

شبیه‌سازی عددی ایمپلر توربین جریان شعاعی موتور توربینی هوایی در نقطه طرح و خارج از طرح

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۱۱/۱۴

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۲۵

بهروز شهیریاری^۱، محمدرضا افقری^۲

۱- استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، shahriari@mut-es.ac.ir

۲- دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

هدف از این تحقیق بررسی عددی رفتار جریان در ایمپلر توربین جریان شعاعی موتور توربین‌گاز هوایی است. پس از مدل‌سازی و شبکه‌بندی، ایمپلر با استفاده از مدل جریان آشسته $k-\omega-sst$ تحلیل عددی شده و رفتار جریان بررسی می‌شود. در این تحلیل با روشی نوین از ترکیب دو روش دستگاه مختصات ثابت و چرخان و در بررسی رفتار جریان داخل توربین از امکانات محیط توربو پروسیسینگ استفاده شده است. با این روش و تعریف صفحات و خطوط مختلف بر سطوح پره و فضای بین آن‌ها، کمیت‌های جریان در تمام نقاط بررسی و با نتایج طراحی آیرودینامیکی مقایسه می‌شود. نتایج نشان می‌دهند که نسبت فشار توربین تأثیر بسزایی در عملکرد آن داشته و با ازدیاد نسبت فشار، راندمان ابتدا افزایش و سپس با شیب کمی کاهش می‌یابد. مطابق نتایج، بیشینه راندمان توربین در حدود ۸۵ درصد در نسبت فشار تقریباً ۲/۵ اتفاق می‌افتد. در ادامه شرایط خارج از طرح نیز برای این توربین بررسی می‌شود. مطابق نتایج این بررسی، با افزایش دور در نسبت فشار ثابت، دبی جرمی، گشتاور کاهش و با افزایش نسبت فشار در دور ثابت، دبی جرمی و گشتاور افزایش می‌یابد. این تحلیل عددی با تحلیل جریان داخل پروانه توربینی که داده‌های آزمایشگاهی آن موجود است، صحت‌گذاری شده است.

واژه‌های کلیدی: موتور توربینی هوایی، توربین جریان شعاعی، ایمپلر، شبیه‌سازی عددی، نقطه طرح و خارج از طرح

Numerical simulation of radial inflow turbine impeller in aero turbine engine at design and off-design point

Behrooz Shahriari¹, M. R. Afghari²

1 Assistant professor, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology

2 Phd, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology

Abstract

The purpose of this research is to numerically investigate the flow behavior in the radial inflow turbine impeller of the aero gas turbine engine. After modeling and meshing the impeller, it is numerically analyzed using the $k-\omega-sst$ turbulent flow model and the flow behavior is investigated. In this analysis, the turbo processing environment with a novel method of the combination of two methods of fixed and rotating coordinate systems and in the investigation of the flow behavior inside the turbine, have been used. By this method and the definition of different planes and lines on the blade surfaces and the space between them, the flow quantities at all points are checked and compared with the aerodynamic design results. The results show that the pressure ratio of the turbine has a significant effect on its performance and with an increase in the pressure ratio, the efficiency first increases and then decreases with a slight slope. According to the results, the maximum efficiency of the turbine is around 85% and happened at a pressure ratio of approximately 2.5. In the following, the out-of-design conditions for this turbine are also examined. According to the results of this study, mass flow rate and torque decrease with an increasing speed at a constant pressure ratio, and mass flow rate and torque increase with an increasing pressure ratio at a constant speed. This numerical analysis has been validated by the analysis of the flow around the turbine impeller which experimental data is available.

Keywords: Aero turbine engine, Radial inflow turbine, Impeller, Numerical simulation, Design and off design point.

۷

سال ۱۱ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



توربینی هوایی در نقطه طرح و خارج از طرح
شبیه‌سازی عددی ایمپلر توربین جریان شعاعی موتور

۱. مقدمه

به طور کلی روش‌های بررسی یک پدیده فیزیکی به دو قسمت عمده روش تجربی (آزمایشگاهی) و روش تئوری تقسیم می‌شوند. در مورد پدیده‌هایی که هنوز مدل ریاضی مناسبی برای آن‌ها یافت نشده است (جریان‌های دوفاز و مغشوش)، استفاده از روش‌های عددی به عنوان یک راه سوم برای حل مسائل جریان سیال، جای خود را باز می‌کند. ترکیب محاسبات عددی و اندازه‌گیری‌های عملی، ابزار مکملی برای شبیه‌سازی، طراحی، بهینه‌سازی و از همه مهم‌تر محاسبات میدان جریان و به دست آوردن منحنی مشخصه توربوماشین‌ها به وجود می‌آورد.

جریان واقعی درون توربین سه‌بعدی و کاملاً آشفته است که علت آن هندسه پیچیده، لزجت جریان و سرعت بالای آن است. از این رو، برای تحلیل و شناخت صحیح جریان سعی می‌شود که میدان جریان در توربین به صورت سه‌بعدی تحلیل شود. توربین جریان شعاعی شامل دو جزء اصلی است. یک جزء ثابت به نام محفظه که مولد چرخش در جریان است که طی آن جریان منبسط شده و یک سرعت مماسی حول محور اصلی ماشین به خود می‌گیرد. جزء دیگر یک پروانه (ایمپلر) است که جریان در هنگام عبور از آن کار انجام می‌دهد. ایمپلر منبع اصلی تلفات در توربین و به عبارتی اصلی‌ترین قسمت توربین است. در ایمپلر عواملی مثل اصطکاک بین جریان سیال و سطوح جامد، نشتی جریان از فاصله بین پره‌ها و پوسته و جریان‌های ثانویه در بین تیغه‌های آن، منشأ افت انرژی است. جریان داخل آن الگوی بسیار پیچیده، غیردائمی، لزج، سه‌بعدی

و تراکم‌پذیر دارد. هندسه ایمپلر بر راندمان و دبی جرمی تأثیر می‌گذارد، از این رو بررسی این جزء توربین بسیار حیاتی است [۱].

از جمله فعالیت‌هایی که در زمینه تحلیل عددی توربوماشین‌ها انجام شده می‌توان به تحقیقات ویترفیلد و باینس [۱] اشاره کرد. آن‌ها یک روند کلی حل رایانه‌ای برای پیش‌بینی یک‌بعدی عملکرد توربوماشین‌های شعاعی و جریان مختلط ارائه کردند. ساختار تحلیل یک‌بعدی برای انواع توربوماشین‌ها یکسان است ولی روابط افت متفاوت هستند. آقایی در سال‌های ۲۰۰۷ و ۲۰۰۸، [۲ و ۳]، مقایسه‌ای بین روش‌های مختلف عددی در تحلیل عددی پروانه‌های شعاعی داشته و نتایج این تحلیل را با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه کرده است. او در این تحقیقات به این نتیجه رسید که از بین سه روش $k-\epsilon$ Standard، $k-\epsilon$ RNG و RSM، نتایج روش $k-\epsilon$ RNG تطابق بهتری با نتایج آزمایشگاهی دارد. هیرس [۴]، در سال ۱۹۹۶ خواص جریان داخل پروانه‌های شعاعی به صورت سه‌بعدی را بررسی کرد. او روش‌های به کار گرفته شده در تحلیل عددی خود را با داده‌ها و شبیه‌سازی عددی انجام‌شده توسط کرین که در سال ۱۹۸۱ انجام شده بود، صحت‌گذاری کرد. جان لی و همکاران [۵]، روتور یک توربین جریان شعاعی ۱۰۰ کیلوواتی را طراحی آیرودینامیکی و شبیه‌سازی عددی کردند. در این بررسی آن‌ها اثر نسبت سرعت و ضریب جریان خروجی را بر عملکرد آیرودینامیکی بررسی کردند و نتیجه گرفتند وقتی که دبی جرمی زیاد باشد، با افزایش نسبت سرعت، ارتفاع روتور در خروج کاهش یافته،



همچنین تنش وارده به موتور نیز کم می‌شود. نیلی [۶]، حاجیلو [۷] و دهقان [۸]، نشان دادند که استفاده از روش $k-\omega$ -sst در مدل‌سازی جریان مغشوش توربوماشین‌های شعاعی باعث دستیابی به نتایج با دقت بالا خواهد شد. همچنین علیگودرز و همکارانش [۹]، در سال ۲۰۱۰ مقایسه‌ای از دو روش $k-\omega$ -sst و $k-\epsilon$ در بررسی میدان جریان داخل کمپرسور شعاعی داشته‌اند. آن‌ها در این تحقیق به این نتیجه رسیدند که روش $k-\omega$ -sst نتایج دقیق‌تری نسبت به روش $k-\epsilon$ در بررسی میدان جریان دارد. همچنین ویلاپاندو و همکاران [۱۰]، در سال ۲۰۱۱ مقایسه‌ای بین روش‌های مختلف توربولانسی در بررسی رفتار جریان روی ایرفویل یک توربین باد را در زوایای مختلف حمله انجام دادند. نتایج این بررسی نشان داد، بهترین مدل جریان مغشوش برای این بررسی در هر دو حالت ایرفویل معمولی و ایرفویل یخ‌زده، مدل توربولانسی $k-\omega$ -sst است.

سایورت و همکارش [۱۱] در سال ۲۰۱۴ تحلیل عددی سه‌بعدی خارج از طراحی توربین شعاعی را انجام دادند. ژنگ و همکاران [۱۲] در سال ۲۰۱۷ طراحی اولیه و تحلیل عملکرد خارج از طرح توربین شعاعی را بر اساس روش ریاضی و روش CFD انجام دادند. تیسیرا و همکاران [۱۳] در سال ۲۰۲۰ یک توربین شعاعی را در شرایط خارج از طرح در حضور خفگی جریان تحلیل نمودند.

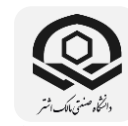
اکثر تحلیل‌هایی که برای توربوماشین‌ها و از جمله توربین‌های شعاعی استفاده می‌شود روش دستگاه مختصات چرخان است. در این روش با فرض

معلوم بودن سرعت چرخش توربین، مانند کمپرسور آن را با استفاده از مدل‌های جریان مغشوش مدل‌سازی نموده و رفتار جریان را بررسی می‌کنند. از معایب این روش این است که نمی‌توان سرعت زاویه‌ای توربین را محاسبه نمود. زیرا برخلاف کمپرسورها که به‌وسیله توربین چرخانده می‌شوند و سرعت چرخشی آن معلوم می‌باشد، سرعت زاویه‌ای توربین جزء مجهولات مسئله بوده و باید بتوان آن را محاسبه نمود. بدین منظور در این مقاله با روشی نوین مدل‌سازی جریان با ترکیب دو روش دستگاه مختصات ثابت و چرخان در نرم‌افزار فلونت انجام شده است. در مرحله اول با مدل‌سازی ایمپلر در دستگاه مختصات ثابت، سرعت چرخش توربین با گشتاور تولیدی و توان توربین محاسبه می‌شود و در مرحله دوم با استفاده از این سرعت زاویه‌ای آن را در سیستم مختصات چرخان مدل‌سازی کرده و توزیع کمیت‌های جریان داخل آن بررسی می‌شود. ویژگی دیگر کار انجام شده در این مقاله که آن را با کارهای مشابه متمایز می‌کند، استفاده از امکانات محیط توربو پروسیسینگ نرم‌افزار فلونت در بررسی نتایج است. با استفاده از این امکان علاوه بر محاسبه راندمان که در حالت معمولی امکان محاسبه آن با این نرم‌افزار وجود ندارد، می‌توان به راحتی با ایجاد صفحات و خطوط جدید در نقاط مختلف پره، خصوصیات جریان از جمله کمیت‌های فشار کل و استاتیک، سرعت و عدد ماخ مطلق و نسبی و دمای کل و استاتیک را در طول پره در کمترین زمان بررسی نمود.

۲. تحلیل عددی

تحلیل جریان در حالت سه‌بعدی از روش‌های





سیالات عددی و با حل معادلات پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی صورت می‌گیرد. در این مقاله، معادلات حل جریان در نرم‌افزار محاسباتی فلوئنت به روش حجم محدود^۱ حل می‌شوند. بدین ترتیب که ابتدا از معادلات حاکم روی حجم‌های کنترل انتگرال‌گیری شده و شکل جبری معادلات به دست آمده به صورت هم‌زمان^۲ و از روش ضمنی^۳ حل شده‌اند. همچنین درون‌یابی با تقریب بادسو مرتبه دوم انجام می‌شود. در این روش نقاط کنترلی که متغیرهای جریان در آن ذخیره می‌شوند در وسط حجم کنترل قرار می‌گیرند. درحقیقت مقدار متوسط خواص جریان روی دیواره‌های حجم کنترل، در وسط آن در نظر گرفته می‌شود. از آنجایی که مقادیر شار برحسب خواص جریان روی دیواره‌های حجم کنترل محاسبه شده است، درحالی که نقاط کنترلی که خواص جریان باید در آن‌ها به دست آید، نقاط وسط هر حجم کنترل است. بنابراین باید خواص روی وجوه حجم کنترل برحسب خواص روی نقاط مرکزی آن‌ها نوشته شوند. از آنجاکه روش حجم محدود برخلاف روش اختلاف محدود مستلزم یک شبکه یکنواخت و متعامد برای انجام محاسبات نیست، محاسبات حجم محدود را می‌توان روی یک شبکه غیریکنواخت نیز انجام داد. این موضوع کاربرد شبکه‌های بی‌سازمان را افزایش داده است [۱۴].

۲-۱. مدل هندسی

پس از فراخوانی کد نوشته‌شده حاصل از طراحی آیرودینامیکی [۱۵] در نرم‌افزار کتیا، ایمپلر موردنظر مدل‌سازی می‌شود. این ایمپلر ۲۰ تیغه

کامل با قطر نوک ۳ سانتی‌متری دارد. داده‌های ترمودینامیکی موردنیاز برای تحلیل عددی در نقطه طرح در جدول ۱ آورده شده است [۱۵] و [۱۶].

جدول ۱. داده‌های ترمودینامیکی برای تحلیل عددی

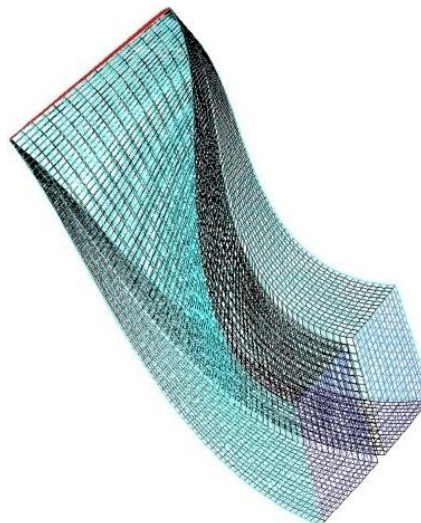
کمیت	متغیر	مقدار
دمای سکون ورودی توربین	$T_0(K)$	۳۵۳
فشار خروجی توربین	$P_3(Pa)$	۱۱۰۰۰۰
دبی	$\dot{m}(\frac{Kg}{S})$	۰/۱۵

۲-۲. شبکه‌بندی

معادلات حاکم بر جریان در گره‌های داخل هر سلول تعریف می‌شوند. دقت حل عددی وابسته به تعداد سلول‌های مورد استفاده در قلمرو حل است. در واقع دقت حل و نیز هزینه‌ها از جمله سخت‌افزار و زمان محاسبات وابسته به تراکم سلول‌ها هستند. نوع شبکه‌ای که برای یک موضوع معین انتخاب می‌شود، ممکن است که حل عددی را امکان‌پذیر یا امکان‌ناپذیر کند. به این دلیل تولید شبکه به‌خودی‌خود مقوله‌ای بسیار مهم در دینامیک سیالات محاسباتی به حساب می‌آید.

در این تحقیق پس از مدل‌سازی ایمپلر توسط نرم‌افزار کتیا، در نرم‌افزار گمبیت شبکه‌بندی شده است. با توجه به اینکه ورودی‌های بین هر دو پره (یک کانال جریان) کاملاً شبیه به هم و نسبت به محور چرخش متقارن هستند، پس جریان درون یک کانال با تقریب خوبی جریان داخل ایمپلر را نشان می‌دهد. بنابراین به‌منظور صرفه‌جویی در وقت و کاهش تعداد سلول‌ها به‌جای شبکه‌بندی کل مدل، قطاعی از آن جدا شده و تنها محدوده

اطراف یک پره در نظر گرفته می‌شود و دو مرز قطع‌کننده به‌عنوان مرزهای متناوب تعریف می‌شوند [۳ و ۵ و ۶ و ۱۴]. شبکه‌بندی انجام‌شده در شکل ۱ مشاهده می‌شود.



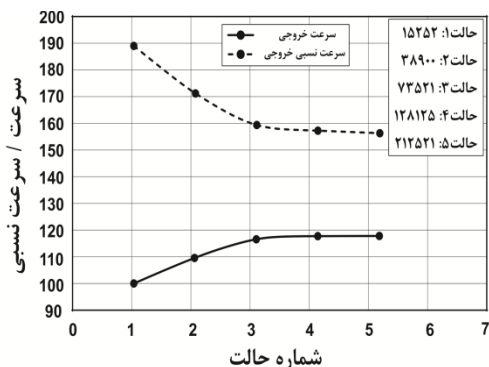
شکل ۱. شبکه‌بندی سازمان‌یافته

۳-۲. بررسی حساسیت حل به شبکه

برای معتبرسازی نتایج عددی، بررسی حساسیت حل به شبکه اهمیت زیادی دارد. برای بررسی این موضوع، می‌توان مسئله را با شبکه‌های مختلف و با تعداد سلول‌های گوناگون حل کرد تا به شبکه‌ای دست پیدا کرد که نتایج حل مستقل از شبکه داشته باشد، طوری که با تغییر تعداد سلول‌ها، دیگر تغییری در کمیت‌های محاسبه‌شده ایجاد نشود. برای بررسی استقلال از شبکه، ۵ نمونه شبکه محاسباتی مختلف ایجاد شد و پارامترهای میانگین سرعت نسبی و سرعت مطلق در خروجی آن‌ها محاسبه شدند. مطابق شکل ۲ مشاهده می‌شود که کمیت‌های فوق در سه مورد آخر تقریباً ثابت باقی مانده‌اند. بنابراین برای کاهش هزینه محاسبات از شبکه با ۷۳۵۲۱ گره استفاده

شد. همچنین برای بررسی کیفیت شبکه دو کمیت، مقدار واپیچیدگی سلول‌های شبکه و مقدار بیشینه و کمینه اندازه اولین المان کنار دیواره (y^+) روی دیواره‌ها نیز در نظر گرفته می‌شود.

شکل المان (از جمله واپیچیدگی) تأثیر قابل‌ملاحظه‌ای بر دقت حل عددی دارد. المان واپیچیده شده می‌تواند دقت را کاهش دهد و باعث ناپایداری حل شود. در مورد مقدار y^+ ، برخی محققان آن را حتی تا ۵۰۰ در نظر گرفته‌اند. باید سعی شود از مقادیر بالاتر از ۳۰۰ اجتناب کرد، زیرا در لایه مرزی گردابه‌های زیادی تشکیل می‌شود و این موضوع دلالت بر زبر و درشت بودن شبکه دارد که برای ریزتر کردن شبکه از تطبیق دادن آن استفاده شده است. در جدول ۲، این کمیت‌ها و مقادیر ایده‌آل آن‌ها برای شبکه‌بندی نهایی انجام شده است [۱۷].



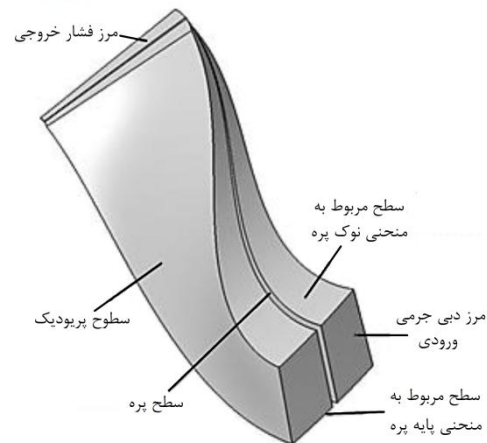
شکل ۲. مقایسه سرعت نسبی و مطلق جریان خروجی در شبکه‌های محاسباتی متفاوت

جدول ۲. بررسی کیفیت شبکه ایمپلر

پارامتر	حداقل	حداکثر	ایده‌آل
Skewness	-	۰/۷۷	>۰/۹
y^+	۴۲	۲۷۹	$y^+ < 30 < ۳۰۰$

۲-۴. شرایط مرزی

برای جریان تراکم‌پذیر در این مسئله، شرط مرزی ورودی دبی و خروجی فشار با توجه به جدول ۱ قرار داده شده است. سیال عامل نیز هوا در نظر گرفته می‌شود. همچنین چون جریان تراکم‌پذیر است و سرعت بالایی دارد، از گزینه گاز کامل استفاده می‌شود.



شکل ۳. مدل هندسی ایمپلر و نام‌گذاری مرزها

برای جریان تراکم‌پذیر در این مسئله، شرط مرزی ورودی دبی و خروجی فشار قرار داده شده است. در ورودی علاوه بر دبی، دمای کل بایستی مشخص شود. از آنجاکه سیال اطراف این پره‌ها با سرعت چرخشی پره‌ها می‌چرخد، بنابراین دارای سرعت نسبی صفر بین پره‌ها و سیال مجاور آن است. پس دیواره‌های متحرک به صورت حرکت نسبی با سرعت نسبی صفر نسبت به جریان پیرامونی آن‌ها در نظر گرفته شده‌اند. همچنین همه دیواره‌ها به صورت آدیاباتیک است. در شکل ۳ این محدوده با نام‌گذاری نواحی و مرزها نشان داده شده است.

۲-۵. روش حل

نوع شبیه‌سازی مطابق مراجع [۱۸ و ۱۹]، حالت پایا^۴ در نظر گرفته شده است. در تحلیل عددی

پایای توربوماشین‌ها از روش فریم مرجع چرخان استفاده می‌شود. با استفاده از این روش می‌توان خواص جریان را داخل ایمپلر بررسی کرد و نتایج تقریباً دقیقی به دست آورد. ولی در مورد توربین‌ها با توجه به اینکه در تحلیل عددی این ماشین‌ها، سرعت چرخشی آن جزء مجهولات مسئله است و از طرفی در حل جریان به روش فریم چرخان نیاز به سرعت دورانی می‌باشد، استفاده از این روش قابل قبول نیست و در مواردی که سرعت زاویه‌ای توربین در دسترس نیست از آن نمی‌توان استفاده کرد. به همین دلیل در این مقاله با روشی نوین مدل‌سازی جریان در دو مرحله انجام شده است. در مرحله اول برای به دست آوردن سرعت چرخشی توربین با استفاده از روش دستگاه مختصات ثابت ایمپلر را مدل‌سازی نموده و پس از همگرایی، گشتاور را محاسبه کرده و با استفاده از توان توربین و رابطه (۱) سرعت زاویه‌ای محاسبه می‌شود [۱].

$$P = \tau \omega \quad (1)$$

که ω و گشتاور τ سرعت زاویه‌ای است. در این روش به دلیل عدم چرخش ایمپلر، بررسی رفتار جریان داخل ایمپلر قابل قبول نیست و نتایج صحیحی حاصل نخواهد شد. بدین منظور در مرحله دوم با این سرعت زاویه‌ای ایمپلر در فریم مرجع چرخان مدل‌سازی می‌شود تا بتوان بررسی کاملی از رفتار جریان داخل ایمپلر انجام داد.

۲-۶. روش فریم مرجع چرخان

مسائل زیادی وجود دارند که باید در چارچوب مرجع چرخان حل شوند. چنین مسائلی بیشتر دارای قسمت‌های متحرکی مانند پره‌های چرخان، ایمپلرها و انواع مشابه از سطوح متحرک هستند.



$$\vec{v}_r = \vec{v} - \vec{u}_r \quad (7)$$

$$\vec{u}_r = \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (8)$$

در معادلات بالا، \vec{v} سرعت مطلق است و \vec{u}_r سرعت چرخشی است. برای روش سرعت مطلق، معادلات حاکم بر جریان سیال برای یک چارچوب مرجع چرخان نوشته می‌شوند:

الف) اصل بقای جرم

$$\frac{\partial}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (9)$$

ب) اصل بقای اندازه حرکت

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot \rho (\vec{v}_r \vec{v}) + \rho (\vec{\omega} \times \vec{v}) = -\nabla P + \nabla \cdot \vec{\tau}_r + \vec{F} \quad (10)$$

ج) اصل بقای انرژی

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot \rho (\vec{v}_r H) \\ + P u_r)_{ss} \\ = \nabla \cdot (k \nabla T + \tau \cdot \vec{v}) \\ + S_h \end{aligned} \quad (11)$$

در این روش عبارت شتاب‌های کریولیس و جانب مرکز به عبارت $(\vec{\omega} \times \vec{v})$ کاهش می‌یابند [۲۰].

۲-۷. مدل جریان مغشوش k- ω -sst

در این تحلیل از مدل توربولانسی k- ω -sst استفاده شده است. این مدل به منظور آمیختن فرمول‌بندی دقیق و قدرتمند مدل k- ω در نواحی نزدیک دیواره با مدل k- ε در نواحی دور از دیواره ارائه شده است. یعنی این مدل هم‌زمان، توانایی بالای مدل k- ω در نواحی با عدد رینولدز پایین و توانایی بالای مدل k- ε در نواحی با عدد رینولدز بالا را در اختیار گرفته است. برای ترکیب دو مدل، باید فرمول‌بندی مدل k- ε را به شکل مدل k- ω درآورد. مدل k- ω -sst بسیار شبیه به مدل استاندارد k- ω است، اما بهینه‌سازی‌هایی نیز روی آن انجام شده است.

هنگامی که معادلات حرکت در فریم مرجع چرخان حل می‌شوند، شتاب سیال با عبارت‌های اضافی که در معادلات اندازه حرکت ظاهر می‌شود، افزایش می‌یابد. با حل کردن این معادلات در یک حالت دائم، جریان اطراف قسمت‌های متحرک مدل می‌شود. این معادلات در دو شیوه متفاوت که یکی با استفاده از سرعت‌های نسبی و دیگری سرعت مطلق است، بیان می‌شود. فرمول‌های دقیق معادلات حاکم بر این دو شیوه در بخش زیر آمده است [۲۰].

در روش سرعت نسبی، معادلات حاکم بر جریان سیال برای یک قالب چرخان، می‌توانند به صورت زیر نوشته شوند:

الف) اصل بقای جرم

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (2)$$

ب) اصل بقای اندازه حرکت

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}_r) + \nabla \cdot \rho (\vec{v}_r \vec{v}_r) + \\ \rho (2\vec{\omega} \times \vec{v}_r + \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r}) = \\ -\nabla P + \nabla \cdot \vec{\tau}_r + \vec{F} \end{aligned} \quad (3)$$

ج) اصل بقای انرژی

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho E_r) + \nabla \cdot \rho (\vec{v}_r H_r) = \nabla \cdot \\ (k \nabla T + \vec{\tau}_r \cdot \vec{v}_r) + S_h \end{aligned} \quad (4)$$

در این معادلات P فشار، r شعاع، T دما، ρ چگالی، \vec{v}_r سرعت نسبی، $\vec{\tau}_r$ تنش ویسکوز، H_r آنتالپی کل نسبی که معروف به روتالپی است، S_h گرمای حجمی سیال، E_r انرژی درونی نسبی و F نیرو است.

این متغیرها به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$E_r = h - \frac{P}{\rho} + \frac{1}{2} (v_r^2 - u_r^2) \quad (5)$$

$$H_r = E_r + \frac{P}{\rho} \quad (6)$$

همچنین:





مدل استاندارد $k-\omega$ و شکل تبدیل یافته مدل $k-\varepsilon$ ، هر دو در یک تابع آمیختگی ضرب شده و دو مدل با یکدیگر جمع می‌شوند. تابع آمیختگی، طوری طراحی شده است که نواحی نزدیک دیوار، دارای مقدار یک (که باعث فعال شدن مدل $k-\omega$ در آن نواحی می‌شود) و در نواحی دور از دیوار دارای مقدار صفر (که باعث فعال شدن شکل تبدیل یافته مدل $k-\varepsilon$ می‌شود) است. همچنین مدل SST، دارای یک جمله مشتقی میرا در معادله ω است.

تعریف لزجت آشفتگی μ_t به منظور به حساب آوردن اثرات انتقال تنش‌های برشی اصلی جریان آشفته، تغییر یافته و اعداد ثابت مدل، نسبت به مدل استاندارد $k-\omega$ تفاوت‌هایی داشته است. این خصوصیات باعث شده که مدل $k-\omega$ -SST برای دسته وسیعی از جریان‌ها، (جریان‌های حاوی شیب فشار معکوس، اجسام دوکی‌شکل و نسبت به مدل استاندارد $k-\omega$ بسیار دقیق‌تر و مطمئن‌تر باشد. به همین دلیل برای محدوده وسیعی از جریان‌ها (جریان‌هایی با گرادیان فشاری نامطلوب، ایرفویل‌ها و موج‌های شوک گذر صوتی و جریان‌های چرخشی) استفاده می‌شود. معادلات انتقال مدل $k-\omega$ -SST یک فرم مشابه با مدل $k-\omega$ به صورت معادله‌های ۱۲ و ۱۳ دارد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho K) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho K u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_K \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] + \bar{G}_K - Y_K + S_K \quad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (13)$$

در این معادلات، G_K انرژی جنبشی مغشوش تولیدشده بر اثر گرادیان سرعت متوسط و G_ω بیانگر تولید ω است. Γ_K و Γ_ω به ترتیب بیانگر ضریب پخش مؤثر k و ω است. Y_K و Y_ω بیانگر اضمحلال k و ω بر اثر آشفتگی است. D_ω بیانگر عبارت انتشار گذرا و در پایان S_K و S_ω عبارت‌های تعریف‌شده توسط کاربر هستند [۲۰].

۳. نتایج

۳-۱. صحنه‌گذاری

قبل از بررسی نتایج، لازم است که از صحت تحلیل عددی انجام‌شده اطمینان حاصل شود. برای این صحنه‌گذاری از داده‌های آزمایشگاهی ایمپلر توربین مرجع [۲۱] که در جدول ۳ آورده شده، استفاده شده است.

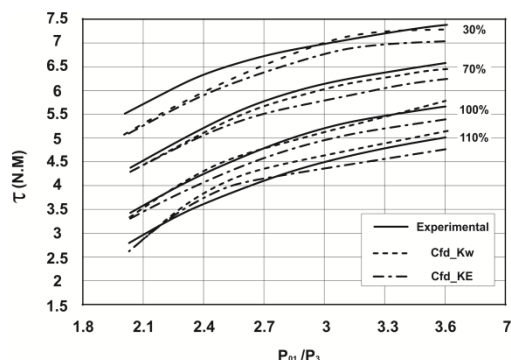
جدول ۳- داده‌های ترمودینامیکی برای تحلیل

عددی

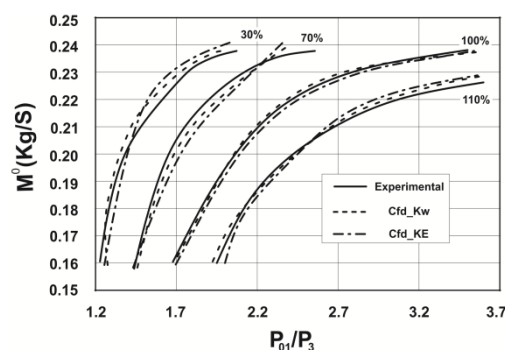
مقدار	پارامتر	کمیت
۲۸۸/۲	T_0 (K)	دمای سکون ورودی توربین
۳۱۱۰۰	P_3 (Pa)	فشار خروجی توربین
۰/۲۳۲۶	\dot{m} ($\frac{kg}{s}$)	دبی

پس از استخراج نقاط هندسه ایمپلر مربوطه از مرجع [۲۱] و مدل‌سازی و شبکه‌بندی آن، برای تحلیل جریان، ایمپلر موردنظر با شرایط یکسان مطابق با مطالب گفته‌شده و در ۳۰ تا ۱۱۰ درصد از سرعت نامی توربین مدل‌سازی می‌شود. در هریک از سرعت‌های دورانی، در مرحله اول تغییرات نسبت فشار برحسب دبی عبوری از توربین و در مرحله بعد تغییرات نسبت فشار برحسب گشتاور بررسی می‌شود. سپس نتایج این

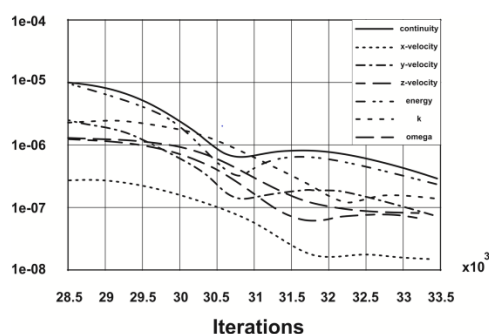
تحلیل با داده‌های آزمایشگاهی موجود مقایسه می‌شود که در شکل‌های ۴ و ۵ آورده شده است.



شکل ۴. تغییرات گشتاور برحسب نسبت فشار در نسبت‌های مختلف از سرعت نامی



شکل ۵. تغییرات دبی جرمی عبوری برحسب نسبت فشار در نسبت‌های مختلف از سرعت نامی



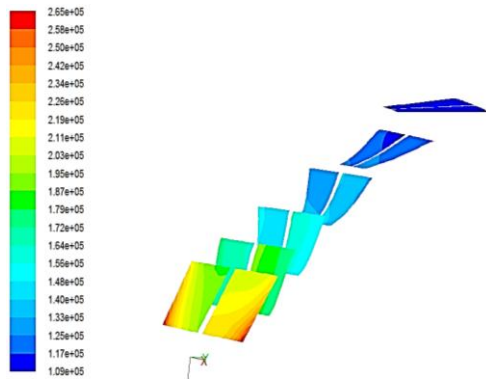
شکل ۶. نمودار باقی‌مانده‌های حل

به‌منظور بررسی دقیق‌تر مدل توربولانسی انتخابی، در این مقایسه نتایج استفاده از دو مدل اغتشاشی $k-\omega$ -SST و $k-\epsilon$ با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شده است. از بررسی نتایج، تطابق خوبی

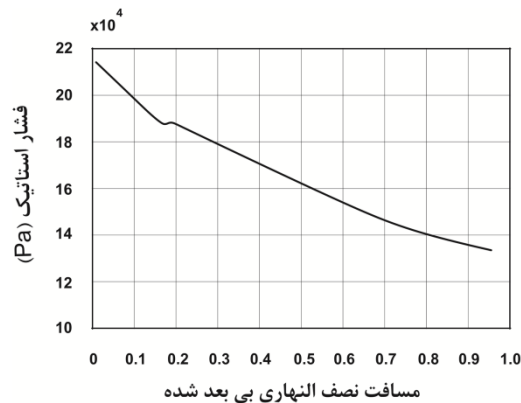
بین نتایج تحلیل عددی با داده‌های آزمایشگاهی مشاهده شد. همان‌طور که در شکل‌ها مشاهده می‌شود، استفاده از مدل $k-\omega$ -SST دقت بالاتری دارد. همچنین مطابق شکل ۶، باقی‌مانده‌های حل معادلات حاکم، به مقدار قابل توجهی کاهش یافته و ثابت مانده‌اند. (سطوح باقی‌مانده‌ها تا ۷-۱۰ پایین آمده است).

۲-۳. تحلیل نتایج

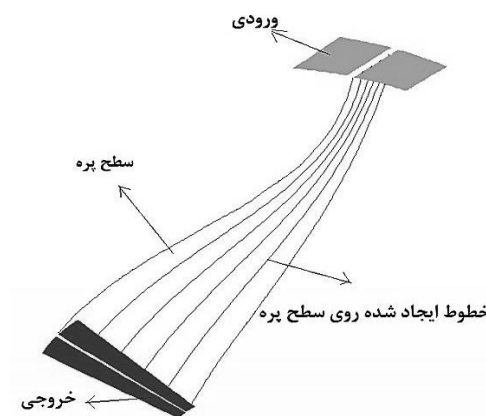
یکی از بهترین روش‌ها برای بررسی رفتار جریان توربوماشین‌ها در نرم‌افزار فلوئنت، استفاده از روش توربوتوپولوژی^۵ است، طوری که می‌توان از امکانات آن برای محاسبه و گزارش مقادیر مختلف جریان توربوماشین‌ها مانند دبی عبوری، زوایای جریان، افت‌ها، گشتاور و راندمان استفاده کرد و همه خصوصیات جریان مانند فشار، دما، سرعت و... را به‌طور کامل در هر مکانی از ایمپلر به‌وسیله صفحات و خطوط مختلفی مانند راستای هاب و شروود، صفحه نصف‌النهاری و عمود بر مسیر جریان که با این روش می‌توان ایجاد کرد، به‌راحتی بررسی نمود. استفاده از این روش باعث کاهش مشکلات بررسی جریان داخل توربوماشین‌ها و صرفه‌جویی زیاد در زمان می‌شود. به‌عنوان نمونه صفحات تعریفی در راستای پایه و نوک برای بررسی جریان داخل ایمپلر در شکل ۷ نشان داده شده است. همچنین به‌عنوان نمونه‌ای از بررسی جریان داخل ایمپلر در شکل ۸، کانتور فشار در صفحات عمود بر مسیر جریان بررسی شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، هر چه از ورود به خروج نزدیک شده، مقادیر کوچک‌تری از فشار روی صفحات مشاهده می‌شود. در شکل ۹، توزیع فشار استاتیک در خط میانه صفحه نصف



شکل ۸. توزیع فشار استاتیکی بر روی صفحات عمود بر مسیر جریان



شکل ۹. توزیع فشار استاتیک در صفحات نصف النهاری



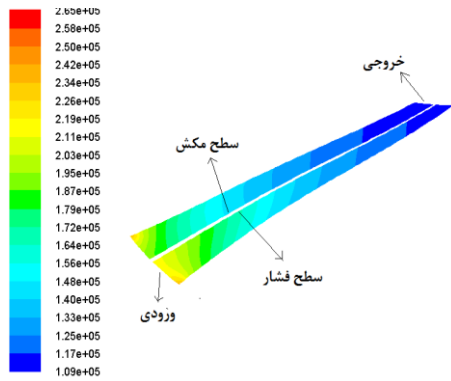
شکل ۱۰. تعریف خطوط روی سطوح پره برای بررسی جریان

النهاری (صفحات موازی با سطوح پره) نشان داده شده که کاهش فشار از ورود تا خروج ایمپلر قابل مشاهده است. همچنین خطوط ایجاد شده روی سطح پره در شکل ۱۰ نمایش داده شده است. این خطوط به منظور بررسی رفتار جریان در مناطق مختلف سطح پره به فواصل یکسان ایجاد شده است. به عنوان نمونه ای از بررسی جریان توسط این خطوط، در شکل ۱۱، توزیع دمای استاتیکی روی خط تعریف شده در میانه سطح پره، نشان داده شده که همان طور که مشاهده می شود، مقدار دما از ورود تا خروج کاهش می یابد؛ بنابراین به راحتی می توان با تعریف هر خط دلخواهی روی سطوح پره و در گذرگاه پره، خواص جریان را بررسی و نتایج طراحی آیرودینامیکی را صحه گذاری کرد [۲۰].

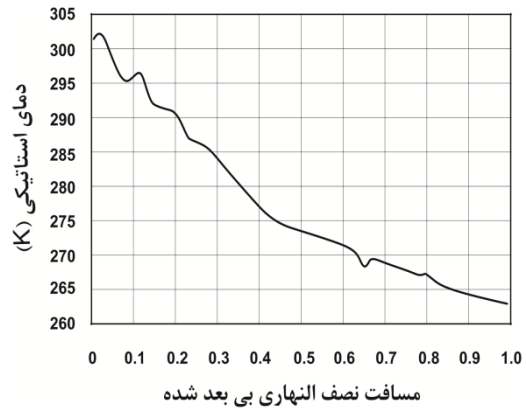


شکل ۷. تعریف صفحات در راستای هاب و شروع





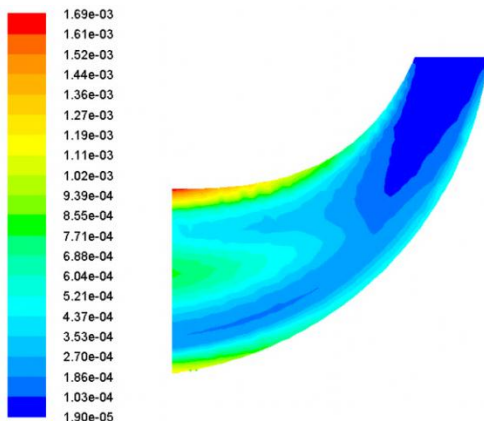
شکل ۱۳. توزیع فشار روی سطوح موازی هاب و شرود پره



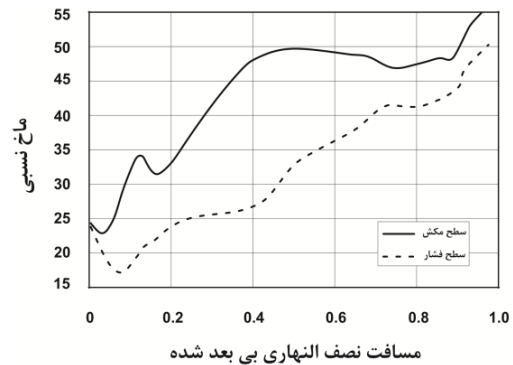
شکل ۱۱. توزیع دمای استاتیک در خط میانه صفحه نصف النهاری

در شکل ۱۴ لزجت توربولانسی و ورتیسیتته مشاهده می‌شود. همان‌طور که دیده می‌شود، اثرات لزجت توربولانسی در همه جای ایمپلر وجود دارد و به عبارتی توربولانس و اغتشاش ناشی از حضور ایمپلر به خوبی تخمین زده شده است. همچنین در بعضی مناطق این مقدار در حدود ۱۰۰ برابر لزجت مولکولی است که می‌توان دلیل آن را سرعت و به عبارتی اعداد رینولدز پایین در این نواحی دانست.

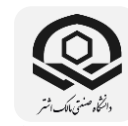
در شکل ۱۲ توزیع ماخ نسبی در سطح فشار و مکش پره نشان داده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود، به دلیل ایجاد گردابه نسبی که در ناحیه ورودی برای حفظ حالت غیرچرخشی بودن جریان جهت مخالف دوران روتور ایجاد می‌شود، سرعت نسبی و در نتیجه ماخ نسبی سیال روی سطح فشار پره کاهش و روی سطح مکش افزایش می‌یابد. در نتیجه باعث ایجاد گرادیان فشاری در عرض گذرگاه پره و اختلاف فشاری روی پره می‌شود. در شکل ۱۳ این اختلاف فشار مشاهده می‌شود.



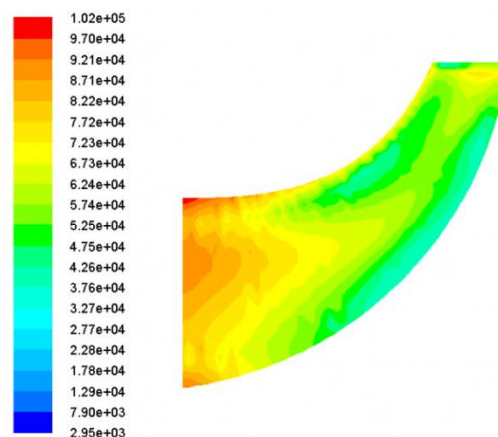
شکل ۱۴. توزیع لزجت توربولانسی در صفحات نصف النهاری



شکل ۱۲. توزیع ماخ نسبی روی سطوح پره



همچنین شکل ۱۵ نشان‌دهنده ورتیسته یا چرخش سیال است. همان‌طور که مشاهده می‌شود چرخش سیال در تمام قسمت‌های ایمپلر وجود دارد. البته به دلیل فیزیک جریان داخل ایمپلر توربین، این چرخش در محدوده مرکزی نسبت به گوشه‌ها بیشتر است.

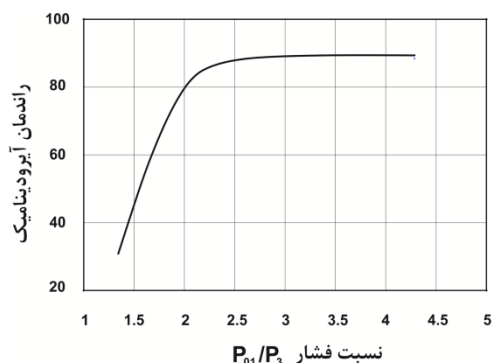


شکل ۱۵. توزیع ورتیسته روی سطح پره

۳-۳. تأثیر تغییر نسبت فشار بر عملکرد توربین

با استفاده از امکانات توربوپروسسینگ، مقادیر راندمان برای هر نسبت فشار محاسبه شده و نمودار تأثیر تغییر در نسبت فشار روی راندمان توربین به دست می‌آید. همان‌طور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، با ازدیاد نسبت فشار راندمان ابتدا افزایش پیدا می‌کند، سپس با شیب کمی کاهش می‌یابد. علت این نحوه تغییرات این است که در نسبت فشارهای کم افت برخورد زیاد است، به تدریج که زاویه برخورد به مقدار بهینه نزدیک می‌شود، این افت کم می‌شود. اما پس از عبور از ناحیه بهینه افت برخورد دوباره ظاهر می‌شود. به علاوه با افزایش دبی، افت‌های اصطکاکی هم مهم است و راندمان کاهش می‌یابد. نتایج به

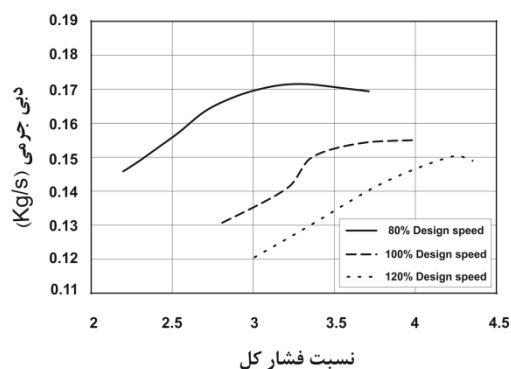
دست آمده کاملاً مطابق با نمودارهای عملکردی این توربین‌هاست [۱].



شکل ۱۶. تأثیر تغییرات نسبت فشار بر راندمان توربین

۳-۴. شرایط خارج از طرح

برای قضاوت در مورد چگونگی کارکرد یک توربین، بایستی عملکرد آن را در سرعت‌ها و نسبت فشارهای مختلف دانست. این اطلاعات از منحنی عملکرد توربین به دست می‌آید. منحنی عملکرد توربین بر اساس رفتار توربین در شرایط خارج از طرح به دست می‌آید. نتایج این بررسی در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ نشان داده شده است.



شکل ۱۷. دبی جرمی ورودی برحسب نسبت فشار کل

راندمان را دارد و با افزایش بیشتر سرعت راندمان مقداری کاهش می‌یابد.

۴. مقایسه نتایج طراحی آیرودینامیکی با تحلیل عددی

در جدول ۴ مقایسه‌ای از مقدار سرعت زاویه‌ای حاصل از طراحی آیرودینامیکی [۱۵] و مرحله اول مدل‌سازی (فریم مرجع ثابت) آورده شده که تطابق بسیار خوبی مشاهده می‌شود.

جدول ۴. مقایسه سرعت دورانی برای ایمپلر

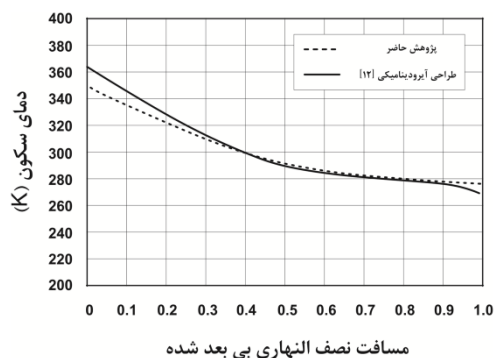
تحلیل عددی	طراحی آیرودینامیکی	کمیت
۹۸۷۵	۱۰۳۲۵	سرعت زاویه‌ای (rad/s)

جدول ۵، مقایسه‌ای بین بعضی از نتایج تحلیل عددی در مرحله دوم با طراحی آیرودینامیکی در ورود و خروج ایمپلر [۱۲] را نشان می‌دهد.

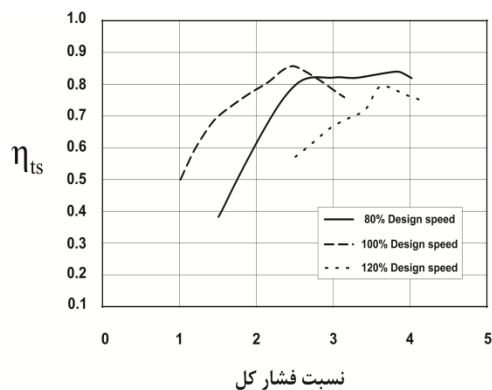
عدد رینولدز در توربین‌های شعاعی از رابطه ۱۴ به دست می‌آید.

$$Re_z = \frac{\rho_2 u_2 D_2}{\mu_2} \quad (13)$$

در شکل‌های ۱۹ تا ۲۱، مقایسه بین نتایج تحلیل عددی با طراحی آیرودینامیکی مربوط به دمای کل، فشار استاتیک و ماخ نسبی در خط میانه آورده شده است.



شکل ۱۹- مقایسه تحلیل عددی و طراحی آیرودینامیکی دمای سکون در طول پره



شکل ۱۸. راندمان آیزونتروپیک برحسب نسبت فشار کل

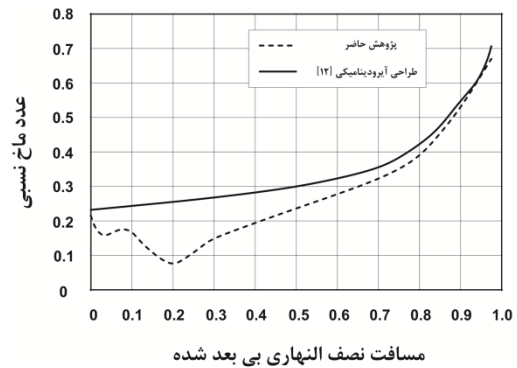
با توجه به شکل ۱۷ مشاهده می‌شود که نتایج منطبق بر رفتار جریان در توربین‌های جریان شعاعی بوده و منحنی‌ها در حال میل کردن به یک مجانب هستند که همان حد خفگی جریان توربین است [۱]. با افزایش سرعت در نسبت فشار ثابت، دبی جرمی کاهش می‌یابد. علت این امر افزایش نیروی گریز از مرکز اعمال شده بر واحد جرم مرکزی عبوری از پره است. این نیرو عاملی مقاوم در مقابل جریان است. همچنین سرعت ثابت نیز با ازدیاد نسبت فشار، دبی جرمی و گشتاور افزایش می‌یابد که نشانگر افزایش انرژی جذب شده از سیال است. همچنین ایمپلر در سرعت‌های پایین، در نسبت فشار کمتری دچار خفگی می‌شود.

در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود که راندمان بیشینه توربین در محدوده وسیعی از دورها و نسبت فشارها تقریباً ثابت است. دلیل آن شتاب سیال در توربین است که به عملکرد مناسب پره در محدوده وسیع تری از زاویه برخورد منجر می‌شود. نمودارهای راندمان نشان می‌دهد که با افزایش سرعت راندمان به نسبت بهبود می‌یابد و در سرعت‌های حدود نقطه طراحی، بهترین

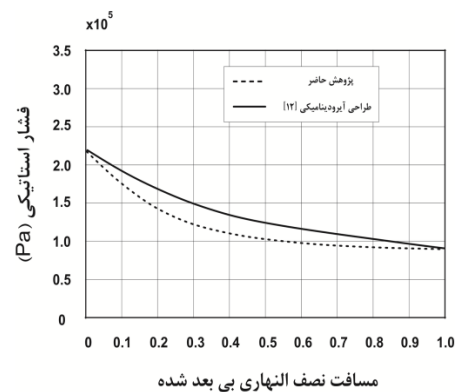
همان طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود در مجموع تطابق بسیار خوبی بین نتایج در طول پره مشاهده می‌شود. در مورد عدد ماخ نسبی، در شبیه‌سازی عددی به دلیل زاویه برخورد جریان و گردابه‌ای که در ناحیه ورودی اتفاق می‌افتد (قبلاً درباره تأثیرات این گردابه بر جریان توضیح داده شد)، آشفتگی و تغییراتی در سرعت و عدد ماخ نسبی در ناحیه ورودی مشاهده می‌شود.

۵. نتیجه‌گیری

با استفاده از تحلیل عددی و امکانات توربو توپولوژی در بررسی نتایج و تعریف صفحات و خطوط مختلف در مناطق مختلف مسیر جریان مانند سطوح پره و فضای بین آن‌ها، می‌توان بررسی کاملی از رفتار جریان داخل توربوماشین‌ها انجام داد. از جمله نتایج تحلیل عددی انجام‌شده می‌توان به موارد ادامه اشاره کرد. از ورود تا خروج پره، در تمام صفحات عمود بر مسیر جریان و صفحات نصف‌النهاری، فشار استاتیک و دما کاهش و ماخ نسبی افزایش می‌یابد. با این روش، توربولانس و اغتشاش ناشی از حضور ایمپلر به خوبی تخمین زده می‌شود. نسبت فشار توربین تأثیر بسزایی در عملکرد آن دارد. با ازدیاد نسبت فشار راندمان ابتدا افزایش پیدا می‌کند و با شیب کمی کاهش می‌یابد. مقدار راندمان در نسبت فشارهای مختلف، بستگی زیادی به افت برخورد در ناحیه مربوطه دارد. با افزایش دور در نسبت فشار ثابت، دبی جرمی و گشتاور کاهش می‌یابد. در دور ثابت نیز با ازدیاد نسبت فشار، دبی جرمی و گشتاور افزایش می‌یابد. ایمپلر در سرعت‌های پایین، در نسبت فشار پایین‌تری دچار خفگی



شکل ۲۰- مقایسه تحلیل عددی و طراحی آیرودینامیکی ماخ نسبی در طول پره



شکل ۲۱- مقایسه تحلیل عددی و طراحی آیرودینامیکی فشار استاتیکی در طول پره

جدول ۵. مقایسه نتایج طراحی آیرودینامیکی با تحلیل عددی

تحلیل عددی	طراحی آیرودینامیکی	کمیت
۸۶/۲۴	۸۴/۵	راندمان سکون به استاتیک (درصد)
۱۱۱۵۰۰	۱۱۱۰۰۰	فشار استاتیک خروجی (pas)
۱۲۰۰۰۰	۱۱۶۰۰۰	فشار سکون خروجی (pas)
۲۶۴	۲۶۲	دمای استاتیک خروجی (K۰)
۲۶۸	۲۶۶	دمای سکون خروجی (K۰)
۰/۸۹	۰/۹	ماخ مطلق ورودی
۰/۳۲	۰/۲۷	ماخ مطلق خروجی
۰/۲۵	۰/۲۴۵	ماخ نسبی ورودی
۰/۵۵	۰/۵۴۵	ماخ نسبی خروجی
$۲/۶۵ \times 10^6$	$۲/۷۱ \times 10^6$	عدد رینولدز



۶. مآخذ

- [1] A. Whitfield, and N.C. Baines, *Design of Radial Turbomachines*, New York: John Wiley and Sons Inc., 1990.
- [2] R. Aghaei, A. M. Tousi, M. Soltani, Design and CFD Analysis of Centrifugal Compressor for a Microgasturbine, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 79, No. 2, pp. 137-143, 2007.
- [3] R. Aghaei, A.M. Tousi, A. Tourani, Comparison of Turbulence Methods in CFD Analysis of Compressible Flows in Radial Turbomachines, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* Vol. 80, No. 6, pp. 657-665, 2008.
- [4] Ch. Hirsch, S. Kang, and G. Pointel, *A Numerically Supported Investigation of the 3D Flow in Centrifugal Impellers: Part I- The Validation Base*, ASME, In Volume 1: Turbomachinery, 1996.
- [5] Zh. Feng, Q. Deng, J. LI, *Aero-thermo dynamic Design and Numerical Simulation of Radial Inflow Turbine Impeller for a 100kW Microturbine*, ASME Turbo-Expo, 2005.
- [6] M. Nili Ahmadabadi, F. Poursadegh, M. R. Shahhosseini, Performance improvement of a centrifugal compressor using a developed inverse design method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 2, pp. 109-124, 2012. (in Persian)
- [7] A. Hajilouy, M. Rad, M. R. Shahhosseini, Flow and Performance Characteristics of Twin-Entry Radial Turbine under Full and Extreme Partial Admission Conditions, *Archive of Applied Mechanics*, Vol. 79, No. 12, pp. 1127-1143, 2009.
- [8] M. Dehghan, *Numerical Investigation and Validation of the flow field around the Impeller of Special Centrifugal Compressor*, M.Sc. Thesis, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology, Iran, 2009. (in Persian)
- [9] M. Aligodarz, M. H. Borojeni, K. Mobini, Investigation of Flow Field in Two Stage radial flow compressor, 10th *Conference of Iranian Aerospace*

می‌شود. به دلیل ایجاد گردابه نسبی ناحیه ورودی سرعت نسبی و در نتیجه ماخ نسبی سیال روی سطح فشار پره کاهش و روی سطح مکش افزایش می‌یابد و در نتیجه باعث ایجاد اختلاف فشاری روی پره می‌شود.

مشاهده شد که به دلیل عملکرد مناسب پره در محدوده وسیعی از زوایای برخورد، راندمان بیشینه توربین در محدوده وسیعی از دورها و نسبت فشارها تقریباً ثابت است. از جمله ویژگی‌های بارز تحلیل عددی انجام شده که آن را با کارهای گذشته متمایز می‌کند می‌توان به این موارد اشاره کرد. انجام تحلیل عددی به روشی نوین و ترکیب دستگاه مختصات ثابت و چرخان که به محاسبه سرعت زاویه‌ای توربین در کنار بررسی رفتار عملکردی جریان در داخل ایمپلر منجر می‌شود. استفاده از امکانات توربو تئوپولوژی در بررسی نتایج که باعث بررسی کامل تر و با جزئیات کامل نسبت به کارهای مشابه شده است. به منظور بررسی صحت تحلیل عددی انجام شده از داده‌های آزمایشگاهی موجود از یک ایمپلر توربین استفاده شده است. در این مقایسه، تغییرات نسبت فشار بر حسب دبی عبوری از توربین و تغییرات نسبت فشار بر حسب گشتاور بررسی شد، که تطابق خوبی بین نتایج تحلیل عددی با داده‌های آزمایشگاهی مشاهده شد. مقایسه انجام شده بین توزیع دمای سکون، ماخ نسبی و فشار استاتیکی در طول پره حاصل از تحلیل عددی با نتایج طراحی آیرودینامیکی حاکی از تطابق بسیار خوب نتایج است.



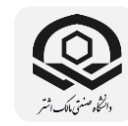
- Institute of Aeronautics and Astronautics(AIAA), 2020.
- [19]P. Zhang, Y. P. Liu, J. H. Li, Y. W. Yan, Design and Numerical Simulation of a Micro-Gas Turbine Combustor, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 12, No. 5, pp. 1707-1718, 2019.
- [20]ANSYS FLUENT 12.0 User's guide, V 12.0.16. 2009.
- [21]K. L. McLallin, J. E. Haas, *Experimental Performance and Analysis of 1 5.04 - Centimeter-Tip-Diameter, Radial-Inflow Turbine With Work Factor of 1.126 and Thick Blading*, NASA, TP 1730, 1980.
- Association, Tarbiat Modares University, pp.109-124, 1391.
- [10]F. Villalpando, M. Reggio, A. Iinca, Assessment of Turbulence Models for Flow Simulation around a Wind Turbine Airfoil, *Journal of Modelling and Simulation in Engineering*, 2011.
- [11]E. Sauret, Gu Yuantong, Three-dimensional off-design numerical analysis of an organic Rankine cycle radial-inflow turbine, *Applied Energy*, Vol. 135, pp. 202-211, 2014.
- [12]Zheng, Ya, et al., Preliminary design and off-design performance analysis of an Organic Rankine Cycle radial-inflow turbine based on mathematic method and CFD method, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 112, pp. 25-37, 2017.
- [13]A. Tiseira, L. M. Garcia-Cuevas, L. B. Inhestern, J. D. Echavarria, Numerical Simulation of a Radial Turbine at Off-Design Conditions in Presence of Choked Flow, *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, Vol. 84102, p. V02ET39A018, American Society of Mechanical Engineers, 2020.
- [14]C. Cravero, Viscous analysis of turbine blades with three-dimensional design, *4th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics*, Firenze (Italy), 2001.
- [15]Three-Dimensional Aerodynamic Design of a Radial Inflow Turbine Impeller by Direct Design Method, *Modares Mechanical Engineering*, pp.76-92, Vol. 13, No. 3, 2013. (in Persian)
- [16]Antonov Aircraft, *Cooling turbine, Component Maintenance Manual with Illustrated Parts List*, Honeywell, 2002.
- [17]Qian GW, Ishihara T., Numerical study of wind turbine wakes over escarpments by a modified delayed detached eddy simulation, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 191, pp.41-53, 2019.
- [18]A. Briones, J. Sykes, B. Rankin, A. Caswell, *Steady-state CFD Simulations of a Small-scale Turbojet Engine from Idle to Cruise Conditions*, American

۷. پی نوشت

1. finite volume
2. coupled
3. implicit
4. steady state
5. turbo topology

۸. علائم

D	قطر (m)
F	نیرو (N)
H	آنتالپی (kJ/kg)
k	انرژی جنبشی آشفتگی
\dot{m}	دبی عبوری (kg/s)
P	فشار (Pa) - توان (J/s)
r	شعاع (m)
R_{ez}	عدد رینولدز
S	آنتروپی (J/kgk)
T	دما (k)
u	سرعت پره (m/s)
v	سرعت جریان (m/s)
ϵ	نرخ اتلاف
η	راندمان
μ	لزجت مولکولی
ρ	چگالی (kg/m^3)
τ	گشتاور (N.m)
ω	سرعت دورانی (rad/s) - فرکانس آشفتگی
زیرنویس	
0	ورودی توربین
۲	ورودی ایمپلر



- [18]A. Briones, J. Sykes, B. Rankin, A. Caswell, *Steady-state CFD Simulations of a Small-scale Turbojet Engine from Idle to Cruise Conditions*, American

خروجی ایمپلر	۳
سکون	o
توتال به استاتیک	ts

۲۳

سال ۱۱ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



توربینی هوایی در نقطه طرح و خارج از طرح
شبیه‌سازی عددی ایمپلر توربین جریان شعاعی موتور