نتایج طراحی مفهومی توربین که در این مطالعه انجام شده، گرفته شده است.



شکل ۶- نمودار بررسی استقلال شبکه در توربین فشار بالا و فشار پایین

جدول ۴- اطلاعات ورودی به نرم‌افزار CFX

| شرایط مرزی | توربین فشار بالا | توربین فشار پایین |
|------------------|------------------|-------------------|
| فشار ورودی (KPa) | ۲۴۸۷/۸۵ | ۷۳۹/۲۲۸ |
| دمای ورودی (C) | ۱۳۹۹ | ۹۸۹/۳۷ |
| فشار خروجی (Kpa) | ۷۳۹/۲۲۸ | ۳۴۲/۵۷۳ |
| دور (RPM) | ۱۳۴۵۰ | ۱۰۴۰۰ |
| مدل توربولانسی | K- ω SST | K- ω SST |

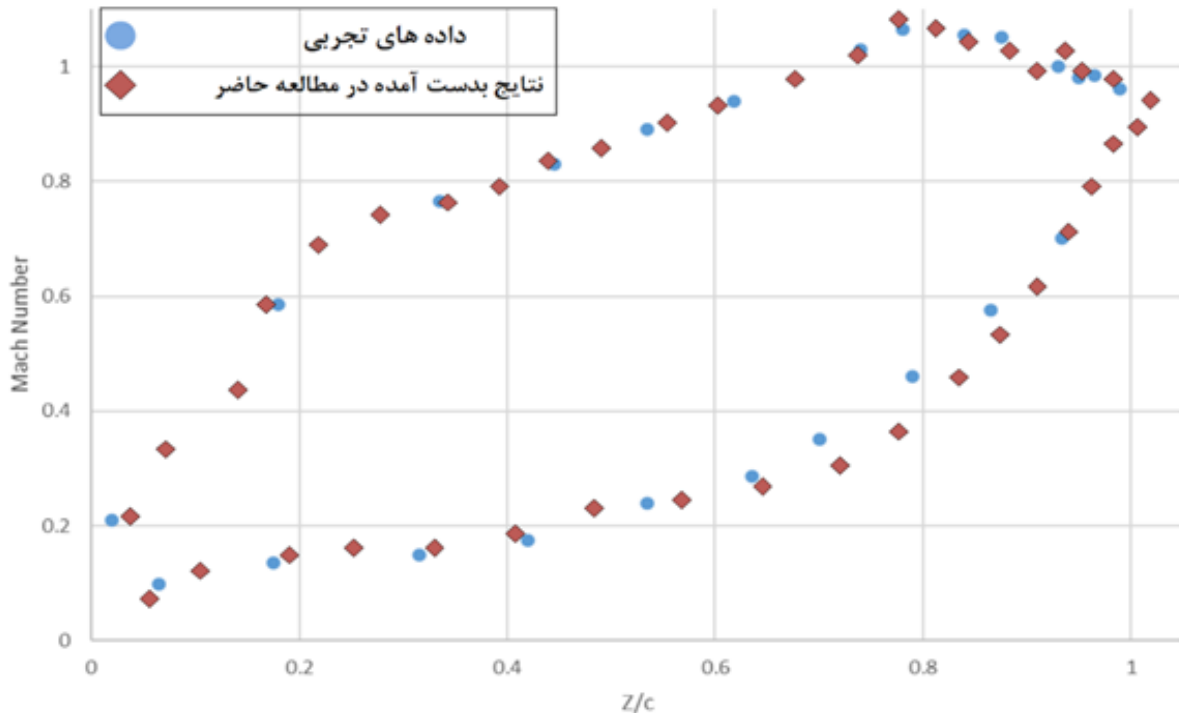


شکل ۷- نمایی از شرایط مرزی اعمال شده در توربین فشار بالا و فشار پایین

در شکل (۷) علاوه بر نمایش یک مسیر جریان، نمایی از شرایط مرزی اعمال شده بر توربین‌های فشار بالا و فشار پایین ارائه شده است.

۵- نتایج

در این بخش نتایج طراحی مفهومی و شبیه‌سازی عددی توربین طراحی شده به تفکیک ارائه شده است. با توجه به تحقیقات تجربی انجام شده بر روی موتور توربوفن F100-PW-220، نتایج هیچ آزمایش مرتبطی در مقالات حاضر منتشر نشده است. بنابراین برای اعتبارسنجی مطالعه حاضر می‌توان از مطالعات انجام شده بر توربین‌های مشابه استفاده کرد. قریشی و همکاران [۳۵]، از دانشگاه آکسفورد، آزمایش‌ها و پیش‌بینی‌های آیرودینامیک و انتقال حرارت را در پره‌های توربین MT1 انجام دادند.



شکل ۸- مقایسه عدد ماخ آیزنتروپیک در مطالعه حاضر و مطالعه قریشی و همکاران [۳۵]

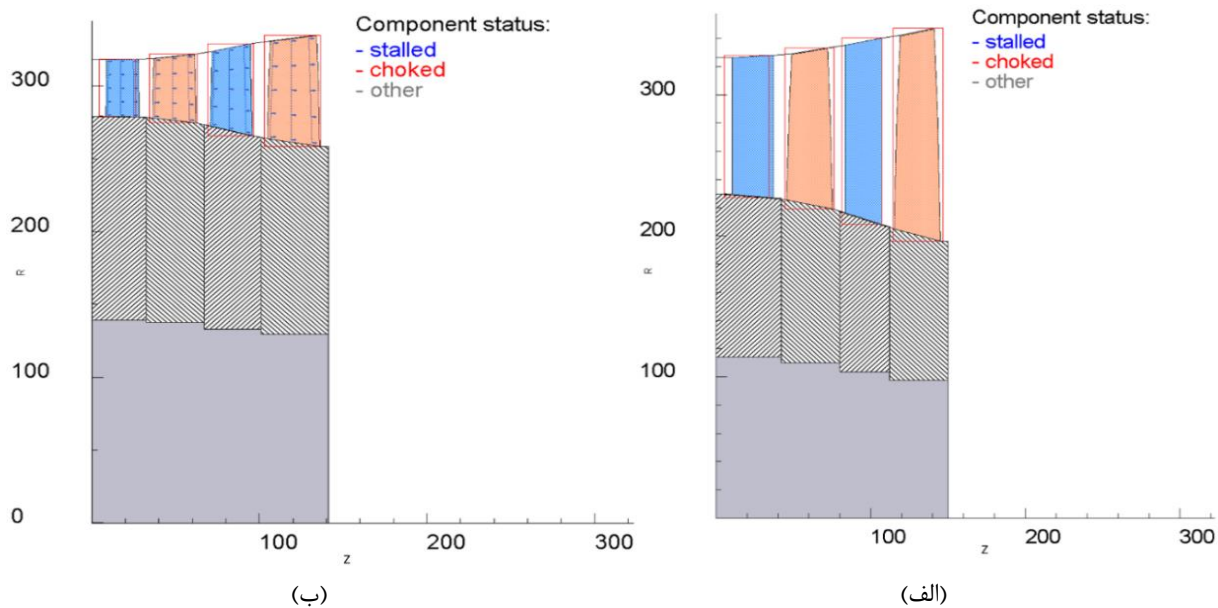
با مقایسه داده‌های شبیه‌سازی عددی با این داده‌های تجربی می‌توان یک دقت محاسباتی معقول به دست آورد [۳۵، ۳۶]. برای انجام اعتبارسنجی سعی بر این شد تا با استفاده از اطلاعات موجود از پره‌های توربین MT1، نتایج مطالعه قریشی و همکاران [۳۵] تکرار شود. برای تأیید محاسبات عددی عدد ماخ تیغه در نزدیکی دیواره انتهایی مقایسه شد. در شبیه‌سازی عددی توربین MT1 از عدد مش مشابه، توپولوژی مش مشابه و مدل آشفتگی (SST) که در مطالعه قریشی و همکاران استفاده شده بود، استفاده شده است. همچنین از اعتبارسنجی مقاله منگ و همکاران [۳۶] نیز استفاده شده است. شکل (۹) عدد ماخ آیزنتروپیک داده‌های شبیه‌سازی شده و داده‌های تجربی را در دهانه ۹۰٪ پره با استفاده از همان روش شبیه‌سازی عددی مقایسه می‌کند. مشاهده می‌شود که روش شبیه‌سازی عددی در این مقاله همانند مقاله منگ و همکاران [۳۶]، می‌تواند توزیع عدد ماخ آیزنتروپیک پره را به جز نوسانات لبه فرار پیش‌بینی کند.

۵-۱- نتایج طراحی مفهومی

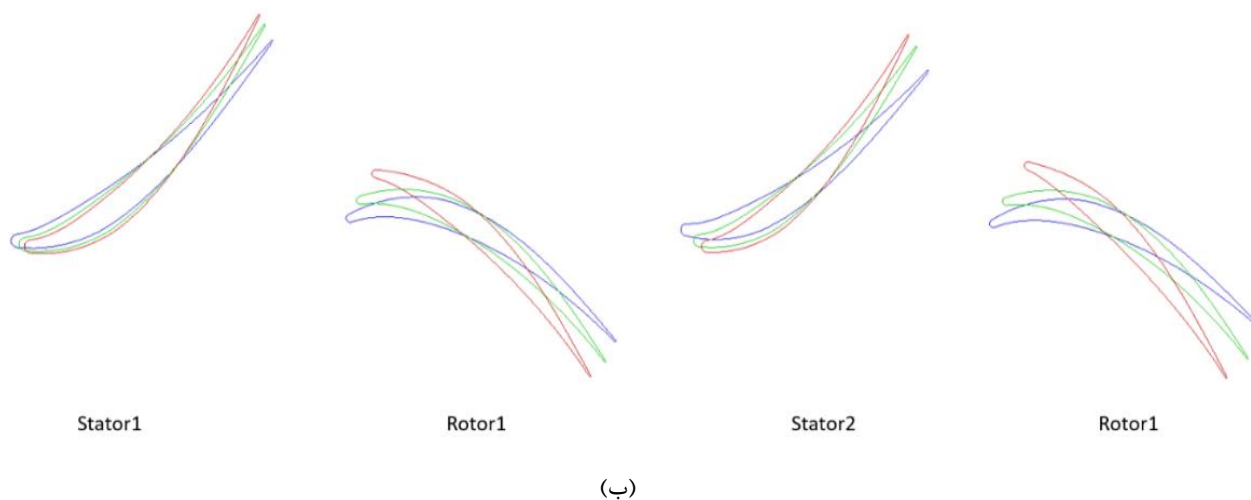
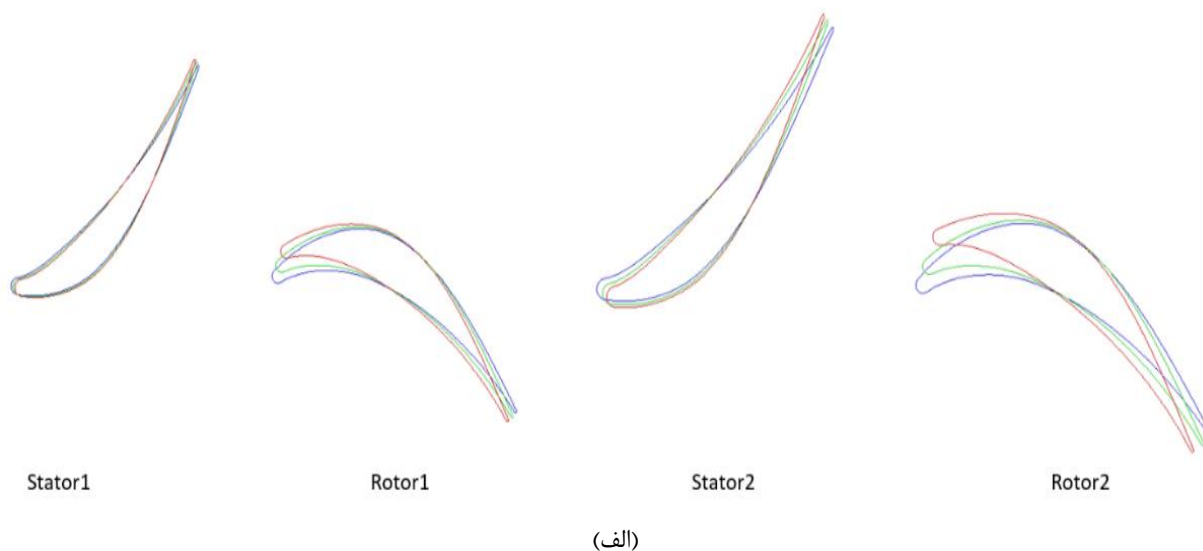
پس از اتمام طراحی مفهومی، مشخصه‌های هندسی مسیر جریان و پره‌های مراحل مختلف توربین، مهم‌ترین مواردی هستند که باید بدست بیایند.

در شکل (۹) می‌توان نمای دو بعدی از توربین‌های فشار بالا و فشار پایین که در مرحله طراحی مفهومی به دست آمده‌اند را مشاهده کرد. این نما مسیر عبور سیال از توربین و تغییرات شعاع توربین را به خوبی نمایش می‌دهد. شعاع میانی هر دو توربین طراحی شده مطابق انتظار ثابت بوده و شعاع توربین در نوک و ریشه پره متغیر می‌باشد.

¹ Span



شکل ۹- (الف) نمایی کلی از توربین فشار پایین و (ب)، نمایی کلی از توربین فشار بالا



شکل ۱۰- تغییرات پروفیل پره‌ها توربین؛ (الف) توربین فشار بالا و (ب) توربین فشار پایین

جدول ۵- برخی از نتایج کلی مربوط به توربین فشار بالا و فشار پایین

| پارامتر | توربین فشار بالا | توربین فشار پایین |
|---------------------------------|------------------|-------------------|
| نسبت فشار کل به کل ^۱ | ۳/۱۲۶۹ | ۱/۹۸۲۵۸ |
| نسبت فشار کل به استاتیک | ۳/۳۶۵۴۷ | ۲/۱۵۷۸۷ |
| توان (J/s) | ۲/۸۹E+۷ | ۱/۴۱۱۳E+۷ |
| بازده کل به کل | ۰/۸۷۴۳۹۴ | ۰/۹۲۸۰۲۹ |
| بازده کل به استاتیک | ۰/۸۲۷۹۷۲ | ۰/۸۳۳۷۹۳ |
| طول ماشین (mm) | ۱۳۸/۵ | ۱۴۸/۸۵ |

جدول ۶- نتایج مربوط به ردیف پره‌های توربین فشار بالا

| توربین فشار بالا | | | | پارامتر |
|------------------|-----------|-----------|-----------|--|
| استاتور ۱ | روتور ۱ | استاتور ۲ | روتور ۲ | |
| ۹۱ | ۱۰۴ | ۷۴ | ۸۹ | تعداد پرها |
| ۳۸/۶۷ | ۴۰/۹۳۶ | ۵۱/۱۶۷ | ۶۷/۱۱۷ | ارتفاع پره در ورودی (mm) |
| ۳۹/۵۴۶ | ۴۷/۱۹۲ | ۶۳/۰۶۶ | ۷۶/۴۲۸ | ارتفاع پره در خروجی (mm) |
| ۲۸/۶۵۳۶ | ۲۸/۹۲۳۳ | ۳۵/۰۱۷۲ | ۳۴/۱۶۲۲ | طول کورد پره (mm) |
| ۸/۱۸۰۱۹ | ۸/۰۴۹۱۵ | ۱۰/۰۰۷۵ | ۱۰/۳۵۳۶ | فاصله بین پرها در ریشه پره (گلوگاه ^۲) (mm) |
| ۰/۰۲۷۱۹۳۳ | ۰/۰۳۹۱۲۱۵ | ۰/۰۴۳۶۰۰۱ | ۰/۰۶۳۷۴۹۹ | مساحت گلوگاه (m ²) |
| ۱/۳۸۰۱۴ | ۱/۶۳۱۶۳ | ۱/۸۰۱ | ۲/۲۳۷۲۱ | نسب ابعادی (طول به عرض یا وتر متوسط بال) ^۳ |
| ۰/۱۹۳۳۵ | ۰/۱۹۷۸۵۹ | ۰/۲۳۰۱۴۱ | ۰/۳۱۶۲۹ | لقی نوک ^۴ (mm) |
| ۱/۰۲۷۰۸ | ۱/۶۱۵۲۸ | ۱/۰۳۱۱۹ | ۱/۸۲۷۷۶ | نسبت فشار کل به کل |

جدول ۷- نتایج مربوط به ردیف پره‌های توربین فشار پایین

| توربین فشار بالا | | | | پارامتر |
|------------------|----------|-----------|----------|--|
| استاتور ۱ | روتور ۱ | استاتور ۲ | روتور ۲ | |
| ۷۲ | ۷۷ | ۸۰ | ۷۸ | تعداد پرها |
| ۹۶/۹۱۶ | ۱۰۳/۵۹۲ | ۱۱۸/۶۷۱ | ۱۳۷/۲۰۴ | ارتفاع پره در ورودی (mm) |
| ۱۰۰/۹۸۸ | ۱۱۴/۱۷۹ | ۱۳۲/۱۶۴ | ۱۵۰/۸۳۸ | ارتفاع پره در خروجی (mm) |
| ۳۵/۲۴۴۹ | ۳۱/۸۵۷۵ | ۳۱/۶۳۴۹ | ۳۱/۲۷۶۴ | طول کورد پره (mm) |
| ۱۰/۸۴۸ | ۱۲/۲۵۰۷ | ۹/۱۱۱۱۶ | ۱۱/۵۶۵۹ | فاصله بین پره‌ها در ریشه پره (گلوگاه) (mm) |
| ۰/۰۸۷۶۵۰۵ | ۰/۰۷۲۰۸ | ۰/۱۱۳۷۴۳ | ۰/۱۴۰۹۹۵ | مساحت گلوگاه (m ²) |
| ۲/۸۶۵۳۲ | ۳/۵۸۴۰۵ | ۴/۱۷۷۷۹ | ۴/۸۲۲۷۴ | نسب ابعادی (طول به عرض یا وتر متوسط بال) |
| ۰/۴۸۴۵۸۴ | ۰/۴۹۵۶۹۳ | ۰/۵۵۸۴۳۳ | ۰/۶۶۴۲۱۴ | لقی نوک (mm) |
| ۱/۰۱۲۷۱ | ۱/۳۶۴۹۸ | ۱/۰۱۲۴۷ | ۱/۴۱۶۵۴ | نسبت فشار کل به کل |

^۱ منظور فشار کل (و نه فقط فشار استاتیک) ورودی به فشار کل خروجی می‌باشد.^۲ Throat^۳ Aspect ratio^۴ Tip clearance

در شکل (۱۰) نیز می‌توان تغییرات پروفیل پره‌ها را از ریشه تا نوک مشاهده کرد. رنگ قرمز مربوط به پروفیل پره در ریشه، رنگ سبز مربوط به میانه پره و رنگ آبی نیز مربوط به نوک پره می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود، مطابق انتظار، پره‌های طراحی شده از نوع پره‌های پیچ خورده^۱ می‌باشند. نسبت فشار کل به کل، برای کل توربین در حدود ۷/۲۷ می‌باشد. در جدول (۵) می‌توان برخی نتایج مهم طراحی مفهومی توربین فشار بالا و فشار پایین طراحی شده را مشاهده کرد. در دو جدول (۶) و (۷) نیز، برخی مشخصه‌های مربوط به ردیف پره‌های توربین فشار بالا و فشار پایین، از جمله تعداد پره‌ها، ارتفاع لبه حمله و لبه فرار پره‌ها، طول وتر^۲ پره‌ها و فاصله لقی نوک پره‌ها ارائه شده است. با مقایسه برخی از پارامترهای مهم توربین طراحی شده با اطلاعات موجود از توربین موتور F100-PW-220 می‌توان نتیجه گرفت که طراحی حاضر، با دقت قابل قبولی به توربین موتور F100-PW-220، نزدیک می‌باشد [۶، ۷، ۳۷، ۳۸].

۵-۲- نتایج شبیه‌سازی عددی

در این بخش نتایج مربوط به شبیه‌سازی ارائه می‌شود. نتایج کلی مربوط به توربین فشار بالا و فشار پایین را در جدول (۸) می‌توان مشاهده کرد. مطابق انتظار، نتایج شبیه‌سازی عددی به نتایج طراحی مفهومی بسیار نزدیک می‌باشد.

یکی از دلایل اختلاف بین نتایج مربوطه به این دلیل است که در شبیه‌سازی عددی، از خنک‌کاری توربین صرف‌نظر شده و تنها رفتار جریان سیال بر روی پره‌های طراحی شده بررسی شده است.

شکل‌های (۱۱) و (۱۲) کانتورهای سرعت را در مراحل مختلف توربین فشار بالا و فشار پایین، در دهانه^۳ ۵۰ درصد و به کمک نمای پره به پره^۴ نمایش داده‌اند. همچنین بردارهای سرعت با رنگ سفید بر روی این کانتورها نشان داده است. هم در توربین فشار بالا و هم در توربین فشار پایین، سرعت سیال در عرض پره‌های استاتور روندی افزایشی و در عرض پره‌های روتور روندی کاهش می‌دارند. روند افزایشی سرعت در عرض پره‌های استاتور به دلیل کاهش مساحت گلوگاه ردیف پره‌های استاتور، در جهت حرکت سیال می‌باشد. همچنین روند کاهش سرعت در عرض روتور، به دلیل این است که روتور انرژی سیال را می‌گیرد. در نتیجه انرژی جنبشی سیال نیز کاهش یافته، که این به معنای کاهش سرعت می‌باشد.

در هر دو توربین فشار بالا و فشار پایین، در سطح مکش پره‌های استاتور افزایش ناگهانی سرعت رخ داده است که این موضوع نشان دهنده وقوع گردابه می‌باشد.

در شکل (۱۳) خطوط جریان بر روی سطح مکش یک پره نمونه (پره استاتور مرحله اول توربین فشار بالا) نمایش داده شده است. می‌توان به وضوح گردابه‌های ایجاد شده بر روی سطح مکش این پره را مشاهده کرد. در هر دو توربین طراحی شده فشار بالا و فشار پایین، در نوک پره‌های ردیف پره‌های روتور، گردابه‌های کمتری نسبت به نوک پره‌های ردیف پره‌های استاتور رخ می‌دهد. این موضوع فقط در رابطه با نوک پره‌ها صدق می‌کند.

¹ Twisted Blade

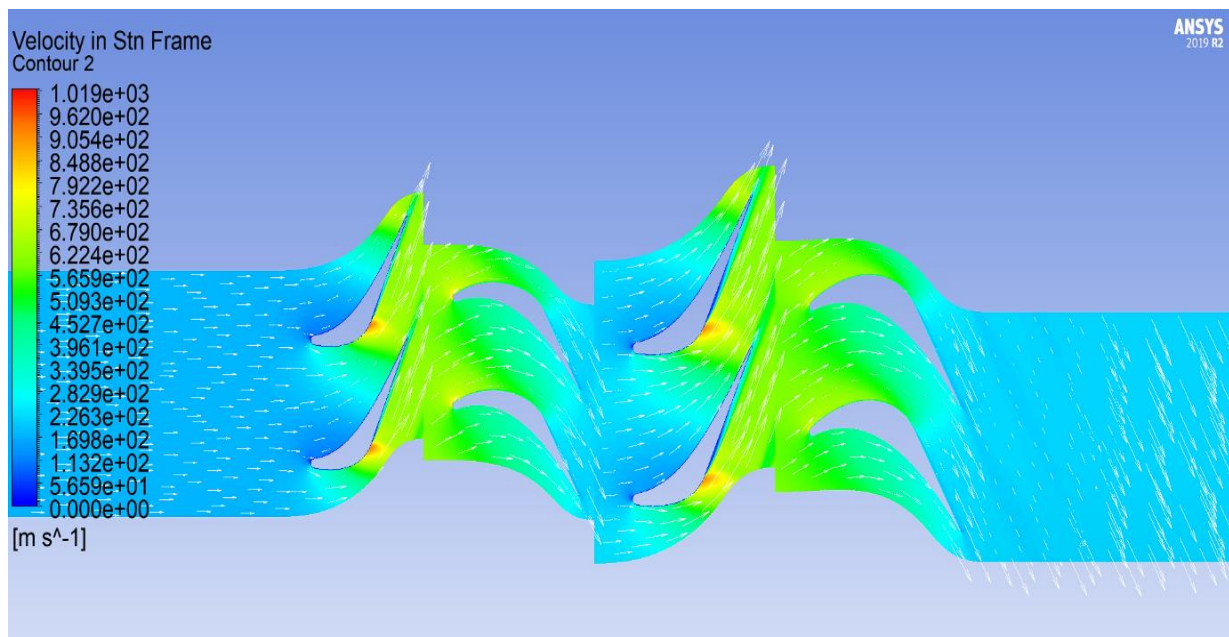
² Chord

³ Span

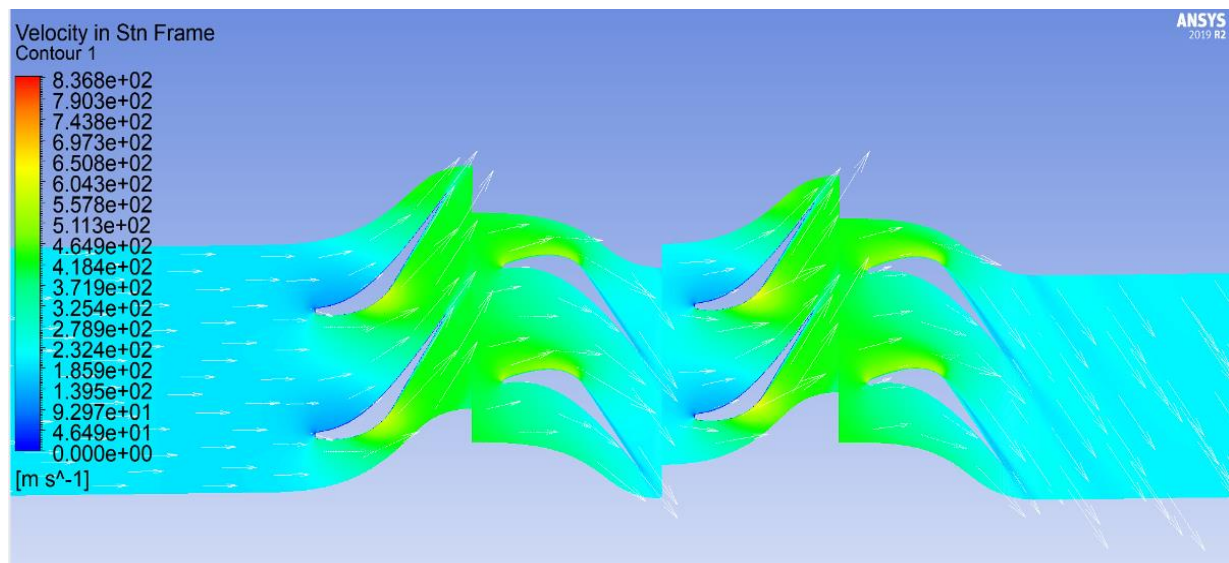
⁴ Blade-to-blade

جدول ۸- نتایج کلی مربوط به توربین فشار بالا و فشار پایین

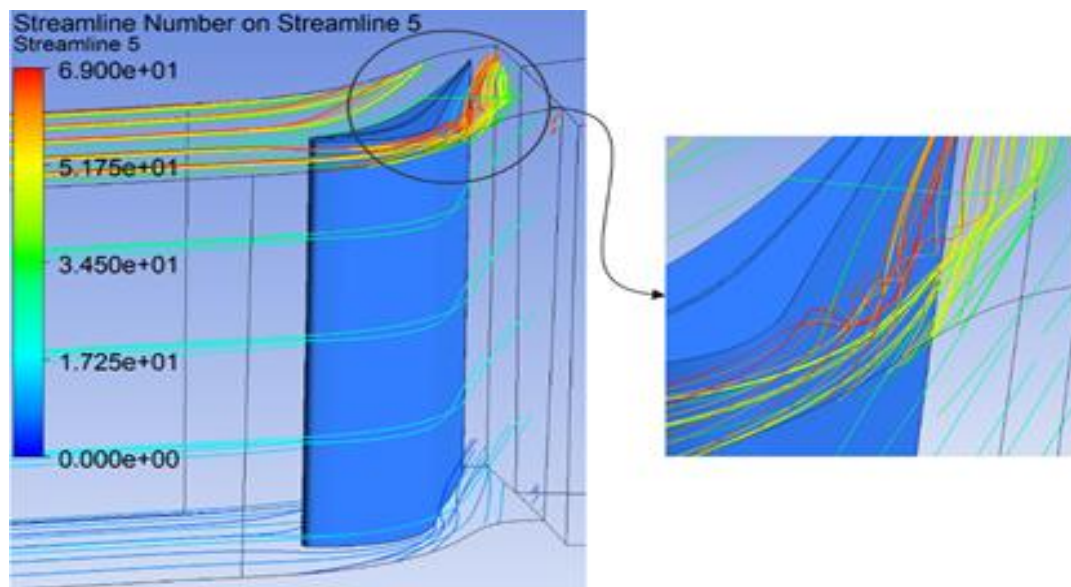
| عملکرد کلی توربین ها | توربین فشار بالا | توربین فشار پایین |
|--|------------------|-------------------|
| نرخ جریان جرمی ورودی (Kg/s) | ۶۴/۴۸۰۵ | ۶۴/۴۰۴۱ |
| نرخ جریان حجمی ورودی (m ³ /s) | ۱۲/۴۴۲۹ | ۳۱/۵۸۰۵ |
| نسبت فشار کل | ۳/۱۴۸۶ | ۱/۹۹۲۸ |
| نسبت دمای کل | ۱/۳۴۷۷ | ۱/۱۹۷۱ |
| بازده کل به کل ایزوتروپیک | ۹۲/۳۵۲۳ | ۹۲/۲۴۷۷ |
| بازده کل به کل پلیتروپیک | ۹۱/۰۹۳۸ | ۹۱/۵۴۹۵ |



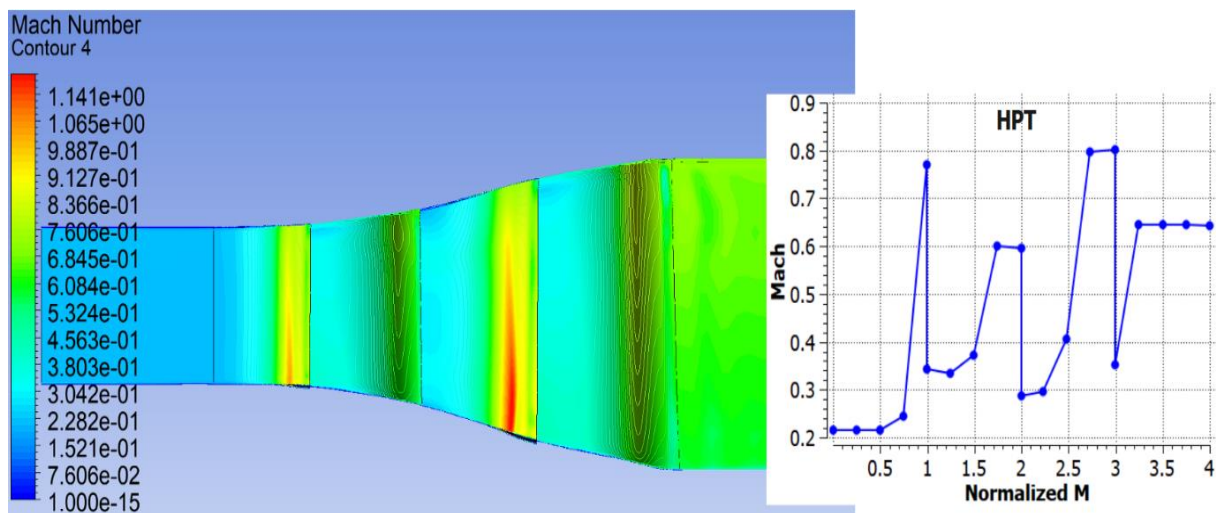
شکل ۱۱- کانتور و بردارهای سرعت توربین فشار بالا در دهانه (span) ۵۰٪



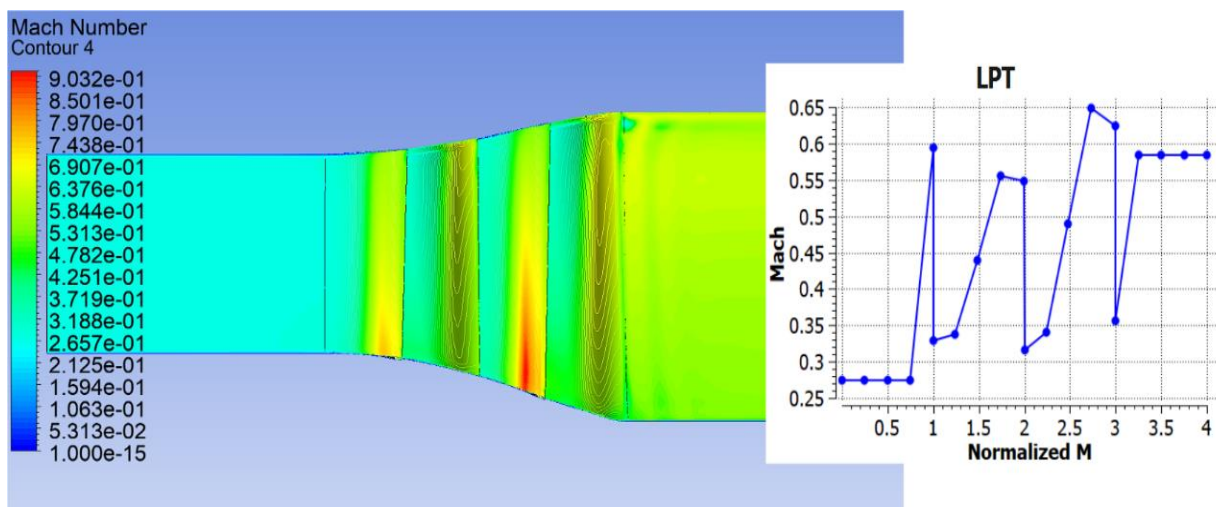
شکل ۱۲- کانتور و بردارهای سرعت توربین فشار پایین در دهانه (span) ۵۰٪



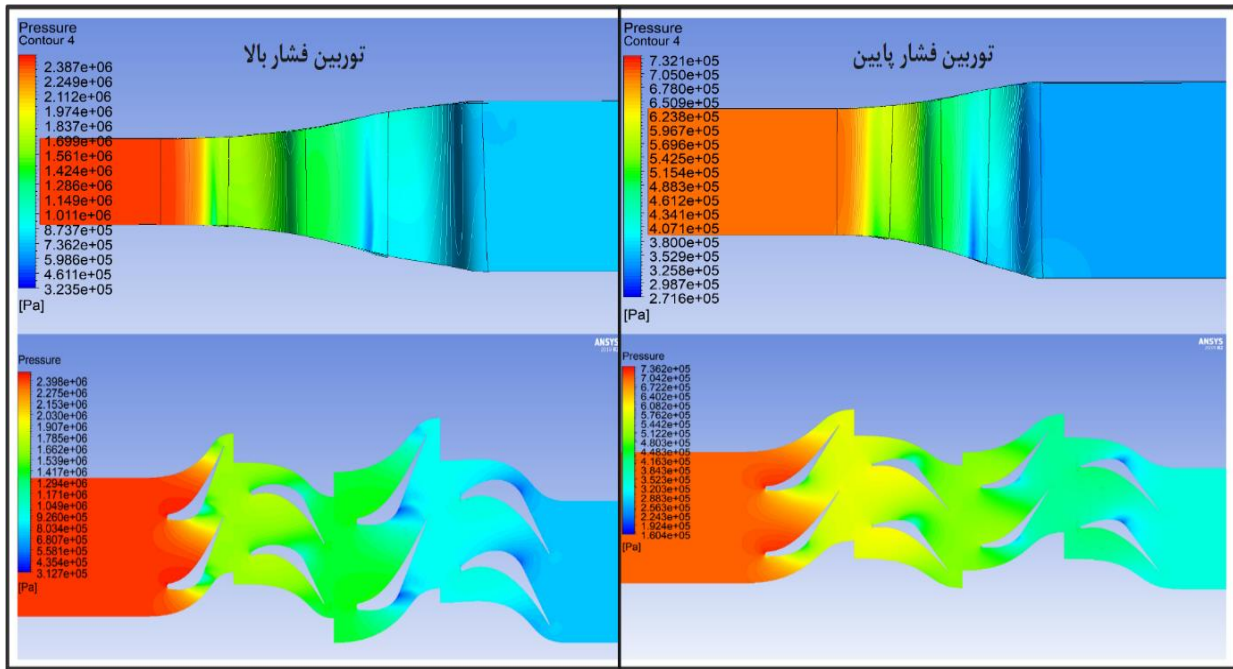
شکل ۱۳- نمونه‌ای از خطوط جریان بر روی سطح مکش پره در توربین فشار بالا



شکل ۱۴- نمودار تغییرات و نمای نصف‌النهاری کانتورهای عدد ماخ در توربین فشار بالا



شکل ۱۵- نمودار تغییرات و نمای نصف‌النهاری کانتورهای عدد ماخ در توربین فشار پایین



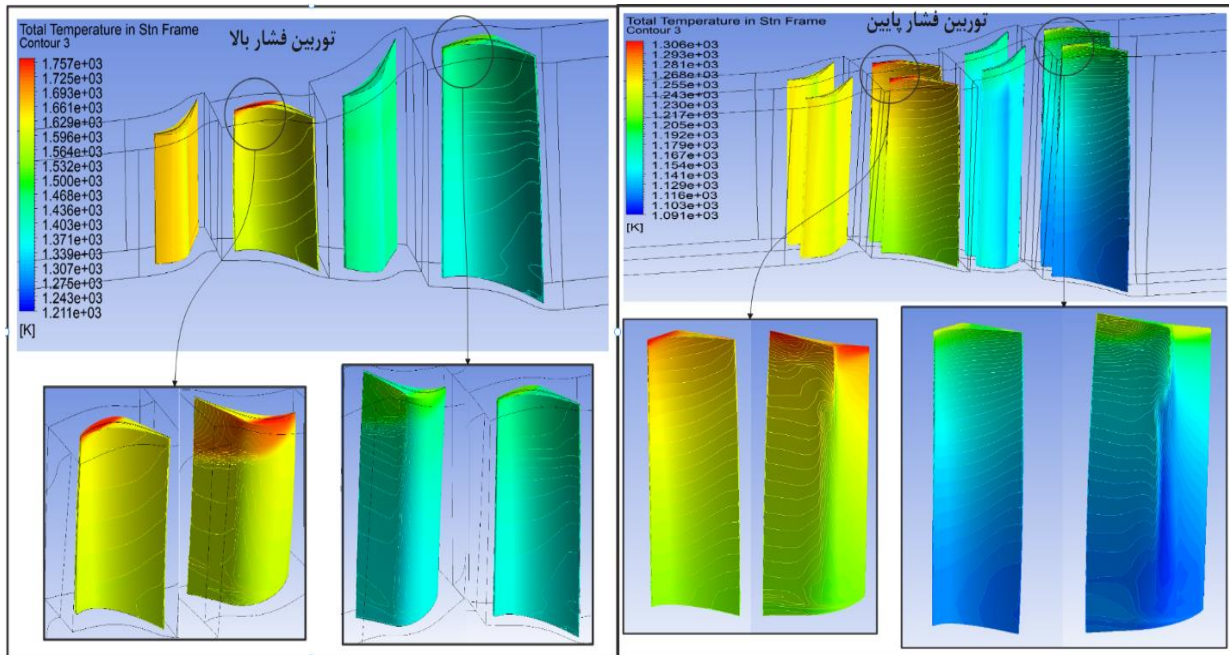
شکل ۱۶- کانتورهای فشار در توربین فشار بالا و فشار پایین

شکل‌های (۱۴) و (۱۵) نمودار تغییرات عدد ماخ و کانتورهای عدد ماخ را به کمک نمای نصف‌النهاری^۱ برای توربین‌های فشار بالا و فشار پایین نمایش داده است. روند افزایش عدد ماخ در توربین‌های فشار بالا و فشار پایین، مانند روند تغییرات سرعت می‌باشد. همچنین، در استاتورهای توربین فشار بالا و توربین فشار پایین، گرادیان‌ها به نسبت روتورها شدیدتر می‌باشد.

در شکل (۱۶) نمای پره به پره در دهانه ۵۰٪ و نصف‌النهاری کانتورهای فشار را در توربین‌های فشار بالا و فشار پایین و نمایش می‌دهد.

همانطور که انتظار می‌رود، فشار از ورودی تا خروجی توربین‌های فشار بالا و فشار پایین روندی کاهشی دارد. هر دو توربین فشار بالا و فشار پایین، در مراحل اول خود، افت بیشتری را نسبت به مراحل دوم تجربه می‌کنند. این به این دلیل می‌باشد که هرچه فشار بیشتر باشد، افت فشار نیز بیشتر است. نکته دیگر اینکه، توربین‌هایی که پره‌های آنها از نوع واکنشی می‌باشند، افت فشار ناچیزی را در پره‌های استاتور تجربه می‌کنند که ناشی از افت‌های لایه مرزی می‌باشد. این در حالی است که رفتار پره‌های ضربه‌ای-واکنشی کاملاً بر عکس بوده و موجب افت فشار زیادی در پره‌های استاتور می‌شوند. با توجه به اینکه پره‌های توربین طراحی شده و توربین موتور F100-PW-220 از نوع ضربه‌ای-واکنشی هستند، پس انتظار می‌رفت که افت فشار در پره‌های استاتور و سرعت سیال در خروجی آنها زیاد باشد. تصاویر بالا نشان می‌دهند که افت فشار در استاتورها و سرعت خروجی از آنها زیاد است، بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که طراحی مفهومی و شبیه‌سازی سه بعدی مطابق انتظار بوده است. در شکل (۱۷)، می‌توان کانتورهای دما بر روی سطح پره‌ها را مشاهده کرد. در هر دو توربین فشار بالا و فشار پایین، در نوک پره‌های روتور، دمای پره به میزان قابل توجهی بیشتر از نقاط دیگر می‌باشد. این امر نشان دهنده وجود تنش حرارتی در نوک پره‌های روتور بوده و لزوم خنک‌کاری در این قسمت پره‌ها را نشان می‌دهد.

¹ Meridional



شکل ۱۷- کانتورهای دما بر روی سطح پره‌های توربین فشار بالا و فشار پایین

۶- بحث و نتیجه‌گیری

در مطالعه حاضر سعی بر این بوده است تا طراحی مفهومی یک توربین که از لحاظ ساختار و عملکرد مشابه توربین موتور توربوپن F100-PW-220 می‌باشد، صورت پذیرد. همچنین شبیه‌سازی عددی جریان بر روی پره‌های سه بعدی توربین طراحی شده انجام شود. در همین راستا به کمک اطلاعات موجود از توربین مورد نظر، طراحی مفهومی توربین فشار بالا و فشار پایین موتور F100-PW-220 صورت گرفت و نتایج آن از جمله هندسه پره‌های توربین ارائه شد. سپس با روی هم انباشتن پروفیل‌های طراحی شده در مقاطع مختلف برای هر ردیف پره، هندسه سه بعدی توربین طراحی شده در بخش قبل تولید شد. در نهایت شبیه‌سازی عددی جریان بر روی پره‌های طراحی شده انجام و مورد بررسی قرار گرفت.

- بر اساس اسناد موجود در رابطه با توربین موتور توربوپن سنگین F100-PW-220 نتایج طراحی مفهومی صورت گرفته در این مطالعه نشان می‌دهد که توربین طراحی شده، به ویژه مشخصه‌های هندسی پره‌ها با تقریب خوبی تطابق بالایی با توربین موتور اصلی دارند.
- با مقایسه نتایج مربوط به طراحی مفهومی و نتایج شبیه‌سازی عددی توربین فشار بالا و فشار پایین مشاهده می‌شود که نتایج طراحی مفهومی و شبیه‌سازی سه بعدی با دقت خوبی مشابه یکدیگر می‌باشند. به‌عنوان مثال نسبت فشار کل به کل در طراحی مفهومی و شبیه‌سازی سه بعدی در توربین فشار بالا و فشار پایین به ترتیب اختلافی ۰/۷ و ۰/۵ درصدی دارند. یکی از مواردی اختلاف بین طراحی مفهومی و شبیه‌سازی سه بعدی توربین فشار بالا مربوط به بازده کل به کل بوده که حدود ۵/۶ درصد می‌باشد. دلیل این اختلاف این است که در طراحی مفهومی، خنک‌کاری داخلی در پره‌ها نیز در نظر گرفته شده است. این جریان با ورود به جریان اصلی به علت دمای کمتر نسبت به جریان اصلی باعث کاهش بازده توربین می‌شود. از آنجایی که در توربین فشار پایین موتور F100-PW-220 خنک‌کاری انجام نمی‌شود؛ لذا بازده کل به کل در توربین فشار پایین در طراحی مفهومی و شبیه‌سازی عددی اختلافی ۰/۶ درصدی دارند.

مراجع

- [1] S. Farokhi, "Aircraft Propulsion", Second Edition, John Wiley & Sons, New York, pp. 1048, 2014, doi: <https://doi.org/10.2514/1.J054236>.
- [2] S. L. Dixon, and C. Hall, "Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery", Seventh Edition, Elsevier Inc., Butterworth-Heinemann, 2013, doi: <https://doi.org/10.1016/C2011-0-0505.Y-9>
- [3] B. Gunston, "Jane's Aero-Engines", Jane's Information Group Ltd, Alexandria, Virginia, 2001.
- [4] B. L. Koff, "Producing the World's Finest Heat Engine," in *ASME Power Conference*, 2016, Vol. 50213: American Society of Mechanical Engineers, p. V001T02A001, June 26–30, Charlotte, North Carolina, USA, doi: <https://doi.org/10.1115/POWER2016-59103> .
- [5] W. B. De Wolf, S. Woldendorp, and T. Tinga, "Analysis of Combined Convective and Film Cooling on an Existing Turbine Blade," 2001, [Online]. Available: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A289e0284-dc8c-446f-94f2-1cb100496003>.
- [6] R. Hagmeijer, A. Boer, T. Tinga, H.J. Ten Hoeve, H.N. Huisman, J.C. Kok, G.A. Kool, M.F.J. Koolloos, W.P.J. Visser, S. Woldendorp, and W.B. de Wolf, "Towards Integrated Analysis of Gas Turbine Components for Life Prediction," 2000, [Online]. Available: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A71422bc4-463d-4e81-8c06-2b486bac5167>.
- [7] C. Thorn, "Optimization of A Turboramjet Hot Section with an Interstage Turbine Burner," 2016, [Online]. Available: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:113947922>.
- [8] T. Auxier, G. Bonner, D. Clevenger, and S. Finger, "Military Engine Durability Improvements through Innovative Advancements in Turbine Design and Materials," in *21st Joint Propulsion Conference*, 08 - 11 July, 1985, Monterey, CA, U.S.A. doi: <https://doi.org/10.2514/6.1985-1221>.
- [9] B. Koff, "F100-Pw-229 Higher Thrust in Same Frame Size," 1989, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 111, No. 2, pp. 187-192 (6 pages), doi: <https://doi.org/10.1115/1.3240235>.
- [10] F. Soechting, "A Design Perspective on Thermal Barrier Coatings," *Journal of Thermal Spray Technology*, Vol. 8, No. 4, pp. 505-511, 1999, doi: <https://doi.org/10.1361/105996399770350179>.
- [11] N. M. Daud, A. M. Elfaghi, and A. A. Abosbaia, "Numerical Calculation of Aerodynamic Shape of an Axial Turbine Blade," *Journal of Complex Flow*, Vol. 5, No. 1, pp. 21-24, 2023. [Online]. Available: <https://fazpublishing.com/jcf/index.php/jcf/article/view/60>.

- [12] Y. Chen, D. Jiang, Z. Du, and S. Wang, "Experimental and Numerical Investigation of High Load Turbine Blade Tip Cavity Structures," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 145, No. 6, p. 061008, 2023, doi: <https://doi.org/10.1115/1.4056512>.
- [13] G. Alyai, "Development of a Basic Aerodynamic Design Code for Multi-stage Axial Flow Turbines in Turbojet Engines," M.Sc. Thesis, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2012, [Online]. Available: <https://elmnnet.ir/doc/10573684-71441>.
- [14] R. D. Flack, "Fundamentals of Jet Propulsion with Applications", Cambridge University Press, Cambridge Aerospace Series, Vol. 17, New York, USA, 2005, doi: <https://doi.org/10.1017/CBO9780511807138>.
- [15] H. Cohen, G. F. C. Rogers, H. I. H. Saravanamuttoo, and H. Saravanamuttoo, "Gas Turbine Theory", Four Edition, Longman Group Limited, 1996, doi: <https://doi.org/10.1017/S0001924000066203>.
- [16] S. Abbasi, " Investigating the Effects of Film Cooling on the Performance Characteristics of an Axial Turbine," Vol. 8, pp. 209-221, 2018, [Online]. Available: https://www.astjournal.ir/article_38523.html.
- [17] D. C. Wilcox, "Turbulence Modeling for CFD", DCW Industries La Canada, CA, Third Edition, Vol. 2, pp. 103-217, 1998, [Online]. Available: http://sutlib2.sut.ac.th/sut_contents/H133907.pdf.
- [18] F. R. Menter, "Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994, doi: <https://doi.org/10.2514/3.12149>.
- [19] M. R. Kolich, "Turbulence Modeling using Rans Methods", <https://cfd-mrk.ir/index.php/training/flow-analysis/fundamentals-of-cfd/rans-turbulence-models/> (accessed).
- [20] D. C. Wilcox, "Reassessment of the Scale-determining Equation for Advanced Turbulence Models," *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 11, pp. 1299-1310, 1988, doi: <https://doi.org/10.2514/3.10041>.
- [21] F. R. Menter, "Improved Two-equation K-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows," NASA (NASA Ames Research Center Moffett Field, CA, United States), Technical Memorandum (TM), Report No. A-92183, 1992, [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930013620>.
- [22] A. Matyushenko, and A. Garbaruk, "Adjustment of The K- ω SST Turbulence Model for Prediction of Airfoil Characteristics Near Stall," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2016, Vol. 769, No. 1: IOP Publishing, p. 012082, 18th International Conference PhysicA.SPb 26-29 October 2015, Saint Petersburg, Russian Federation, doi: <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/769/1/012082>.
- [23] F. Menter, "Zonal Two Equation Kw Turbulence Models for Aerodynamic Flows," in *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference*, 06 - 09 July, 1993, Orlando, FL, U.S.A., doi: <https://doi.org/10.2514/6.1993-2906>.

- [24] L. Könözsy, "The K- ω Shear-stress Transport (SST) Turbulence Model," in: *A New Hypothesis on the Anisotropic Reynolds Stress Tensor for Turbulent Flows: Volume I: Theoretical Background and Development of an Anisotropic Hybrid k- ω Shear-stress Transport/Stochastic Turbulence Model*, Cham: Springer International Publishing, UK, 2019, Vol. 120, pp. 57-66, [Online]. Available: https://doi.org/10.1007/978-3-030-13543-0_3
- [25] I. E. Treager, "Aircraft Gas Turbine Engine Technology: Glencoe/McGraw-Hill School Publishing Company, New York, 1979, ISBN: 0070651280 [Online]. Available: <https://pdfcoffee.com/aircraft-gas-turbine-tecnology-by-irwine-treagerpdf-2-pdf-free.html>.
- [26] B. Rosic, and L. Xu, "Blade Lean and Shroud Leakage Flows in Low Aspect Ratio Turbines," *Journal of Turbomachinery, Transactions of the ASME*, Vol. 134, pp. 031003-1, 2012, doi: <https://doi.org/10.1115/1.3106002>.
- [27] A. Granovskiy, I. Afanasiev, and E. Marchukov, "The Effect of Shroud Design on Flow Structure at the Tip Area and Stage Efficiency," in *13 th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics (ETC13)*, European Turbomachinery Society, 8-12 April, 2019, Lausanne Switzerland, doi: <https://doi.org/10.29008/ETC2019-019>.
- [28] S. Marsh, "Preventing Fretting Fatigue in Blade Dovetail Roots by Modifying Geometry of Contact Surfaces," *Power Transmission Engineering*, Vol. 28, pp. 45-49, 2013, [Online]. Available: <https://www.semanticscholar.org/paper/Preventing-Fretting-Fatigue-in-Blade-Dovetail-Roots-Marsh/ecaa208d48fd20e2fdac0ff01d403c8dcac6a31>.
- [29] R. S. Bunker, "Axial Turbine Blade Tips: Function, Design, and Durability," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 2, pp. 271-285, 2006, doi: <https://doi.org/10.2514/1.11818>.
- [30] G. Cerri, A. Giovannelli, L. Battisti, and R. Fedrizzi, "Advances in Effusive Cooling Techniques of Gas Turbines," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 27, No. 4, pp. 692-698, 2007, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2006.10.012>.
- [31] P. Hendrick, K. Bourdiaudhy, and J. Herbiet, "A Flight Thrust Deck for the F100 Turbofan of the F-16 Aircraft," in *26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 14 - 19 September, 2008, Anchorage, Alaska, USA, [Online]. Available: http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/286.PDF.
- [32] L. Pritchard, "An Eleven Parameter Axial Turbine Airfoil Geometry Model," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 1985, Vol. 79382: American Society of Mechanical Engineers, p. V001T03A058, doi: <https://doi.org/10.1115/85-GT-219>.
- [33] H. K. Versteeg, and W. Malalasekera, "An Introduction to Computational Fluid Dynamics: the Finite Volume Method: The Finite Volume Method", Second Edition, Pearson Education Limited, England, UK, 2007, [Online]. Available: http://sutlib2.sut.ac.th/sut_contents/H109101.pdf.
- [34] Z. S. Oskoui, "The Effect of Changing the Shape of Ribs in Improving the Thermal Performance of Ribbed Cooling Channels in Gas Turbine Blades," M.Sc. Thesis, Urmia University, Urmia, Iran, 2015(in Persion), [Online]. Available: https://elmnnet.ir/doc/10807547-52201?elm_num=12.

- [35] I. Qureshi, A. D. Smith, and T. Povey, "Hp Vane Aerodynamics and Heat Transfer in The Presence of Aggressive Inlet Swirl," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 135, No. 2, p. 021040, 2013, doi: <https://doi.org/10.1115/1.4006610>.
- [36] F. Meng, Q. Zheng, J. Gao, and W. Fu, "Effect of Tip Clearance on Flow Field and Heat Transfer Characteristics in A Large Meridional Expansion Turbine," *Energies*, Vol. 12, No. 1, p. 162, 2019, doi: <https://doi.org/10.3390/en12010162>.
- [37] A. S. Lee, R. Singh, and S. Probert, "Modeling of The Performance of A F100-Pw229 Equivalent Engine under Sea-level Static Conditions," in *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009, p. 5018, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2009-5018>.
- [38] W. Choi, J.-H. You, and I.-W. Lee, "The Performance Modeling of A Low Bypass Turbofan Engine for Supersonic Aircraft," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 6, pp. 79-88, 2010, doi: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2010.39.3.269>.

Design and Simulation of the Turbine Section in a Turbofan Engine using Numerical Methods

*Corresponding author: **Mostafa Mahmoodi**

Associate Professor, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
mostafamahmoodi@mut.ac.ir

Jamasb Pirkandi

Associate Professor, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
jpirkandii@mut.ac.ir

Mehdi Jahromi

Assistant Professor, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
Mjahromi@mut.ac.ir

Mohammad Ali Seyfollahi

Master of Science, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
amsafollahi@gmail.com

Abstract

Heavy turbofan engines with high thrust values have a special place among air engines. Between the components of gas turbine engines, the turbine part is very sensitive and important due to the high temperature and long-distance operation of its components. In the present study, based on the results of the cycle design, the conceptual design of the turbine of the considered turbofan engine has been done by using the defined software and algorithms. The pressure ratio of the designed turbines in the conceptual design and numerical simulation section differed only by 0.7 and 0.5%. However, the efficiency of the high pressure turbine differed by about 5.6% between the conceptual design and the numerical simulation due to not considering the cooling in the numerical simulation.

Keywords: Gas turbine engine, Turbine, Conceptual design, Numerical simulation