

بررسی اثرات پیچش، کج شدن و شکم دادن پره بر عملکرد یک نمونه توربین محوری

محمدرضا علی گودرز^{۱*}، هادی کرابی^۲، محمدرضا سلیمانی تهرانی^۳

۱- استادیار مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

۲- کارشناس ارشد مهندسی مکانیک، شرکت توربوتک، تهران

۳- کارشناس ارشد مهندسی مکانیک، شرکت توربوتک، تهران

* تهران، صندوق پستی ۱۵۸۱۱-۱۶۷۸۸، maligoodarz@yahoo.com

چکیده- در این مقاله، اثرات تغییرات هندسی (پیچش، کج شدن و شکم دادن) پره ردیف دوم توربین ایوان بر عملکرد طبقه توربین بررسی شده است. در ابتدا روش سه بعدی توسعه داده شده برای شبیه سازی توربین با استفاده از نتایج تست تجربی مربوط به یک طبقه از توربین هانوفر صحت سنجی شده است. پس از اعتبارسنجی روش عددی و اطمینان از صحت روش عددی منتخب، طبقه دوم توربین ایوان شبیه سازی شده و نتایج حاصل با استفاده از اطلاعات عملکردی این توربین اعتبارسنجی شده است. در ادامه تغییرات هندسی روتور طبقه دوم توربین ایوان بر روی هندسه توربین اعمال شده و میدان جریان و دمای ناشی از این تغییرات با نرم افزارهای عددی، شبیه سازی شده و نتایج آن ها بر روی عملکرد (نسبت فشار، راندمان و ...) طبقه دوم محاسبه شده است. در این پژوهش، تغییرات هندسه شکم دادن، کج شدن و تغییر زاویه نصب پره مورد بررسی قرار گرفته و در نهایت مشاهده شد که با تغییر زاویه نصب پره دبی عبوری از توربین به شدت تغییر کرده و این عامل منجر به تغییرات توان توربین می شود. تغییرات شکم دادن و کج شدن در این بازه اعمالی تاثیر چندانی بر عملکرد توربین نداشتند.

کلیدواژگان: توربین محوری، تغییرات هندسی، بازده، نسبت فشار، دینامیک سیالات محاسباتی

Study and analysis of blade twist, lean and bow effects on the axial turbine performance

M. R. Aligoodarz^{1*}, H. Karrabi², M. R. Soleimani Tehrani³

1- Assis. Prof., Mech. Eng., Sahid Rajaei Teacher Training Univ., Tehran, Iran

2- MSc., Mech. Eng., Turbo Tec Co., Tehran, Iran

3- MSc., Mech. Eng., Turbo Tec Co., Tehran, Iran

* P. O. B. 16788-15811 Tehran, maligoodarz@yahoo.com

Abstract- Effects of geometrical changes (due to twist, lean and bow) for the second stage blade of Avon gas turbine on the turbine performance have been studied. At first, a 3-D approach for gas turbine simulation has been validated by using experimental results for one stage of Hanover turbine. Then, second stage of Avon turbine was modeled with this numerical method and the results were validated by performance data of this turbine. In the next step, geometrical changes for second stage rotor of Avon turbine were applied on turbine geometry and flow and temperature fields due to these changes were simulated with numerical softwares. Finally, effects of these changes on performance of the second stage (efficiency, pressure ratio etc.) were evaluated. In this study, the geometry changes including lean, bow and stagger angle of the blades were investigated. Finally it was observed that changing blades stagger angle caused the mass flow rate to change greatly. This factor will lead to changes in the turbine power. Lean and bow effects on the performance of turbine are Negligible.

Keywords: Axial Turbine, Geometrical Changes, Efficiency, Pressure Ratio, CFD

۱- مقدمه

توربین و کمپرسور از اجزای مهم توربین گاز می باشند و عملکرد صحیح آن‌ها تاثیر بسزایی بر روی کارایی سیستم دارد. مهم ترین جزء توربین و کمپرسور پره آن می باشد. تغییر فرایند تولید بر روی تیرانس‌های ساخت تاثیر می گذارد. هر فرایند ساخت دقت خاص خود را دارد و در نتیجه تغییر در فرایند ساخت می تواند منجر به تولید محصولی شود که هندسه آن با هندسه نامی تفاوت‌هایی خواهد داشت. تغییر تیرانس‌های ساخت پره بر روی کارایی توربین تاثیر می گذارد، لذا بررسی تاثیر تیرانس‌های ساخت پره بر روی کارایی توربین اهمیت پیدا می کند. در این مقاله، سعی شده است که اثرات پیچش^۱ پره، کج شدن^۲ پره و شکم دادن^۳ پره بر روی توربین ایوان^۴ بررسی شود. در واقع در این پژوهش سعی خواهد شد تا حداکثر میزان انحرافات مجاز در فرایند ساخت از هندسه نامی تعیین شود. تعیین مقدار مجاز این تیرانس‌ها به دو روش قابل انجام است:

۱- استفاده از تست‌های آزمایشگاهی

۲- مدلسازی عددی میدان جریان و دما در توربین

با توجه به اینکه انجام تست‌های آزمایشگاهی زمان‌بر بوده و هزینه بیشتری در بر دارد، استفاده از مدلسازی عددی برای بررسی این اثرات در نظر گرفته شد.

با توجه به هدف اصلی این پژوهش، باید از بین روش‌های متداول مدلسازی کمپرسور (مدلسازی صفر بعدی، یک بعدی، دوبعدی، شبه سه بعدی و سه بعدی)، مدلی انتخاب شود که تمام جزئیات هندسه را برای شبیه سازی بتوان در آن اعمال کرد. برای این منظور، مدل مناسب برای شبیه سازی مدل سه بعدی است که از دقت بالاتری نسبت به سایر مدل‌ها برخوردار است.

روش‌های سه بعدی، علی‌رغم دقت محاسباتی بالا، سرعت بسیار کمی دارند؛ از این رو در بسیاری از موارد تحلیل عملکرد نیاز به صرف زمان و هزینه محاسباتی بسیار زیاد دارد. برای شبیه سازی سه بعدی یک توربوماشین، باید معادلات ناویر استوکس حاکم بر جریان در آن حل شوند. در روش‌های تحلیل سه بعدی، که از روش‌های CFD استفاده می کنند، عموماً هیچ نوع ساده سازی در معادلات صورت نمی گیرد و معادلات به طور

کامل گسسته سازی و حل می شوند. محققانی مانند جی‌یو و همکاران [۱]، موگلی و همکاران [۲] و کراورو و مارینی و بیلو [۳] بر روی این روش کار کرده اند.

در سال ۲۰۰۷ میلادی بنینی و همکارانش [۴] به بررسی اثرات سویپ و ولین در کمپرسورهایی که در ناحیه نزدیک شرایط صوت کار می کنند پرداختند. همچنین، طی این پروژه چگونگی تشکیل شوک سه بعدی و گردابه‌ها به صورت عددی بررسی شد. در کل چندین مدل از منحنی‌های سویپ‌دار نیز ارائه شدند که هر کدام از منحنی‌ها تأثیر اثر سویپ و ولین را روی موقعیت شوک و افت‌های ثانویه آشکار می سازد. با استفاده از بهینه سازی سویپ و ولین، افزایش ۱/۳ درصدی بازده ترمودینامیکی حاصل شد. در سال ۲۰۰۹ مارکومونیت و همکارانش [۵] به بررسی تاثیر لبه حمله به صورت عددی و تجربی پرداختند و برای شبیه سازی عددی از نرم افزار انسیس CFX11^۵ استفاده شد. نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی همخوانی خوبی داشت.

در سال ۲۰۰۹ عربنیا و غالی به بهینه کردن یک توربین با استفاده از نقاط چیدمان^۶ به روش سه بعدی پرداختند. در این پژوهش، برای بهینه کردن توربین اثرات شکم دادن، کج شدن و سویپ مورد بررسی قرار گرفت [۶].

در سال ۲۰۱۰ کرابی و همکارانش به بررسی یک نمونه کمپرسور گریز از مرکز به روش عددی و آزمایشگاهی پرداختند. نتایج حاصل از روش عددی تطابق خوبی با نتایج آزمایشگاهی داشت [۷].

در سال ۲۰۱۱ عربنیا و همکارانش به بهینه کردن یک پره توربین محوری با انسداد بالا در ورودی پرداختند. هدف از این تحقیق این بود که بدون تغییر پروفیل پره و فقط با تغییر نحوه قرارگیری پروفیل پره‌ها در مقاطع مختلف بهینه سازی انجام گیرد. در این تحقیق از روش سه بعدی استفاده شد [۸].

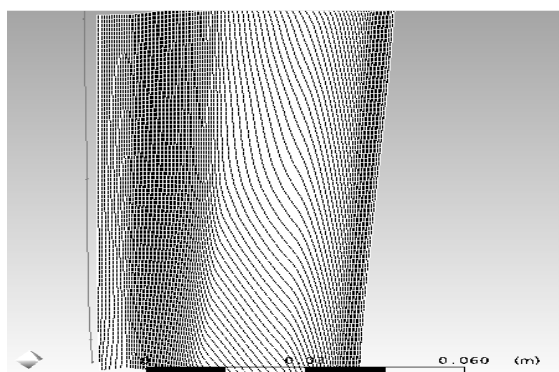
برای اعتباربخشی مدل توسعه داده شده از نتایج تست آزمایشگاهی توربین هانوفر [۹] استفاده شده است. پس از اطمینان از مدل توسعه داده شده، طبقه دوم توربین ایوان مدل شده و انحرافات پره بر عملکرد طبقه توربین بررسی شده است. در تمامی پژوهش‌هایی که در این زمینه انجام شده است، هدف از پژوهش بررسی اثرات مانند سویپ و ولین بر روی

1. Twist
2. Lean
3. Bow
4. Avon

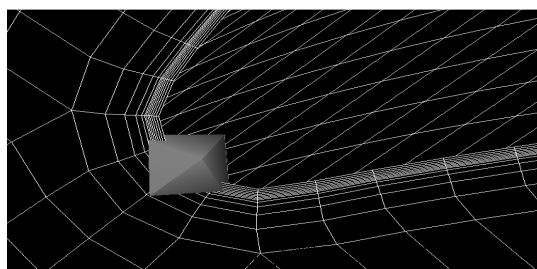
5. ANSYS-CFX11

6. Stacking

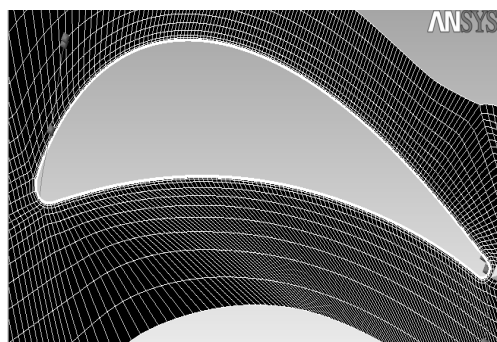
خوب در کمترین زمان، سعی می‌شود تا شبکه‌بندی ناحیه حل به صورت سازمان‌یافته باشد. همان‌طور که در شکل ۳ دیده می‌شود، شبکه‌بندی کاملاً به صورت سازمان‌یافته انجام شده است. با ریزش‌شدن شبکه، خطای روش عددی کاهش می‌یابد. از سوی دیگر، با ریزش‌شدن شبکه، زمان محاسبات به‌شدت افزایش می‌یابد. به همین دلیل، ریزکردن شبکه نیازمند داشتن مهارت بالا و ویژه‌ای است؛ به عبارت دیگر ریزش‌شدن شبکه فقط باید در نواحی صورت گیرد که در آن بخش تغییرات شدیدی وجود دارد. در شکل ۴ هم نمونه شبکه ریزش‌دهنده در اطراف پره نشان داده شده است.



شکل ۲ شبکه‌بندی یک پره



شکل ۳ ریزش‌شدن شبکه در اطراف پره

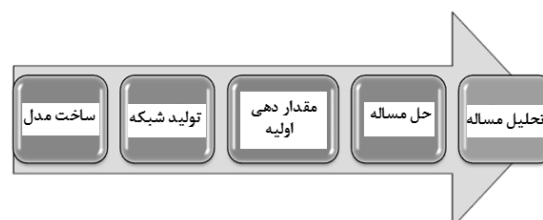


شکل ۴ شبکه سازمان‌یافته روی صفحه بین پره‌ای

میدان جریان مورد بررسی می‌باشد و در هیچ کدام از این پژوهش‌ها بررسی این اثرات بر روی عملکرد طبقه مورد مطالعه قرار نگرفته است. در این پژوهش، برای اولین بار اثرات تغییر هندسه بر روی عملکرد، به منظور تعیین تیرانس‌های ساخت، مورد بررسی قرار گرفته است. در واقع در این پژوهش از ابزار CFD برای کمک به گروه ساخت استفاده شده است تا تیرانس‌های مجاز ساختی تعیین شود و پره‌هایی که در فرایند ساخت تیرانس آن‌ها از حد مجاز تیرانس‌های شبیه‌سازی فراتر رود بر روی توربین نصب نشود چرا که در صورت نصب آن‌ها بر روی توربین، کاهش شدیدی توان را به دنبال خواهد داشت.

۲- الگوریتم مدلسازی عددی

برای شبیه‌سازی عددی در توربوماشین‌ها مراحل مشخص فرایند شبیه‌سازی باید طی شوند. این مراحل در دیگرام شکل ۱ آورده شده‌اند. برای شبیه‌سازی عددی از نرم‌افزار انسیس CFX استفاده شده است. تولید هندسه در نرم‌افزار طراحی پره^۱ و تولید شبکه در نرم‌افزار شبکه‌بندی توربوماشین^۲ انجام شده است.



شکل ۱ روند کلی فرایند شبیه‌سازی

۲-۱- شبکه‌بندی هندسه جهت تحلیل

یکی از مهم‌ترین مراحل تحلیل سه‌بعدی، تولید شبکه می‌باشد. شبکه مناسب شبکه‌ای است که در مکان‌هایی که در آن گرادیان‌های شدید وجود دارد به اندازه کافی ریز شده باشد. در نواحی اطراف پره، لقی نوک پره و در نزدیکی دیواره‌ها گرادیان‌های شدیدی وجود دارد. به همین دلیل شبکه باید در اطراف پره‌ها، ناحیه لقی و کنار دیواره‌ها ریزتر از سایر نقاط باشد. نمونه هندسه شبکه‌بندی شده در شکل ۲ نشان داده شده است. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، برای دست‌یافتن به جواب

1. Blade geometry
2. Turbo grid

نسبت فشار و بازده با روابط زیر تعریف می‌شوند.

$$Pr = \frac{P_{t in}}{P_{t out}} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{T_{t out} - T_{t in}}{T_{t in} (Pr^{(\gamma-1)/\gamma} - 1)} \quad (2)$$

۲-۲- حل جریان

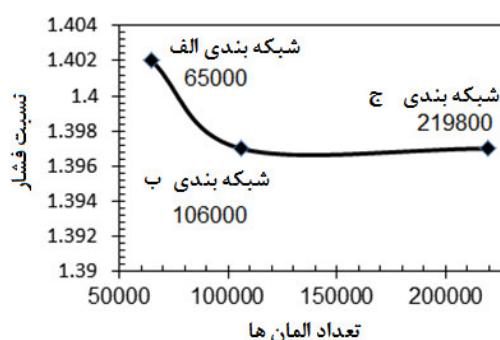
جهت تحلیل رفتار جریان، لازم است برای تمام جریان‌ها معادلات بقای جرم و مومنوم حل شود. برای جریان‌های تراکم‌پذیر یا جریان‌های شامل انتقال حرارت، معادلات بقای انرژی نیز حل می‌شوند. معادلات مدلسازی اغتشاش نیز، زمانی که جریان مغشوش باشد، استفاده می‌شوند. در مسئله مورد نظر، علاوه بر معادلات مومنوم، بقای جرم و انرژی، با توجه به مغشوش بودن جریان، معادلات اغتشاش نیز حل می‌شوند.

با توجه به پیچیدگی جریان و انحنای شدید مسیر جریان، از مدل‌های آشفتگی K-ε از انواع RNG و K-W SST برای شبیه‌سازی هندسه اصلی استفاده می‌شود که برای مسائل توربومشین‌ها از دقت مناسبی برخوردار است. ولی برای بررسی اثرات تیلانس‌ها از مدل آشفتگی K-W SST استفاده می‌شود که از دقت بالاتری نسبت به مدل آشفتگی K-ε از انواع RNG برخوردار می‌باشد. اثرات تغییرات سریع گرادیان‌های فشار و اثرات حرارتی که در توربین‌ها بسیار زیاد است در این مدل در نظر گرفته شده است. با توجه به اثرات تراکم‌پذیری، علاوه بر معادلات پیوستگی و مومنتم، از معادله گاز کامل و معادله انرژی نیز استفاده شده است.

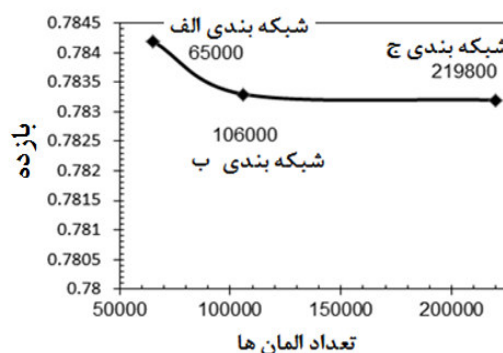
۲-۳- شرایط مرزی

شرایط مرزی مربوط به تحلیل جریان نیز در این مرحله به روش‌های استاندارد در حل‌های CFD در این مرحله اعمال می‌گردند. با توجه به اینکه یک طبقه توربین شامل نازل و روتور می‌باشد، حرکت نسبی روتور و نازل در این روش حل باید در نظر گرفته شود. مهم‌ترین مشکلی که در این مرحله ایجاد می‌شود این است که موقعیت شبکه‌های روتور و نازل نسبت به هم چگونه تغییر می‌کند و انتقال اطلاعات در این سطوح بر چه اساسی صورت می‌پذیرد. جهت حل این مشکل، باید از روش دستگاه مختصات چرخان استفاده شده و در سطوح بین قسمت‌های چرخان و ثابت از شرط مرزی صفحه

این بخش بیشترین زمان تحلیل سه‌بعدی را به خود اختصاص می‌دهد، چرا که کیفیت شبکه‌بندی، روند همگرایی را به شدت تحت تاثیر قرار می‌دهد. شبکه‌بندی نهایی از چندین روند تجربی تکرار حاصل شده است. به طور کلی حل یک مسئله دینامیک سیالات عددی باید مستقل از شبکه باشد. استقلال از شبکه یعنی تغییرات جواب‌ها به ازای ریزتر شدن شبکه قابل صرف‌نظر باشد. یافتن شبکه بهینه، که جواب مسئله برای آن شبکه مستقل از ابعاد سلول‌های شبکه باشد و در عین حال شبکه تولیدی درشت‌ترین شبکه منطبق با خاصیت فوق باشد، یک امر کاملاً تجربی و زمان‌بر می‌باشد. معمولاً، جهت یافتن چنین شبکه‌ای، نمودار تغییرات جواب‌ها بر حسب تعداد گره‌های شبکه را رسم کرده و در هر مرحله تعداد گره‌ها را افزایش می‌دهند و در نهایت این کار تا جایی تکرار می‌شود که تغییرات به اندازه کافی اندک باشد. در شبیه‌سازی انجام‌شده، تعداد المان‌های تولیدشده ۱۰۶۰۰۰ المان می‌باشد. در شکل‌های ۵ و ۶ استقلال حل از شبکه برای دو پارامتر بازده و نسبت فشار نشان داده شده است.

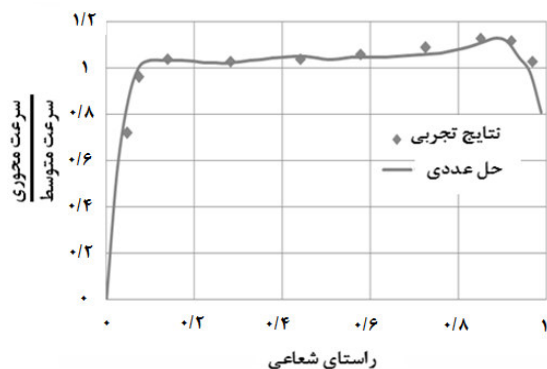


شکل ۵ تغییرات نسبت فشار بر حسب تعداد المان

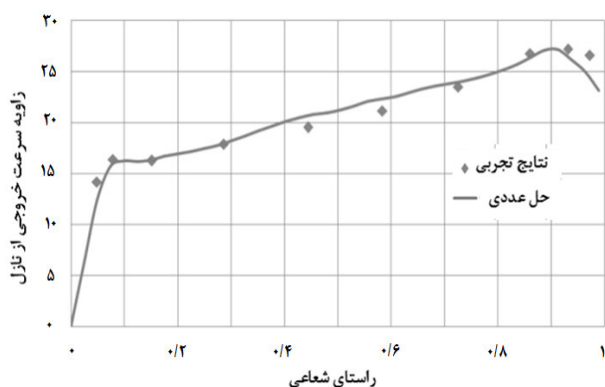


شکل ۶ بازده بر حسب تعداد المان

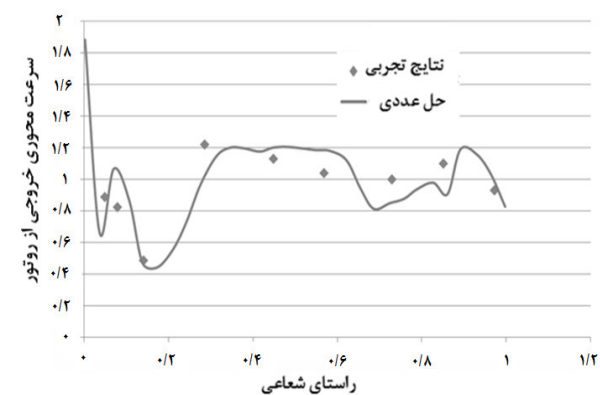
با مقایسه نتایج عملکردی حاصل از تحلیل طبقه توربین با نتایج تجربی موجود، تطابق بسیار مناسبی بین این نتایج مشاهده گردید که در جدول ۱ این مقایسه ارائه شده است.



شکل ۸ مقایسه نتایج تجربی و محاسبه شده تغییرات سرعت محوری خروجی از نازل در راستای شعاعی



شکل ۹ مقایسه نتایج تجربی و محاسبه شده تغییرات زاویه سرعت خروجی از نازل در راستای شعاعی

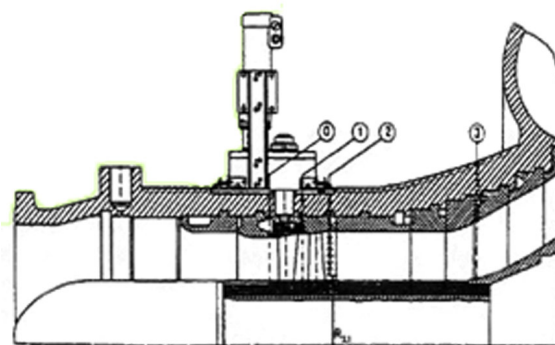


شکل ۱۰ مقایسه نتایج تجربی و محاسبه شده تغییرات سرعت محوری خروجی از روتور در راستای شعاعی

اختلاط استفاده نمود. در روش دستگاه مختصات چرخان ناحیه حل به دو قسمت چرخان و ساکن تقسیم شده است. در قسمت چرخان، شتاب کوریولیس و گریز از مرکز به معادلات مومنتم اضافه و حل می شوند.

۳- مدلسازی توربین هانوفر و اعتباربخشی مدل

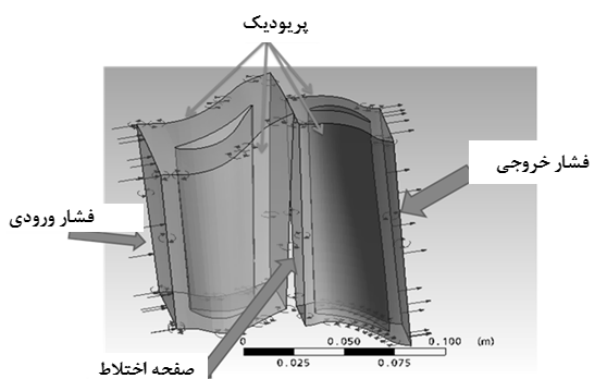
امکانات آزمایشگاهی توربین هانوفر برای یک توربین چهار طبقه فراهم شده است. طریقه ساخت این توربین این امکان را فراهم آورده که هر کدام از طبقات این توربین به صورت جداگانه مورد آزمایش قرار گیرند. داده های موجود برای توربین هانوفر بر اساس خصوصیات هندسی و خصوصیات جریان در طبقه چهارم این توربین می باشد که به صورت تک طبقه مورد آزمایش قرار گرفته است. شکل ۷ چگونگی چیدمان برای آزمایش طبقه چهارم این توربین و محل قراردادن سیستم های اندازه گیری آن را نشان می دهد. جریان نامی ورودی به توربین برابر $7/8$ کیلوگرم بر ثانیه است. سرعت دورانی نامی توربین هم برابر با 7500 دور بر دقیقه می باشد.



شکل ۷ چیدمان آزمایش طبقه چهارم توربین هانوفر

پس از تحلیل جریان، با مقایسه نتایج حاصل از حل و نتایج موجود مربوط به آزمایش تجربی طبقه چهارم توربین هانوفر، در یک حالت خاص نزدیک به نقطه طراحی توربین به تطابق مناسب این دو پی برده شد و در واقع اطمینان لازم از دقت جواب حاصل از ابزار حل به دست آمد.

مقایسه نتایج تجربی و تحلیل عددی صورت گرفته تطابق بسیار خوبی بین این دو نشان می دهد. در تمامی این نمودارها، اثرات دیواره ها، با تقریب نسبتاً مناسبی، به دست آمده اند. شکل های ۸ تا ۱۱ نمودارهای این مقایسه ها را نشان می دهند.



شکل ۱۲ چگونگی استفاده از شرط مرزی متناوب و شرایط مرزی اعمال شده



شکل ۱۱ مقایسه نتایج تجربی و محاسبه شده تغییرات زاویه سرعت خروجی از روتور در راستای شعاعی

۵- بررسی نتایج و اعتباربخشی تحلیل

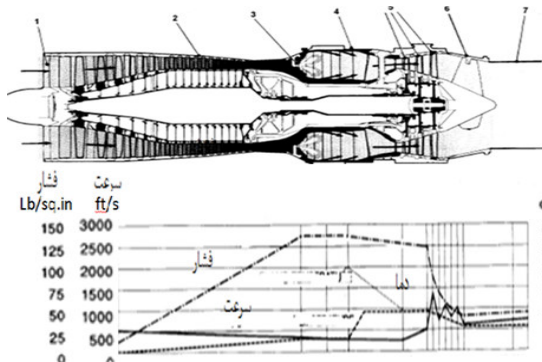
پس از تحلیل جریان در روتور طبقه دوم توربین ایوان، نتایج حاصل از حل بررسی شده و روند تغییرات خواص با اطلاعات موجود شکل ۱۳ مقایسه شده است. در این بررسی، تطابق مناسب بین نتایج و مطالب تئوری موجود مشاهده شده است. نتایج حاصل در شکل‌های ۱۳ تا ۱۷ آورده شده‌اند.

جدول ۱ مقایسه نتایج تجربی و محاسبه شده

نتایج آزمایشگاهی	تحلیل عددی	
۹۰/۵	۹۰/۵۸	بازدهی
۰/۳۳	۰/۳۳۱۸	درجه عکس‌عملی

۴- شبیه‌سازی جریان در توربین ایوان

پس از حصول اطمینان از صحت مدل انتخاب‌شده، طبقه دوم توربین ایوان مدل می‌شود. این توربین یک توربین محوری دارای روتوری با ۷۱ پره و نازلی با ۴۰ تیغه می‌باشد. از آنجا که توربین مورد نظر در این پروژه دارای تقارن محیطی است، از شرط مرزی تناوبی برای شبیه‌سازی استفاده شده است. در چنین مسائلی، استفاده از شرط مرزی پریودیک در کاهش زمان محاسبه و همچنین حافظه مورد نیاز بسیار مؤثر می‌باشد. با استفاده از شرط مرزی پریودیک، کافی است تنها جریان حول یک پره شبیه‌سازی شده و نتایج به‌دست آمده را برای سایر پره‌ها نیز در نظر گرفت.



شکل ۱۳ اطلاعات کارکرد مربوط به سازنده توربین ایوان

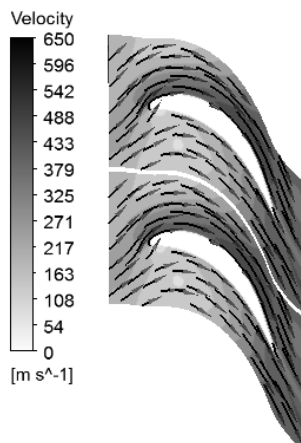
در شکل ۱۴، تغییرات عدد ماخ نسبی در مقطع ۲۰ درصد ارتفاع شعاعی آورده شده است. تغییرات عدد ماخ نسبی کاهش سرعت در سطح فشار و افزایش سرعت در سطح کم‌فشار پره را نشان می‌دهد.

شکل ۱۵ نمایانگر تغییرات عدد ماخ نسبی در راستای شعاعی در لبه ورود به روتور است که به خوبی اثرات لایه مرزی را در نزدیکی دیواره‌ها نشان می‌دهد. همان‌طور که دیده می‌شود، عدد ماخ نسبی، در سمت مکش، بالا و در سمت فشار

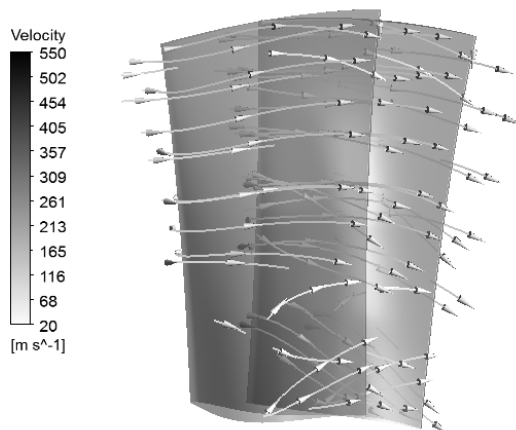
چون تعداد پره‌های نازل و پره‌های روتور با هم برابر نیستند، از روش صفحه اختلاط^۱ برای شبیه‌سازی آن استفاده می‌شود. روش صفحه اختلاط زمانی استفاده می‌شود که زاویه تناوب روتور و استاتور متفاوت باشند (تعداد پره‌های روتور و استاتور با هم برابر نباشد) و به این ترتیب لازم نیست همه پره‌های روتور و استاتور شبیه‌سازی شود. در شکل ۱۲، چگونگی استفاده از شرایط مرزی نشان داده شده است.

1. Mixing plane

دیواره پره می باشد. شکل ۱۷ تغییرات جریان سه بعدی را در ردیف پره نشان می دهد.



شکل ۱۶ بردارهای سرعت در مقطع میانی روتور توربین ایوان



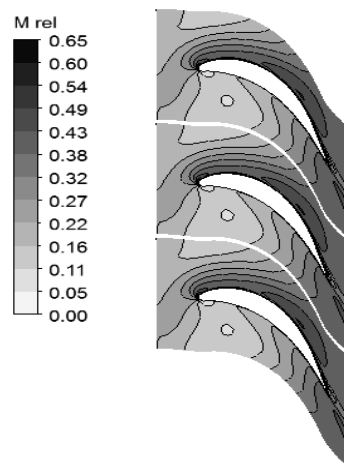
شکل ۱۷ مسیر جریان سه بعدی در روتور توربین ایوان

۶- بررسی تغییرات هندسی

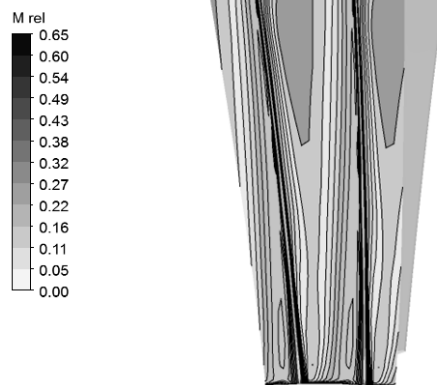
همان طور که در مقدمه بیان شد، برای سه حالت انحراف از هندسه نامی مدل سازی و تحلیل انجام می شود و اثرات این تغییرات در کارایی مرحله و کل توربین گاز تعیین می گردد. این سه حالت انحراف به شرح زیر می باشد:

- ۱- پیچش بیش از حد مقاطع پرها نسبت به هندسه نامی
- ۲- سطح مقطع از پایین تا بالا در جهت محیطی به صورت خطی انحراف پیدا کند.
- ۳- سطح مقطع از پایین تا بالا در جهت محیطی به صورت غیرخطی انحراف پیدا کند.

پره عدد ماخ پایین می باشد و این تغییر سرعت در طرفین پره سبب تغییر فشار و بارگذاری روی پره می شود. همان طور که در شکل دیده می شود، بارگذاری روی پره، در نزدیکی هاب، بیشتر از بارگذاری آن در نزدیکی شروود است که این نحوه بارگذاری به خاطر ایجاد تنش خمشی کمتر بر روی پره می باشد.

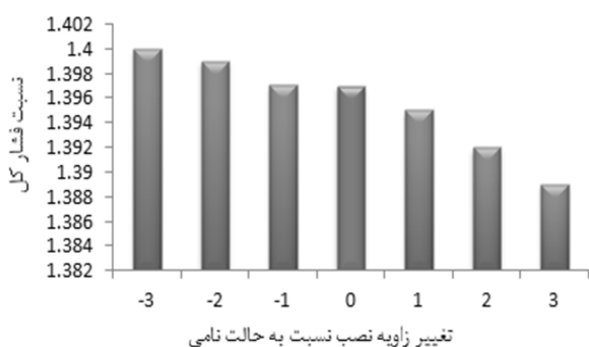


شکل ۱۴ تغییرات عدد ماخ نسبی مربوط به مقطع ۲۰ درصد روتور توربین ایوان

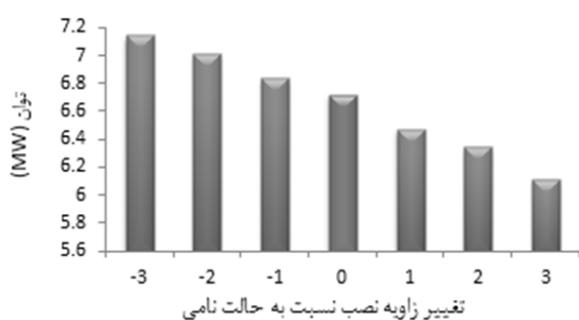


شکل ۱۵ تغییرات عدد ماخ نسبی مربوط به لبه ورود روتور توربین ایوان

شکل ۱۶ نشان دهنده تغییرات بردار سرعت مقطع میانی روتور می باشد که دارای هیچ انحرافی نیست و در هیچ ناحیه ای از میدان جریان، جدایی لایه مرزی یا رشد شدید آن دیده نمی شود. با توجه به اینکه این نتایج مربوط به نقطه طراحی توربین می باشد، جریان سیال به صورت کاملا چسبیده به



شکل ۲۱ نسبت فشار بر حسب تغییر زاویه نصب نسبت به حالت نامی

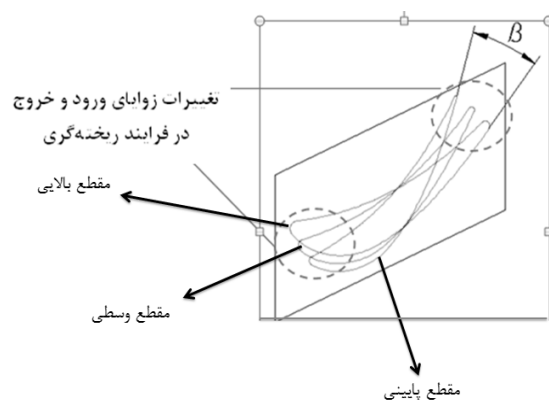


شکل ۲۲ توان بر حسب تغییر زاویه نصب نسبت به حالت نامی

همان طور که از نتایج پیداست، با پیش مثبت پره (افزایش زاویه نصب) از حالت نامی، میزان دبی عبوری کاهش یافته و در نتیجه توان توربین کاهش می‌یابد که این کاهش دبی ناشی از کاهش یافتن سطح مقطع جریان می‌باشد. افزایش زاویه نصب می‌تواند منجر به افزایش بارگذاری روی پره نیز بشود و این افزایش بارگذاری توان را نیز می‌تواند به دنبال داشته باشد. اما در این پژوهش برای شبیه‌سازی توربین در ورودی نازل‌ها از شرط مرزی فشار ورودی استفاده شده است که با تغییر سطح مقطع عبوری جریان، دبی تغییر خواهد کرد. تغییر زاویه نصب و افزایش آن کاهش سطح مقطع عبوری جریان از روتور و کاهش دبی را به دنبال دارد و در نهایت، چون اثر کاهش دبی نسبت به افزایش بارگذاری بیشتر می‌باشد، کاهش توان مشاهده شده است. افزایش راندامان در توربین در زاویای ۲ و ۳ درجه را این گونه می‌توان توجیه کرد که با تغییر زاویه نصب، جریان‌های ثانویه‌ای که در توربین ایجاد می‌شده است کاهش یافته و با کاهش این جریان‌های ثانویه افزایش بازده مشاهده شده است. از سوی دیگر زاویای ۲ و ۳ درجه می‌تواند زاویه مناسب برای جریان ورودی باشد و سبب افزایش کارایی پره و طبقه توربین شود.

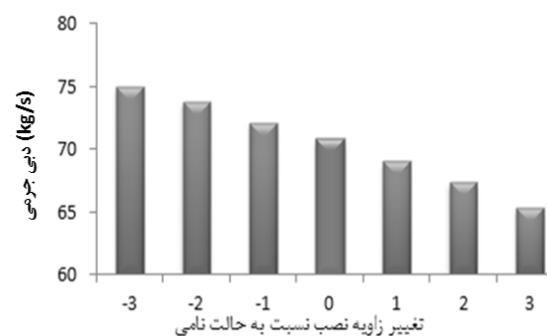
۱-۶- پیش بیش از حد مقاطع پره‌ها نسبت به هندسه نامی

شکل ۱۸ پیش بیش از حد مقاطع پره‌ها نسبت به هندسه نامی را در هندسه واقعی نشان می‌دهد.

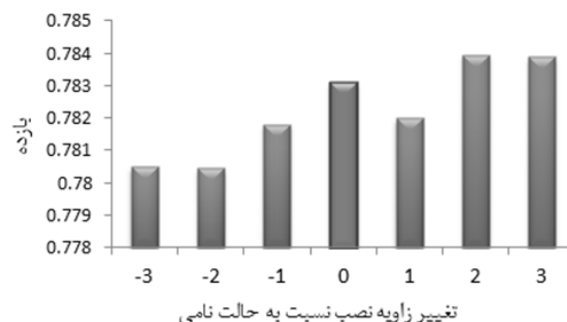


شکل ۱۸ پیش بیش از حد مقاطع پره‌ها نسبت به هندسه نامی

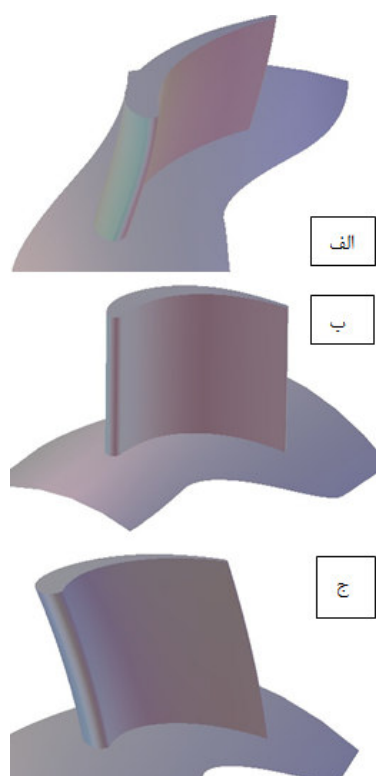
در این پروژه به بررسی اثر پیش در ۶ زاویه ۱، ۲، ۳ و ۱-، ۲- و ۳- پرداخته شده است. در این حالت، فرض شده است که زاویه پیش از ریشه تا نوک به صورت یکسان تغییر کند. در واقع در حالت پیش زاویه نصب پره تغییر می‌کند. در شکل‌های ۱۹ تا ۲۲ مقادیر دبی جرمی، بازده، نسبت فشار و توان آورده شده است.



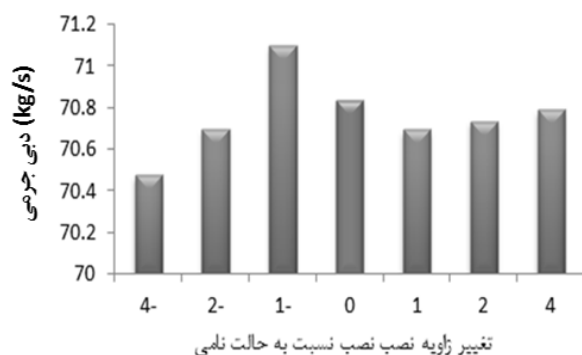
شکل ۱۹ دبی جرمی بر حسب تغییر زاویه نصب نسبت به حالت نامی



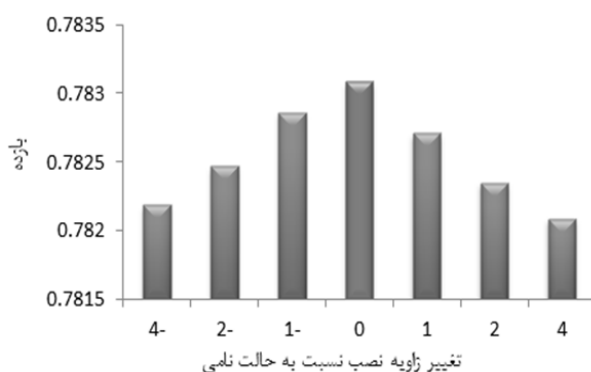
شکل ۲۰ بازده بر حسب تغییر زاویه نصب نسبت به حالت نامی



شکل ۲۴ نمای سه بعدی از کج شدن پرها



شکل ۲۵ دبی جرمی بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی



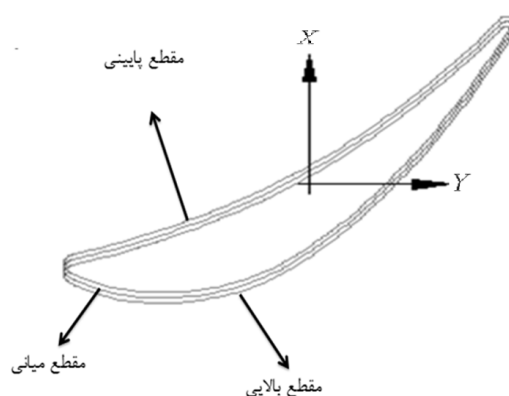
شکل ۲۶ بازده بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

نسبت فشار به بارگذاری روی پره مربوط می‌باشد. با تغییر زاویه نصب و افزایش آن، دبی عبوری کاهش می‌یابد. با کاهش دبی، مقدار سیالی که به پره برخورد می‌کند کاهش یافته و این کاهش سبب می‌شود تا سرعت جریان‌های عبوری از طرفین پره روتور کاهش یابد و بارگذاری روی پره به این سرعت‌ها وابسته می‌باشد. با کاهش دبی، لایه مرزی رشد بیشتری پیدا کرده و رشد لایه مرزی سبب می‌شود تا اختلاف سرعت سیال در دو طرف پره کاهش یافته و در نهایت کاهش بارگذاری را به دنبال دارد. از سوی دیگر، با افزایش زاویه نصب، بارگذاری کاهش می‌یابد. اما، همان‌طور که دیده می‌شود، اثر کاهش بارگذاری در اثر کاهش دبی، نسبت به اثر افزایش بارگذاری ناشی از افزایش زاویه نصب، بیشتر بوده و در نهایت منجر به کاهش بارگذاری و کاهش نسبت فشار شده است.

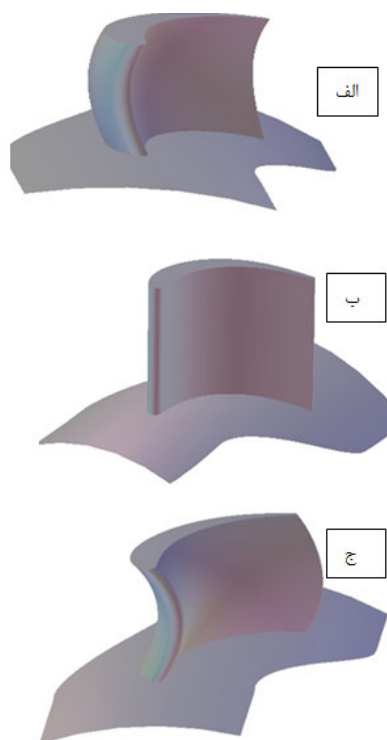
۶-۲- بررسی اثر کج شدن

شکل ۲۳ نشان‌دهنده انحراف خط مرکزی پرها از ریشه تا نوک در راستای X است که در واقع منجر به انحراف خط چیدمان می‌شود. به این انحراف پره از حالت ایدئال کج شدن پره گفته می‌شود. برای درک بهتر نحوه کج شدن پره، نمای سه بعدی از شکل پرها به ترتیب در حالت کج شدن منفی، حالت نامی و حالت مثبت در شکل ۲۴ الف تا ج نشان داده شده است.

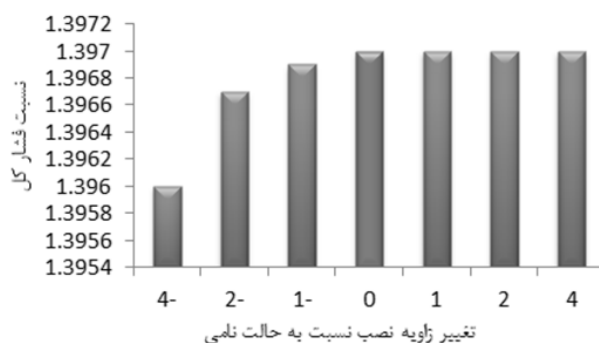
اثر کج شدن پره در شش حالت بررسی شده است. در این حالت‌ها، فرض شده است که پره از ریشه تا نوک به صورت خطی از خط مرکزی منحرف شده باشد. این انحراف در نوک پره در مقادیر ۴، ۲، ۱، -۱، -۲، -۴ میلی‌متر به طور کامل تحلیل شده است. مقادیر دبی جرمی، بازده، نسبت فشار و توان حاصل از این تحلیل در شکل‌های ۲۵ تا ۲۸ آورده شده است.



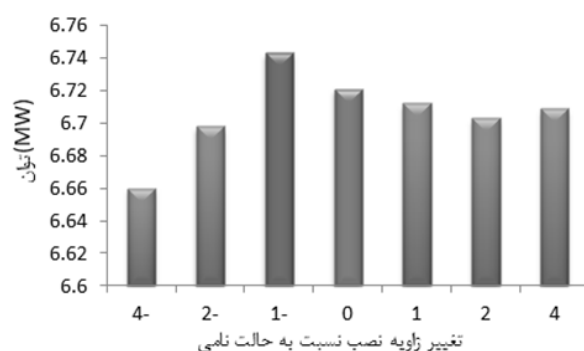
شکل ۲۳ انحراف پره از حالت ایدئال (کج شدن)



شکل ۳۰ نمای سه بعدی از کج شدن پره‌ها



شکل ۲۷ نسبت فشار کل بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

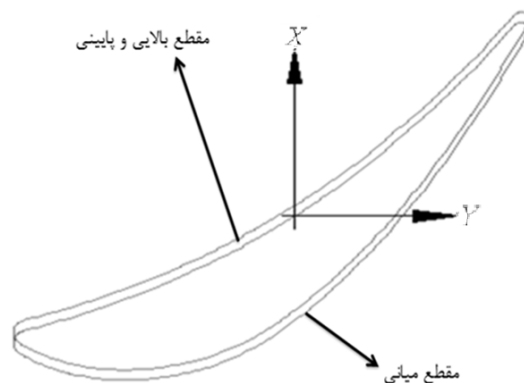


شکل ۲۸ توان بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

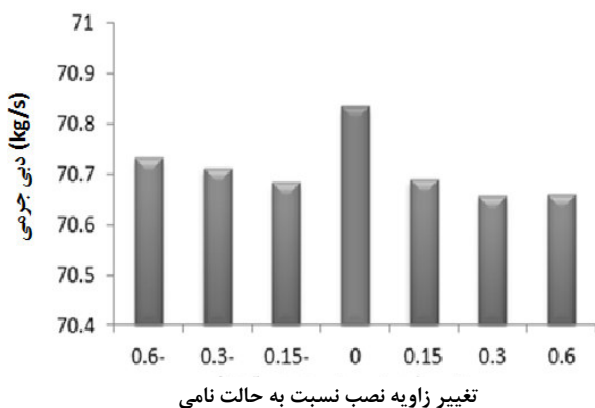
۳-۶- بررسی اثر شکم دادن

اگر انحراف خط مرکزی پره، به صورت خطی، از ریشه تا نوک تغییر نکند به آن شکم‌دادن می‌گویند که در واقع تنها مقطع میانی جابه‌جا می‌گردد (شکل ۲۹). برای درک بهتر نحوه شکم‌دادن پره، نمای سه‌بعدی از شکل پره‌ها به ترتیب در حالت کج شدن منفی، حالت نامی و حالت مثبت در شکل ۳۰ الف تا ج نشان داده شده است.

اثر شکم‌دادن پره در شش حالت مورد بررسی قرار گرفته است. در این حالت‌ها، فرض شده است که مقطع میانی پره از خط مرکزی منحرف شده باشد و مقاطع هاب و شروود ثابت بماند و سایر مقاطع نزدیک بین هاب و شروود به صورت یک منحنی سهموی تغییر کند. این انحراف در مقطع میانی در مقادیر ۰/۱۵، ۰/۳، ۰/۶، -۰/۱۵، -۰/۳، و -۰/۶ میلی‌متر به طور کامل تحلیل شده است. مقادیر دبی جرمی، بازده، نسبت فشار و توان حاصل از این تحلیل در شکل‌های ۳۱ تا ۳۴ آورده شده است.



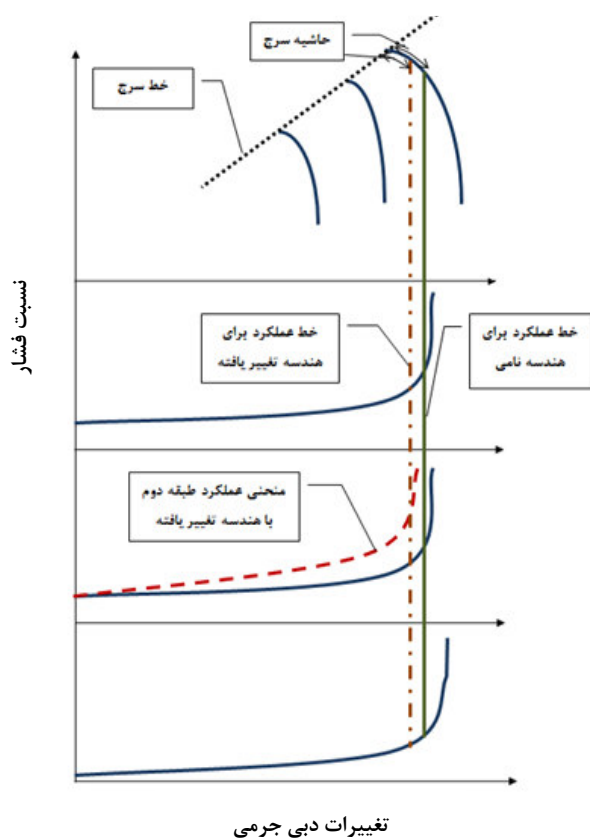
شکل ۲۹ تغییرات هندسی منجر به شکم‌دادن پره‌ها



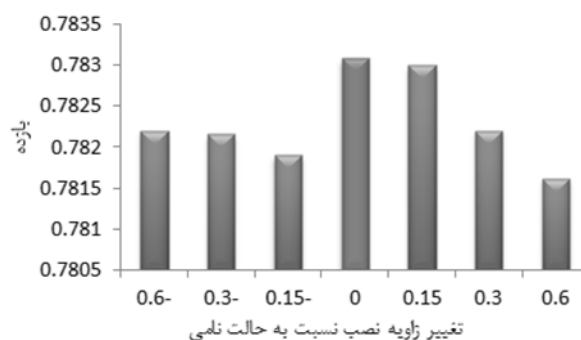
شکل ۳۱ دبی جرمی بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

۷-۱- اثرات تغییر دبی جریان بر پایداری توربین گازی

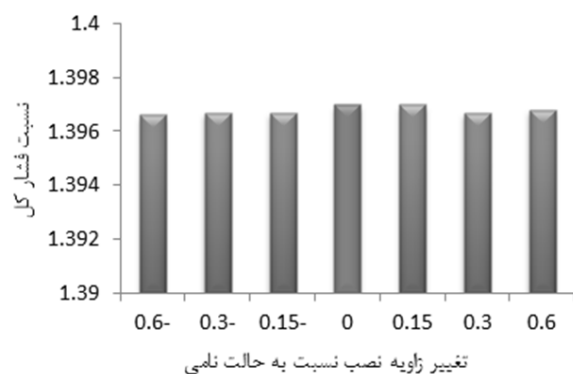
از آنجا که فلسفه کنترلی این توربین به صورت دقیق مشخص نیست، در این قسمت از فلسفه‌های کنترلی کلی توربین‌های دوشفته استفاده خواهد شد. شکل ۳۵ منحنی‌های عملکردی و هماهنگی بین کمپرسور و طبقات توربین گاز را نشان می‌دهد. کاهش دبی گذرنده از طبقه دوم توربین باعث انتقال منحنی عملکرد توربین به سمت چپ می‌شود. با توجه به اینکه توربین در این حالت نمی‌تواند دبی مورد نظر را عبور دهد، نقطه عملکردی کمپرسور نیز تغییر کرده و به سمت چپ انتقال می‌یابد. با حرکت نقطه عملکردی کمپرسور به سمت چپ، نسبت فشار افزایش یافته و دبی کاهش می‌یابد. افزایش نسبت فشار و کاهش دبی باعث ایجاد هماهنگی مجدد بین توربین و کمپرسور می‌شود. همان‌طور که در شکل نشان داده شده است، با کاهش دبی و ثابت نگه‌داشتن دور، حاشیه سرچ کمپرسور کمتر خواهد شد. اگر این حاشیه سرچ کمتر از مقدار کمینه مورد نظر در سیستم کنترل باشد، احتمال کاهش توان خروجی یا دستور خاموش شدن توربین وجود دارد.



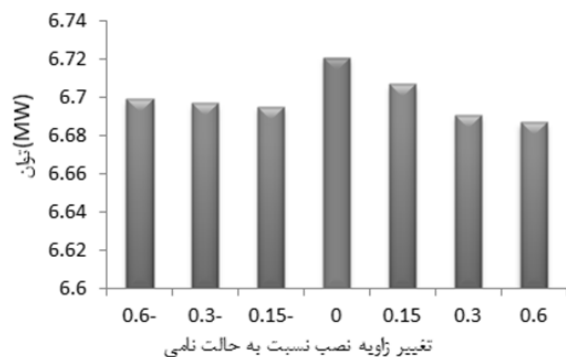
شکل ۳۵ تغییر حاشیه پایداری کمپرسور با تغییر عملکرد توربین



شکل ۳۲ بازده بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی



شکل ۳۳ نسبت فشار بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی



شکل ۳۴ توان بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

۷- بررسی اثرات تغییرات عملکردی پره ردیف دوم توربین بر پایداری توربین گاز

با توجه به اینکه بررسی کمی دینامیک توربین گاز به مدل ناپایای سیکلی و مدل فلسفه کنترلی توربین نیاز دارد، در این پروژه، به خاطر عدم وجود این اطلاعات، اثر تغییر هندسه بر پایداری به صورت کیفی بررسی می‌شود. همان‌طور که ذکر شد، تغییرات هندسی پره باعث کاهش راندمان طبقه و کاهش دبی جریان عبوری از آن می‌شود. در ادامه اثر هر یک از این تغییرات بر پایداری توربین گاز به طور کیفی بررسی خواهد شد.

۷-۲- اثرات تغییر راندمان بر پایداری توربین گازی

کاهش راندمان طبقه دوم توربین باعث کاهش توان خروجی از توربین می‌شود، ولی نقطه عملکردی توربین و کمپرسور را تغییر نمی‌دهد. اگر سیستم کنترل به نحوی تنظیم شده باشد که توان خروجی را ثابت نگه دارد، با توجه به کاهش توان نسبت به حالت نامی، سیستم کنترلی کمبود توان را با تزریق سوخت بیشتر جبران می‌نماید که باعث بالا رفتن دور کمپرسور می‌شود. از این رو می‌توان گفت کاهش راندمان طبقه تاثیر مستقیمی بر پایداری کمپرسور ندارد، ولی باعث تغییر نقطه عملکردی توربین گازی می‌شود.

۸- نتیجه گیری

در این پروژه، اثرات تغییرات هندسی پره ردیف دوم توربین ایوان بر عملکرد طبقه توربین بررسی شده است. در ابتدا روش سه بعدی توسعه داده شده برای شبیه سازی توربین، با استفاده از نتایج تست تجربی مربوط به یک توربین یک طبقه، صحت سنجی شده است. در ادامه، طبقه دوم توربین ایوان شبیه سازی شده و نتایج حاصل با استفاده از اطلاعات عملکردی این توربین اعتبار سنجی شده است. تغییرات هندسی روتور طبقه دوم توربین ایوان شبیه سازی شده و نتایج آن بر روی عملکرد طبقه دوم محاسبه شده است. در حدود ۱۸ حالت مختلف تغییرات هندسی در این پروژه بررسی شده اند که در بدترین شرایط حدود ۸ درصد افت دبی، ۱ درصد افت راندمان و ۱۰ درصد افت توان به خاطر وجود تغییرات هندسی ایجاد شده است.

کاهش دبی توربین باعث تغییر نقطه عملکردی توربین شده و به تبع آن باعث کاهش حاشیه پایداری کمپرسور خواهد شد. تغییرات راندمان نقطه عملکردی توربین گاز را تغییر داده، ولی تاثیر مستقیمی بر پایداری کمپرسور ندارد.

۹- مراجع

- [1] Gu F., Engeda A., Cave M., Di Liberti L., "A Numerical Investigation on the Volute/Diffuser Interaction Due to the Axial Distortion at the Impeller Exit", *Transactions of the ASME, Journal of Fluid Engineering*, Vol. 123, No. 3, 2001, pp. 475-483.
- [2] Mugli F., Holbein P., Dupont P., "CFD Calculation of a Mixed Flow Pump Characteristic from Shut-off to Maximum Flow", *Proc. ASME Fluid Engineering Division Summer Meeting (FEDSM'01)*, New Orleans, LA, USA, paper FEDSM2001-18072, May-June 2001,.
- [3] Cravero C., Marini M., "Modeling of Incompressible Three-Dimensional Flow in Rotating Turbomachinery Passages", in *Proc. ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting (FEDSM'02)*, Montreal, Quebec, Canada, paper FEDSM2002-31177, July 2002.
- [4] Benini B., Biollo R., "Aerodynamics of Swept and Leaned Transonic Compressor-Rotors", *Journal of Applied Energy*, Vol. 17, 2007, pp. 1012-1027.
- [5] Montis M., Niehuis R., Guidi M., Salvadori S., Martelli F., Stephan B., "Experimental and Numerical Investigation on the Influence of Trailing Edge Bleeding on the Aerodynamics of a NGV Cascade", *Proc. ASME Turbo Expo*, Florida, USA, GT2009-59910, 2009.
- [6] Arabnia M., Ghaly W., "A Strategy for Multi-Point Shape Optimization of Turbine Stages", *proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air*, GT2009-59708, 2009.
- [7] Karrabi H., Hajilouy-Benisi A., Nili-Ahmadabadi M., "Experimental and Numerical Investigation of a Centrifugal Compressor", *Proceedings of ASME 2010 10th Biennial Conference of Engineering Systems Design and Analysis*, Istanbul, Turkey, ESDA2010-24645, 2010.
- [8] Arabnia M., Sivashanmugam V. K., Ghaly W., "Optimization of an Axial Turbine Rotor for High Aerodynamic Inlet Blockage", *Proceedings of ASME Turbo Expo 2011*, Vancouver Canada, GT2011-46757, 2011.
- [9] Groschup, G. Strömungstechnische, *Untersuchung einer Turbinenstufe im Vergleich zum Verhalten der ebenen Gitter ihrer Beschau felung*, Dissertation, University of Hanover, 1977.