

## بررسی عددی تاثیر زاویه نصب پره بر عملکرد یک توربین گاز محوری دو مرحله‌ای

محمدحسین شفیعی میم\*، دانشیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه نیشابور، نیشابور، ایران، shafieci@buqaen.ac.ir

دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه سیستان و بلوچستان، زاهدان، ایران، akbarzadeh\_91@yahoo.com

علی اکبرزاده

### چکیده

در کار حاضر اثرات زاویه نصب پره‌های یک توربین محوری دو طبقه بر عملکرد آن به روش عددی بررسی شده است. مشخصات هندسی توربین گازی مدل MS5001 شرکت جنرال الکتریک برای مطالعه انتخاب شده است. ابتدا هندسه‌ی توربین ایجاد و شبکه‌بندی شده، و با قرار دادن پره‌های شبکه‌بندی شده در کنار هم مدل نهایی ایجاد گردیده است. به منظور محاسبه اثر دیوار بر جریان آشفته از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی (SST) استفاده شده است. ابتدا نتایج بدست آمده از توربین مورد مطالعه با نتایج میدانی موجود از نیروگاه مقایسه شده، که تطابق خوبی داشتند. سپس به منظور بررسی اثرات زاویه نصب پره‌های توربین بر عملکرد آن در هر مرحله زاویه نصب یک ردیف از چهار ردیف پره‌های توربین مورد پژوهش تغییر داده شده، و نتایج بدست آمده از حل مسئله با مدل اصلی توربین مقایسه شده است. افزایش زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم و کاهش زاویه نصب پره‌های روتور ردیف دوم سبب افزایش توان و همچنین افزایش بازدهی توربین می‌شود. از نتایج بدست آمده می‌توان به افزایش ۴/۰۰ درصد توان تولیدی و افزایش ۰/۸۷ درصد بازده توربین در بهترین حالت و بهینه‌ترین آرایش پره‌ها اشاره کرد.

**واژه‌های کلیدی:** توربین محوری، زاویه نصب پره، توان تولیدی، بازده توربین، روتور، استاتور.

## Numerical Investigation of the blade Installation Angle Impact on the Performance of a Two-Stage Axial Gas Turbine

M. H. Shafiei Mayam

A. Akbarzadeh

Department of Electrical Engineering, University of Neyshabur, Neyshabur, Iran

Department of Mechanical Engineering, Zahedan, Iran

### Abstract

In the present work, the effects of the blade installation angle of a two-stage axial turbine on its performance are investigated numerically. The geometrical specifications of the General Electric MS5001 gas turbine are selected for the study. First, the turbine geometry is created and gridded, and the final model is generated by the combination of the gridded blades. In order to calculate the effect of the wall on the turbulent flow, the Shear Stress Transport (SST) turbulence model is used. First, the acquired results from the studied turbine are compared with the available data from the power plant which showed a good agreement. Then, to investigate the effects of the blade angle on the performance of the turbine, the angle of each row from the four rows of turbine blades is changed in each step, and the obtained results are compared with the results of the turbine original model. Increasing the installation angle of stator blades in the second row and decreasing the installation angle of rotor blades in the second row lead to increasing the produces power and efficiency of the turbine. The acquired results show that the produced power is increased by 4% and the turbine efficiency is increased by 0.87% in the best-optimized arrangement of blades.

**Keywords:** Axial Turbine, blade installation angle, Power generation, Turbine efficiency, Rotor, Stator.

از طرفی انجام تست‌های آزمایشگاهی و نیز ساخت توربین نمونه پره‌زین و زمان بر می‌باشد، و همچنین استفاده سیستم‌های اندازه‌گیری محدودیت زیادی دارد. تحلیل و بررسی عددی در مطالعه جریان درون توربین‌ها می‌تواند به عنوان ابزاری کارآمد باشد. از همین رو در دهه‌های اخیر با رشد توان محاسباتی کامپیوترها استفاده از روش‌های عددی به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش یافته است. شبیه‌سازی سه بعدی یک توربین محوری توسط بیس واز و همکاران انجام شد [۲]. نتایج کار آنها تطابق بسیار خوبی را برای میانگین زمانی توزیع فشار، دامنه فشار و حتی کانتورهای فشار لحظه‌ای با نتایج تجربی نشان داد. لاستیوکا و همکاران با بررسی اثر تعداد پره‌های روتور در یک توربین یک مرحله‌ای بر عملکرد توربین نشان دادند که پارامترهای کلی توربین شامل قدرت خروجی، بازدهی کلی، نسبت فشار و افت دمایی در توربین تغییر چندانی نمی‌کند، با این وجود میانگین زمانی توزیع فشار در روی سطح روتور و استاتور برای حالت‌های مختلف با افزایش تعداد پره‌ها افزایش می‌یابد [۳].

### ۱- مقدمه

توربین‌گازی یک ماشین دوار است و براساس انرژی گازهای ناشی از احتراق گازهای متراکم کار می‌کند، شامل کمپرسور برای فشرده کردن هوا، محفظه احتراق برای مخلوط کردن هوا با سوخت و محترق کردن آن و توربین برای تبدیل کردن انرژی گازهای داغ و فشرده به انرژی مکانیکی است. توربین مهمترین بخش توربین گازی محسوب می‌شود و به منظور صرفه‌جویی در استفاده از منابع انرژی موجود طراحی توربینی با بازدهی زیاد و عملکرد مطلوب، مورد نیاز صنعت می‌باشد. در واقع می‌توان با پیش‌بینی عملکرد و افزایش کارایی سیستم، راه‌هایی را برای طراحی بهینه و اقتصادی‌تر همراه با بازدهی بالای توربین‌ها یافت [۱].

بررسی رفتار یک توربین به دو روش قابل انجام است:

- ۱- استفاده از تست‌های آزمایشگاهی و یا ساخت یک نمونه توربین
- ۲- مدل‌سازی عددی میدان جریان و دما در توربین

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: shafieci@buqaen.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۷/۱۰/۱۴

تاریخ پذیرش: ۹۹/۰۵/۱۳

برهم‌کنش سه بعدی پره‌های روتور و استاتور در یک توربین‌گازی محوری، که تعداد پره‌های روتور و استاتور برابر نبوده، توسط بروست و همکارانش بررسی شد [۴]. آنها با استفاده از روش‌های مدل‌سازی پایا و گذرا نتیجه گرفتند که روش حل آن‌ها برای پره‌های استاتور نزدیک‌تر به مدل‌سازی گذرا می‌باشد و این به علت ساکن‌بودن پره‌های استاتور در هر دو حالت مدل‌سازی پایا و ناپایا می‌باشد. همچنین نتایج کار آنها با پژوهش بویر [۵] تأثیرات مشابه از اثرات گشتاور بر پره‌ها و پایداری روش حل را نتیجه داد. بررسی الگوی جریان دو بعدی و سه بعدی فراصوت در اطراف پره‌های ضربه‌ای یک توربین با هدف بهینه‌سازی عملکرد توربین با روش‌های عددی و آزمایشگاهی انجام شد [۶]. نتایج عددی و تجربی به دست آمده توسط آنها نشان داد که تیزکردن لبه‌های حمله و فرار پره‌ها باعث اصلاح الگوی جریان و بهبود زمینه شوک ایجاد شده در فضای بین خروجی استاتور و ورودی روتور و فضای داخل کانال پره‌ها می‌گردد. علیگودرز و همکارانش با بررسی پارامترهای هندسی پره‌ها شامل تغییر زاویه نصب پره‌ها، شکم‌دادن پره‌ها و کج‌شدن پره‌ها در طبقه دوم توربین ایوان بر عملکرد توربین‌گازی نشان دادند که زاویه نصب پره بر عملکرد توربین تأثیر دارد [۷]. عرب‌نیا و همکارانش به بررسی عملکرد یک پره توربین محوری یک طبقه‌ای E/TU3 با انسداد بالا در ورودی و بدون تغییر پروفیل پره و فقط با تغییر نحوه قرارگیری پروفیل پره‌ها در مقاطع مختلف پرداختند [۸]. تمرکز این کار روی ترکیب قواعد آیرودینامیکی و سازه‌ای در روند بهینه‌سازی برای کاهش افت‌های جریان سه بعدی و نیز بیشینه تنش معادل در تیغه با تغییر دقیق پروفیل پشته‌سازی است. در ادامه این کار عرب‌نیا به بهینه‌سازی ۳ بعدی شکل و نحوه قرارگیری پره‌های توربین پرداخت [۹]. استراتژی بهینه‌سازی او بر اساس کمینه‌کردن اثرات مضر ویژگی‌های جریان سه بعدی (مانند جریان‌های ثانویه) بر عملکرد توربین‌گازی بود. وی برای بهینه‌سازی مسئله از روش ترکیبی الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی استفاده کرد. آقایی و همکارانش به مطالعه اثرات زاویه پره بر عملکرد پروانه گریز از مرکز با هدف بهبود عملکرد پروانه کمپرسور گریز از مرکز پرداختند [۱۰]. جریان مدل‌سازی شده وجود ناحیه اتلافی در نزدیکی پوسته در خط اثر نوک پروفیل نوک پره با پوسته‌ی پروانه و در انتهای کانال را نشان می‌دهد. این ناحیه‌ی اتلاف ناشی از پیچش زیاد و در واقع تغییرات با شیب بیشتر شعاع پره و گرادیان فشار مثبت است. لبل‌آلوا در یک پژوهش عددی و تجربی نشان داد که پروفیل پره در افزایش نیروی تراست کمپرسور تأثیر قابل توجه‌ای داشته، در حالی که بازده و طول عمر توربین کاهش می‌یابد [۱۱].

بررسی عددی اندازه لقی و شدت اغتشاش ورودی روی توزیع فشار و انتقال گرما در ناحیه نوک پره توربین‌گاز نشان داد که با کاهش مقدار لقی، ناحیه با نسبت فشار بالا روی سطح نوک پره به سمت لبه ابتدایی متمایل می‌شود. این موضوع تغییر جهت جریان نشستی نوک پره را همراه دارد [۱۲]. همچنین مشخص شد که در مکانی که اختلاف فشار کمتری برای حرکت در طول لقی وجود دارد انتقال گرما نیز کمتر خواهد بود.

جویباری و همکارانش با مدل‌سازی یک‌بعدی توربین‌گاز دو طبقه جریان محوری نشان دادند که پیش‌بینی راندمان با مدل‌های

سودبرگ، ترنیر و جنک انطباق بهتری با کار تجربی دارد و مقدار بازده پیش‌بینی شده توسط روش کیم و دونهام کمتر از مقدار واقعی می‌باشد [۱۳]. در کار دیگری با شیشه‌سازی آیرودینامیکی یک توربین محوری مشخص گردید که برای مدل یک بعدی روش سودبرگ تخمین ساده‌تر و سریع‌تری برای این قبیل محاسبات دارد [۱۴]. فیگوردو و نیز به بررسی روش مدل‌سازی یک بعدی سریع و قابل قبول یک توربین‌گازی یک مرحله‌ای به منظور تولید یک هندسه سه‌بعدی بهینه پرداخت [۱۵]. اکبرزاده و شفیعی میم تأثیر تعداد پره‌ها بر عملکرد یک توربین‌گازی دو طبقه را به کمک روش عددی مورد مطالعه و بررسی قرار دادند [۱۶]. سان و همکاران به بررسی ویژگی‌های تغییر شکل پره در شرایط عملکردی پرداختند [۱۷]. آنها به بررسی ویژگی‌های اصلی تغییر شکل، مثل حدود لغزش و چرخش از نظر مکانیسم تغییر شکل و اثرات محیطی آن بر توربین پرداختند. پراساد و همکاران به بررسی عددی بالواره چرخیده در پره توربین به منظور افزایش بازدهی توربین پرداختند [۱۸]. روج و همکاران شرایط ساختاری پره‌های توربین‌گاز را در راستای بهبود عملکرد توربین بررسی کردند [۱۹]. نتایج بدست‌آمده افزایش ۰/۸۳ درصد توان تولیدی و افزایش ۰/۸۱ درصد بازده توربین را برای افزایش تعداد پره‌های استاتور ردیف دوم از ۶۲ به ۷۱ پره نشان می‌دهد.

همانطور که از نتایج بسیاری از کارها مشخص است، هدف کارهای پژوهشی در حوزه دینامیک سیالات و جریان‌های آشفته پیش‌بینی اتفاقات میدان جریان و دما می‌باشد. در واقع این بررسی‌ها به منظور تغییر ساختارهای هندسی سازه در راستای تغییر میدان جریان و دما به جهت داشتن پارامترهای مطلوب در این میدان‌ها می‌باشد. به همین جهت در کار حاضر بررسی میدان جریان و دما در یک توربین‌گازی دو طبقه از مدل F5 شرکت جنرال الکتریک که در برخی از نیروگاه‌های ایران نصب و مورد استفاده قرار می‌گیرد، بررسی شده است. در واقع چنانچه بتوان شرایط هندسی توربین را به نحوی اصلاح کرد که عملکرد آن بهتر شود، بسیار حائز اهمیت می‌باشد. این مساله ضمن اینکه بسیار مورد توجه و علاقه صنعت می‌باشد، می‌تواند کمک شایانی به پژوهشگران این حوزه در خصوص درک بهتر میدان‌های جریان و دما و مطالعات تکمیلی باشد.

شایان ذکر است در اکثر پژوهش‌های انجام شده در این حوزه یک طبقه از توربین و یا توربین یک طبقه مورد بررسی قرار گرفته و کمتر به اثر زاویه نصب پره‌ها بر عملکرد توربین پرداخته شده است. اما در این پژوهش یک توربین کامل مورد بررسی قرار گرفته و توزیع فشار و دما و سرعت در کل توربین مطالعه شده است. در واقع تغییرات توان و بازده با تغییر زوایای نصب پره‌ها به طور دقیق بررسی شده است. به عبارت دیگر در تمامی کارهای ارایه شده به بررسی توربین یک طبقه و یا صرفاً بررسی یکی از طبقات توربین چند طبقه پرداخته شده است. در حالی که در کار حاضر یک توربین‌گازی دو مرحله‌ای به طور کامل مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. از آنجائیکه غالب توربین‌های گاز مورد استفاده دو طبقه بوده، افزایش عملکرد آنها می‌تواند در بهره‌وری و صرفه‌جویی انرژی بسیار حائز اهمیت باشد. از همین رو، در پژوهش حاضر سعی شده است تا اثرات تغییر در زاویه نصب پره‌های روتور و استاتور در یک توربین محوری دو طبقه مورد بررسی و مطالعه

$$Z = \frac{h_3 - h_4}{h_3 - h_{4s}} \quad (6)$$

$$p = m(h_3 - h_4)$$

### ۳- شبیه‌سازی عددی

برای شبیه‌سازی عددی در توربوماشین‌ها باید مراحل زیر طی شود:

- ۱- تولید هندسه مدل
- ۲- شبکه‌بندی هندسه و مدل‌سازی توربوماشین
- ۳- اعمال شرایط مرزی
- ۴- حل مسئله و تحلیل نتایج

#### ۳-۱- تولید هندسه

توربین شبیه‌سازی شده ساخت شرکت جنرال الکتریک (GE) مدل F5 شامل دو ردیف پره‌های ثابت و دو ردیف پره‌های متحرک می‌باشد. در این مرحله هندسه مساله مورد نظر باید توسط یک نرم‌افزار گرافیکی ساخته شود. در کار حاضر این کار با استفاده از نرم‌افزارهای CAD و BladeGen انجام شده است.

#### ۳-۲- شبکه‌بندی هندسه پرها و مدل‌سازی توربوماشین

شبکه‌بندی هندسه و پره‌های تولید شده در مرحله قبل، در واقع تقسیم میدان جریان به زیر میدان‌های کوچک، باید با دقت خاصی صورت پذیرد. در عمل با گسسته‌سازی معادلات حاکم و حل آنها در زیر میدان‌های کوچک، حل مساله مورد نظر به دست می‌آید. به همین منظور شبکه ایجاد شده باید منظم و با سازمان باشد. شبکه مورد استفاده یک شبکه ساختار یافته با مش‌های شش‌وجهی (Hexagonal) می‌باشد. در این پژوهش با استفاده از نرم‌افزار Turbo Grid تولید مش سازمان یافته انجام شده است. در این نرم‌افزار تنها یک مسیر جریان یعنی یک پره اصلی به همراه محیط اطرافش از هندسه طبقه پرها شبکه‌بندی می‌گردد و سپس برای شبیه‌سازی تمام طبقه از شرط مرزی تکرار شونده (Periodic) استفاده می‌شود.

بعد از شبکه‌بندی هر چهار ردیف پره در نرم‌افزار Turbo Grid، نرم‌افزار Pre CFX هر چهار ردیف پره را به ترتیب در کنار هم قرار داده می‌شوند. سپس مدل توربین در نرم‌افزار Ansys CFX تولید شده، و پس از اعمال شرایط مرزی، مدل توربین بدست می‌آید.

#### ۳-۳- شرایط مرزی

خواص سیال عامل و دامنه حل و شرایط مرزی برای پژوهش حاضر عبارتند از:

- ۱- در این پژوهش هوا به صورت گاز ایده‌ال به عنوان سیال عامل انتخاب شده‌است. در واقع با انتخاب گاز ایده‌ال، مدل‌سازی جریان تراکم‌پذیر فعال می‌شود. همچنین جریان پایا و مادون صوت در نظر گرفته شده‌است.
- ۲- مدل انتقال گرما مدل انرژی کل (Total Energy) انتخاب شده- است. در این مدل انتقال آنتالپی، شبیه‌سازی و اثرات انرژی جنبشی در نظر گرفته می‌شود.

قرار گیرد. در واقع نوآوری کار حاضر بررسی تاثیر زاویه نصب پره بر عملکرد یک توربین گاز صنعتی بوده، که کل هندسه‌ی توربین در مطالعه مد نظر فرار گرفته، در حالیکه در مطالعات قبلی تمامی یک توربین صنعتی مورد مطالعه قرار نگرفته است.

### ۲- معادلات حاکم بر جریان سیال درون توربین

برای تحلیل جریان در توربین معادلات پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی حل می‌شوند. همچنین با توجه به شرایط جریان، سیال عامل در توربین تراکم‌پذیر بوده، و معادله حالت نیز باید در نظر گرفته شود [۲۰].

#### ۲-۱- معادله پیوستگی

معادله پیوستگی برای یک جریان آشفته و تراکم‌پذیر به صورت رابطه (۱) بیان می‌گردد:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho}' u_j') = 0 \quad (1)$$

#### ۲-۲- معادله اندازه حرکت

فرم تانسوری این معادله در حالت کلی (و برای یک سیال تراکم‌پذیر) به صورت رابطه (۲) می‌باشد:

$$\rho \left[ \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] = \bar{B}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} - \overline{\rho u_i' u_j'} \right] \quad (2)$$

رابطه (۲) جمله‌ی اضافی شامل تانسور اینرسی اغتشاش  $\overline{\rho u_i' u_j'}$  دارد که در هیچ جریان توربولانسی قابل صرف‌نظر کردن نیست و علت پیچیدگی‌های تحلیل جریان آشفته است.

#### ۲-۳- معادله انرژی

معادله انرژی به صورت رابطه (۳) بیان می‌شود:

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = \text{div}(k \nabla T) + q''' + \beta T \frac{DP}{Dt} + \mu \phi \quad (3)$$

تابع اضمحلال  $\phi$  بیانگر تبدیل برگشت‌ناپذیر انرژی مکانیکی سیال به انرژی حرارتی می‌باشد و از رابطه (۴) بدست می‌آید.

$$\phi = 2 \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right] - \frac{2}{3} (\text{div} \vec{V})^2 + \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right)^2 \quad (4)$$

#### ۲-۴- معادله حالت، توان و بازده

معادله حالت به صورت رابطه (۵) بیان می‌شود:

$$PV = mRT \quad (5)$$

توان و بازده در شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار CFX به صورت زیر بدست آمده است

۳- مدل آشفتگی مدل انتقال تنش برشی (SST) انتخاب شده است. این مدل انتقال تنش‌های برشی را در نظر می‌گیرد و در پیش‌بینی جدایش جریان بسیار قوی عمل می‌نماید. برای رسیدن به نتایج مناسب با استفاده از این مدل باید  $y^+$  کوچک باشد.

۴- در دامنه محاسباتی همانطور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، یک ورودی (ورود جریان به استاتور ردیف اول) و یک خروجی (خروج جریان از روتور ردیف دوم) وجود دارد. لذا برای شرط ورودی، دبی جرمی و دمای ورودی و برای شرط خروجی، فشار استاتیکی در نظر گرفته می‌شود. با توجه به شرایط کاری توربین (دبی ورودی کمپرسور و دبی سوخت، و همچنین شرایط محفظه احتراق) شرط مرزی دبی جرمی و دما در ورودی و فشار در خروجی یکی از حالت‌هایی است که در خیلی از مطالعات عددی به جهت مشخص بودن آنها توصیه شده است، همچنین اطلاعات موجود از داده‌های میدانی موجود، که برای صحت سنجی مورد استفاده قرار گرفته، این انتخاب را اجتناب‌ناپذیر کرده بود.

۵- در مدل توربین مورد پژوهش بین پره‌های استاتور و روتور بدلیل تغییر در چارچوب‌های مرجع بین دامنه‌ها از سطح مشترک Stage Frame Change استفاده می‌شود. در این مدل اندرکنش بین چارچوب‌ها به صورت یک میانگین‌گیری محیطی تقریب زده می‌شود. همچنین به علت تقارن محوری طبقات توربین، از سطح مشترک پریودیک برای مدل کردن طبقه‌ی استاتور و طبقه‌ی روتور استفاده می‌شود (شکل ۲).

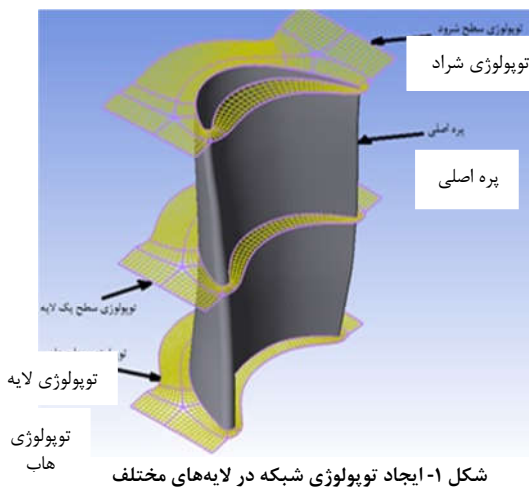
۶- هاب و شراد و سطوح پره به عنوان دیوار (مرزهای جامد نفوذناپذیر) در نظر گرفته می‌شوند. شرط مرزی عدم لغزش سیال بر روی سطح دیوارها و آدیاباتیک بودن برای آن‌ها در نظر گرفته شده است.

۷- در پژوهش حاضر از معیار همگرایی RMS و مقدار عددی  $10^{-6}$  استفاده شده است.

### ۳-۴- حل مسئله و تحلیل نتایج

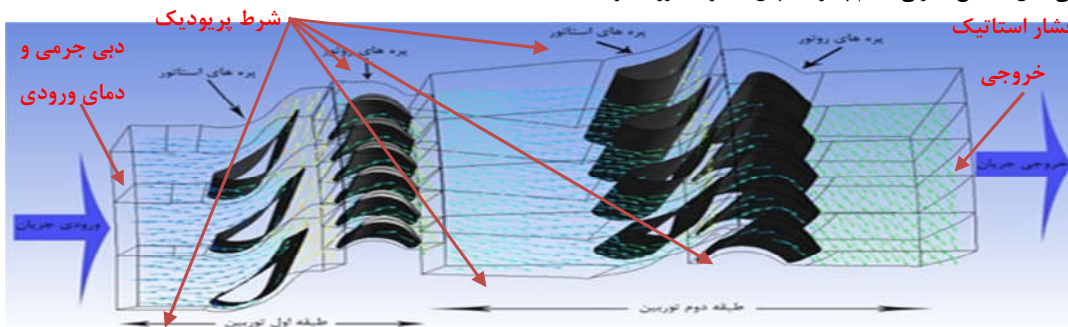
پس از اعمال شرایط مرزی، مسئله توسط نرم افزار CFX حل می‌شود. در صورت همگرایی مسئله، باید مستقل بودن جواب از شبکه و اعتبارسنجی مدل با نتایج تجربی انجام پذیرد. سپس تغییرات مورد نظر

را بر روی مدل مورد پژوهش انجام داده و بعد از حل مدل تغییر یافته، به تحلیل نتایج پرداخته شود.



### ۴- استقلال شبکه

استقلال از شبکه یعنی تغییرات جواب‌ها به ازای ریز شدن شبکه قابل صرف‌نظر باشد. با ریز شدن شبکه، خطای روش عددی کاهش یافته و هزینه محاسبات به شدت افزایش می‌یابد. یافتن شبکه بهینه، که جواب مسئله برای آن شبکه مستقل از ابعاد سلول‌های شبکه باشد و در عین حال شبکه تولیدی حداقل تعداد گره و منطبق با خاصیت فوق باشد، یک امر کاملاً تجربی و زمان‌بر می‌باشد. معمولاً جهت یافتن چنین شبکه‌ای، نمودار تغییرات جواب‌ها بر حسب تعداد المان‌های شبکه را تعیین کرده و در هر مرحله با افزایش تعداد المان‌ها تغییر جواب‌ها بررسی می‌شود. این کار تا جایی تکرار می‌شود که تغییرات به اندازه کافی اندک و قابل صرف‌نظر باشد. در شبیه‌سازی انجام شده تعداد المان‌ها در هر یک از پره‌های روتور و استاتور به گونه‌ای تعیین شده تا چگالی مش ایجاد شده در محدوده اطراف پره‌ها در هر مرحله برابر باشد. جزئیات مربوط به شبکه‌های ایجاد شده و نتایج مربوط به آنها در جدول ۱ و شکل ۳ آمده است.



شکل ۲- نمای سه بعدی مدل توربین و شرایط مرزی اعمال شد

شایان ذکر است که در کار تجربی [۲۱] فشار استاتیکی در خروجی توربین موجود نیست و فقط دمای استاتیکی موجود می‌باشد. از همین رو در کار حاضر به روش سعی و خطا فشار استاتیکی خروجی به گونه‌ای تنظیم شده، تا دمای خروجی مدل شبیه‌سازی شده با مقدار تجربی برابر باشد. جدول ۲ نتایج توان تولیدی توربین بر حسب نسبت دمای ورودی به خروجی برای حل عددی و تجربی را برای چهار حالت، نمایش می‌دهد. مقدار خطای میانگین ۲/۵۳ درصد می‌باشد که قابل قبول می‌باشد. از جدول ۱ مشاهده می‌شود که نتایج مربوط به شبکه‌های ۳ و ۴ بسیار نزدیک به هم می‌باشند، لذا شبکه‌ی ۳ به عنوان شبکه بهینه انتخاب گردیده است.

جدول ۲- توان تولیدی توربین بر حسب نسبت دمای ورودی به دمای خروجی

| نقاط | نسبت دمای ورودی به خروجی | توان بدست آمده از نتایج عددی (MW) | توان بدست آمده از نتایج تجربی (MW) | درصد خطا % |
|------|--------------------------|-----------------------------------|------------------------------------|------------|
| ۱    | ۱/۵۷۷۲                   | ۳۱/۶۸۰۶                           | ۳۱/۱۹۳۶                            | ۱/۵۶       |
| ۲    | ۱/۵۸۰۴                   | ۳۶/۰۱۷۶                           | ۳۶/۶۱۰۰                            | ۱/۶۲       |
| ۳    | ۱/۵۸۹۷                   | ۴۱/۸۵۳۱                           | ۴۳/۱۱۸۳                            | ۲/۹۳       |
| ۴    | ۱/۵۹۲۸                   | ۴۵/۵۴۰۹                           | ۴۷/۴۵۱۷۰                           | ۴/۰۳       |

## ۶- نتایج

### ۶-۱- بررسی نتایج شبیه‌سازی مدل اصلی

بعد از حل عددی جریان سه بعدی توربین، میدان جریان و خواص ترمودینامیکی در تمامی میدان محاسباتی حاصل می‌شود. شکل‌های ۴ و ۵ به ترتیب توزیع فشارکل و دمای کل را در طول توربین نشان می‌دهند. همانطور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، فشار کل در پره‌های استاتور مقدار ناچیزی افت داشته است. این افت فشار ناشی از افت‌های آیرودینامیکی و اصطکاک بوده، که منشاء آن افزایش ضخامت لایه مرزی می‌باشد. همچنین تغییرات دمای کل در پره‌های استاتور ثابت مانده که علت آن می‌تواند انبساط سیال به صورت آدیاباتیک و عدم انجام کار بر روی سیال باشد. در پره‌های روتور فشار کل و دمای کل سیال بدلیل جذب انرژی از سیال کاهش یافته است.

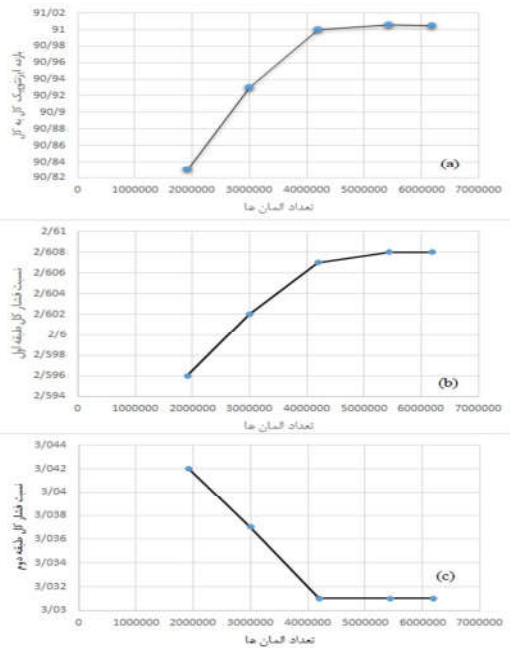
شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب توزیع سرعت و عدد ماخ را در طول توربین نشان می‌دهند. در خروجی پره‌های استاتور، سرعت و به طبع آن عدد ماخ به دلیل کاهش سطح مقطع بین پره‌ها افزایش می‌یابد که این افزایش در سطح پشت پره‌ها بیشتر می‌باشد (البته عدد ماخ در گلوگاه مقدار ۱ می‌ماند). همچنین سرعت و عدد ماخ در سطح فشار پره‌های روتور کاهش و در سطح مکش این پره‌ها افزایش می‌یابد و در واقع این تغییر سرعت در طرفین پره‌ها، سبب تغییر فشار و بارگذاری بر روی پره‌های روتور می‌شود.

جدول ۱- تعداد المان‌ها و نتایج حاصل از چهار شبکه‌بندی اعمال شده بر توربین

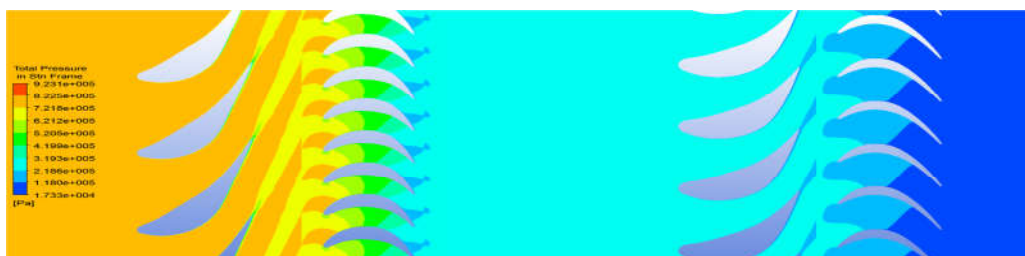
| نسبت فشار کل طبقه اول | نسبت فشار کل طبقه دوم | بازده آیزن‌ورثیک کل به کل | تعداد المان‌های کل | $\gamma$ | چگالی مش اطراف پره‌ها (CFD) | شبکه |
|-----------------------|-----------------------|---------------------------|--------------------|----------|-----------------------------|------|
| ۲/۵۹۶                 | ۳/۰۴۲                 | ۹۰/۸۳                     | ۱۹۱۴۳۸۲            | ۵۰       | ۵۰۰                         | ۱    |
| ۲/۶۰۲                 | ۳/۰۳۷                 | ۹۰/۹۳                     | ۲۹۹۳۰۲۹            | ۲۰       | ۸۰۰                         | ۲    |
| ۲/۶۰۷                 | ۳/۰۳۱                 | ۹۱/۰۰                     | ۴۱۹۶۰۶۲            | ۵        | ۱۱۰۰                        | ۳    |
| ۲/۶۰۸                 | ۳/۰۳۱                 | ۹۱/۰۱                     | ۵۴۳۲۳۱۱            | ۴        | ۱۴۰۰                        | ۴    |
| ۲/۶۰۸                 | ۳/۰۳۱                 | ۹۱/۰۰                     | ۶۱۹۱۵۲۶            | ۴        | ۱۶۰۰                        | ۵    |

## ۵- اعتبارسنجی نتایج

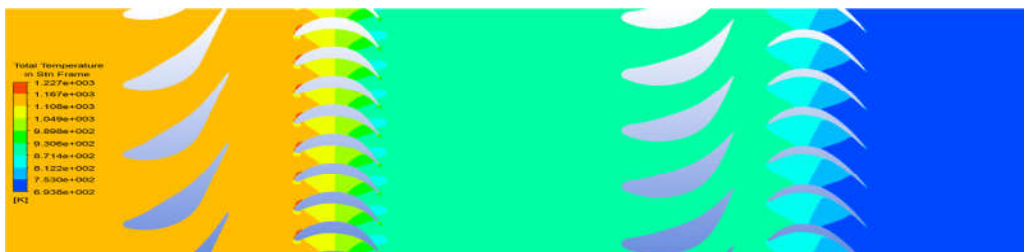
به منظور بررسی و اعتبارسنجی مدل شبیه‌سازی شده، نتایج بدست‌آمده از مدل‌سازی عددی را با مقادیر تجربی [۲۱] مقایسه شده است. همانطور که قبلاً گفته شد توربین مورد مطالعه ساخت شرکت جنرال الکتریک (GE) مدل F5 بوده که با توربین مورد مطالعه در مرجع ۷ یکی می‌باشد. بدین منظور شرایط مرزی ورودی و خروجی مدل شبیه‌سازی شده را با مقادیر تجربی یکسان گرفته و توان تولیدی مدل با مقادیر تجربی مقایسه می‌شود.



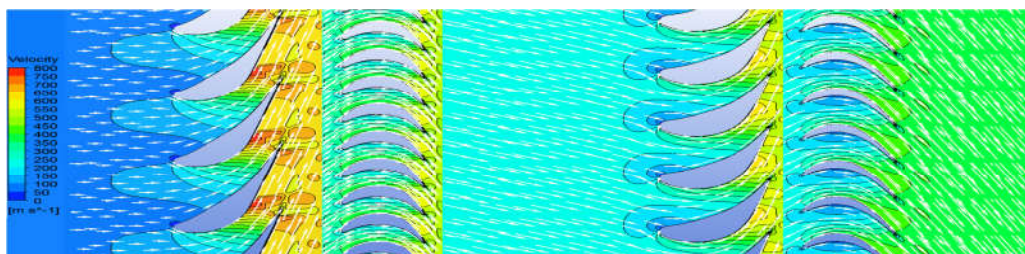
شکل ۲- مطالعه استقلال از شبکه با بررسی ۳ پارامتر توربین



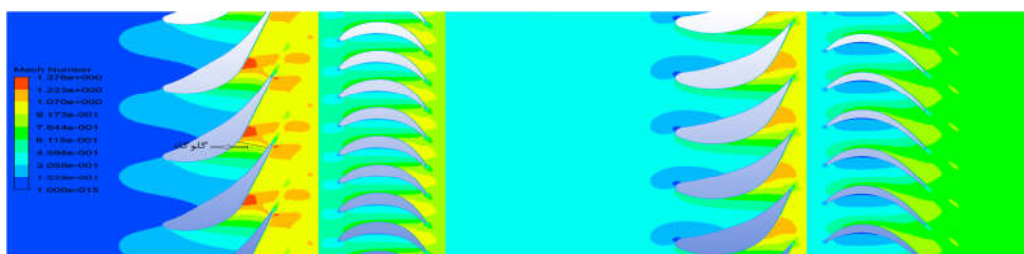
شکل ۴- توزیع فشار کل در توربین،  $\text{Span}=50\%$ .



شکل ۵- توزیع دمای کل در توربین،  $\text{Span}=50\%$ .



شکل ۶- توزیع سرعت در توربین،  $\text{Span}=50\%$ .



شکل ۷- توزیع عدد ماخ در توربین،  $\text{Span}=50\%$ .

## ۲-۶- بررسی نتایج شبیه‌سازی با تغییر در زاویه نصب پره‌ها

در این بخش به بررسی تغییرات حاصل از تغییر زاویه نصب پره‌ها در توان تولیدی و بازده کل به کل توربین پرداخته شده‌است. برای این کار زاویه نصب پره‌ها نسبت به طرح اصلی سه مرتبه افزایش

داده شده‌است. در شکل ۸ چگونگی تغییر زاویه نصب یک نمونه پره نشان داده شده است. در واقع مبنای علامت افزایش و یا کاهش زاویه جهت مثلثاتی می‌باشد. شرایط مرزی در ورودی



علت کاهش توان تولیدی توربین به ازای کاهش زاویه نصب پره‌های روتور ردیف اول را می‌توان اینگونه توجیه کرد، که با کاهش زاویه نصب مقطع عبور جریان سیال از روتور ردیف اول کاهش یافته، و فشار در خروجی استاتور افزایش می‌یابد. در نتیجه سیال با سرعت کمتری از استاتور ردیف اول خارج شده، و بارگذاری بر روی پره‌های روتور کاهش می‌یابد.

همانطور که اشاره شد در هر دو حالت افزایش و کاهش زاویه نصب پره‌های روتور ردیف اول، بازده توربین کاهش می‌یابد. در واقع با افزایش زاویه نصب پره‌ها جریان سیال در انتهای استاتور ردیف اول مافوق صوت شده، که موجب افزایش تلفات ناشی از بالا رفتن آنتروپی محلی می‌شود. از طرفی جریان ثانویه در پایه پره‌های روتور ردیف اول نیز ایجاد می‌شود. این عوامل موجب کاهش بازده توربین می‌شود. همچنین با کاهش زاویه نصب پره‌ها، با وجود اینکه به دلیل کاهش سرعت در خروجی استاتور ردیف اول، به خاطر زاویه نامناسب سیال در ورود به استاتور ردیف دوم، آنتروپی کاهش یافته اما فشار کل در استاتور ردیف دوم افت بیشتری دارد. در نتیجه بازده توربین نسبت به حالت نامی کاهش می‌یابد.

تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم بر توان تولیدی و بازده کل به کل توربین به ترتیب در شکل ۱۱ آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه نصب، توان تولیدی و بازده توربین ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. و با کاهش زاویه نصب، توان تولیدی و بازده توربین کاهش می‌یابد. با افزایش زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم (+۱ و +۲ درجه) سطح مقطع عبور جریان سیال کاهش می‌یابد. در نتیجه فشار در انتهای پره‌های استاتور ردیف دوم کاهش یافته که منجر به افزایش سرعت سیال در خروج از استاتور و افزایش بارگذاری بر روی پره‌های روتور ردیف دوم می‌شود. این عوامل در نهایت افزایش توان تولیدی را سبب خواهد شد. قابل ذکر است با افزایش بیشتر زاویه نصب پره‌ها (+۳ درجه) سرعت جریان سیال خروجی از استاتور ردیف اول کاهش یافته، و بارگذاری بر روی پره‌های روتور ردیف اول نیز کاهش می‌یابد. به همین علت در حالتی که زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم را ۳ درجه افزایش می‌یابد مقدار کاهش بارگذاری در طبقه اول توربین زیاد شده، و توان تولیدی توربین نسبت به دو حالت قبل کمتر می‌شود.

همچنین مشاهده شد با کاهش زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم، توان تولیدی کاهش می‌یابد. علت آنرا می‌توان اینگونه بیان کرد که کاهش زاویه نصب منجر به افزایش سطح مقطع عبور جریان سیال و کاهش سرعت سیال خروجی از استاتور ردیف دوم شده، که در نتیجه کاهش بارگذاری بر روی پره‌های روتور ردیف دوم و کاهش توان تولیدی توربین را به همراه خواهد داشت.

همانطور که در شکل ۱۰-b مشاهده می‌شود با کاهش زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم بازده توربین کاهش می‌یابد. علت آن ایجاد جریان ثانویه در پره‌های روتور ردیف دوم و افزایش آنتروپی در این دسته از پره‌ها می‌باشد. همچنین با افزایش زاویه نصب، بازده ابتدا افزایش و سپس کاهش یافته است. در واقع با افزایش ۱ درجه‌ای زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم، اگر چه

همانند طرح اصلی، دبی جرمی و دمای سیال بوده و در خروجی فشار استاتیک سیال می‌باشد.

تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف اول بر توان تولیدی و بازده کل به کل توربین به ترتیب در شکل ۹ آورده شده است.



شکل ۸- چگونگی تغییر زاویه نصب در پره‌های توربین

همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه نصب، توان تولیدی افزایش و بازده توربین به استثنای ۱ درجه کاهش می‌یابد. همچنین با کاهش زاویه نصب توان تولیدی کاهش و بازده افزایش می‌یابد. افزایش توان توربین‌ها می‌تواند به عوامل متعددی از جمله تغییر انرژی سیال وابسته باشد. در این صورت هر چه بیشتر انرژی پتانسیل سیال خروجی از محفظه احتراق به کار گرفته شده و به کار مکانیکی تبدیل گردد توان آن افزایش می‌یابد. هدف از تغییر هندسه پره‌های توربین همین موضوع می‌باشد. در واقع افزایش توان با افزایش زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف اول می‌تواند به دلیل افزایش فشار ورودی به پره‌های استاتور و همچنین کاهش فشار خروجی از استاتور نسبت به حالت نامی باشد. در واقع کاهش سطح کلی عبوری سیال با افزایش زاویه نصب پره‌ها سبب این افزایش و کاهش فشار می‌شود. این افزایش فشار در ورودی و کاهش فشار در خروجی منجر به این می‌شود که سیال با سرعت و انرژی جنبشی بیشتری به پره‌های روتور برخورد کرده و توان بالاتری نسبت به حالت نامی تولید شود.

بر خلاف توان تولیدی، بازده توربین به ازای افزایش زاویه نصب پره‌ها کاهش می‌یابد. در واقع با افزایش زاویه نصب، عدد ماخ در خروجی استاتور بالاتر رفته و مافوق صوت می‌گردد. در نتیجه این افزایش عدد ماخ موجب افزایش آنتروپی محلی و افزایش تلفات شده، که کاهش بازده را به همراه دارد.

تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های روتور ردیف اول بر توان تولیدی و بازده کل به کل توربین به ترتیب در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

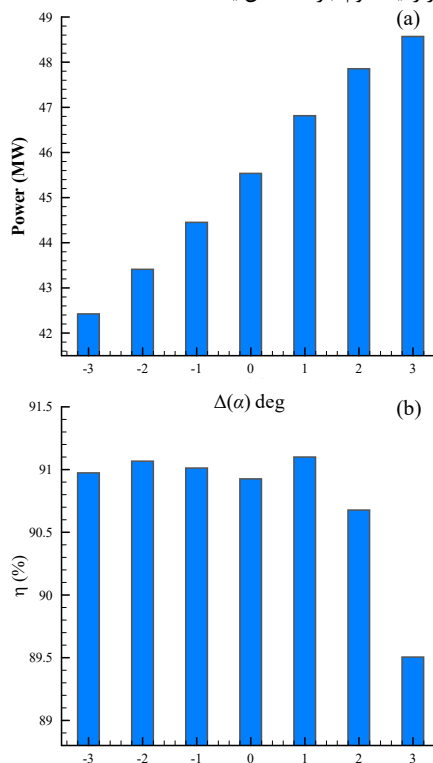
بر اساس نتایج نشان داده شده در هر دو حالت افزایش و کاهش زاویه نصب، توان تولیدی و بازده توربین کاهش می‌یابد. در واقع زاویه نصب پره‌های روتور ردیف اول در حالت نامی، زاویه بهینه می‌باشد.

افزایش زاویه نصب پره‌های روتور ردیف اول، منجر به کاهش تغییر جهت سرعت متوسط سیال عبوری از بین پره‌ها شده، که منجر به کاهش انرژی تبادل شده بین سیال و روتور می‌شود. در عین حال افزایش زاویه نصب پره‌ها سبب کاهش فشار در خروجی استاتور ردیف اول شده در نتیجه سیال با سرعت بیشتری نسبت به حالت نامی به پره‌ها برخورد کرده، که سبب بارگذاری بیشتر بر روی پره‌ها می‌گردد. در نهایت چون اثر حالت اول از حالت دوم بیشتر است، توان تولیدی توربین کاهش می‌یابد.

## ۷- نتیجه گیری

در این پژوهش توربین محوری دو طبقه‌ای ساخت شرکت جنرال الکتریک (GE) مدل MS5001، به صورت سه بعدی در نرم-افزار Ansys CFX شبیه‌سازی عددی شده است. نتایج شبیه‌سازی توربین با نتایج تجربی ارائه شده توافقی خوبی دارد. لذا از مدل طراحی شده می‌توان به عنوان یک محیط آزمایش مجازی برای توربین مورد نظر استفاده نمود. به منظور ارتقای عملکرد توربین مورد پژوهش، اثرات تغییر زاویه نصب پره‌های استاتور و روتور هر دو ردیف، در ۲۴ حالت مختلف بررسی گردید. مواردی که موجب افزایش توان تولیدی و نیز موجب افزایش بازده شده عبارت از افزایش زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف دوم و کاهش زاویه نصب پره‌های روتور ردیف دوم می‌باشند. در واقع تغییر هندسه‌ی توربین منجر به تغییر دینامیک جریان در فضای توربین می‌گردد. اگر این تغییر در تبدیل انرژی پتانسیل سیال به انرژی مکانیکی موثرتر واقع گردد، توان تولیدی و بازده توربین افزایش می‌یابد. به همین جهت با تغییر هندسه‌ی پره دینامیک جریان و در نهایت عملکرد توربین مورد بررسی قرار گرفته، تا هندسه‌ی بهتری برای آن انتخاب گردد. با استفاده از نتایج بدست آمده، چندین مدل توربین با ترکیبی از تغییرات در زاویه نصب پره‌های روتور و استاتور شبیه‌سازی شد. یکی از بهینه‌ترین مدل‌های توربین شامل استاتور ردیف اول با ۱ درجه افزایش زاویه نصب پره‌ها، روتور ردیف اول با ۱ درجه افزایش زاویه نصب پره‌ها، استاتور ردیف دوم با ۲ درجه افزایش زاویه نصب پره‌ها و روتور ردیف دوم با ۳ درجه کاهش زاویه نصب پره‌ها می‌باشد.

آنتروپی در پره‌های استاتور ردیف دوم به علت بالاتر رفتن سرعت در خروجی استاتور افزایش می‌یابد، اما اثرات کاهش آنتروپی در طبقه اول توربین، به علت کاهش سرعت در خروجی استاتور ردیف اول، و نیز کاهش آنتروپی در روتور ردیف دوم، به علت کاهش جریان‌های ثانویه، بیشتر بوده و در نتیجه بازده توربین افزایش یافته است. اما در افزایش ۲ و ۳ درجه‌ای زاویه نصب پره‌های استاتور، به علت افزایش شدید آنتروپی و نیز افت فشار کل در استاتور ردیف دوم، بازده کاهش یافته است.

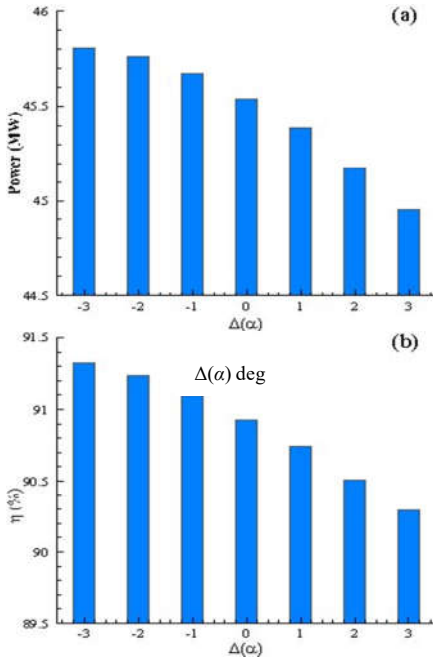


شکل ۹- تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های استاتور ردیف اول بر (a) توان تولیدی (b) بازده کل به کل توربین

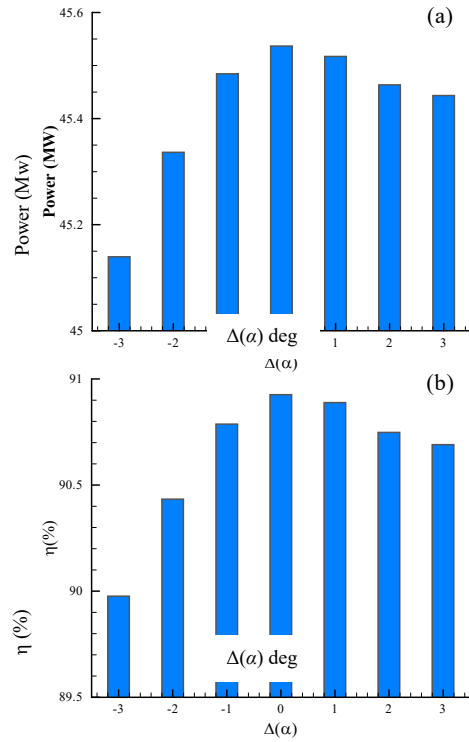
تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های روتور ردیف دوم بر توان تولیدی و بازده کل به کل توربین به ترتیب در شکل ۱۲ آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه نصب، توان تولیدی و بازده توربین، کاهش یافته و با کاهش زاویه نصب، توان تولیدی و بازده توربین، افزایش یافته است.

با افزایش زاویه نصب پره‌های روتور ردیف دوم سطح مقطع عبور جریان سیال افزایش یافته که سبب افزایش فشار و کاهش سرعت جریان سیال در خروجی استاتور می‌شود. در نتیجه بارگذاری بر روی پره‌های روتور ردیف دوم کاهش یافته و توان تولیدی توربین کاهش می‌یابد. در عین حال کاهش زاویه نصب منجر به افزایش تغییر جهت سرعت متوسط سیال عبوری از بین پره‌های روتور ردیف دوم شده در نتیجه انرژی تبادل شده بین سیال و روتور بیشتر می‌شود. که این امر موجب افزایش توان تولیدی توربین می‌گردد.





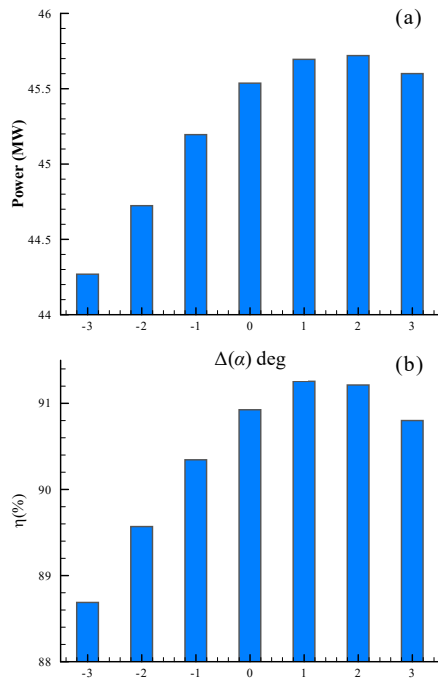
شکل ۱۲- تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های روتور ردیف دوم بر (a) توان تولیدی (b) بازده کل به کل توربین  $\Delta(\alpha)$  deg



شکل ۱۰- تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های روتور ردیف اول بر (a) توان تولیدی (b) بازده کل به کل توربین  $\Delta(\alpha)$  deg

### ۱- فهرست علائم

|               |                                                              |
|---------------|--------------------------------------------------------------|
| $B$           | نیروی جسمی گرانشی، $\text{ms}^{-2}$                          |
| $C_p$         | گرمای ویژه در فشار ثابت، $\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$      |
| $k$           | رسانایی گرمایی، $\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$               |
| $K$           | انرژی جنبشی جریان آشفته، $\text{m}^2\text{s}^{-2}$           |
| $m$           | جرم، kg                                                      |
| $P$           | فشار، $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$                         |
| $q'''$        | نرخ گرمای تولید شده بر واحد حجم سیستم، $\text{Jm}^{-3}$      |
| $R$           | ثابت گاز، $\text{Jmol}^{-1}\text{K}^{-1}$                    |
| $t$           | زمان، s                                                      |
| $T$           | دما، K                                                       |
| $u_i$         | سرعت، $\text{ms}^{-1}$                                       |
| $\bar{V}$     | سرعت متوسط سیال، $\text{ms}^{-1}$                            |
| $V$           | حجم، $\text{m}^3$                                            |
| $y^+$         | فاصله بی بعد                                                 |
| علائم یونانی  |                                                              |
| $\beta$       | ضریب انبساط گرمایی، $\text{K}^{-1}$                          |
| $\varepsilon$ | نرخ اضمحلال لزج انرژی جنبشی آشفته، $\text{m}^2\text{s}^{-3}$ |
| $\lambda$     | زاویه نصب                                                    |
| $\mu$         | لزجت دینامیکی، $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$                |
| $\rho$        | چگالی، $\text{kgm}^{-3}$                                     |
| $\phi$        | تابع اضمحلال، $\text{s}^{-2}$                                |
| $\omega$      | فرکانس آشفته‌گی، $\text{s}^{-1}$                             |



شکل ۱۱- تاثیر تغییر زاویه نصب پره‌های روتور ردیف دوم بر (a) توان تولیدی (b) بازده کل به کل توربین  $\Delta(\alpha)$  deg

## ۸- مراجع

- [1] اصول دستگاه‌ها و طرز کار توربین‌های احتراقی گازی، شرکت ملی نفت مناطق نفت‌خیز جنوب، مرکز آموزش فنون شهید مجدزاده، قسمت آموزش مکانیک و توربین، مهرماه ۸۵.
- [2] Biswas D., Takamatsu T., Iwasaki H., Unsteady three-dimensional navier-stokes simulations of turbine rotor-stator interaction using multi-airfoil, *Toshiba Corporation Research and Development Center Kawasaki, Japan*, 2003.
- [3] Lastiwka D., Chang D., Tavoularis S., Effect of rotor blade scaling on gas turbine performance, *Department of Mechanical Engineering, University of Ottawa Ottawa, ON K1N 6N5, Canada*, 2013.
- [4] Brost V., Ruprecht A., Maihöfer M., Interactions in an Axial Turbine a Comparison of Transient and Steady State Frozen Rotor Simulations, *Institute for Fluid Mechanics and Hydraulic Machinery, University of Stuttgart*, Germany, 2009.
- [5] Bauer, Chi., *Instationäre Berechnung Einer Hydraulischen Axial turbine*, Unter Berücksichtigung der Interaktion Zwischen Leit- und Laufrad, PhD Thesis, University of Stuttgart, 2001.
- [6] آقای طوق ر.، مسگرپور طوسی ا.، برومند م.، مطالعه‌ی جریان در یک توربین فراصوت خاص و بررسی تاثیر هندسی لبه‌ی پره‌ها بر عملکرد توربین، نشریه علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک، شماره یک، ایران، ۱۳۸۹.
- [7] علی‌گودرز م.ر.، کرابی ه.، سلیمانی تهرانی م.ر.، بررسی اثرات پیچش، کج شدن و شکم دادن پره بر عملکرد یک نمونه توربین محوری، مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس، شماره ۴، ایران، ۱۳۹۱.
- [8] Arabnia M., Sivashanmugam V.K., Ghaly W., Optimization of an Axial Turbine Rotor for High Aerodynamic Inlet Blockage, *Proceedings of ASME Turbo Expo*, Vancouver Canada, 2011.
- [9] Arabnia M., *Aerodynamic Shape Optimization of Axial Turbines in Three Dimensional Flow*, Concordia University, PhD thesis, 2012.
- [10] آقای طوق ر.، مسگرپور طوسی ا.، برومند م.، بررسی عددی تاثیر زوایای پره بر روی عملکرد پروانه‌ی گریز از مرکز، فصل‌نامه مکانیک هوافضا، جلد ۸، شماره ۲، ایران، ۱۳۹۱.
- [11] Lebele-Alawa, B. T., Axial-thrust responses due to a gas turbine's rotor blade distortions, *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, Vol 83, pp 991-994, 2010.
- [12] ترابیده ر.، شاطری نجف‌آبادی ع.ر.، بررسی اثر شدت توربولانس ورودی و لقی بر روی جریان نشستی و انتقال حرارت در ناحیه نوک پره توربین گاز، هشتمین کنفرانس سالانه انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۷.
- [13] جوانیان جویباری حمید.، شاه حسینی م.ر.، قدک ف.، راد م.، مدل‌سازی یک‌بعدی توربین‌گاز دو طبقه جریان محوری با استفاده از معادله جریان و مقایسه با نتایج تجربی، دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس، ۱۳۸۹.
- [14] De Figueiredo J. C. B. S., *Fast aerodynamic design of a one-stage axial gas turbine in order to produce a 3D geometry ready for optimization*, *Technique Lisboa*, MSc Thesis, 2014.
- [15] WEI N., Significance of Loss Models in Aerothermodynamic Simulation for Axial Turbines, *Royal Institute of Technology*, 2000.
- [16] اکبرزاده ع.، شفیعی میم م.ح.، مطالعه تاثیر تعداد پره‌ها بر عملکرد یک توربین گاز محوری، مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۹، شماره ۱۲، صص ۲۹۱۶-۲۹۰۷، ایران، آذر ۱۳۹۸.
- [17] Sun F., Tong J., Feng Q., Zhang J., Microstructural evolution and deformation features in gas turbine blades operated in-service, *Journal of Alloys and Compounds*, 618(2015), 728-733
- [18] Prasad K., Prasad B. A., Anandarao M., Numerical analysis of twisted aerofoil gas turbine blade, *Material Today: Proceedings* 4(2017), 7931-7941
- [19] Rogge T., Berger R., Pohle L., Rolfes R., Wallaschek F., Efficient structural analysis of gas turbine blades, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, <https://doi.org/10.1108/AEAT-05-2016-0085>
- [20] Biswas D., Takamatsu T., Iwasaki H., Unsteady Three-Dimensional Navier-Stokes Simulations of Turbine Rotor-Stator Interaction Using Multi-Airfoil, *Corporation Research and Development Center Kawasaki, Japan*, 2003.
- [21] Lastiwka D., Chang D., Tavoularis S., Effect of Rotor Blade Scaling on Gas Turbine Performance", *Department of Mechanical Engineering, University of Ottawa Ottawa, ON K1N 6N5, Canada*, 2009.