http://mechanics.journals.modares.ac.ir

مجله علمی پژوهشی
مهندسی مکانیک مدرس
دوره ۱۲ شماره ۴ آبان ۱۳۹۱ ص‌ص ۹-۲۰

تاریخچه مقاله:
دریافت ۹۱/۲/۳۱
پذیرش ۹۱/۴/۴
ارائه در سایت ۹۱/۶/۳۰

بررسی اثرات پیچش، کج‌شدن و شکم‌دادن 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، کج‌شدن و شکم‌دادن) پره ردیف دوم توربین ایوان بر عملکرد طبقه توربین بررسی شده است. در ابتدا روش سه‌بعدی توسعه داده شده برای شبیه‌سازی توربین با استفاده از نتایج تست تجربی مربوط به یک طبقه از توربین هانوفر صحت‌سنجی شده است. پس از اعتبارسنجی روش عددی و اطمینان از صحت روش عددی منتخب، طبقه دوم توربین ایوان شبیه‌سازی 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 نرم‌افزارهای عددی، شبیه‌سازی شده و نتایج آن‌ها بر روی عملکرد (نسبت فشار، راندمان و ...) طبقه دوم محاسبه شده است. در این پژوهش، تغییرات هندسه شکم‌دادن، کج‌شدن و تغییر زاویه نصب پره مورد بررسی قرار گرفته و در نهایت مشاهده شد که با تغییر زاویه نصب پره دبی عبوری از توربین به‌شدت تغییر کرده و این عامل منجر به تغییرات توان توربین می‌شود. تغییرات شکم‌دادن و کج‌شدن 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. Karrabi[2], M. R. Soleimani Tehrani[3]

1- Assis. Prof., Mech. Eng., Sahid Rajaee 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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

۱- مقدمه

توربین و کمپرسور از اجزای مهم توربین گاز می‌باشند و عملکرد صحیح آن‌ها تاثیر بسزایی بر روی کارایی سیستم دارد. مهم‌ترین جزء توربین و کمپرسور پره آن می‌باشد. تغییر فرایند تولید بر روی تلرانس‌های ساخت تاثیر می‌گذارد. هر فرایند ساخت دقت خاص خود را دارد و در نتیجه تغییر در فرایند ساخت می‌تواند منجر به تولید محصولی شود که هندسه آن با هندسه نامی تفاوت‌هایی خواهد داشت. تغییر تلرانس‌های ساخت پره بر روی کارایی توربین تاثیر می‌گذارد، لذا بررسی تاثیر تلرانس‌های ساخت پره بر روی کارایی توربین اهمیت پیدا می‌کند. در این مقاله، سعی شده است که اثرات پیچش[1] پره، کج‌شدن[2] پره و شکم‌دادن[3] پره بر روی توربین ایوان[4] 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 تلرانس‌ها 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 درنظر گرفته شد.

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

روش‌های سه‌بعدی، 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 شبیه‌سازی سه‌بعدی یک توربوماشین، باید معادلات ناویر استوکس حاکم بر جریان در آن حل شوند. در روش‌های تحلیل سه‌بعدی، که از روش‌های CFD استفاده می‌کنند، عموماً هیچ نوع ساده‌سازی در معادلات صورت نمی‌گیرد و معادلات به طور کامل گسسته‌سازی و حل می‌شوند. محققانی مانند جی‌یو و همکاران[۱]، موگلی و همکاران[۲] و کراورو و مارینی و بیلو[۳] بر روی این روش کار کرده‌اند.

در سال ۲۰۰۷ میلادی بنینی و همکارانش[۴] به بررسی اثرات سویپ و ولین در کمپرسورهایی که در ناحیهٔ نزدیک شرایط صوت کار می‌کنند پرداختند. همچنین، طی این پروژه چگونگی تشکیل شوکِ سه‌بعدی وگردابه‌ها 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 می‌سازد. با استفاده از بهینه‌سازی 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 شبیه‌سازی عددی از نرم‌افزار انسیس CFX11[5] استفاده شد. نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی هم‌خوانی خوبی داشت.

در سال ۲۰۰۹ عربنیا و غالی به بهینه‌کردن یک توربین با استفاده از نقاط چیدمان[6] به روش سه‌بعدی پرداختند. در این پژوهش، برای بهینه‌کردن توربین اثرات شکم‌دادن، کج‌شدن 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 بهینه‌کردن 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 بهینه‌سازی انجام گیرد. در این تحقیق از روش سه‌بعدی 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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

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 اولین‌بار اثرات تغییر هندسه بر روی عملکرد، به منظور تعیین تلرانس‌های ساخت، مورد بررسی قرار گرفته است. در واقع در این پژوهش از ابزار CFD برای کمک به گروه ساخت استفاده شده است تا تلرانس‌های مجاز ساختی تعیین شود و پره‌هایی که در فرایند ساخت تلرانس آن‌ها از حد مجاز تلرانس‌های شبیه‌سازی فراتر رود بر روی توربین نصب نشود چرا که در صورت نصب آن‌ها بر روی توربین، کاهش شدید توان را به دنبال خواهد داشت.

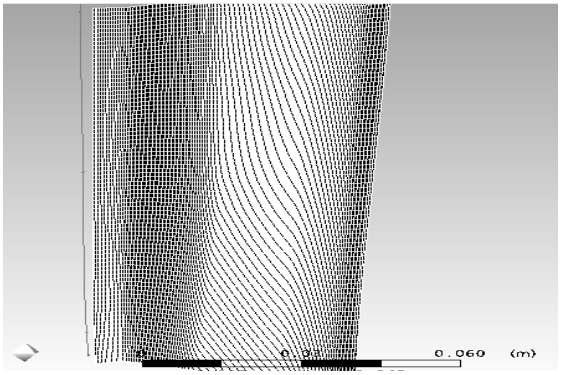
۲- الگوریتم مدلسازی عددی

برای شبیه‌سازی عددی در توربوماشین‌ها مراحل مشخص فرایند شبیه‌سازی باید طی شوند. این مراحل در دیاگرام شکل ۱ آورده شده‌اند. برای شبیه سازی عددی از نرم‌افزار انسیس CFX استفاده شده است. تولید هندسه در نرم‌افزار طراحی پره[1] و تولید شبکه در نرم‌افزار شبکه‌بندی توربوماشین[2] انجام شده است.

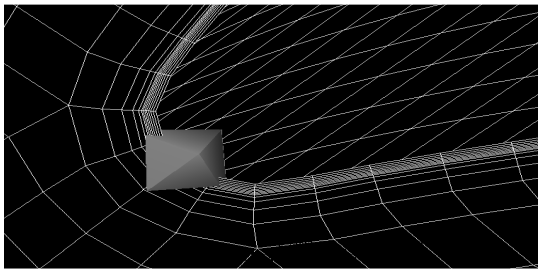
شکل ۱ روند کلی فرایند شبیه‌سازی

۲-۱- شبکه‌بندی هندسه جهت تحلیل

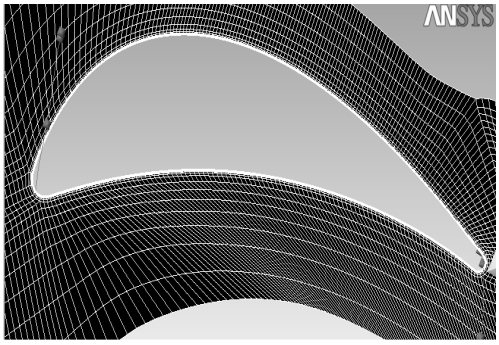
یکی از مهم‌ترین مراحل تحلیل سه‌بعدی، تولید شبکه می‌باشد. شبکه مناسب شبکه‌ای است که در مکان‌هایی که در آن گرادیان‌های شدید وجود دارد به اندازه کافی ریز شده باشد. در نواحی اطراف پره، لقی نوک پره و در نزدیکی دیواره‌ها گرادیان‌های شدیدی وجود دارد. به همین دلیل شبکه باید در اطراف پره‌ها، ناحیه لقی و کنار دیوارها ریزتر از سایر نقاط باشد. نمونه هندسه شبکه‌بندی شده در شکل ۲ نشان داده شده است. همان‌طور که قبلا ذکر شد، برای دست‌یافتن به جواب خوب در کمترین زمان، سعی می‌شود تا شبکه‌بندی ناحیه حل به صورت سازمان‌یافته باشد. همان‌طور که در شکل ۳ دیده می‌شود، شبکه‌بندی کاملا به صورت سازمان‌یافته انجام شده است. با ریزشدن شبکه، خطای روش عددی کاهش می‌یابد. از سوی دیگر، با ریزشدن شبکه، زمان محاسبات به‌شدت افزایش می‌یابد. به همین دلیل، ریزکردن شبکه نیازمند داشتن مهارت بالا و ویژه‌ای است؛ به عبارت دیگر ریزشدن شبکه فقط باید در نواحی صورت گیرد که در آن بخش تغییرات شدیدی وجود دارد. در شکل ۴ هم نمونه شبکه ریزشده در اطراف پره نشان داده شده است.



شکل ۲ شبکه‌بندی یک پره



شکل ۳ ریزشدن شبکه در اطراف پره

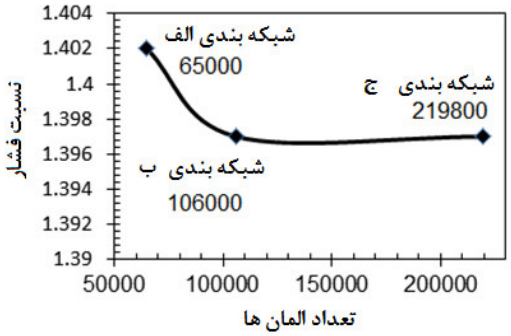


شکل ۴ شبکه سازمان‌یافته روی صفحه بین پره‌ای

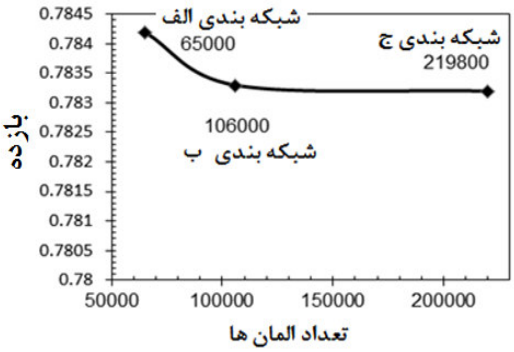
1. Blade geometry
2. Turbo grid

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

این بخش بیشترین زمان تحلیل سه‌بعدی را به خود اختصاص می‌دهد، چرا که کیفیت شبکه‌بندی، روند همگرایی را به‌شدت 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 ریزترشدن 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 کاملا 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



شکل۶ بازده بر حسب تعداد المان

نسبت فشار و بازده با روابط زیر تعریف می‌شوند.

$$\Pr = \frac{P_{t\,in}}{P_{t\,out}} \qquad (۱)$$

$$eta = \frac{T_{t\,out} - T_{t\,in}}{T_{t\,in}\,(\Pr^{(\gamma-1)/\gamma} - 1)} \qquad (۲)$$

۲-۲- حل جریان

جهت تحلیل رفتار جریان، لازم است برای تمام جریان‌ها معادلات بقای جرم و مومنتوم 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 مومنتوم، بقای جرم و انرژی، با توجه به مغشوش‌بودن جریان، معادلات اغتشاش نیز حل می‌شوند.

با توجه به پیچیدگی جریان و انحنای شدید مسیر جریان، از مدل‌های آشفتگی K-ε از انواع RNG وK-W SST برای شبیه‌سازی هندسه اصلی استفاده می‌شود که برای مسائل توربوماشین‌ها از دقت مناسبی برخوردار است. ولی برای بررسی اثرات تلرانس‌ها 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 درنظر 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 درنظر 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

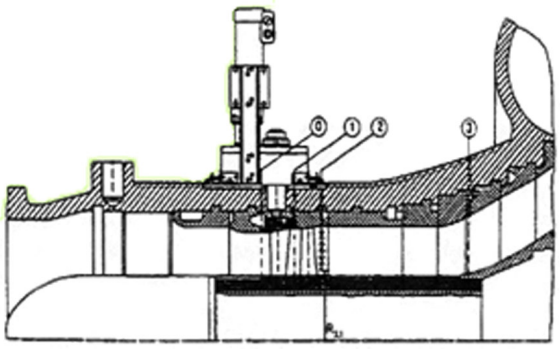
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

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 می‌شوند.

۳- مدلسازی توربین هانوفر و اعتباربخشی مدل

امکانات آزمایشگاهی توربین هانوفر برای یک توربین چهارطبقه 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. داده‌های موجود برای توربین هانوفر بر اساس خصوصیات هندسی و خصوصیات جریان در طبقه چهارم این توربین می‌باشد که به صورت تک‌طبقه مورد آزمایش قرار گرفته است. شکل ۷ چگونگی چیدمان برای آزمایش طبقه چهارم این توربین و محل قراردادن سیستم‌های اندازه‌گیری آن را نشان می‌دهد. جریان نامی ورودی به توربین برابر ۷/۸ کیلوگرم بر ثانیه است. سرعت دورانی نامی توربین هم برابر با ۷۵۰۰ دور بر دقیقه می‌باشد.

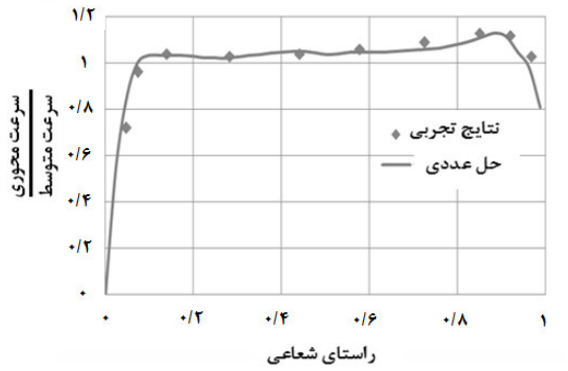


شکل ۷ چیدمان آزمایش طبقه چهارم توربین هانوفر

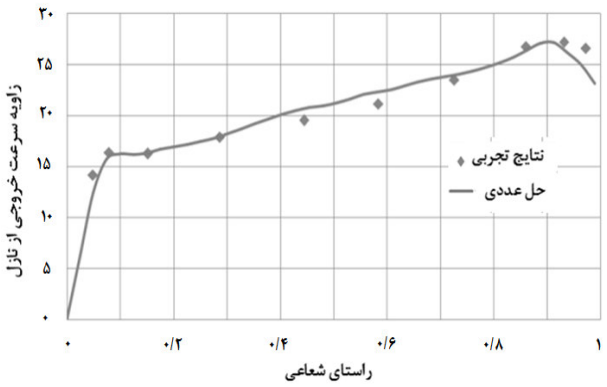
پس از تحلیل جریان، با مقایسه نتایج حاصل از حل و نتایج موجود مربوط به آزمایش تجربی طبقه چهارم توربین هانوفر، در یک حالت خاص نزدیک به نقطه طراحی توربین به تطابق مناسب این دو پی برده شد و در واقع اطمینان لازم از دقت جواب حاصل از ابزار حل به‌دست آمد.

مقایسه نتایج تجربی و تحلیل عددی صورت‌گرفته تطابق بسیار خوبی بین این دو نشان می‌دهد. در تمامی این نمودارها، اثرات دیواره‌ها، با تقریب نسبتاً مناسبی، به‌دست آمده‌اند. شکل‌های ۸ تا ۱۱ نمودارهای این مقایسه‌ها را نشان می‌دهند.

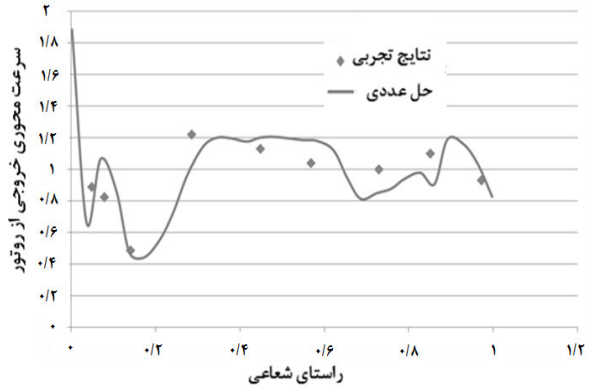
با مقایسه نتایج عملکردی حاصل از تحلیل طبقه توربین با نتایج تجربی موجود، تطابق بسیار مناسبی بین این نتایج مشاهده گردید که در جدول ۱ این مقایسه ارائه شده است.



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

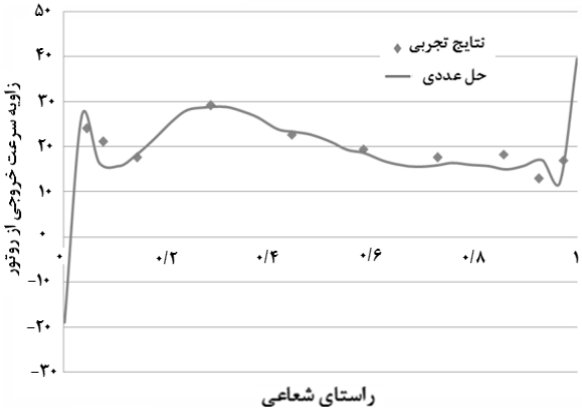


شکل ۹ مقایسه نتایج تجربی و محاسبه‌شده تغییرات زاویه سرعت خروجی از نازل در راستای شعاعی



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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]



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

جدول ۱ مقایسه نتایج تجربی و محاسبه‌شده

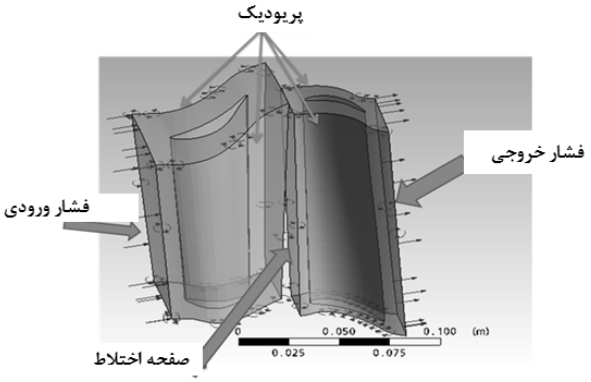
	تحلیل عددی	نتایج آزمایشگاهی
بازدهی	۹۰/۵۸	۹۰/۵
درجه عکس‌العملی	۰/۳۳۱۸	۰/۳۳

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 درنظر گرفت.

چون تعداد پره‌های نازل و پره‌های روتور با هم برابر نیستند، از روش صفحه اختلاط[1] 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 پره های روتور و استاتور شبیه‌سازی شود. در شکل ۱۲، چگونگی استفاده از شرایط مرزی نشان داده شده است.

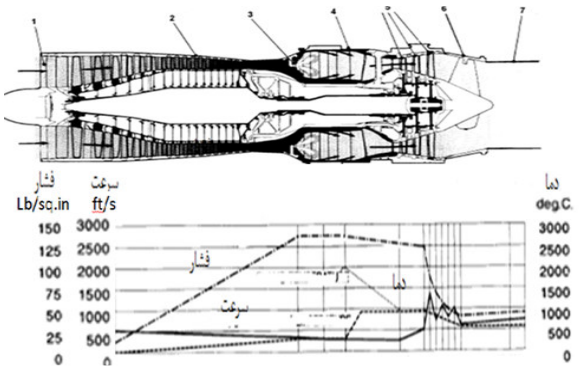
1. Mixing plane



شکل ۱۲ چگونگی استفاده از شرط مرزی متناوب و شرایط مرزی اعمال‌شده

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.



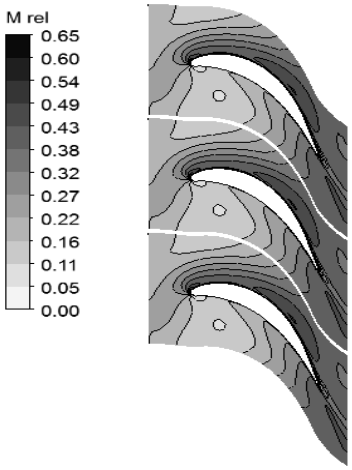
شکل ۱۳ اطلاعات کارکرد مربوط به سازنده توربین ایوان

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.

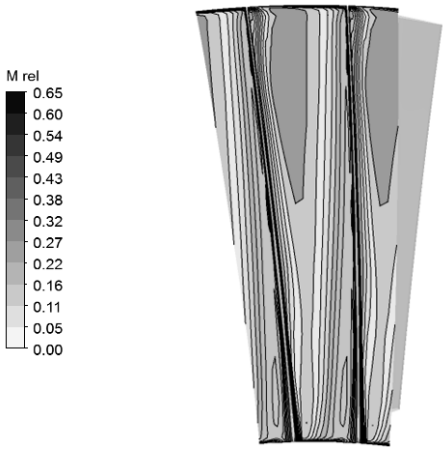
شکل ۱۵ نمایانگر تغییرات عدد ماخ نسبی در راستای شعاعی در لبه ورود به روتور است که به خوبی اثرات لایه مرزی را در نزدیکی دیواره‌ها نشان می‌دهد. همان‌طور که دیده می‌شود، عدد ماخ نسبی، در سمت مکش، بالا و در سمت فشار

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

پره عدد ماخ پایین می‌باشد و این تغییر سرعت در طرفین پره سبب تغییر فشار و بارگذاری روی پره می‌شود. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، بارگذاری روی پره، در نزدیکی هاب، بیشتر از بارگذاری آن در نزدیکی شرود است که این نحوه بارگذاری به خاطر ایجاد تنش خمشی کمتر بر روی پره می‌باشد.

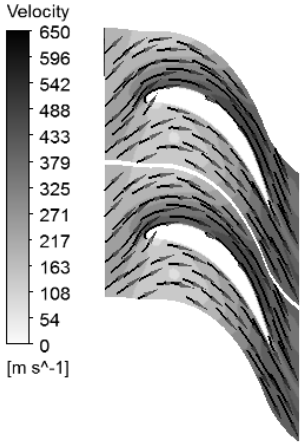


شکل ۱۴ تغییرات عدد ماخ نسبی مربوط به مقطع ۲۰ درصد روتور توربین ایوان

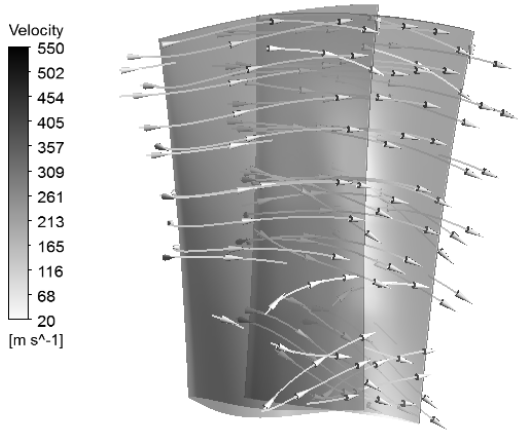


شکل ۱۵ تغییرات عدد ماخ نسبی مربوط به لبه ورود روتور توربین ایوان

شکل ۱۶ نشان‌دهنده تغییرات بردار سرعت مقطع میانی روتور می‌باشد که دارای هیچ انحرافی نیست و در هیچ ناحیه‌ای از میدان جریان، جدایی لایه مرزی یا رشد شدید آن دیده نمی‌شود. با توجه به اینکه این نتایج مربوط به نقطه طراحی توربین می‌باشد، جریان سیال به صورت کاملا چسبیده به دیواره پره می‌باشد. شکل ۱۷ تغییرات جریان سه‌بعدی را در ردیف پره نشان می‌دهد.



شکل ۱۶ بردارهای سرعت در مقطع میانی روتور توربین ایوان



شکل ۱۷ مسیر جریان سه‌بعدی در روتور توربین ایوان

۶- بررسی تغییرات هندسی

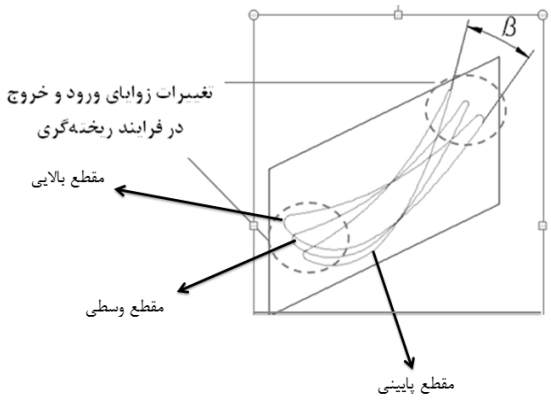
همان‌طور که در مقدمه بیان شد، برای سه حالت انحراف از هندسه نامی مدل‌سازی و تحلیل انجام می‌شود و اثرات این تغییرات در کارایی مرحله و کل توربین گاز تعیین می‌گردد. این سه حالت انحراف به شرح زیر می‌باشد:

۱- پیچش بیش از حد مقاطع پره‌ها 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.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

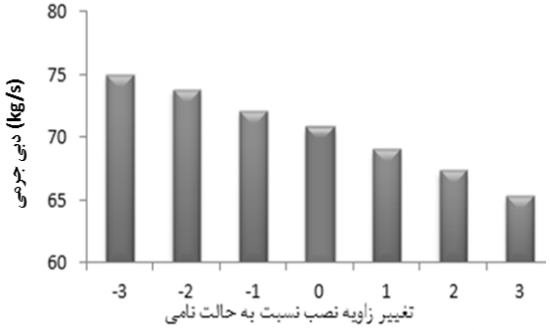
۶-۱- پیچش بیش از حد مقاطع پره‌ها نسبت به هندسه نامی

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

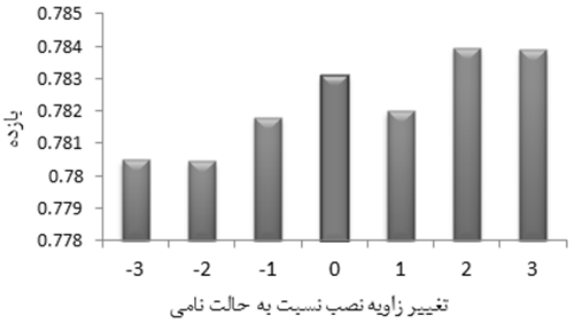


شکل ۱۸ پیچش بیش از حد مقاطع پره‌ها نسبت به هندسه نامی

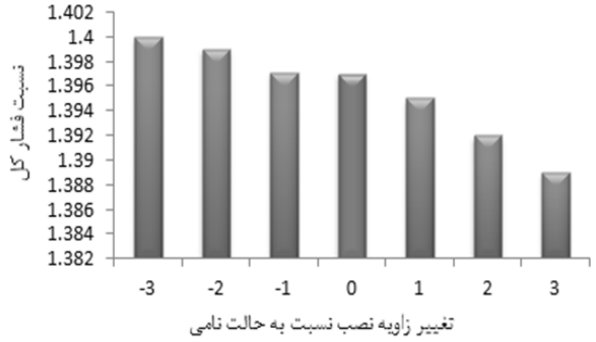
در این پروژه به بررسی اثر پیچش در ۶ زاویه ۱، ۲، ۳ و ۱-، ۲- و ۳- پرداخته شده است. در این حالت، فرض شده است که زاویه پیچش از ریشه تا نوک به صورت یکسان تغییر کند. در واقع در حالت پیچش زاویه نصب پره تغییر می‌کند. در شکل‌های ۱۹ تا ۲۲ مقادیر دبی جرمی، بازده، نسبت فشار و توان آورده شده است.



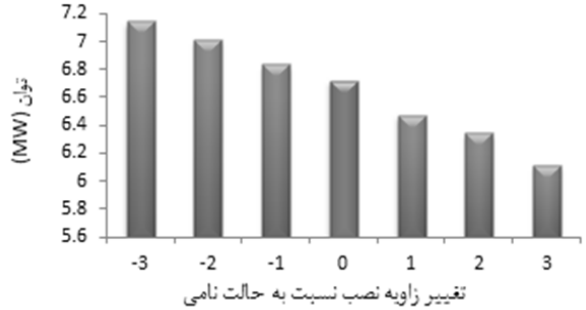
شکل ۱۹ دبی جرمی برحسب تغییر زاویه نصب نسبت به حالت نامی



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



شکل ۲۱ نسبت فشار برحسب تغییر زاویه نصب نسبت به حالت نامی



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

همان‌طور که از نتایج پیداست، با پیچش 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 کاهش‌یافتن سطح مقطع جریان می‌باشد. افزایش زاویه نصب می‌تواند منجر به افزایش بارگذاری روی پره نیز بشود و این افزایش بارگذاری افزایش 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 زاوایای 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 زوایای ۲ و ۳ درجه می‌تواند زاویه مناسب برای جریان ورودی باشد وسبب افزایش کارایی پره و طبقه توربین شود.

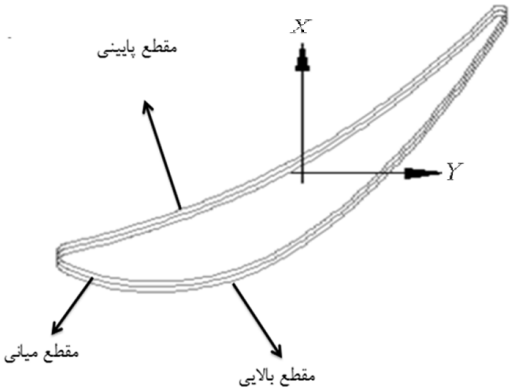
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

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.

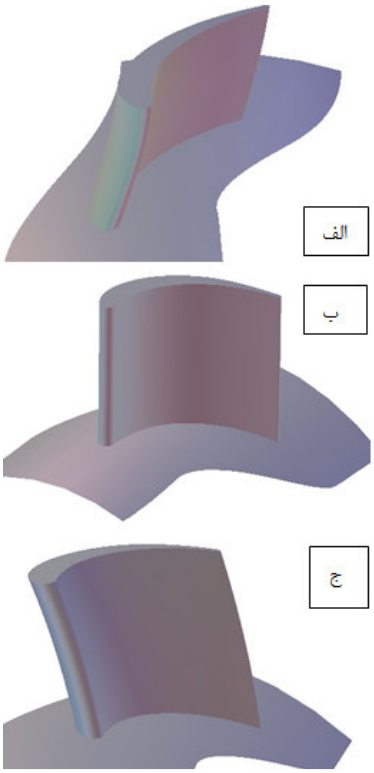
۶-۲- بررسی اثر کج‌شدن

شکل ۲۳ نشان‌دهنده انحراف خط مرکزی پره‌ها از ریشه تا نوک در راستای x است که در واقع منجر به انحراف خط چیدمان می‌شود. به این انحراف پره از حالت ایدئال کج‌شدن پره گفته می‌شود. برای درک بهتر نحوه کج‌شدن پره، نمای سه‌بعدی از شکل پره‌ها به‌ترتیب در حالت کج‌شدن منفی، حالت نامی و حالت مثبت در شکل ۲۴ الف تا ج نشان داده شده است.

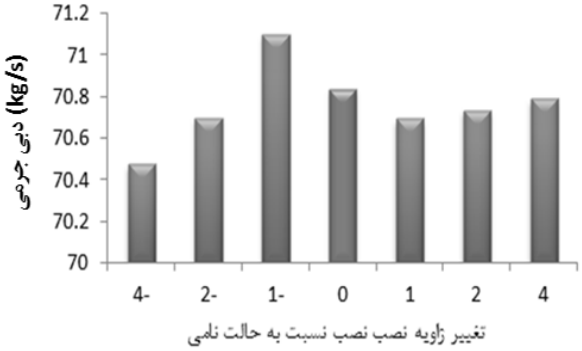
اثر کج‌شدن پره در شش حالت بررسی شده است. در این حالت‌ها، فرض شده است که پره از ریشه تا نوک به صورت خطی از خط مرکزی منحرف شده باشد. این انحراف در نوک پره در مقادیر ۴، ۲، ۱، ۱- ،۲- ،۴- میلی‌متر به طور کامل تحلیل شده است. مقادیر دبی جرمی، بازده، نسبت فشار و توان حاصل از این تحلیل در شکل‌های ۲۵ تا ۲۸ آورده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



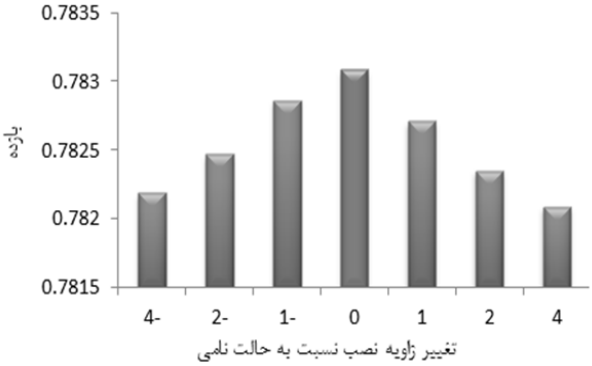
شکل ۲۳ انحراف پره از حالت ایدئال (کج‌شدن)



شکل ۲۴ نمای سه‌بعدی از کج‌شدن پره‌ها

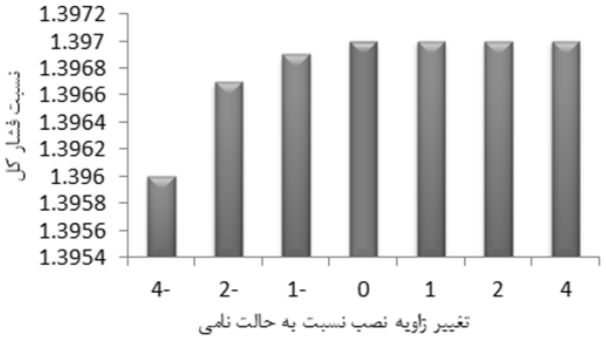


شکل ۲۵ دبی جرمی بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

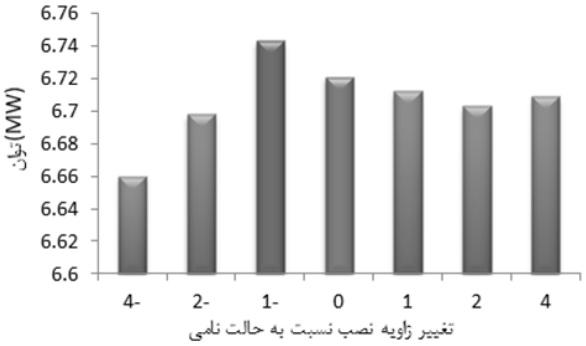


شکل ۲۶ بازده بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]



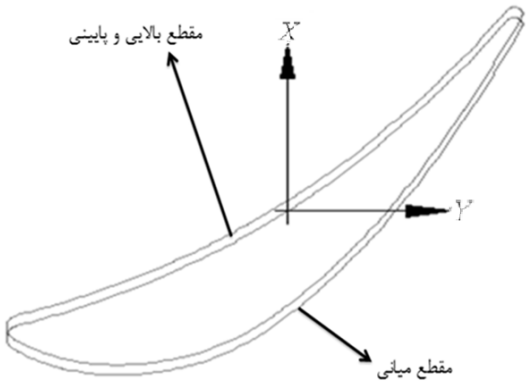
شکل ۲۷ نسبت فشار کل بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی



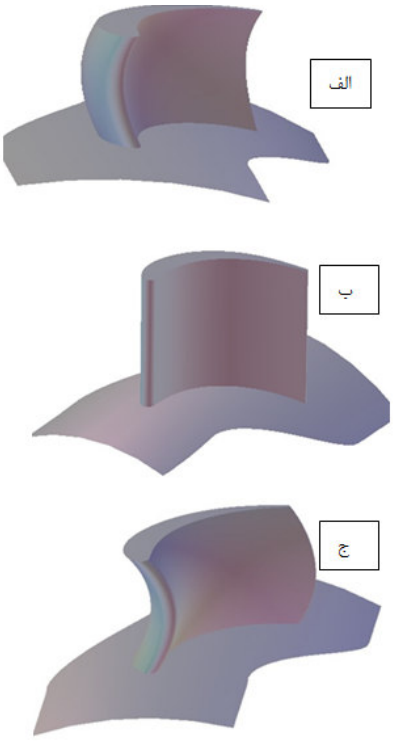
شکل ۲۸ توان بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

۶-۳- بررسی اثر شکم‌دادن

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 به‌ترتیب در حالت کج‌شدن منفی، حالت نامی و حالت مثبت در شکل ۳۰ الف تا ج نشان داده شده است.

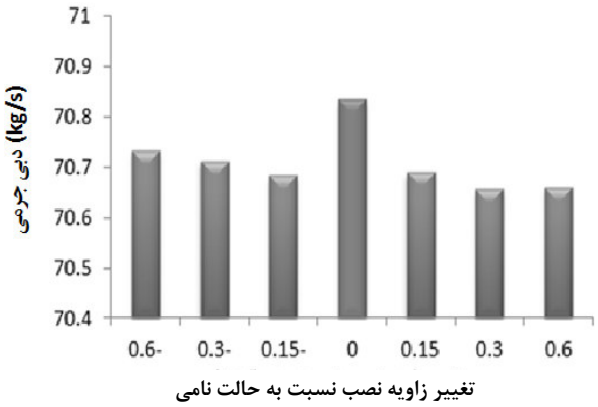


شکل ۲۹ تغییرات هندسی منجر به شکم‌دادن پره‌ها



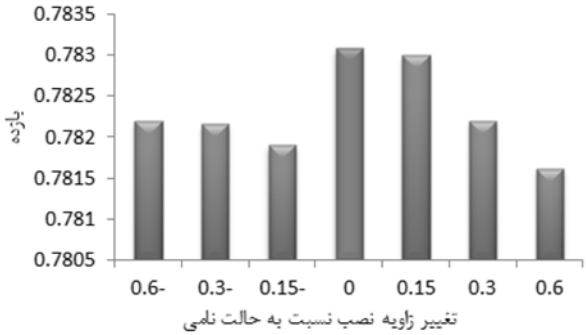
شکل ۳۰ نمای سه‌بعدی از کج‌شدن پره‌ها

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 شرود ثابت بماند و سایر مقاطع نزدیک بین هاب و شرود 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.

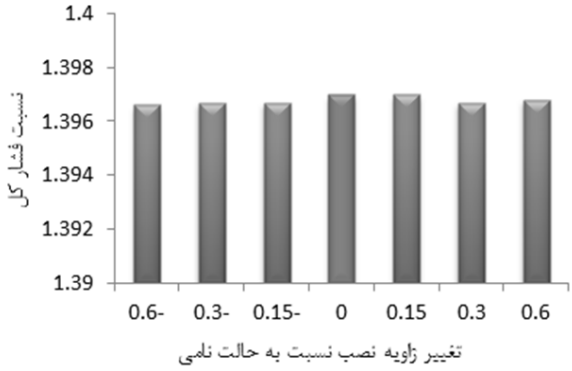


شکل ۳۱ دبی جرمی بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

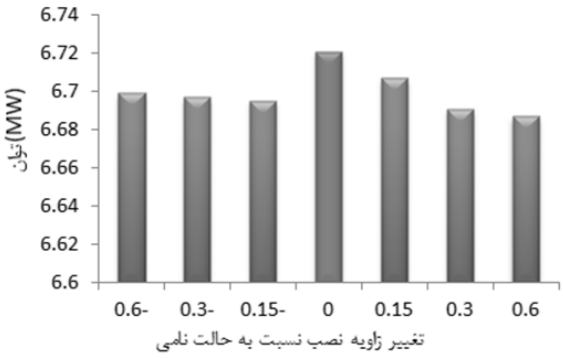
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]



شکل ۳۲ بازده بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی



شکل ۳۳ نسبت فشار بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی



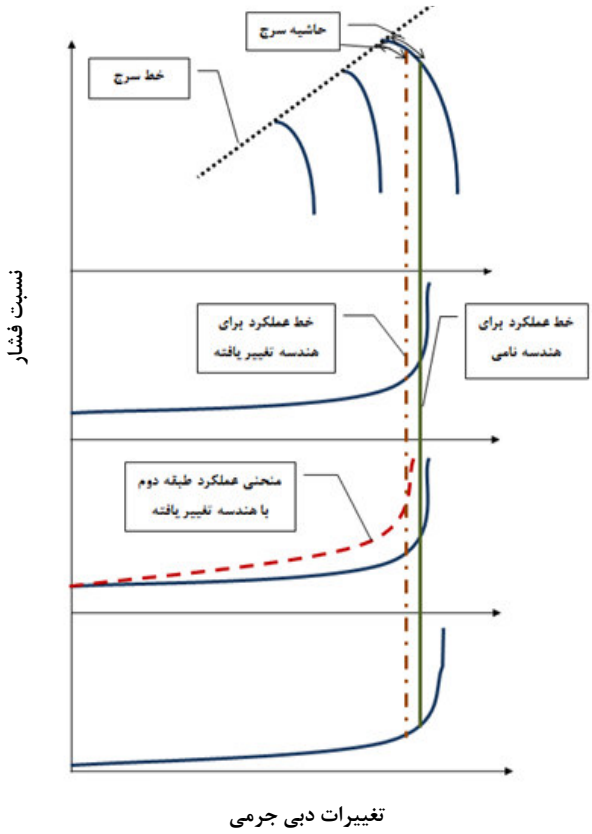
شکل ۳۴ توان بر حسب تغییرات نسبت به هندسه نامی

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 پایدرای 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.

۷-۱- 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 سرج کمپرسور کمتر خواهد شد. اگر این حاشیه سرج کمتر از مقدار کمینه مورد نظر در سیستم کنترل باشد، احتمال کاهش توان خروجی یا دستور خاموش‌شدن توربین وجود دارد.



شکل ۳۵ تغییر حاشیه پایداری کمپرسور با تغییر عملکرد توربین

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]

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 بالارفتن 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- نتیجه‌گیری

در این پروژه، اثرات تغییرات هندسی پره ردیف دوم توربین ایوان بر عملکرد طبقه توربین بررسی شده است. در ابتدا روش سه‌بعدی توسعه داده شده برای شبیه‌سازی توربین، با استفاده از نتایج تست تجربی مربوط به یک توربین یک‌طبقه، صحت‌سنجی شده است. در ادامه، طبقه دوم توربین ایوان شبیه‌سازی شده و نتایج حاصل با استفاده از اطلاعات عملکردی این توربین اعتبارسنجی شده است. تغییرات هندسی روتور طبقه دوم توربین ایوان شبیه‌سازی شده و نتایج آن بر روی عملکرد طبقه دوم محاسبه شده است. در حدود ۱۸ حالت مختلف تغییرات هندسی در این پروژه بررسی شده‌اند که در بدترین شرایط حدود ۸ درصد افت دبی، ۱درصد 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, *GT* 2009-59910, 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 Beschaufelung*, Dissertation, University of Hanover, 1977.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1391.12.4.14.5]